

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

Циклова комісія аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ
(Аерогідрогазодинаміка)
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти
Аеронавігація
272 Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 8- Аеродинамічні характеристики несучого гвинта вертольоту

ЗАТВЕРДЖЕНО

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

СХВАЛЕНО

Методичною радою Кременчуцького
льотного коледжу Харківського
національного університету внутрішніх
справ
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії *аеронавігації*, *протокол від 28.08.2023 № 1*

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

Рецензенти:

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

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

ЛЕКЦІЯ 8.6: Динамічна аеропружність і міцність лопатей НГ

План лекції:

- 1 Поняття про пружність лопатей НГ.
- 2 Фізична сутність небезпечних режимів навантаження лопатей НГ.
- 4 Динамічна міцність лопатей НГ.

Рекомендована література:

Основна:

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

Допоміжна:

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

Інформаційні ресурси

Інформаційні ресурси в Інтернеті

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

Технічні засоби

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

Наочні посібники

- 1 Опорний конспект лекцій.
- 2 Електронний конспект лекцій.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 8 Курс лекцій по дисципліні «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)»
- 9 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”.

Текст лекції

ЛЕКЦІЯ 8.6: ДИНАМІЧНА АЕРОПРУЖНИХ І МІЦНІСТЬ ЛОПАТІ НГ

План лекції:

8.6.1 Поняття про пружність лопатей НГ.

8.6.2 Фізична сутність небезпечних режимів навантаження лопатей НГ.

8.6.3 Динамічна міцність лопатей НГ.

8.6.1 Поняття про пружність лопатей НГ

Пружність матеріалу лопатей НГ дуже впливає на безпеку експлуатації вертольоту на землі і в польоті, а саме:

1 На стоянці, при необертальному НГ, на лопаті діють масові сили, які згинають лопаті вниз і утримуються статичною пружністю лопаті, аналогічно консольної балки з затисненим кінцем.

2 При розкручуванні і при зупинці НГ на лопаті практично не діють відцентрові сили, які не можуть урівноважити масові сили лопаті і вони утримуються тільки статичною пружністю лопаті.

3 При збільшенні оборотів НГ лопаті випрямляються під дією відцентрових сил і утворюють конус обертання НГ. В лопатях виникає динамічна жорсткість, викликана відцентровими силами.

4 У горизонтальному польоті в лопатях виникають невеликі пружні деформації, тому просторове положення лопаті визначається в основному маховими рухами лопаті, а не пружністю лопатей.

5 В горизонтальному польоті махові рухи лопатей по азимутам протилежні змінам згинальних деформацій в площині тяги НГ. Наприклад, при змаху лопаті вгору, кінцева частина лопаті згинається вниз і навпаки. Пружні деформації лопаті в площині обертання значно менше, ніж в площині тяги внаслідок малої жорсткості лопаті.

6 У горизонтальному польоті в кінцевих перерізах лопаті НГ виникають пружні крутильні деформації, при цьому велика частка деформацій обумовлена не пружністю самої лопаті, а пружністю кріплення в осьовому шарнірі.

7 Сумарні пружні деформації від всіх видів навантажень лопаті збільшуються при:

- збільшенні швидкості польоту;
- виконанні енергійних маневрів;
- збільшенні розмірів лопатей НГ.

8 Взаємовплив пружних згинальних і крутильних деформацій при накладенні конструктивних і експлуатаційних чинників може викликати динамічну аеропружну нестійкість у вигляді: *флатера, "земного резонансу" і "вихрового кільця"*.

8.6.2 Фізична сутність небезпечних режимів навантаження лопатей НГ

8.6.2.1 Флатер

8.6.2.1.1 Фізична сутність флатера

Флатер - від англійського слова, що означає мимовільно виникають згинально-крутильні коливання і вібрації елементів літального апарату викликають, іноді, руйнування конструкції.

У польоті на лопаті НГ діють збуджувані коливання аеродинамічних сил, а так само демпфіруючі аеродинамічні і пружні сили. Швидкість польоту і частота обертання НГ, при яких збуджуючі сили рівні демпфіруючим, називаються критичними по флатеру.

У польоті вертольоту на великій швидкості і при великій частоті обертання НГ збуджуючі сили можуть перевищити демпфіруючі і тоді може виникнути флатер.

8.5.2.1.2 Умови, при яких може виникнути флатер

На виникнення флатера впливають:

- жорсткість конструкції лопаті на згинання і кручення;
- місце розташування центру тиску;
- 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 згібальних, то коливання лопаті будуть затухаючими, а якщо більше будуть згібальних сили, то коливання можуть стати збуджуючими і весь час будуть збільшуватися.

1 Якщо центр мас (ц.м.) лопаті перебуває позаду центру жорсткості (ц.ж.) (рис 8.6.1, а):

- при вигині лопаті вниз, в центрі мас виникає сила інерції F_{in} спрямована в бік, протилежний руху центру мас (ц.м.) і лопать закручується навколо центру жорсткості (ц.ж.) на зменшення кута установки, що призводить до зменшення підйомної сили і це призводить до ще більшої тенденції лопаті рухатися вниз.

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

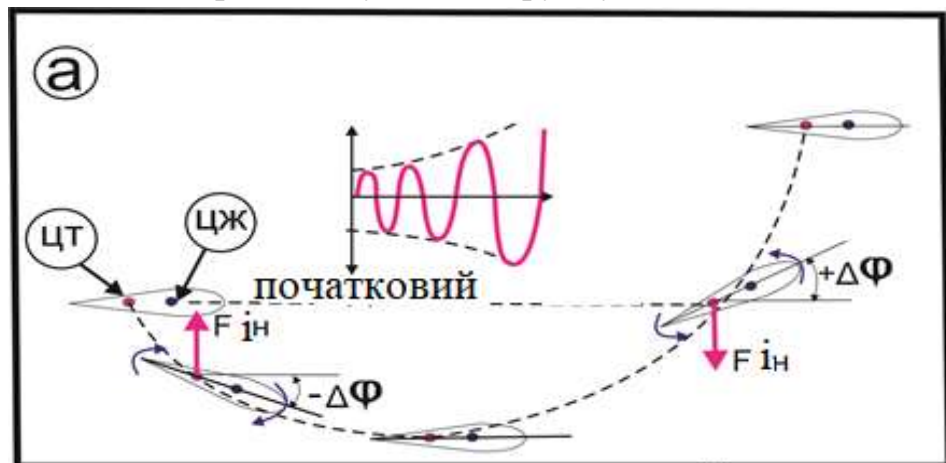


Рис 8.6.1, *а*) Схема фізичної сутності флатера лопатей НГ
(*ц.м. лопаті знаходиться позаду ц.ж.*).

2 Якщо центр мас (*ц.м.*) лопаті розташований попереду центру жорсткості (*ц.ж.*) (рис 8.6.1, б):

- при вигині лопаті вниз в центрі мас (*ц.м.*) виникне сила інерції направлена вгору і лопать закручується навколо центру жорсткості (*ц.ж.*) на збільшення кута установки, що призведе до збільшення підйомної сили і зменшення амплітуди її коливання.
- при вигині лопаті вгору, вона закручується на зменшення кута установки кута, що призводить до зменшення підйомної сили і зменшення амплітуди і частоти коливань лопаті.

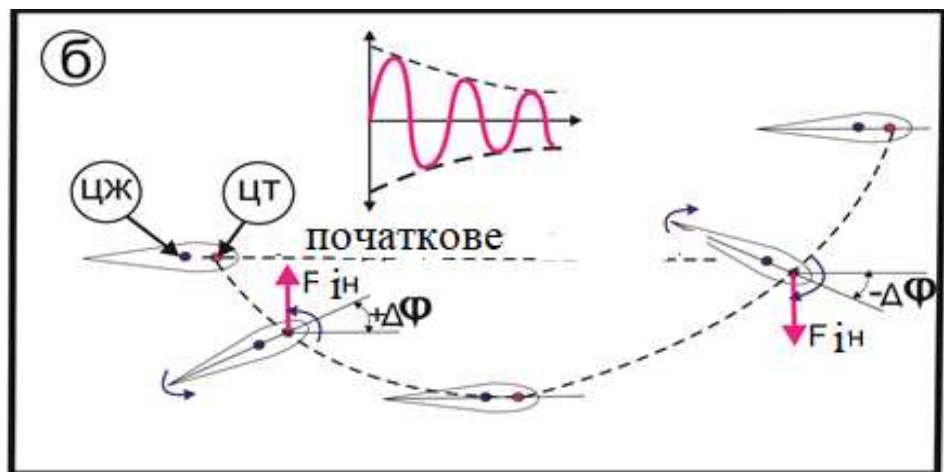


Рис 8.6.1, *б*) Схема самозатухаючих коливань лопатей НГ
(*ц.м. лопаті перебуває попереду ц.ж.*).

8.6.2.1.3 Ознаки розпізнавання появи флатера.

Флатер може виникнути в польоті на швидкості близькій до максимальної і ознаками його появи є:

- тряска вертольоту з частотою не кратною частоті обертання НГ;
- погіршення керованості вертольотом;
- розмив конуса обертання через порушення «соконусності» лопатей НГ.

8.6.2.1.4 Дії пілота при виникненні флатера.

Дії пілота повинні бути спрямовані на зменшення енергії коливання, а саме на зменшення швидкості набігаючого на лопать повітряного потоку:

- рукояткою корекції необхідно зменшити частоту обертання НГ до мінімального значення;
- зменшити швидкість польоту на **30 - 40 км/год.**

Попередження: якщо спочатку зменшувати швидкість польоту, то при відхиленні конуса обертання *НГ* тому може статися зіткнення лопаті "*випадає з конуса*" з хвостовою балкою.

Після припинення флатера можливе продовження польоту до найближчого аеродрому на швидкості меншій на **30 - 40 км/год** швидкості, на якій виник флатер. Якщо флатер не припинився, то необхідно виконати екстрену посадку на обрану площадку.

8.6.2.1.5 Заходи щодо запобігання виникненню флатера.

Флатер в даний час добре вивчений і при проектуванні лопаті він заздалегідь попереджається конструктивними заходами. Це досягається:

- суміщенням центру жорсткості з віссю обертання вісьового шарніра;
- застосуванням симетричного профілю або близького до симетричного;
- установкою протифлатерних грузиків в носовій частині лонжерона лопаті.

На заводі - виробнику лопатей їх перевіряють на флатер. Сутність перевірки полягає в тому, що на задню кромку кожної лопаті закріплюють грузики, які зміщують центр мас назад на **2%** і доводять частоту обертання *НГ* на **1-2%** більше частоти обертання передбачуваного виникнення флатера. Якщо при цих умовах флатер не виникає, то робиться припущення, що в і польоті він також не виникне.

Флатер може виникнути в польоті при сильному обмерзання лопатей, що може призвести до зміщення центру мас перерізів лопаті назад до хвостової частини профілю.

Одним з основних діагностичних ознак відповідності параметрів лопатей нормативним вимогам є соконусність лопатей *НГ* (знаходження всіх лопатей на утворювачій конуса при сталому обертанні *НГ*). Соконусність обертання лопатей *НГ* перевіряється і здійснюється регулюванням після:

- заміни автомата перекосу;
- заміни втулки і лопатей *НГ*;
- появи підвищеної тряски вертольоту.

Регулювання соконусності здійснюється на середніх оборотах *НГ*, зміною довжини тяг АП, що викликає зміну кута установки лопатей *НГ* і на великих оборотах відгином тримерних пластин лопатей *НГ*.

8.6.1.1 Фізична сутність "земного резонансу"

"Земним резонансом" називається явище, при якому відбувається збіг частоти коливань *НГ* з частотою власних коливань вертольоту, що знаходиться на землі, коли амортизатори частково розжаті і енергія коливань не може розсіюватися через амортизатори. Ці коливання відносяться до само збуджувальним і відбуваються тільки в поперечній площині. Виник «земний резонанс» внаслідок впровадження в конструкцію *НГ* вертикальних шарнірів (*ВШ*). За певних умов, при знаходженні вертольоту на землі в підвішеному стані, «земний резонанс» може виникнути і на вертольоті з полозковим шасі.

У польоті лопаті *НГ* здійснює коливальні рухи навколо вертикальних шарнірів (*ВШ*) за рахунок сил коріоліса, а так само за рахунок зміни профільного опору лопаті по азимутам. Однак ці коливання незначні, так як при великих оборотах *НГ* виникають відцентрові сили, які утримують лопаті (під кутом 120^0 на 3-х лопатних *НГ* і під кутом 72^0 на 5-ти лопатних *НГ*) один до одного, центр мас (*ц.м.*) всіх лопатей збігається з центром обертання *НГ* (віссю валу головного редуктора) і коливання в площині обертання *НГ* відсутні. Під час руху вертольоту по землі (*рулювання, розбіг, пробіг*) обороти *НГ* менше ніж в польоті, і тому виникають менші відцентрові сили. Збурені коливання вертольоту виникають через руління вертольоту по нерівностям ґрунту, при цьому лопаті можуть займати різне кутове положення щодо вертикальних шарнірів, тож між лопатями кут їх положення може стати більше або менше 120^0 або 72^0 (рис 8.5.2)

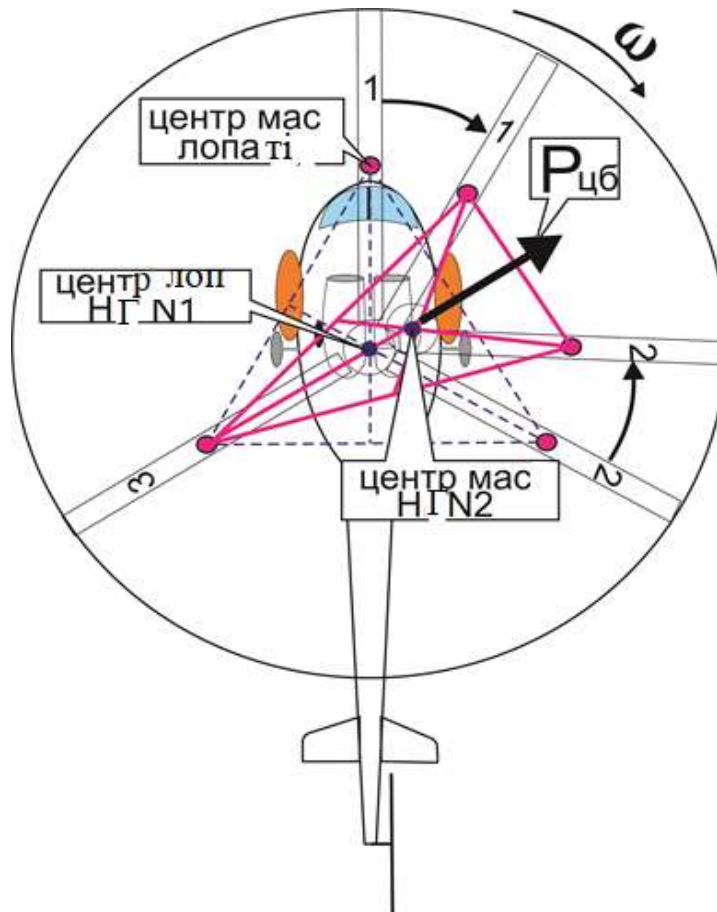


Рис 8.6.2 Схема виникнення земного резонансу

Лінії, що з'єднують центри мас (*ц.м.*) лопатей утворюють нерівносторонній трикутник, центр мас (*ц.м.*) *НГ* визначається на перетині медіан трикутника. Загальний центр мас (*ц.м.*) *НГ* зміщується від вісі обертання *НГ* і починає рухатися по складній замкнутій траєкторії. На втулці *НГ* виникає невідновлена відцентрова сила «*P_{цб}*», яка і розгойдує несучу систему *НГ* з певною частотою. Разом з несучою системою розгойдується і вертоліт.

При невеликій частоті обертання *НГ* з обжатыми амортизаторами шасі коливання вертольоту демпфуються амортизаторами, пневматиками коліс і гіродемпферами вертикальних шарнірів (*ВШ*) і при цьому частота коливань вертольоту не буде збігатися з частотою коливань *НГ*, що виключає явище резонансу.

При збільшенні частоти обертання *НГ* і збільшенні кроку *НГ* (*рулювання по нерівному ґрунту*) невідновлена відцентрова сила зростає, а вплив демпфуючих сил зменшується, зважаючи на зростання підйомної сили *НГ* і зменшення обжаття амортизаторів і пневматиків коліс. При недостатньо обжатых амортизаторах змінюється частота коливань вертольоту і вона може збігтися із збуреною частотою коливань несучої системи, це може привести

до виникнення резонансу на цих частотах і появи «земного резонансу». Коливання вертольоту при цьому різко зростають і при невтручанні пілота можуть досягти критичної величини, які можуть привести до перекидання вертольоту і подальшого його руйнування.

Рульовий гвинт, як потужний гіроскоп, буде відставати від поперечних коливань фюзеляжа вертольоту і це може привести до деформацій або навіть до руйнування хвостової балки.

8.6.2.2.2 Умови, при яких може виникнути «земної резонанс».

Земний резонанс може виникнути при порушенні правил експлуатації амортизаторів, пневматиків коліс і гіродемпферів вертикальних шарнірів.

Причиною початку коливань можуть бути:

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

Виникненню «земного резонансу» сприяють:

- великий загальний крок НГ при рулінні вертольоту по землі;
- висока температура повітря, що викликає зменшення в'язкості масла в гідравлічних демпферах.

8.6.2.2.3 Ознаки виникнення «земного резонансу».

При запуску двигуна, при рулінні вертольоту по землі з нерівною поверхнею в підвішеному стані або при вертикальній посадці вертолїт самовільно починає розгойдуватися з наростаючою амплітудою в поперечній площині.

8.6.2.2.4 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 вертольоту проходить приблизно **6-7 сек.**) дії пілота повинні бути своєчасними і швидкими.

При виникненні «земного резонансу» пілоту необхідно:

- 1 Повністю вивести корекцію газу на мінімальні обороти і одночасно енергійно опустити важіль «*крок-газ*» вниз до упору, що дозволить зменшити підвід енергії до НГ для розвитку коливань і збільшити роботу сил демпфіруючих коливання.
- 2 Встановити **РЦШ** в нейтральне положення, що дозволить

зменшити розбалансування *НГ*.

Якщо «земної резонанс» виник при рулінні вертольоту по землі, то крім зазначених дій необхідно зменшити швидкість руху гальмуванням коліс (*забороняється гальмувати рух вертольоту відхиленням РЦШ «на себе»*) при необхідності до повної зупинки. Якщо після виконаних дій поперечні коливання вертольоту не припинилися, то необхідно екстрено вимкнути двигуни. Після припинення «земного резонансу» зліт забороняється, необхідно зупинити *НГ*, вимкнути двигуни і ретельно оглянути вертоліт.

8.6.2.2.5 Заходи щодо запобігання виникненню «земного резонансу».

- 1 Дотримуватися правил експлуатації амортизаторів, пневматиків коліс і гіродемпферів вертикальних шарнірів.
- 2 Дотримуйтесь обмежень по швидкості рулювання і швидкості вітру при рулінні.
- 3 Не рулити при великому загальному кроці *НГ* по нерівному ґрунту.
- 4 Не перевищувати рекомендовані швидкості при зльоті з розгоном і посадці з пробігом.
- 5 При зльоті і посадці по - вертолітному не утримувати вертоліт в підвішеному стані тривалий час.

8.6.1.2 Режим «вихрового кільця».

8.6.2.3.1 Фізична сутність «вихрового кільця».

При зниженні вертольоту з працюючими двигунами з малою поступальною швидкістю і великою вертикальною швидкістю (*рівній індуктивної швидкості*) під *НГ* зустрічаються два потоки - індуктивний потік зверху і потік, що набігає знизу, таким чином на деякій відстані під *НГ* утворюється поверхня розділу (*рис 8.6.3*), в якій ці швидкості рівні, а результуюча швидкість дорівнює нулю.

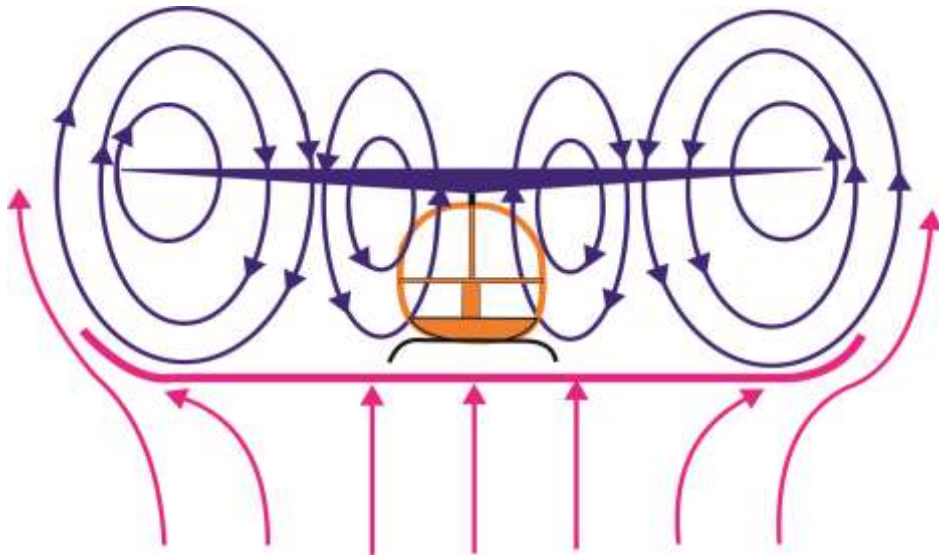


Рис 8.6.3 Схема виникнення режиму «вихрового кільця»

При збільшенні вертикальної швидкості поверхня розділу потоків наближається до *НГ*, на якому відбуваються такі явища:

- в біля кореневій частині лопаті *НГ* повітряний потік знизу виявляється більшим від індуктивного потоку від *НГ*, він проривається через втулку *НГ*, що веде до збільшення кутів атаки біля корневих перерізів лопаті і зриву потоку на них;
- на кінцевих перерізах лопатей через наявність геометричної крутки збільшення кутів атаки не велике, але при цьому посилюється інтенсивність вихрестворення на кінцях лопатей;
- зрив потоку в біля корневих перерізів і збільшення кінцевих вихорів веде до зменшення підйомної сили *НГ* і збільшення вертикальної швидкості зниження;
- залучення в циркуляційний рух через ометаєму площину несучого гвинта великої маси повітря вимагає витрат потужності на підтримку цього руху, а маса повітря відкидається *НГ* значно зменшується. Тому підйомна сила *НГ* зменшується навіть при роботі двигунів на злітному режимі, це призводить до подальшого збільшення вертикальної швидкості, яка збільшується до тих пір поки по всій ометаємій площині *НГ* набігаючий знизу потік не стане проходити знизу вгору, при цьому перерізи лопаті обтікаються на режимі самообертання, а вертикальна швидкість зниження збільшиться до **10 м/с** і більше.

8.6.2.3.2 Умови, при яких виникає режим «вихрового кільця».

Режим вихрового кільця може виникнути при моторному зниженні з поступальною швидкістю меншою **40 км/год** і вертикальною швидкістю

більше **2-3 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 заході на посадку на майданчик обмежених розмірів, оточену високими перешкодами.
- 4) При виході з авторотації на малій швидкості збільшенням загального кроку без попереднього збільшення поступальної швидкості.

8.6.2.3.3 Ознаки виникнення «вихрового кільця».

- 1 Швидке самовільне збільшення вертикальної швидкості зниження.
- 2 Безладні коливання вертольоту по крену і курсу.
- 3 Посилення вібрацій.
- 4 Коливання частоти обертання *НГ*.
- 5 Погіршення ефективності управління вертольотом.

8.6.2.3.4 Дії пілота при попаданні в режим «вихрового кільця».

При виникненні самовільного зниженні вертольоту пілота необхідно зменшити вертикальну швидкість зниження плавним збільшенням загального кроку *НГ*. Тяга *НГ* при цьому збільшиться за рахунок збільшення кутів атаки лопатей. Якщо в біля кореневих перерізах лопатей вже утворилася зона зриву потоку, то при збільшенні загального кроку *НГ* зона зриву розшириться, що призведе до збільшення вертикальної швидкості. Якщо збільшенням загального кроку *НГ* не вдалося зменшити вертикальну швидкість, то необхідно збільшити поступальну швидкість вертольоту до **40 км/год** і більше з метою виходу з режиму «вихрового кільця», і після досягнення швидкості понад **40 км/год** збільшенням загального кроку *НГ* припинити зниження вертольоту.

8.6.2.3.5 Заходи щодо запобігання потрапляння в режим «вихрового кільця».

Дотримуватись обмежень щодо мінімальної горизонтальної і максимальної вертикальної швидкості польоту.

- 1) Уникати посадки з попутним вітром.
- 2) Посадку з перельотом виправляти повторним виконанням польоту по другому колу.

3) Пам'ятати, що найбільша ймовірність попадання в режим «вихрового кільця» можлива:

- при польотній масі вертольоту близькій до максимальної;
- при польоті на великій висоті;
- при високій температурі повітря і малій масовій щільності повітря..

8.6.3 Динамічна міцність лопатей НГ

Динамічна міцність лопаті визначається в основному нормальними напруженнями (σ_r) в поперечних перерізах лонжерона лопаті, що виникають в польоті під дією розтягуючих відцентрових сил і змінних по азимуту згинальних моментів.

Особливості динамічної міцності лопаті:

1) силове навантаження лопаті НГ включає в себе:

- поперечні сили;
- згибальний і крутящий момент,

які сприймаються єдиним силовим елементом - лонжероном лопаті;

2) згинальні динамічні напруги змінюються по відповідним азимутам за один оберт НГ;

3) амплітуда згинальних динамічних напружень в площині тяги істотно змінюється по довжині лопаті і характеризує міцність від втоми лонжерона лопаті;

4) найбільш навантажених є кінцева ділянка лопаті $r = 0,7 \dots 0,9R$, при цьому максимальний рівень змінної напруги діє на нижню поверхню лонжерона лопаті;

5) при обертанні НГ постійна складова згибаючих напружень визначається відцентровою силою в перерізах;

6) для забезпечення заданої міцності лопаті при виготовленні вводиться коефіцієнт безпеки, рівний $f_b = 1,5 \dots 2,5$ що враховує нерівномірність характеристик матеріалу, відхилення в технології виготовлення лонжерона і інші випадкові чинники;

7) найбільше значення напруг статичної добавки від відцентрових сил відповідає режиму розкрутки НГ понад допустиму частоту обертання, тому лопаті конструюють таким чином, щоб вони могли витримувати розкрутку до $\omega_{\max} \approx 1,2 \omega_{\text{ном}}$ з урахуванням $f_e \approx 2$, при цьому розрахункова руйнуюча відцентрова сила майже в 3 рази більше, ніж відцентрова сила в нормальних умовах експлуатації;

8) на динамічний напружений стан лонжерона лопаті впливають:

- режими польоту: швидкість польоту, висота, перевантаження в Ц.М .;

- польотна маса і центровка;
 - частота обертання НГ;
 - атмосферна турбулентність.
- 9)** найбільше значення амплітуди змінної напруги в площині тяги виникають на режимах горизонтального польоту вертольоту з максимальною швидкістю, на маневрах типу гірки і віражу-спіралі з великими перенавантаженнями, також на режимах малих швидкостей на великих кутах атаки і нерівномірності поля індуктивних швидкостей *НГ*;
- 10)** збільшення частоти обертання *НГ*, викликає збільшення відцентрових сил в лопаті, що зменшує динамічне напруження в середній і кінцевих частинах лонжерона;
- 11)** збільшення польотної маси вертольота від нормальної до максимальної викликає збільшення амплітуди змінних згібальних напружень в лонжероні на крейсерських режимах на **20 ... 30%**;
- 12)** на маневрених режимах польоту відбувається збільшення змінних напруг в лонжероні на **15 ... 20%** у порівнянні з максимальними значеннями напруг в лонжероні на режимах горизонтального польоту;
- 13)** підвищена атмосферна турбулентність збільшує динамічну напругу лопатей на **15 ... 20%**.

Характеристика зіткнень лопатей по упорам ГШ і ВШ.

У звичайному горизонтальному польоті зіткнень комлів лопатей з упорами шарнірів не відбувається, при цьому пружні деформації в площинах тяги і обертання відповідають в основному власним формам згібальних коливань шарнірно закріпленої обертаючої балки. Однак в деяких особливих ситуаціях нормальні розрахункові умови роботи пружною лопаті можуть бути порушені.

Умови зіткнень біля кореневих частин лопаті по нижнім упорів *ГШ*:

- різке зменшення загального кроку НГ;
- обдув НГ зверху сильним повітряним потоком або низходящим поривом вітром;
- різке відхилення конуса НГ в одне із крайніх положень;
- енергійні кутові еволюції вертольота в просторі по тангажу і крену;
- різке зменшення частоти обертання НГ;
- перевищення максимально-допустимої швидкості польоту.

Можливі наслідки зіткнень комлевих частин лопаті по нижнім упорів ГШ:

- пружний вигин лопаті після удару її комля по упору відбувається за формою консольно затисненої пружної балки;
- кінцева частина лопаті в азимуті 360^0 проходить в небезпечній близькості від хвостової балки, а в азимут $140 \dots 220^0$ проходить в небезпечній близькості від вхідних пристроїв двигунів і кабіни екіпажу вертольоту;
- при ударі по упору пружний вигин кінця лопаті набагато більше в порівнянні з безударним маховим рухом в польоті. Ця різниця зростає при збільшенні кутової швидкості змаху лопаті в момент удару по упору і обумовлено впливом компенсатора помаху на жорсткість лопаті;
- згібні динамічні напруги в лонжероні лопаті зростають в **2-3 рази** в порівнянні з розрахунковими умовами безударного махового руху, але не досягають межі міцності матеріалу.

Таким чином, при ударі лопаті по упорам ГШ руйнувань лопаті не відбувається, однак при сильному пружному згинанні лопаті вниз можливий удар лопаті по конструкції фюзеляжу вертольоту (вхідним пристроям двигунів, кабіні екіпажу і хвостовій балці) з можливим аварійним виходом.

З огляду на те, що при обертанні НГ в лопатях виникають великі за величиною відцентрові сили, то зіткнень біля корневих частин лопаті по упорам ВШ в польоті практично не відбувається.