

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

Циклова комісія аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Принципи польоту: вертоліт Мі-2»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація

За темою 4: «Складні та аварійні ситуації»

Харків 2021

ЗАТВЕРДЖЕНО

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

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації протокол від 30.08.2021
№1

Розробник:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст – Ємець В.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. Флаттер. Фізична сутність
2. Земний резонанс. Фізична сутність земного резонансу
3. Режим «вихрового кільця». Фізична сутність «вихрового кільця»
4. Відмова в польоті одного двигуна з запасом висоти
5. Відмова в польоті двох двигунів. Фізична сутність самообертання НВ
6. Аеродинамічні характеристики польоту на режимі самообертання НВ
7. Балансування вертольота при зниженні на режимі самообертання НВ
8. Дії пілота при відмові двох двигунів у польоті з запасом висоти
9. Відмова колійного управління. Загальні положення
10. Рекомендації керівництва з льотної експлуатації

Рекомендована література:

Основна література

1. Володко А.М. Вертолїт в ускладнених умовах експлуатації. КДУ, М., 2007..
2. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота. М., Воїнвидав, 1982.
3. Ковальов О.Д та ін. Основи аеродинаміки легких вертольотів. КБ Аерокоптер, 2008

Допоміжна література

4. А.М. Володко та ін. Вертольоти. М. Воєнне видавництво. 1992.
5. Червона і ін. Аеродинаміка і динаміка польоту вертольота. М., 1973
6. Володко А.М. Безпека польотів гелікоптерів. М. Транспорт. Тисячу дев'ятсот вісімдесят одна.
7. КЛЕ Мі-2, 1996.
8. Базов Д.Н. Аеродинаміка вертольотів. М, "Транспорт, 1972
9. Кокуніної Л.Х. Основи аеродинаміки. М, "Транспорт, 1976

Текст лекції

1 Флаттер. Фізична сутність флатера

Флаттер - це англійське слово, що означає мимовільно виникаючі вібрації елементів літального апарату викликають, іноді, руйнування конструкції.

У польоті на лопаті НВ діють збуджуючі коливання аеродинамічних сил, а так само демфіруючими аеродинамічні і пружні сили. Швидкість польоту і частота обертання НВ, при яких збуджуючі сили рівні демфіруючими, називаються критичними по флаттеру. При польоті вертольота з великою швидкістю і великою частотою обертання НВ збуджуючі сили можуть перевищити демфіруючими і тоді виникне флатер.

Умови, при яких може виникнути флатер

На виникнення флаттера впливають жорсткість конструкції лопаті на вигин і кручення, місце розташування центру тиску, а головне це розташування центру мас по відношенню до центру жорсткості. Якщо лопать під дією аеродинамічних сил отримає вигин вниз або вгору від початкового положення, то після припинення дії згинального сили, під дією пружних сил, вона буде прагнути зайняти вихідне положення, але під дією сил інерції вона проходить початкове положення і згинається в протилежну сторону. Якщо дії пружних сил будуть сильніше изгибающих, то коливання лопаті будуть затухаючими, а якщо сильніше будуть изгибающие, то коливання можуть стати збудливими (збільшуються).

Якщо центр мас лопаті перебувати позаду центру жорсткості (мал.38):

- При вигині лопаті вниз, в центрі мас виникає сила інерції F_{IH} напрямки в сторону протилежну руху центру мас і лопать закручується навколо центру жорсткості на зменшення установочного кута, що призводить до зменшення підйомної сили і до ще більшого прагнення лопаті вниз.

- при вигині лопаті вгору, з тієї ж причини її установчий кут буде збільшуватися, що призведе до збільшення підйомної сили і ще більшого руху вгору. При цьому амплітуда і частота коливань буде зростати аж до руйнування лопаті.

Якщо центр мас лопаті розташований попереду центру жорсткості (ріс.38б):

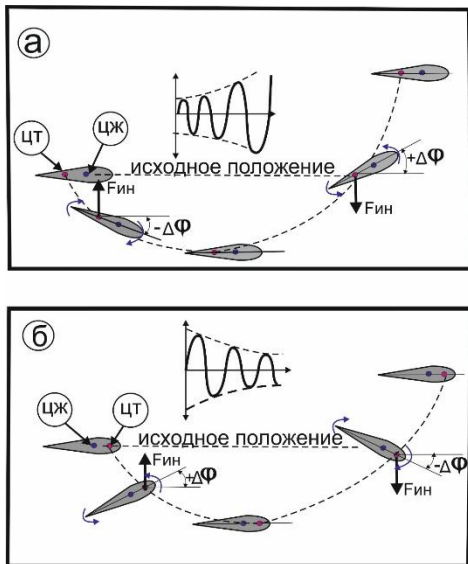
- при вигині лопаті вниз в центрі мас виникне сила інерції направлена вгору і лопать закручується навколо центру жорсткості на збільшення установочного кута, що призведе до збільшення підйомної сили і зменшення амплітуди коливання.

- при вигині лопаті вгору, вона закручується на зменшення установочного кута, що призводить до зменшення підйомної сили і зменшення частоти і амплітуди коливань.

Ознаки виникнення флаттера

Флаттер може виникнути в польоті на швидкості близькій до максимальної:

- тряска вертольота з частотою не кратною частоті при обертанні НВ;
- погіршення керованості;
- порушення «соконусності» лопатей НВ (розмив конуса обертання).



Мал.38 Фізична сутність флатера лопатей несучого гвинта.

Дії пілота при виникненні флатера

Дії пілота повинні бути спрямовані на зменшення енергії коливання, т. Е. На зменшення швидкості потоку повітря, що набігає на лопать:

- за допомогою корекції зменшити частоту обертання НВ до мінімального значення;

- зменшити швидкість польоту на 30-40км / ч.

попередження: Якщо спочатку зменшувати швидкість польоту, то при відхиленні конуса НВ тому може статися зіткнення лопаті випадає з конуса з хвостовій балкою.

Після припинення флатера продовжити політ до найближчого аеродрому на швидкості менше на 30-40км / ч. в порівнянні зі швидкістю, на якій виник флатер. Якщо флатер не припинився, виконати посадку на підібрану майданчик. Заходи щодо запобігання виникненню флаттера

Флаттер в даний час добре вивчений і при конструюванні лопаті він заздалегідь попереджається конструктором. Це досягається поєднанням центру жорсткості з осьовим шарніром, застосуванням профілю симетричного або близького до симетричного (центр тиску майже не переміщується), установкою протифлаттерних важків в шкарпетці лопаті. Кожен НВ перевіряється на флатер. Сутність перевірки полягає в тому, що на задню кромку кожної лопаті закріплюють важки, які зміщують центр мас назад на 2%. Потім запускають двигун (двигуни) і доводять частоту обертання НВ на 1-2% більше, ніж обмежує керівництво з льотної експлуатації даного типу вертольота. Якщо при цих умовах флатер не виник, то в польоті він не виникне. В умовах експлуатації вертольота флатер може виникнути при наявності льоду на лопаті - зміщення центру мас назад.

2 «Земний резонанс». Фізична сутність «земного резонансу»

«Земний резонанс» це збіг частот коливань НВ з частотою власних коливань вертольота, що знаходиться на землі, коли амортизатори частково розтиснену і енергія коливань не може розсіюватися через амортизатори. Ці коливання відносяться до самозбуджується, вони відбуваються тільки в поперечній площині. З'явився «земної резонанс» внаслідок впровадження в конструкцію НВ вертикальних шарнірів. При певних умовах, при знаходженні вертольота на землі в зваженому стані.

У польоті лопать НВ робить коливання навколо вертикальних шарнірів за рахунок сил Коріоліса, а так само за рахунок зміни профільного опору лопаті, в залежності від її азимутального положення. Але ці коливання незначні тому більших обертів НВ створюють великі відцентрові сили, які утримують лопаті під кутом 120° один до одного, центр мас всіх лопатей збігається з центром обертання НВ - коливань немає.

Під час руху вертольота по землі (рулювання, розбіг, пробіг) обороти НВ менше ніж в польоті, менше відцентрові сили, виникають коливання вертольота через нерівності ґрунту, при цьому лопаті можуть виявитися в різних положеннях щодо вертикальних шарнірів, т. Е. Між лопатями буде кут не 120° , а більше або менше (рис.39). Лінії, що з'єднують центри мас лопатей утворюють нерівносторонній трикутник, центр мас НВ визначається на перетині медіан (ліній з'єднують кут трикутника з серединою протилежної сторони).

Загальний центр мас НВ зміщується від осі обертання НВ і буде рухатися по складній замкнутої траєкторії. На втулці НВ з'явиться невірноважена відцентрова сила «РЦБ», яка і розгойдує несучу систему з певною частотою, джерелом енергії коливань є двигуни. Разом з несучою системою розгойдується вертолїт.

При невеликій частоті обертання НВ з обтиснутими амортизаторами шасі коливання вертольота демфіруючими амортизаторами, пневматиками коліс і гідродефферами вертикальних шарнірів і частота коливань вертольота не збігається з частотою коливань НВ - резонансу немає.

При збільшенні кроку НВ (рулювання по нерівному ґрунту) невірноважена відцентрова сила зростає, а «робота» демфіруючими сил зменшується через зростання підйомної сили НВ і зменшення обтиску амортизаторів і пневматиків коліс. При недостатньо обтиснутих амортизаторах змінюється частота коливань вертольота і вона може збігтися з частотою коливань несучої системи, виникне резонанс цих частот - «земний резонанс». Коливання вертольота різко зростуть і при бездіяльності пілота можуть дійти до такого рівня, що призведуть до руйнування вертольота.

Рульовий гвинт, як потужний гіроскоп, буде відставати від поперечних коливань вертольота і може статися деформація або навіть руйнування хвостової балки.

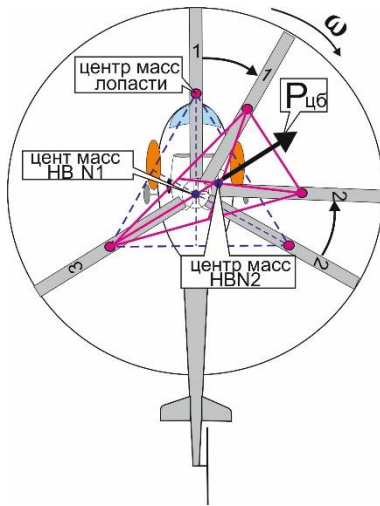


Рис.39 Земний резонанс.

Умови, при яких може виникнути «земної резонанс»

Він може виникнути при порушенні правил експлуатації амортизаторів, пневматиків коліс і гідродемферов вертикальних шарнірів.

Причиною початку коливань можуть бути:

- порив вітру;
- різке і значне відхилення РЦШ від нейтрального положення;
- наїзд на купину при руленні на великій швидкості;
- посадка з пробігом або зліт з розгоном по не рівній майданчику.

Виникненню «земного резонансу» сприяють:

- великий спільний крок НВ при русі вертольота по землі;
- висока температура повітря - зменшується в'язкість масла в гідродемферах.

Ознаки виникнення «земного резонансу»

При запуску двигуна, при русі вертольота по землі або при вертикальній посадці вертоліт мимовільно починає розгойдуватися з наростаючою амплітудою.

Дії пілота при виникненні «земного резонансу»

Дії пілота повинні бути спрямовані на зменшення підведення енергії для розвитку коливань і усунення причин викликають коливання лопатей щодо вертикальних шарнірів. З огляду на швидкий розвиток «земного резонансу» (від початку до руйнування вертольота 6-7 сек.) Дії пілота повинні бути своєчасними і швидкими.

Пілотові необхідно:

1. Повністю вивести корекцію газу на мінімальні обороти і одночасно енергійно опустити важіль «крок-газ» вниз до упору - зменшується підведення енергії для розвитку коливань, збільшується робота сил демфіруючими коливання.
2. Встановити РЦШ в нейтральне положення - зменшується розбалансування НВ.

Якщо «земної резонанс» виник при русі вертольота по землі, то крім зазначених дій необхідно зменшити швидкість руху гальмуванням коліс (не можна гальмувати відхиленням РЦШ «до себе») при необхідності до повної зупинки.

Якщо після зазначених дій поперечні коливання не припинилися - вимкнути двигуни. Після припинення «земного резонансу» зліт забороняється, необхідно ретельно оглянути вертолiт.

Заходи щодо запобігання виникненню «земного резонансу»

1. Дотримуватися правил експлуатації амортизаторів, пневматиків коліс і гідродемферов вертикальних шарнірів.
2. Дотримуйтесь обмежень по швидкості рулювання і швидкості вітру при руленні.
3. Чи не рулить при великому кроці НВ по нерівному ґрунту.
4. Чи не перевищувати рекомендовані швидкості при зльоті з розгоном і посадці з пробігом.
5. При зльоті і посадці по вертолiтному не утримувати вертолiт в підвішеному стані тривалий час.

3. Режим «вихрового кільця». Фізична сутність «вихрового кільця»

При зниженні з працюючими двигунами з малою поступальною швидкістю і великою вертикальною швидкістю (рівній індуктивної швидкості відкидання) під НВ зустрічаються два потоки - індуктивний потік зверху і потік, що набігає знизу.

На деякій відстані від НВ утворюється поверхня розділу (рис.40), в якій ці швидкості рівні, а загальна швидкість дорівнює нулю. При збільшенні вертикальної швидкості ця поверхня розділу наближається до НВ, на якому відбуваються такі явища:

- в окоренкові частини лопаті потік знизу виявляється могутніше індуктивного потоку від НВ, він проривається через НВ, що веде до збільшення кутів атаки окоренкові елементів лопаті і зриву потоку на них;
- на кінцевих елементах лопатей через наявність крутки і великої окружної швидкості збільшення кутів атаки не велике, але при цьому посилюються вихори на кінцях лопатей;
- зрив потоку окоренкові елементів і посилення кінцевих вихорів ведуть до зменшення підйомної сили НВ і збільшення швидкості зниження;
- взаємодія лопастей з великими вихровими масами повітря призводить до значних змін кутів атаки і змін підйомної сили окремих лопатей, що призводить до безладних коливань вертольота;
- залучення в циркуляційний рух через диск гвинта великої маси повітря вимагає витрат потужності на підтримку цього руху, а маса повітря відкидається гвинтом значно зменшується. Тому підйомна сила НВ зменшується навіть при роботі двигунів на злітному режимі, що веде до подальшого збільшення вертикальної

швидкості, яка росте, до тих пір поки по всьому диску НВ набігає знизу потік не стане проходити знизу вгору, а вертикальна швидкість встановиться більш 10 м / с .

Умови, при яких виникає режим «вихрового кільця»

Режим вихрового кільця виникає при моторному зниженні з поступальною швидкістю менше 40 км / год . і вертикальною швидкістю більше 2 м / с . Умови для виникнення «вихрового кільця» можуть виникнути, в наступних випадках:

1. При заході на посадку з попутним вітром.
2. При заході на посадку з перельотом при спробі виправити розрахунок, зменшивши поступальну швидкість і збільшивши вертикальну.
3. При вертикальному зниженні на майданчику обмежених розмірів, оточеної високими перешкодами.
4. При виході з авторотації на малій швидкості - збільшення загального кроку НВ без попереднього збільшення поступальної швидкості.

Ознаки виникнення «вихрового кільця»

1. Швидке мимовільне збільшення вертикальну швидкість зниження.
2. Безладні коливання вертольота по крену і курсу.
3. Посилення вібрацій.
4. Коливання частоти обертання НВ.
5. Погіршення ефективності управління.

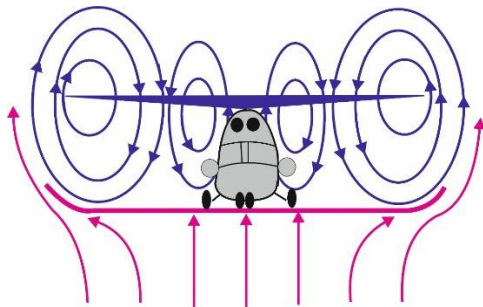


Рис.40 Режим вихрового кільця.

Дії пілота при попаданні в режим «вихрового кільця»

При мимовільному зниженні необхідно спробувати зменшити вертикальну швидкість плавним збільшенням загального кроку НВ. Підйомна сила НВ при цьому збільшується зарахунок збільшення кутів атаки лопатей. Якщо в окоренкові частинах лопатей вже утворилася зона зриву потоку, то при збільшенні кроку зона зриву розшириться і вертоліт збільшить вертикальну швидкість. Якщо збільшенням кроку не вдалося зменшити вертикальну швидкість, то необхідно збільшити поступальну швидкість більш 40 км / год , щоб виключити зустріч індуктивного і набігаючого потоків, і після досягнення швидкості понад 40 км / год . збільшенням кроку припинити зниження вертольота.

Заходи щодо запобігання потрапляння в режим «вихрового кільця»:

1. Дотримуйтесь обмежень щодо мінімальної горизонтальної і максимальної вертикальної швидкості польоту.
2. Уникати посадки з попутним вітром.
3. Посадку з перельотом виправляти відходом на друге коло.
4. Пам'ятати, що найбільша ймовірність попадання в режим «вихрового кільця» при польотній масі вертольота близькій до максимальної, при польоті на великій висоті і при високій температурі повітря.

Перевищення максимально допустимої швидкості польоту

Фізичні явища, що відбуваються при перевищенні максимальної швидкості польоту

При перевищенні максимально допустимої швидкості польоту на НВ з'являються критичні зони (рис 41).

Зона 1 це зона де швидкість обтікання кінцевих перетинів лопатей в азимут 90° досягає швидкості звуку і виникає хвильовий опір лопатей, що призводить до збільшення опору обертанню НВ і появи тряски.

Зона 2-це зона в якій в результаті складання окружної швидкості обтікання лопаті і швидкості польоту в окоренкові перетинах лопатей в азимут в 270° спостерігається обтікання профілю з хвостової частини. Утворюється зона зворотного обтікання суттєво знижує підйомну силу НВ.

Зона 3 це зона в якій через махових рухів лопатей в азимут 270° на кінцевих елементах відбувається зрив потоку і тряска.

Фізична сутність зриву потоку

У азимут 270° відступаючі лопаті махають вниз і з'являється додатковий потік повітря знизу $V_{взм}$, крім того, ефективна швидкість потоку при обтіканні елемента лопаті зменшується:

$$V_{эф} = \omega \cdot r - V_{пол};$$

Ці два явища призводять до збільшення кута атаки лопаті в азимут 270° , На кінцевих елементах він може перевищити критичне значення і з'явиться зрив потоку.

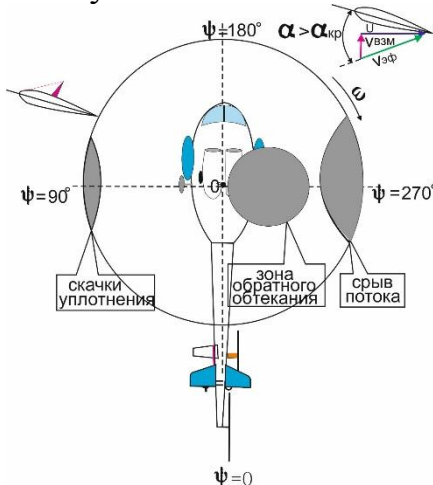


Рис.41 Перевищення максимально допустимої швидкості польоту.

Умови, при яких виникає зрив потоку

Зрив потоку відбувається при перевищенні максимально-дозволеної швидкості польоту, його появі сприяють:

- велика висота (зменшується щільність повітря, посилюються махові рухи лопатей, для польоту потрібно збільшити крок НВ);
- велика польотна маса (потрібна велика потужність, великі настановні кути лопатей);
- зменшення частоти обертання НВ (посилюються махові рухи лопатей, зменшується ефективна швидкість обтікання лопатей в азимут 270°).

Ознаки виникнення зриву потоку

1. Тряска вертольота.
2. Крен вертольота вправо і кабрування.
3. Погіршення керованості.
4. При подальшому розвитку зриву потоку - посилення розкачки, повна втрата керованості.

Дії пілота при виникненні зриву потоку

Дії пілота повинні бути спрямовані на зменшення махових рухів лопатей, на зменшення кутів атаки:

- плавно зменшити установчі кути лопатей, незначно опустивши важіль «крок-газ»;
- зменшити швидкість польоту взяттям РЦШ «до себе».

Конструктивні заходи щодо запобігання появи стрибків ущільнення на лопаті в азимут 90°

Для збільшення швидкості польоту сучасних вертольотів і усунення шкідливих наслідків від хвильового опору на наступаючій лопаті НВ, застосовуються різні види конструктивних рішень:

- застосування надзвукових профілів на кінцевих перетинах лопаті НВ, що мають велике значення критичного числа Маха;
- використання аеродинамічних профілів змінної відносної товщини по довжині лопаті (аеродинамічне суцання);
- установка на лопатях НВ законцовок різної геометричної форми в плані.

Дослідження показали, що закінцівках прямокутної форми має найбільший опір, трапецієвидна - має менший опір завдяки звуженню і подовженню законцовки, стріловидна має ще менший опір завдяки звуженню і стрілоподібності, найменший опір має гіперболічна закінцівках (рис.42).

При установці стрілоподібної і гіперболічної законцовок істотно збільшується швидкість обтікання лопаті повітрям ($M_{кр.}$) На якій з'являються стрибки ущільнення. При установці законцовок прямокутної і трапецієподібної $M_{кр} = 0,75$, а при установці стрілоподібної і гіперболічної $M_{кр} = 0,85$.

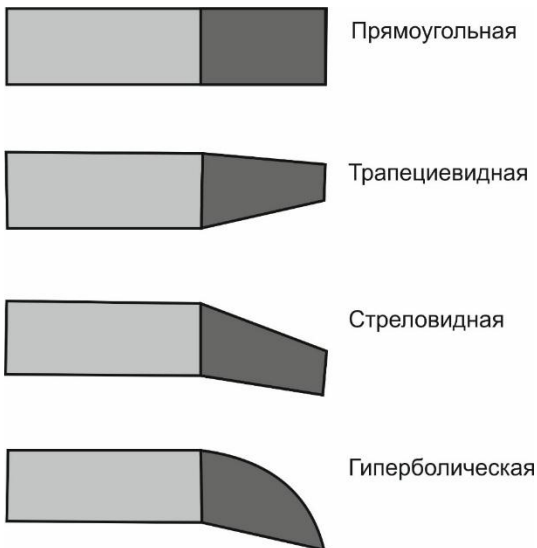


Рис.42 Форми законцовок в плані.

Застосування стреловидних і гіперболічних форм законцовок на лопатях НВ дозволяє зменшити потрібну потужність для обертання НВ, збільшити швидкість польоту або збільшити кутову швидкість обертання НВ - зменшиться зона зворотного обтікання і збільшиться підйомна сила НВ.

Фізична сутність перетяжеленої НВ

Для того щоб НВ обертався з постійною частотою, що підводиться до нього потужність повинна дорівнювати потрібній потужності. При збільшенні настановних кутів лопатей, завдяки конструкції важеля «крок-газ» збільшується і підводиться до НВ потужність. В результаті, при переміщенні важеля «крок-газ» вгору збільшується підйомна сила НВ.

Можливі випадки, коли при переміщенні важеля «крок-газ» вгору до НВ буде підводитися потужність менша потрібної, частота обертання НВ і підйомна сила НВ будуть зменшуватися - відбувається перетяжеленої НВ.

Можливі два варіанти перетяжеленої:

1. Важіль «крок-газ» піднімається вгору швидше, ніж зростає потужність двигунів (зростання потужності відстає через недостатню приємності, особливо у газотрубних двигунів).
2. Важіль «крок-газ» піднімається в нормальному темпі, але вище злітної режиму - потужності злітної режиму двигунів недостатньо, щоб зберегти частоту обертання НВ при великих настановних кутах лопатей.

Умови, при яких виникає перетяжеленої НВ

Перетяжеленої найбільш ймовірно при польотної масі вертольота більше максимально допустимої для даних умов, при зльоті та посадці на високогірну майданчик, при високій температурі повітря (зменшується потужність двигунів).

Найчастіше перетяжеленої відбувається в наступних випадках:

1. При зльоті важіль «крок-газ» піднімається з швидким темпом. За рахунок використання кінетичної енергії НВ вертоліт може відірватися від землі і набрати певну висоту, але зависання не відбудеться і вертоліт знизиться з

- грубим приземленням.
2. При зльоті з вертолітному з розгоном швидкості в зоні впливу «повітряної подушки». При відсутності запасу потужності на висінні, пілот відхиляє РЦШ «від себе» для розгону швидкості, вертоліт знижується, режим двигунів злітна і щоб уникнути удару об землю, пілот тягне важіль «крок-газ» вгору вище злітної режиму, НВ перетяжеляється, зменшується частота обертання НВ і вертоліт грубо вдаряється об землю, часто з перекиданням.
 3. При зльоті з вертолітному з розгоном швидкості в зоні впливу «повітряної подушки» в бік перешкод. Після перекладу вертольота в набір висоти на злітному режимі двигунів пілот бачить, що траєкторія набору пройде нижче висоти перешкоди і щоб уникнути зіткнення з перешкодою він тягне важіль «крок-газ» вгору, на якийсь час збільшується вертикальна швидкість, але потім частота обертання НВ зменшується і вертоліт грубо приземляється або падає на перешкоду.
 4. На передпосадковій прямій. Пілот пізно почав гасити швидкість, посадка вийде з перельотом і щоб виправити помилку він зменшує поступальну швидкість (РЦШ «до себе») і збільшує вертикальну (важіль «крок-газ» вниз). Перед приземленням пілот, щоб погасити велику вертикальну швидкість, піднімає важіль «крок-газ» до положення злітної режиму, але вертоліт продовжує знижуватися з великою вертикальною швидкістю (велика інерція, недостатня прийомистість двигунів) і щоб уникнути удару об землю пілот тягне важіль «крок-газ» вгору перетяжелена НВ, груба посадка, можлива поломка вертольота.
 5. При заході на посадку на майданчик обмежених розмірів. Пілот не врахував, що на майданчику висока температура і немає вітру. Вертоліт при зависанні, після переходу з косою обдування на осьову, різко знижується. Пілот піднімає важіль «крок-газ» до злітної режиму, вертоліт продовжує знижуватися і щоб уникнути удару об землю пілот тягне важіль «крок-газ» вгору, перетяжеляє НВ, груба посадка, можлива поломка вертольота.
 6. При заході на посадку на майданчик обмежену високими перешкодами, при наявності вітру над перешкодами, вертоліт без труднощів зависає (висіння в умовах режиму косого обтікання НВ). При вертикальному зниженні, після заходу в тінь перешкод вітер зникає - зсув вітру, НВ переходить в режим осьового обтікання, подёмная сила НВ зменшується і вертоліт мимовільно збільшує вертикальну швидкість зниження. Пілот, щоб уникнути грубого приземлення енергійно піднімає важіль «крок-газ», перетяжеляє НВ і вертоліт грубо приземляється, можлива поломка вертольота.
 7. При виконанні підльоту на малій висоті з великою швидкістю (НВ працює в косому потоці). Перед місцем приземлення пілот гасить поступальну швидкість (РЦШ «до себе»), збільшується кут атаки НВ, вертоліт набирає висоту і збільшує частоту обертання НВ. Пілот, витримуючи задану висоту, опускає важіль «крок-газ» вниз, автоматика, прагнучи зберегти

постійну частоту обертання НВ, зменшує потужність двигунів). В цей час вертоліт переходить з косою обдування на осьову і починає різко знижуватися. Пілот щоб уникнути зіткнення із землею піднімає важіль «крок газ» швидше, ніж збільшується потужність двигунів, а вертоліт продовжує знижуватися, і щоб уникнути удару об землю, пілот ще більше піднімає важіль «крок-газ», перетяжеляє НВ, груба посадка, можливо перекидання вертольота.

Ознаки перетяжеленої НВ при перетяжеленній НВ зменшується частота обертання НВ до значення нижче мінімально - допустимого і відбувається мимовільне зниження вертольота.

Перетяжеленої може супроводжуватися:

1. Погіршенням керованості і зменшенням запасів управління. Через зменшення частоти обертання НВ і рульового гвинта права педаль може виявитися на упорі, так як при перетяжеленній збільшується реактивний момент НВ, а тяга РВ зменшується.
2. На вертольоті з газотурбінними двигунами. Збільшенням температури газів перед турбінами двигунів і зменшенням їх потужності - падає частота обертання НВ нижче мінімальної, можливий зрив потоку з лопаток вільної турбіни.
3. Виникненням на НВ режиму «вихрового кільця». Якщо перетяжеленої відбулося на малій швидкості, а вертикальна швидкість зниження перевищує допустиму.

Дії пілота при перетяжеленній НВ

при перетяжеленній НВ необхідно, для відновлення частоти обертання НВ, незначно зменшити загальний крок НВ і в подальшому збільшення кроку НВ здійснювати з темпом відповідним темпу збільшення потужності двигунів.

Заходи запобігання перетяжеленній НВ

Щоб уникнути перетяжеленної НВ необхідно:

1. Важіль «крок-газ» пересувати плавно, пропорційно збільшенню потужності двигунів.
2. При досягненні злітної режиму роботи двигунів припинити збільшення кроку НВ.
3. Перед кожним злетом розраховувати максимально допустиму масу вертольота для зльоту і посадки в даних умовах.
4. Чи не переводити вертоліт в розгін швидкості, якщо на висінні немає запасу потужності.
5. Уникати зльоту в сторону перешкод.
6. При виконанні польоту на незнайомому майданчик першу посадку розраховувати для умов: без використання впливу «повітряної подушки» при штилі.
7. При заході на посадку з перельотом виправляти помилку відходом на друге коло.

4. Відмова в польоті одного двигуна з запасом висоти

Аеродинамічні характеристики польоту вертольота з одним працюючим двигуном

У польоті з двома працюючими двигунами підводиться потужність дорівнює потрібної, вертоліт виконує ДП на постійній висоті і з постійною швидкістю. При раптовому відмову одного двигуна підводиться потужність зменшується в два рази і виникає дефіцит потужності ($-\Delta N$), при якому політ можливий тільки зі зниженням (рис.43), чим більше дефіцит потужності, тим більше вертикальна швидкість зниження.

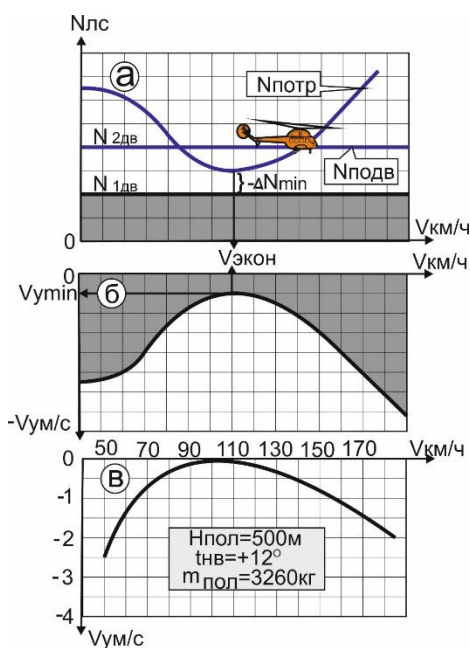


Рис.43 Аеродинамічні характеристики польоту Мі-2 з одним працюючим двигуном.

Для збільшення можливості долетіти до найближчого аеродрому або майданчика придатною для посадки пілоту необхідно виконати дії спрямовані на зменшення дефіциту потужності т. Е. Спробувати зменшити розрив між кривими потрібної і розташовується потужностей (рис.43). Для зменшення потрібної потужності необхідно встановити швидкість польоту таку, на якій вона мінімальна. Такий швидкістю є економічна швидкість, для вертольота Мі-2 - 100км / ч.

Для збільшення розполагаемой потужності необхідно працюючому двигуні встановити максимальний (злітна) режим.

Зміна швидкості польоту на більше або менше економічної збільшує вертикальну швидкість зниження (рис.43в).

Максимальна вага вертольота, при якому можливий політ без зниження, залежить від температури повітря, ваги вертольота і висоти польоту. При

використанні злітної потужності працюючого двигуна, при польоті на швидкості 100 км / год. максимальна вага можна визначити за графіком (рис.44а).

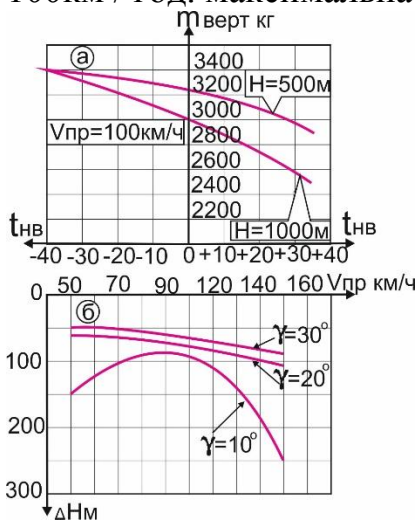


Рис.44 Можливість вертольота Mi-2 виконувати ДП і розворот з одним непрацюючим двигуном.

При зменшенні розпорогаємої потужності погіршуються і маневрені можливості вертольота. У порівнянні з прямолінійним польотом, при розвороті з креном 20° вертикальна швидкість зниження збільшується на 0,7 м / с, а з креном 30° - на 1,4 м / с. На графіку (рис.44б) показана втрата висоти при розвороті на 180° з одним працюючим двигуном, з $V_y \approx 0,5$ м / с. Мінімальна втрата висоти « ΔH » виходить при розвороті з креном 25-30 на швидкості 60 км / год. Хоча на швидкості 60 км / год. вертикальна швидкість зниження більше ніж на швидкості 100 км / год, але значно менше час розвороту і за рахунок зменшення часу втрата висоти виходить мінімальною.

При раптовому відмову двигуна зменшується частота обертання НВ, що може привести до різкого збільшення вертикальної швидкості і навіть до втрати керованості. Для розуміння фізичних явищ, що впливають на частоту обертання НВ, розглянемо моменти діють у площині обертання НВ.

При роботі двох двигунів крутний момент від двигунів « $M_{\text{кр}}$ » дорівнює моменту опору всіх лопатей НВ « $M_{\text{опору}}$ », моменти в проскості обертання врівноважені - частота обертання НВ постійна (рис.45 а)

$$M_{\text{кр}} = M_{\text{опору}}$$

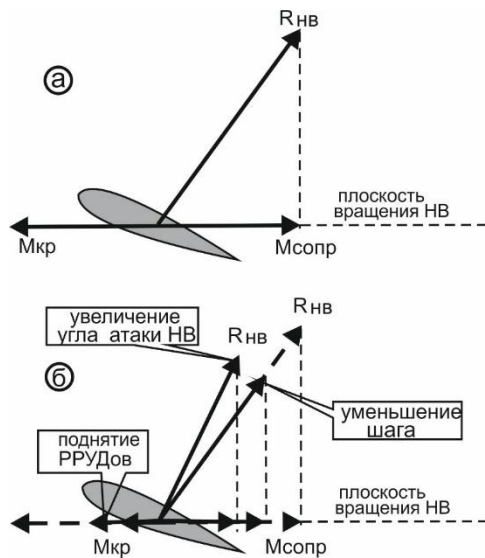


Рис.45 Збереження частоти обертання НВ при відмові одного двигуна.

При відмові одного двигуна «Мкр» зменшується, незважаючи на автоматичне збільшення потужності двигуна, порушується рівність моментів і частота обертання НВ зменшується.

$$M_{кр} < M_{опору}$$

Для збереження частоти обертання необхідно відновити рівність моментів. Для цього необхідно збільшити «Мкр» (обидва руда підняти вгору) і зменшити «М опору» (зменшити крок і збільшити кут атаки НВ)

Зменшення кроку призведе до зменшення «R_{нв}», її проекція на площину обертання зменшиться, зменшиться «М опору» (рис.45б).

Збільшення кута атаки НВ призведе до відхилення «R_{нв}» вперед, і її проекція на площину обертання ще раз зменшиться, зменшиться і «М опору»

Таким чином, ми знову зрівноважити моменти «Мкр» і «М опору» - частота обертання НВ встановиться в допустимих межах.

Поведінка вертольота при відмові одного двигуна

При раптовому відмову одного двигуна, через дефіцит потужності, зменшується частота обертання НВ, що призводить до розбалансування вертольота, він розгортається вправо, крениться вправо, опускає ніс і знижується.

Вертолiт розгортається вправо.

Причина. Різко зменшується потужність двигунів, зменшується реактивний момент від НВ розвертає вертолiт вліво, тяга РВ розгортає вертолiт вправо тому вона зменшується повільніше реактивного моменту НВ.

Вертолiт крениться вправо.

Причина. Тяга РВ крениться вертолiт вліво зменшується, а конус НВ завальюється вправо т. К. Зменшується частота обертання НВ і збільшується кут атаки НВ через появу вертикальної швидкості.

Вертолiт опускає ніс.

Причина. Зменшується швидкість індуктивного потоку повітря від НВ, зменшується кабіруючий момент створюваний стабілізатором. Вертоліт знижується.

Причина. Зменшилася потужність, що підводиться до НВ, з'явився дефіцит потужності, зменшується частота обертання НВ.

Пілотові в цьому випадку необхідно:

1. Усунути розбалансування вертольота:

- за допомогою важелів управління запобігти розвороту і крен вертольота вправо і опускання носа.

2. Запобігти зменшення частоти обертання НВ:

- відхилити РЦШ «до себе», щоб збільшити кут атаки НВ. При швидкості польоту понад 100 км / ч. зменшити швидкість до 90-100 км / ч, а при швидкості польоту 60-100 км / ч. зменшити до швидкості не менше 50 км / год;

- зменшити крок НВ на 1-4°, Щоб не допустити падіння частоти обертання НВ менше 70-74%, не слід зменшувати крок до мінімального т. К. Це рівнозначно вимкнення двигуна;

- обидва важеля роздільного управління двигунами перевести в верхнє положення, щоб з гарантією працюючий двигун вивести на максимальний режим т. К. Автоматичне збільшення потужності не гарантує висновок двигуна на максимальний режим;

- встановити злітна режим працює двигуну за допомогою важеля «крок-газ».

3. Запобігти виникнення пожежі:

- визначити, який із двигунів відмовив і вимкнути його краном зупинки;

- закрити пожежний кран відмовив двигуна.

4. Виконати політ до найближчого аеродрому або майданчика придатною для посадки з пробігом:

- політ виконати на злітному режимі двигуна на економічній швидкості 100 км / год. т. к. на цій швидкості вертикальна швидкість зниження мінімальної, а дальність польоту - максимальної;

5. Виконати посадку з одним працюючим двигуном:

1) При наявності рівного майданчика, довжина якої не менш 120 м. з відкритими підходами виконується посадка з пробігом (рис.46):

- після розрахунку на посадку, проти вітру, з висоти 100 м. встановити швидкість 100 км / год, а вертикальну 2-3 м / с;

- на висоті 15-20м. відхиленням РЦШ «до себе» почати зменшення поступальної і вертикальної швидкостей, з таким розрахунком, щоб до моменту приземлення швидкість була 50-30 км / ч, а вертикальна не більше 0,2-0,5 м / с;

- на висоті 23 м, Щоб уникнути поломок рульового гвинта, відхилити РЦШ «від себе» і створити вертольоту посадочне положення, щоб посадка сталася на основні колеса шасі з подальшим опусканням на передні;

- після приземлення, для зменшення пробігу, використовувати гальма коліс і при необхідності гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НВ не менше 4-6о

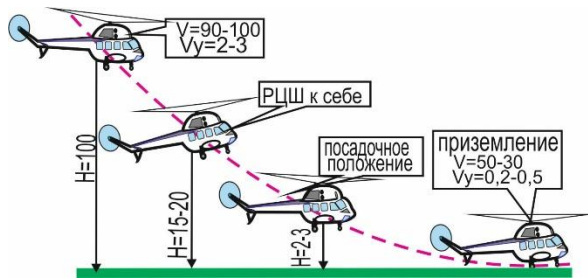


Рис.46 Посадка з пробігом з одним працюючим двигуном.

2) При наявності рівного майданчика, довжина якої менше 120м, виконується посадка з коротким пробігом (рис.47):

- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти 150-100м. встановити швидкість 70-80км / ч. при зустрічному вітрі 3-5м / с або швидкість 80-120км / ч при зустрічному вітрі більше 5м / с і вертикальну швидкість 3-4 м / с;
- на висоті 20-25 м. відхиленням РЦШ «до себе» збільшити тангаж вертольота на 5-10° і почати гасіння поступальної і вертикальної швидкостей з одночасним збільшенням потужності двигуна, з таким розрахунком, щоб на висоті 10м. швидкість була 40км / год, а вертикальна 2-3 м / с;
- на висоті 10-5м. енергійним взяттям важеля крок-газ вгору почати гасити вертикальну і поступальну швидкості з таким розрахунком, щоб до моменту приземлення поступальна швидкість була менше 30 км / год;
- на висоті 12 м., Щоб уникнути поломки рульового гвинта, відхилити РЦШ «від себе», створити вертольоту посадочне положення;
- після приземлення, для зменшення пробігу, використовувати гальма коліс і при необхідності гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НВ не менше 4-6°.

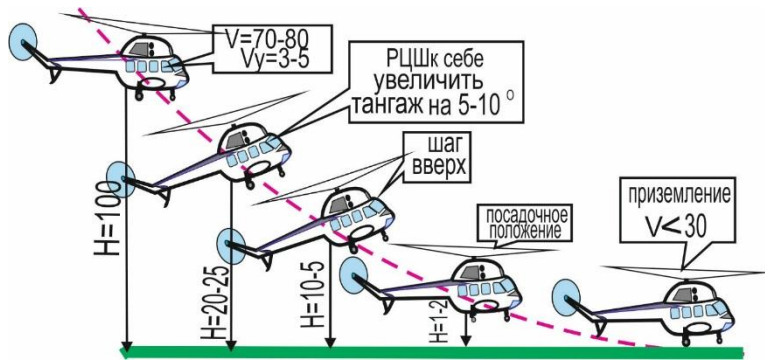


рис.47 Посадка з коротким пробігом з одним працюючим двигуном.

3) При відсутності рівного майданчика виконується посадка без пробігу (рис.48):

- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти 150-100м. встановити швидкість 70-80км / ч при зустрічному вітрі 3-5 м / с або 80-120км / ч при зустрічному вітрі більше 5м / с і вертикальну швидкість 3-4 м / с;
- на висоті 2025 м. відхилити РЦН «до себе», збільшити тангаж на 8- 10° для енергійного гасіння поступальної і вертикальної швидкостей;
- на висоті 5-7м. виконати «підрив» кроку НВ з таким розрахунком, щоб забезпечити практичне зависання вертольота на висоті 0,51 м. і приземлення без пробігу.

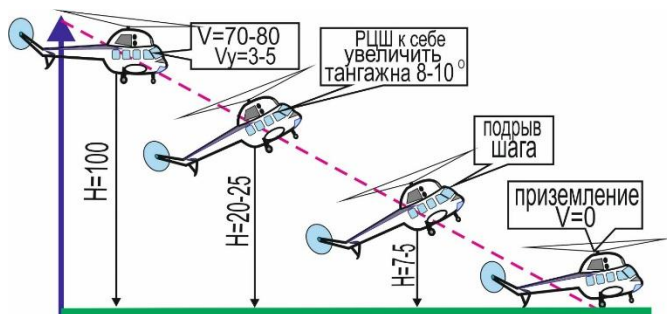


Рис.48 Посадка без пробігу з одним працюючим двигуном

5. Відмова в польоті двох двигунів. Фізична сутність самообертання НВ

Режимом самовраження НВ називається такий режим, при якому НВ приводиться в обертання аеродинамічними силами, що виникають в результаті взаємодії лопатей НВ з потоком, що набігає повітря, т. Е. Без підведення потужності від двигуна.

Обертається несучий гвинт створює в 8-10 разів більше опір, ніж зупинений. Зниження вертольота на режимі обертання НВ по вертикалі називається парашутування, а зниження по похилій траєкторії - плануванням. У моторному польоті на невеликих кутах атаки максимальне звуження цівок повітря обтікають верхню поверхню профілю відбувається на досить великій відстані від носка профілю (рис.49). Там де максимальне звуження цівок там і максимальне зменшення статичного тиску і якщо підсумувати зменшення тиску на верхній поверхні профілю і збільшення тиску на нижній то отримаємо результуючу підйомну силу «R» яка спрямована правіше осі «у» пов'язаної системи координат і її проекції «силах» на вісь «х» і «сила х опору» на площину обертання спрямовані проти обертання НВ.

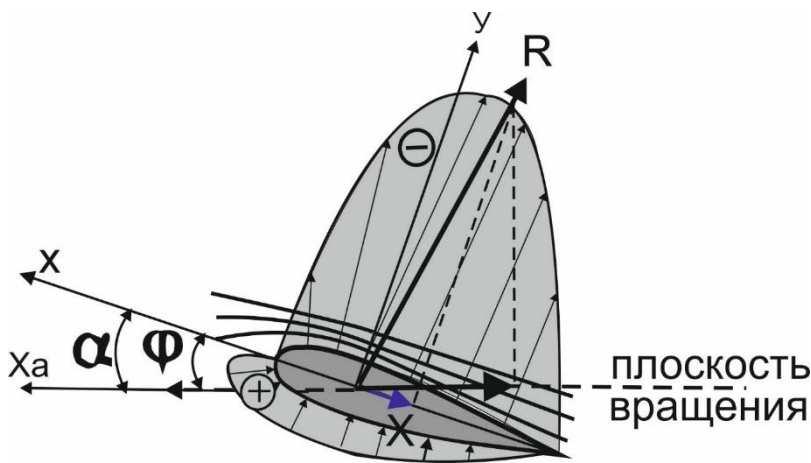


Рис.49 Аеродинамічні сили діють на профіль у моторному польоті.

У несучих поверхнях з товстими профілями і закругленою передньою кромкою на середніх і великих кутах атаки максимальне звуження цівок повітря обтікають верхню поверхню профілю зміщується в бік носка профілю (рис.50а), а це означає, що максимальне зменшення статичного тиску переміститься вперед і результуюча підйомна сила «R» відхилиться вперед, лівіше осі «у». Проекція сили «R» на вісь «х» буде спрямована вперед по осі «х» до носика профілю і ця сила «X» називається «підсмоктуватиметься сила

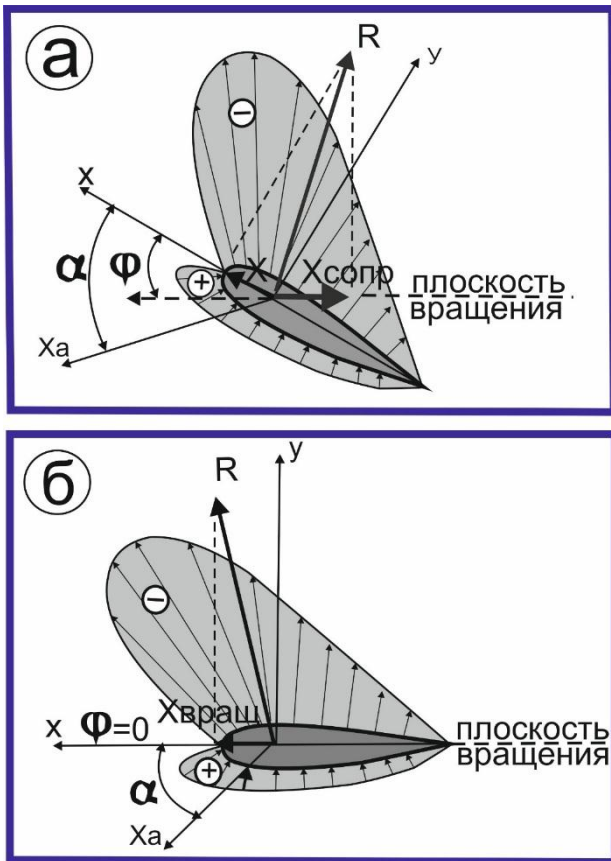


Рис.50 Фізична сутність самовраццня несучого гвинта.

У тонких профілів «підсмоктуватиметься сила» відсутня. Тому для лопатей НВ застосовуються товсті профілі із закругленою передньою кромкою, що володіють ефективною «підсмоктуватиметься силою». Нам важливо знати напрямок проекції сили « R » на площині обертання і ми бачимо (рис.50а), що ця проекція сила « $X_{сопр}$ » направлена в сторону протилежну обертанню НВ тобто вона гальмує обертання НВ. При відсутності крутного моменту від двигуна і при бездіяльності пілота, обороти НВ будуть різко зменшуватися. Для виключення такої ситуації пілотові необхідно напрямок хорди профілю поєднати з площиною обертання НВ тобто зменшити інсталяційний кут лопатей « ϕ » і тоді проекція сили « R » на площину обертання НВ « $X_{обрт}$ » буде спрямована в бік обертання НВ і при відсутності крутного моменту від двигуна (двигунів) буде обертати НВ в ту ж сторону, як і в моторному польоті (рис.50б).

6. Аеродинамічні характеристики польоту на режимі самообертання НВ

При повній відмові двох двигунів наявна потужність дорівнює нулю. Сталий політ можливий тільки зі зниженням. Оскільки НВ на режимі самовраццня створює підйомну силу і силу опору, то рушійний силою в цьому випадку є складова сили тяжіння вертольота спрямована уздовж траєкторії зниження.

Вертикальна швидкість зниження залежить від величини дефіциту потужності в порівнянні з потрібною потужністю для ДП. Зі збільшенням польотної маси вертольота, висоти польоту, температури повітря збільшується потрібна потужність, зростає дефіцит потужності і вертикальна швидкість зниження. дефіцит потужності і вертикальна швидкість зниження залежать так само від швидкості польоту (рис.51).

При відсутності поступальної швидкості режим самовращення НВ можливий, але вертикальна швидкість буде дуже велика (рис.51 б, точка 1). Мінімальна вертикальна швидкість зниження і, отже, максимальна тривалість зниження виходить при плануванні на економічній швидкості (рис.51б, точка 2). Найбільша дальність планування (мінімальний кут планування $-\Theta_{min}$) виходить на найвигіднішій швидкості (рис.51б, точка 3), але при цьому вертикальна швидкість буде більше ніж на економічній швидкості. Вертикальна швидкість зниження так само залежить від частоти обертання НВ.

Вертоліт Мі-2:

1. Мінімальна вертикальна швидкість 7,5-8 м / с. досягається при поступальній швидкості 100 км / год. і оборотах НВ - 80%.
2. Максимальна дальність планування досягається при поступальній швидкості 140 км / год. при цьому кут планування буде 13° .
3. Мінімальна втрата висоти при розвороті на 180° досягається при польоті зі швидкістю 60 км / год, з креном $20-30^\circ$ і становить 180 м.

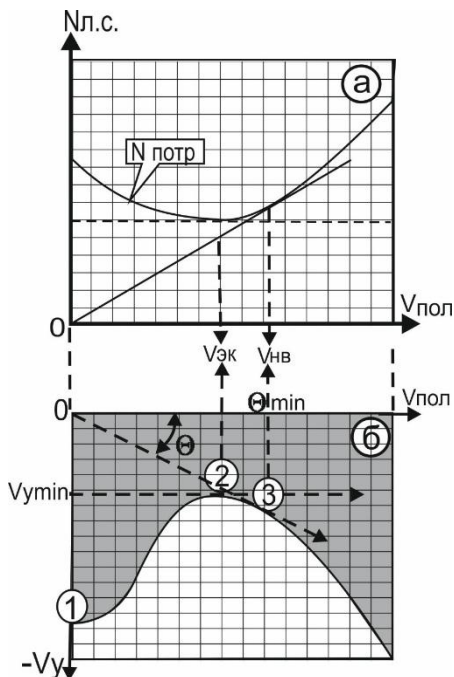


Рис.51 Аеродинамічні характеристики вертольота на режимі самовращення НВ.

7. Балансування вертольота при зниженні на режимі самообертання НВ

Балансування вертольота при сталому зниженні відрізняється від балансування при моторному зниженні. При поздовжньої балансуванні підйомна сила стабілізатора «Y_{ст}» спрямована не вниз а вгору. Бічна балансування істотно відрізняється тому зник розвертає вліво реактивний момент від НВ і за рахунок тертя з'явився розвертає вправо, який необхідно врівноважити тягою РВ направивши її в протилежну сторону, в порівнянні з моторним польотом. Щоб зниження виконувалося без ковзання необхідно врівноважити «ТРВ», відхиливши конус обертання НВ вліво для створення бічної сили «Z» (рис.52).

Для сталості кута зниження, швидкості і тангажу необхідно збалансувати сили на осях «y_a», «X_a» і моменти навколо осі «Z» (рис.52).

$\theta = \text{const} \rightarrow \sum F_{y_a} = 0 \quad Y_a + Y_{\text{ст}} - G_{y_a} = 0$ - сталість кута зниження.

$V = \text{const} \rightarrow \sum F_{x_a} = 0 \quad G_{x_a} - X_{\text{вр}} - X_a = 0$ - сталість швидкості.

$\vartheta = \text{const} \rightarrow \sum M_z = 0 \quad R_{\text{НВ}} \cdot l_R + M_z \text{ гш} - Y_{\text{ст}} \cdot l_{\text{ст}} = 0$ - сталість тангажу.

Для відсутності бічних переміщень і сталості крену необхідно збалансувати сили на осі «z» і моменти навколо осі «X» (рис.52б).

$V_z = 0 \rightarrow \sum F_z = 0 \quad T_{\text{РВ}} - Z - G_z = 0$; - відсутність бічних переміщень.

$\gamma = \text{const} \rightarrow \sum M_x = 0 \quad T_{\text{РВ}} \cdot h_{\text{РВ}} - Z \cdot y_T = 0$; - сталість крену.

Для сталості напрямку (курсу) і відсутності ковзання необхідно збалансувати моменти навколо осі «y_a» (рис.52в).

$\beta = 0 \rightarrow \sum M_{y_a} = 0 \quad T_{\text{РВ}} \cdot l_{\text{РВ}} - M_{\text{НВ}} = 0$; - відсутність ковзання.

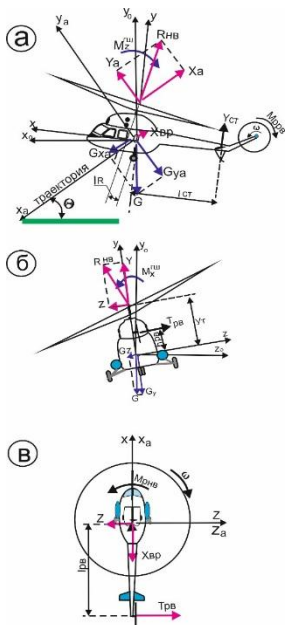


Рис.52 Балансування вертольота при зниженні на режимі самообертання НВ.

Обертання НВ на зниженні відбувається за рахунок потенційної енергії вертольота, вертикальна швидкість при цьому значна і не забезпечує безпечну посадку.

Для зменшення вертикальної і поступальної швидкостей, перед приземленням пілота необхідно використовувати кінетичну енергію вертольота, збільшуючи тангаж, і кінетичну енергію обертового НВ, збільшуючи крок НВ. Конкретні дії пілота визначаються керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота.

При раптовому відмову двох двигунів різко зменшуються обороти НВ і двигуна (двигунів), змінюється рівень шуму.

Вертоліт розгортається вправо.

Причина: зникає реактивний момент НВ, з'являється захоплює момент вправо за рахунок тертя в підшипниках, тяга РВ розгортає вертоліт вправо тому вона зменшується повільніше реактивного моменту НВ.

Вертоліт крениться вправо.

Причина: тяга РВ крениться вертоліт вліво зменшується, а конус НВ завалюється вправо через збільшення кута атаки НВ при зниженні і зменшенні частоти обертання НВ.

Вертоліт опускає ніс.

Причина: індуктивний потік від НВ зник, стабілізатор став обдуватися не зверху, а знизу, створюється пікіруючий момент.

Вертоліт знижується.

Причина: до НВ перестала підводитися потужність, зменшується частота обертання НВ.

8. Дії пілота при відмові двох двигунів у польоті з запасом висоти

Дії пілота, в першу чергу, повинні бути спрямовані на збереження оборотів НВ тому обороти НВ це підйомна сила і керованість вертольота. Для збереження оборотів НВ необхідно:

- енергійно зменшити крок НВ до мінімального значення (зменшується опір НВ і проекція сили «R» на площину обертання буде направлена до носку профілю);
- збільшити тангаж (створюється потік повітря знизу НВ, збільшуються кути атаки лопатей, збільшується сила « $R_{нв}$ » і збільшується її складова спрямована на обертання НВ);
- встановити швидкість польоту, на якій мінімальна вертикальна швидкість або максимальна дальність планування;
- виконати посадку, використовуючи для гасіння поступальної і вертикальної швидкостей кінетичну енергію вертольота і несучого гвинта.

Рекомендації керівництва вертольота Мі-2 по дії пілота при раптовому відмову двох двигунів при польоті з запасом висоти

1. Усунути розбалансування вертольота:

- за допомогою важелів управління запобігти розвороту і крен вправо і опускання носа.

2. Запобігти зменшення частоти НВ:

- зменшити крок НВ до мінімального - перевести вертоліт на режим самоврацання НВ;
- відхилити РЦШ «до себе» щоб збільшити кут атаки НВ, при швидкості більше 100 км / год, РЦШ відхилити «до себе» до швидкості 70-100км / ч, а при швидкості 70-100км / ч-до зменшення швидкості на 15-20км / ч;
- важелем «крок-газ» встановити частоту обертання НВ - 80-84%.

3. Встановити найвигіднішу швидкість польоту:

- для отримання мінімальної вертикальну швидкість зниження 7,5-8м / с. встановити швидкість польоту 100 км / год;
- для отримання максимальної дальності планування встановити швидкість польоту 140 км / ч.

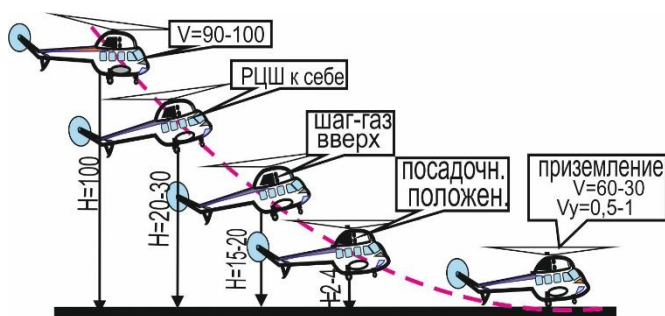
4. Запобігти виникненню пожежі:

- припинити подачу палива в двигуни за допомогою стоп-кранів;
- закрити пожежні крани обох двигунів.

5. Виконати посадку на режимі самоврацання НВ:

1) При наявності рівного майданчика довжиною не менше 150м. з відкритими підходами виконується посадка з пробігом (рис.53):

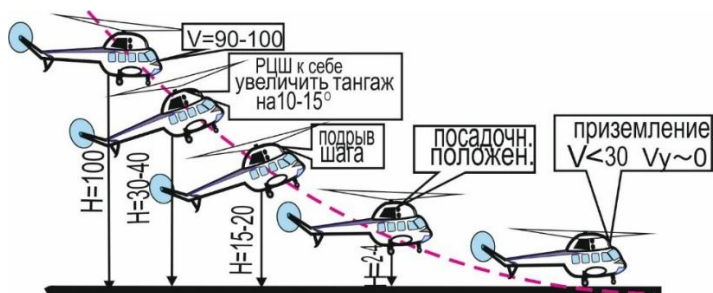
- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти 100-150м. встановити швидкість 90-100км / ч, розрахунок на посадку уточнювати зміною швидкості;
- на висоті 20-30м. взяттям РЦШ «до себе» почати плавне гасіння швидкості;
- на висоті 15-20м. почати збільшення кроку НВ з таким розрахунком, щоб до моменту приземлення вертикальна швидкість становила не більше 0,5-1м / с, а поступальна - 60-30км / ч;
- на висоті 2-4м. відхиленням РЦШ «від себе» створити вертольоту посадочне положення;
- приземлення виконати на основні колеса шасі з подальшим опусканням вертольота на передні;
- після приземлення для зменшення пробігу використовувати гальма коліс і, при необхідності, гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НВ не менше 4-6°.



Мал.53 Посадка на авторотації з пробігом.

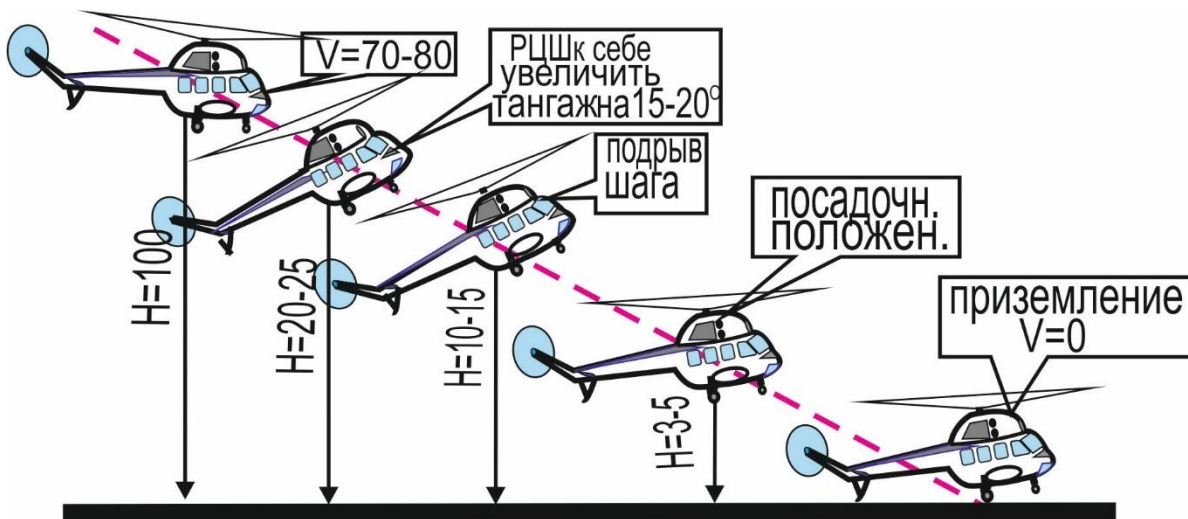
2) При наявності рівного майданчика довжиною менше 150м. виконується посадка з коротким пробігом (мал.54):

- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти 100-150м. встановити швидкість 90-100км / ч, розрахунок на посадку уточнювати зміною швидкості;
- на висоті 30-40м. взяттям РЦШ «до себе» почати гасіння швидкості, збільшивши тангаж на 10-15°, з одночасним збільшенням кроку НВ на 1,5-2°, Так щоб на висоті 10-15 м. швидкість була 20-40км / ч;
- на висоті 15-20м. виконати енергійний «підрив» загального кроку НВ рухом важеля «крок-газ» вгору з наростаючим темпом за час 2-4с, з таким розрахунком, щоб на висоті 0,5-1м. вертикальна швидкість була близька до нуля, а поступальна - менш 30 км / год;
- на висоті 2-4м. відхиленням РЦШ «від себе» створити вертольоту посадочне положення;
- приземлення виконати на основні колеса шасі з подальшим опусканням вертольота на передні;
- після приземлення для зменшення довжини пробігу застосувати гальма коліс і при необхідності гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НВ не менше 4-6°.



Мал.54 Посадка на авторотації з коротким пробігом.

- 2) При відсутності рівного майданчика, коли пілот змушений проводити посадку на пересічену місцевість, виконується посадка без пробігу (мал.55):
- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти 100-150м. встановити швидкість 70-80км / ч, розрахунок на посадку уточнювати зміною швидкості;
 - на висоті 20-25 м. збільшити тангаж на 15-20°;
 - на висоті 10-15м. виконати енергійний «підрив» загального кроку НВ, аж до максимального, за час 1-2 с;
 - на висоті 3-5м. відхиленням РЦШ «від себе» створити вертольоту посадочне положення;
 - приземлення виконати на основні колеса шасі без пробігу.



Мал.55 Посадка на авторатації без пробігу.

9. Відмова колійного управління. Загальні положення

Шляхове управління здійснюється за допомогою РВ. Для сталості курсу в польоті необхідно, щоб розвертає вліво реактивний момент НВ був урівноважений розгортають вправо моментом РВ. При виникненні технічних несправностей пов'язаних з роботою РВ або в умовах різкого зниження ефективності роботи РВ, ця рівновага моментів може бути порушено і пілоту необхідно виконати дії для безпечного завершення польоту. Основними видами відмов колійного управління є:

- порушення управління кроком РВ, коли РВ обертається і створює певну тягу, але на відхилення педалей не реагує, пілот не може врівноважити вертоліт у напрямку при зміні швидкості польоту і потужності, що підводиться. В цьому випадку необхідно збалансувати вертоліт ковзанням і креном, продовжити політ і виконати посадку на майданчик придатну для посадки з проскальзиванням (Полозкова шасі) або з пробігом (колісне шасі);

-разрушення трансмісії передавальної обертання до РВ або руйнування РВ - кермовий гвинт НЕ створює тяги, вертоліт розгортається вліво під дією реактивного моменту НВ і припинити розворот можна тільки прибравши реактивний момент НВ, перевівши вертоліт на зниження на режимі самоврацання НВ. Виконати посадку на авторотації на підібрану майданчик.

Конкретні дії пілота при відмові управління визначені керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота.

10. Рекомендації керівництва з льотної експлуатації

1.Порушення проводки управління від педалей до рульового гвинта.

При порушенні проводки управління кутом установки лопатей РВ, під дією відцентрових і аеродинамічних сил, лопаті РВ встановлюються під кутом приблизно 5° . При такому установочому вугіллі лопатей РВ вертоліт балансується за курсом в горизонтальному польоті без ковзання на швидкості 70 км / ч.

На меншій швидкості вертоліт балансується з правим креном і правим ковзанням (реактивний момент НВ частково компенсується моментом бічний аеродинамічний сили фюзеляжу, що виникає при ковзанні). При зависанні вертоліт починає обертатися вліво.

Ознаки: відсутність реакції на відхилення педалей, мимовільний розворот вертольота вліво.

Дії пілота:

- збалансувати вертоліт правим креном;
- встановити швидкість 70км / год;
- виконати політ до найближчого аеродрому або майданчика, придатної для посадки з пробігом;
- виконати посадку з пробігом. Посадку виконувати, по можливості, проти вітру (менше швидкість приземлення і менше довжина пробігу). Вітер справа також буде сприятливий для посадки - збільшується ефективність РВ, можлива посадка з меншою швидкістю і меншим зносом;
- Перед приземленням прибрати крен, щоб приземлення відбулося одночасно на обидва колеса основних стійок шасі;
- після приземлення зменшити крок, вивести корекцію вліво і вимкнути двигуни, щоб усунути розвертає від НВ і запобігти перекиданню вертольота.

2. Вихід з ладу трансмісії, що передає потужність на кермовий гвинт, або пошкодження РВ (в цих випадках тяга РВ або зменшується, або зовсім зникає).

ознаки:

- інтенсивний розворот вертольота вліво (під дією незбалансованого реактивного моменту НВ);
- крен вертольота вправо (під дією незбалансованого поперечного моменту НВ);

- при відриві РВ з хвостовим редуктором вертоліт, крім того, різко опускає ніс (значно змінюється центрування, зникає кабіруючий реактивний момент РВ).

Дії пілота:

а) на режимі висіння у землі:

- плавно зменшуючи крок, здійснити посадку, утримуючи вертоліт РЦШ від крен вправо і опускання носа (приземлення станеться з обертанням вліво). Щоб уникнути перекидання необхідно після приземлення зменшити крок до мінімального значення з одночасним виведенням корекції вліво і вимкнути двигуни.

б) в поступальному польоті:

- опустити важіль «крок-газ» вниз до упору з одночасним виведенням корекції вліво (для зменшення реактивного моменту НВ);

- відхиленням РЦШ утримувати вертоліт від опускання носа і крен вправо;

- перейти на планування на режимі самовраження НВ, не вимикаючи двигунів (при працюючих двигунах легше підібрати майданчик і змінити курс польоту);

- на плануванні збалансувати вертоліт ковзанням (ручкою управління), поступово збільшуючи режим роботи двигунів для зменшення вертикальної швидкості;

- підібрати майданчик і виконати посадку з пробігом, по можливості, проти вітру;

- після приземлення зменшити крок, вивести корекцію вліво і вимкнути двигуни.

3. Брак запасів колійного управління.

При технічно справному управлінні може скластися така ситуація, коли тяги РВ буде недостатньо для врівноваження реактивного моменту НВ. Незважаючи на те, що пілот відхилив праву педаль до упору, вертоліт мимовільно розгортається вліво. Виникнення дефіциту тяги, найбільш ймовірно, на висінні, де потрібна максимальна тяга РВ. Така ситуація може виникнути при зниженні ефективності роботи РВ, чому сприяють:

- висока температура повітря;

- низький тиск повітря;

- бічний і попутний вітер.

Ознаки: мимовільний розворот вертольота вліво при положенні правої педалі на упорі, як правило, при виконанні посадки на режимі, близькому до висіння.

Дії пілота:

- негайно, не чекаючи розвороту більш ніж на 40-50° і збільшення кутової швидкості, зменшити загальний крок і висоту висіння до мінімально можливої 0,2 - 0,3 м. (Зменшується реактивний момент НВ);

- після зменшення загального кроку почекати зменшення кутової швидкості обертання і плавно приземлити вертоліт, приземлення станеться з лівим

розворотом. Щоб уникнути перекидання після приземлення необхідно за допомогою РЦШ утримувати вертоліт від крену і вимкнути двигуни.
попередження:

1. При небезпеки зіткнення з перешкодою під час обертання приземлити вертоліт без вичікування зменшення кутової швидкості.
2. Забороняється для припинення розвороту на висінні переводити вертоліт в розгін швидкості.