

**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

Вінниця 2023

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 8.3: Поняття про основні теорії моделювання НГ для розрахунку його кінематичних параметрів

План лекції:

- 1 Загальні поняття про імпульсну і вихрову теорії розрахунку тяги НГ.
- 2 Визначення кінематичних параметрів і тяги НГ на основних режимах роботи НГ по імпульсній теорії.
- 3 Визначення індуктивних швидкостей згідно вихрової теорії

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 8.3: ПОНЯТТЯ ПРО ОСНОВНІ ТЕОРІЇ МОДЕЛЮВАННЯ НГ ДЛЯ РОЗРАХУНКУ ЙОГО КІНЕМАТИЧНИХ ПАРАМЕТРИ

План лекції:

*8.3.1 Загальні поняття про імпульсну і вихрову теорії
розрахунку тяги НГ*

*8.3.2 Визначення кінематичних параметрів і тяги НГ
на основних режимах роботи НГ по імпульсній теорії*

8.3.3 Визначення індуктивних швидкостей по вихровій теорії

8.3.1 Загальні поняття про імпульсну і вихрову теорії розрахунку тяги НГ

8.3.1.1 Поняття про імпульсну теорії розрахунку тяги НГ

Імпульсна теорія розрахунку НГ була розроблена в 1910 - 13 р. р. М. Є. Жуковським і потім розвинена і застосована на практиці його учнями Б. М. Юр'єв і Г. Х. Собянін. Відповідно до цієї теорії аеродинамічні сили, що діють на несучий гвинт і споживана їм потужність визначається на основі застосування загальних теорем механіки до повітряного потоку, обтікаємого несучим гвинтом.

В основі теорії лежить поняття «ідеального гвинта», сила тяги якого рівномірно розподілена по площині обертання НГ. Повітря вважається ідеальною рідиною і при цьому допускається, що струмінь створюваний несучим гвинтом не зміщується з навколишнім повітрям, а витрати потужності на тертя лопатей об повітря, завихрення і закручування струменя відсутні.

Основні припущення ідеальної теорії:

1. Ідеальний гвинт рівномірно по всій ометаємій площі НГ прискорює рух частин повітря, що проходить його диск.
2. Швидкість повітря, що проходить через диск, змінюється плавно без стрибків.
3. Відсутні втрати тяги на кінцях лопатей через перетікання повітря з нижньої поверхні на верхню.
4. Не враховуються профільний опір і вихровий жгут, відкидаємий гвинтом.

Таким чином, припускається, що потужність, що підводиться до НГ, витрачається лише на створення тяги за рахунок збільшення

кінетичної енергії потоку повітря, що протікає через диск гвинта.

Схема обтікання НГ на режимі висіння приведена на рис. 8.3.1

Ідеальний гвинт розглядається як активний диск, що складається з нескінченної кількості лопатей і взаємодіючий з оточуючий його повітрям. Фізична сутність теорії полягає в тому, що обертаючись ідеальний гвинт відкидає повітря з певною швидкістю за межі площини обертання НГ. На місце відкинутого повітря з навколишнього повітряного середовища підсмоктується нова незбурена маса повітря.

Таким чином, перед НГ утворюється зона розрідження (підсасування), а за НГ - зона підтискування (відкидання), що призводить до утворення повітряного потоку, який протікає через ометаєму площину НГ.

Основними кінематичними параметрами повітряного потоку є:

- швидкість повітряного потоку;
- зміна тиску в площині обертання і в струмені НГ.

Швидкість повітряного потоку, створювана НГ в площині обертання гвинта, називається індуктивною швидкістю (V_i). При цьому вводиться обмеження, що індуктивна швидкість по всій поверхні *площини обертання НГ* вважається умовно постійною. Несучий гвинт, підсосуючи і відкидаючи повітря, змінює його кількість руху і кінетичну енергію, а сила реакції повітряного струменю представляє собою силу тяги НГ.

По відомій із теореми механіки секундний імпульс тяги $T_{нг}$, що створюється ідеальним НГ, повинен бути рівним зміні кількості руху маси повітря, що проходить через диск за секунду:

$$T = m_c [(V_y + v_2) - V_y] = m_c * v_2, \text{ де}$$

$$m_c = \rho * F (V_y + v_1)$$

$$T = \rho * F * (V_y + v_1) * v_2$$

де:

v_1 – індуктивна швидкість підсасування повітря НГ;

v_2 – індуктивна швидкість відкидання повітря НГ;

V_y – швидкість переміщення НГ;

F – ометаєма площа НГ;

ρ – масова щільність повітря.

Щоб визначити тягу НГ, необхідно знати розміри індуктивних швидкостей v_1 і v_2 . Між ними існує співвідношення, яке визначається із порівняння приросту кінетичної енергії повітря, що проходить через диск за секунду. Після порівняння енергій струї перед гвинтом і за гвинтом отримуємо порівняння:

$$v_2 = 2 v_1$$

Це показує, що швидкість відкидання НГ повітря в два рази більша швидкості підсасування.

Тоді отримуємо формулу тяги НГ з врахуванням допущень:

$$T = 2\rho \cdot F \cdot (V_y + v_1) \cdot v_1, \text{ тоді}$$

$$T = 2\rho \cdot F \cdot v_1^2$$

Таким чином, тяга НГ режимі висіння пропорційна масовій щільності повітря, розміру площі ометаємої НГ і квадрату швидкості підсасування НГ повітря.

Потужність, що витрачається на обертання ідеального НГ, рівняється секундній роботі сили тяги, що прикладена до повітря, що проходить через диск НГ із швидкістю $(V_y + v_1)$:

$$N_{\text{ид}} = T (V_y + v_1) / 75 = 2/75 \cdot \rho \cdot F \cdot (V_y + v_1)^2 \cdot v_1$$

На режимі висіння НГ:

$$N_{\text{ид}} = 2/75 \cdot \rho \cdot F \cdot v_1^3$$

Із рівняння тяги НГ можна визначити індуктивну швидкість на режимі висіння:

$$v_1 = (T / 2\rho \cdot F)^{1/2} = (p / 2\rho)^{1/2}$$

Якщо використати частоту обертання НГ і радіус лопаті НГ, то можна отримати іншу формулу визначення тяги НГ:

$$T = c_t \cdot F \cdot \rho (\omega R)^2 / 2$$

де:

c_t – коефіцієнт тяги НГ;

ω – частота обертання НГ;

R – радіус НГ.

Таким чином, якщо відомий коефіцієнт тяги НГ, то можна визначити індуктивну швидкість, що створюється НГ і необхідну потужність для обертання НГ і створювану ним тягу. Коефіцієнт тяги НГ визначається або експериментально, або розрахунковим шляхом.

8.3.1.2 Поняття про визначення характеристик НГ по теорії елемента лопаті

Теорією елемента лопаті прийнято називать теорію, в якій аеродинамічні характеристики НГ визначаються на основі кожного дуже малої ділянки його лопатей.

Ця теорія розроблена учениками проф. М. Є. Жуковського—Г. Х. Сабініним і Б. М. Юревим в 1910-1913 р. р. і потім розвинута в працях радянських і закордонних вчених.

Сутність ідеї полягала в тому, що розглядається обтікання довільного елемента лопаті НГ нескінченної довжини dr (по розмаху) і визначаються

аеродинамічні сили dY_e і dX_e що діють на даний елемент лопаті. Сила, що виникає на лопаті, може бути отримана як результат складання таких елементарних сил, що діють по всій довжині від комлевого перерізу до кінцевого.

$$Y_L = \int_{r_k}^R dY_e$$

В зв'язку з точним обліком особливостей роботи кожної елементарної ділянки лопаті теорія елементу лопаті дозволяє визначити аеродинамічні характеристики НГ на лопатях, що мають нерівномірне навантаження по довжині, довільну крутку і форму в плані. В загальному випадку приймається, що індуктивні швидкості v_I змінюються по радіусу і по колу, як це відбувається в дійсності.

По цій теорії на кожний виділений елемент діють аеродинамічні сили; підйомна сила:

$$dY_e = C_y \cdot \rho (\omega r)^2 / 2 \cdot b \cdot dr$$

і сила лобового опору:

$$dQ_e = C_x \cdot \rho (\omega r)^2 / 2 \cdot b \cdot dr$$

Проектуя ці сили на осі і площаді обертання НГ, отримуємо відповідно елементарну силу тяги НГ dT_e і елементарну силу опору обертанню dX_e :

Враховуючи невеликий розмір кута скосу потоку, можна визначити тягу лопаті НГ і силу опору:

$$dT_e = dY_e$$

$$dX_e = dQ_e + dY_e \cdot v_I / \omega r$$

8.3.1.3 Поняття про вихрову теорію розрахунку тяги НГ

Вихрова теорія була створена М. Є. Жуковським в 1912 - 1918 р.р. Вагомий внесок у розвиток теорії внесли учні Жуковського, провідні вчені В. Е. Баскін, С. М. Білоцерківський, Л. С. Вільдгрубе, Е. С. Вожаєв, Г. І. Майкапар, М. Н. Тищенко, В. І. Шайдаков, Б. Н. Локтев і інші.

Згідно вихрової теорії кожна лопать НГ моделюється вихровою системою, що складається з приєднаних (*підковоподібних*) вихорів і вільних вихорів, що утворюють за лопатою вихровий слід (*рис 8.2.1*).

На підставі теореми Стокса приєднані вихори мають таку ж циркуляцію швидкості по замкнутому контуру, як і реальна несуча поверхня, що обтікається повітряним потоком і знаходиться під певним кутом атаки до набігаючого повітряного потоку.

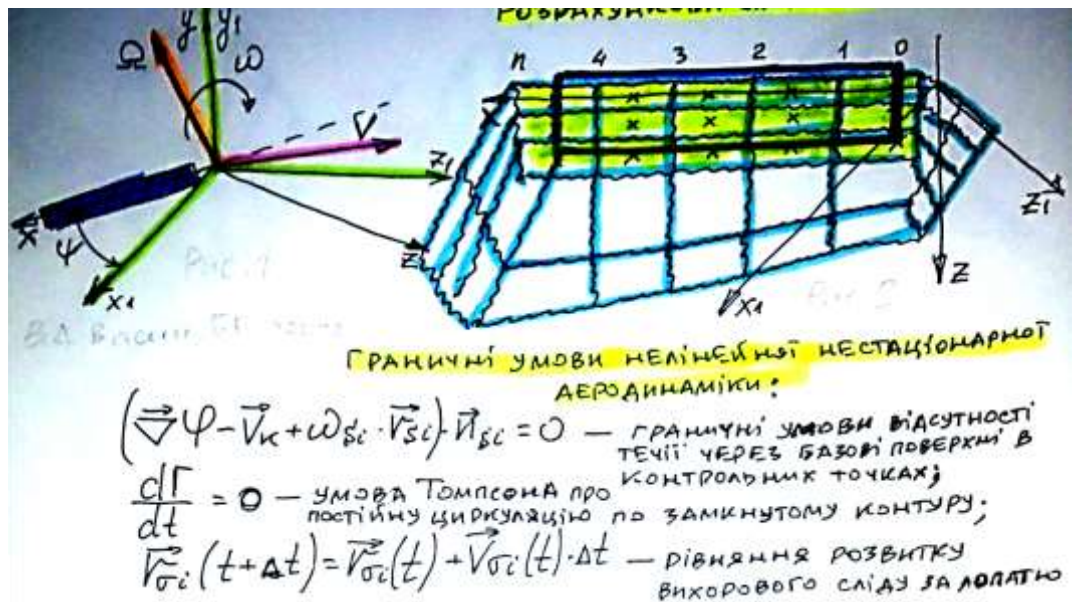


Рис 8.3.1 Розрахункова схема вихрової системи лопаті

Зміна циркуляції приєднаних вихорів по радіусу лопаті супроводжується утворенням поздовжніх вихорів, які моделюють вихрову пелену. У польоті сходять з лопатей вільні вихори йдуть від *НГ* вниз і назад з різними швидкостями і таким чином, утворюється складна за формою вихрова пелена, яка сходить з лопатей *НГ*, і сильно деформується під впливом вільних вихорів.

На деякій відстані від лопатей вся вільна вихрова пелена згортається в один вихровий шнур. Циркуляція сходить з кінців лопатей вихровими шнурами прямо пропорційної навантаженню на площину обертання і обернено пропорційна числу лопатей і частоті обертання *НГ* (рис 8.3.2).

На режимах осьового обтікання вихрова пелена від *НГ* поширюється вниз у вигляді колонки вихрових шнурів спірале видної форми, які як би намотані на бічну поверхню циліндра. (рис 8.3.2, а)

При переході з режиму вісьового обтікання до режиму косого обтікання *НГ* вихрова пелена скошується і відхиляється назад у напрямку вектору швидкості потоку, що набігає. Всередині вихрової колонки, поблизу її осі, зосереджуються вихрові шнури, що сходять з кореневих перерізів лопатей, циркуляція яких протилежна кінцевим вихровим шнурам. (рис 8.3.2, б)

Вихрова теорія *НГ* дозволяє вирішити дві основні аеродинамічні задачі *НГ* вертольоту:

- розраховувати поле індуктивних швидкостей, створюваних лопатями *НГ* в площині його обертання і в навколишньому незбуреному просторі;

- визначати індуктивний взаємовплив лопатей НГ одну на іншу і вплив НГ на лопаті РГ.

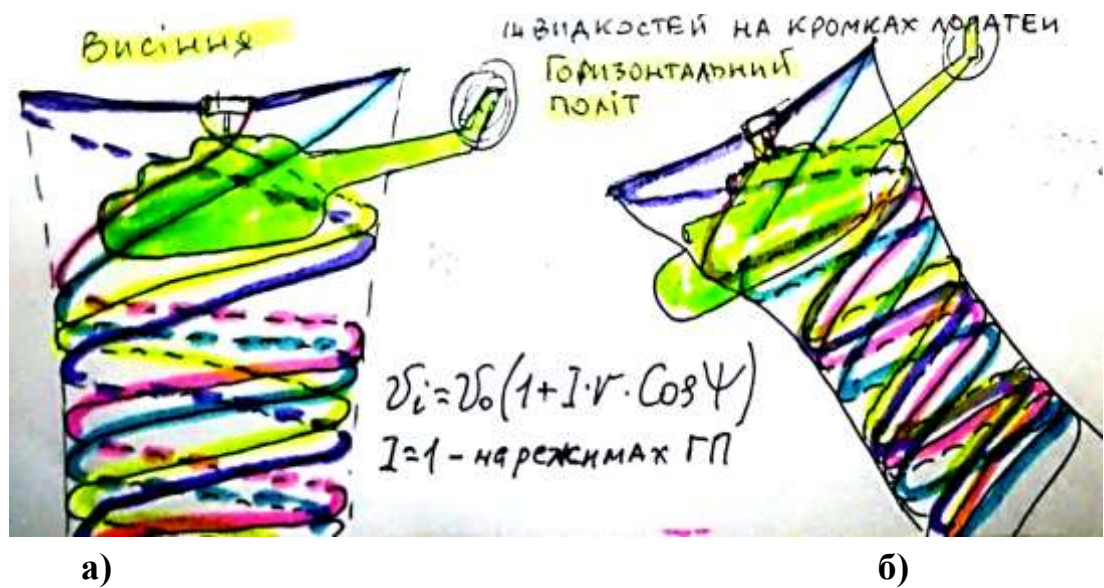


Рис 8.3.2 Схема вихровий системи НГ на режимах висіння і горизонтального польоту

8.3.2 Визначення кінематичних параметрів і тяги НГ на різних режимах роботи НГ

8.3.2.1 Режим висіння НГ

На режимі висіння повітря підсмоктується НГ з усіх боків навколишнього середовища, а під несучим гвинтом утворюється стійкий повітряний потік (рис 8.3.3).

Розглянемо три характерних перерізи повітряного потоку, що створюється НГ:

- перед НГ переріз «0-0»;
- в площині обертання НГ, перерізах «1-1» і «2-2»;
- за НГ переріз «3-3».

Швидкість протікання повітря до перерізу «0-0» дуже мала, а між перерізами «1-1» і «2-2» в площині обертання НГ виникає індуктивна швидкість підсмоктування повітря. На підставі другого закону механіки, зміна кількості руху повітря $m(v_2 - v_1)$ в перерізі "3-3" рівняється секундному імпульсу сили $T \cdot t$ прикладеного до маси повітря з боку НГ, при цьому $v_1 = 0$, а $t = 1c$:

$$T \cdot t = m \cdot (v_2 - v_1) = m \cdot (v_2 - 0)$$

де

t - час імпульсу, с;

$m = \rho \cdot S_{HB} \cdot v_1$ - секундна маса повітря протікає через *НГ*, кг;
 v_1 - індуктивна швидкість підсмоктування повітря в площині обертання "*1-1*", м/с;
 v_2 - індуктивна швидкість відкидання повітря *НГ* в перерізі "*3-3*", м/с.

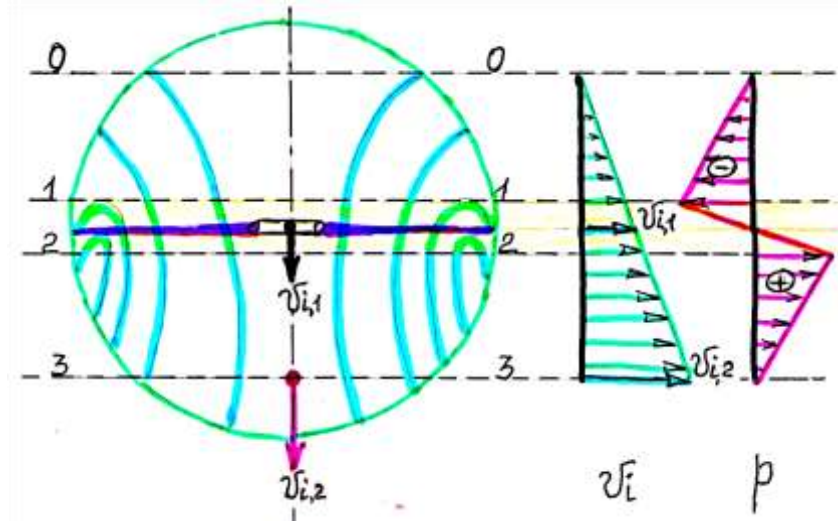


Рис 8.3.3 Схема протікання повітря через несучий гвинт

Сила тяги *НГ* прикладена до повітря, розганяє його до індуктивної швидкості v_1 , і при цьому виконує роботу по формуванню струї за *НГ*:

$$A = T \cdot v_1$$

це викликає зміну кінетичної енергії секундної маси повітря що проходить через *НГ*:

$$\Delta E = \frac{1}{2} m v_2^2, \text{ так як}$$

$m \cdot v_2 = T$, то підставивши вираз замість маси отримаємо

$$\Delta E = \frac{1}{2} T \cdot v_2.$$

Так як виконана робота викликає зміну кінетичної енергії що проходить через *НГ* потоку повітря ($A = \Delta E$), то:

$$T \cdot v_1 = \frac{1}{2} T \cdot v_2, \text{ звідси слідує що } v_2 = 2 \cdot v_1.$$

Таким чином, на величину тяги *НГ* впливає індуктивна швидкість і її розмір можна визначити за формулою:

$$T = \rho v_2^2 F_{\text{нб}} = 2 \rho v_1^2 F_{\text{нб}}$$

Фізична сутність рівняння: Індуктивна швидкість відкидання несучим гвинтом повітря в перерізі "*3-3*" в 2 рази більше індуктивної швидкості підсмоктування його в площині обертання *НГ* в перерізі "*1-1*". Практично

подвоєння індуктивної швидкості відбувається на відстані під площиною обертання $НГ$ рівному його радіусу (R).

Визначимо перепад тиску в повітряному струмені по перерізах " $0-0$ ", " $1-1$ $2-2$ ", і " $3-3$ ", введемо деякі обмеження і допущення:

- тиск повітря в розглянутому об'ємі дорівнює атмосферному;
- швидкість повітря перед гвинтом дорівнює « 0 ».

Запишемо рівняння Бернуллі по перерізах:

- по перерізу " $1-1$ ":

$$p_0 + 0 = p_{1-1} + \frac{1}{2} \rho v_1^2$$

- по перерізу " $2-2$ ":

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 = p_{2-2} + \frac{1}{2} \rho v_1^2$$

Віднімаючи з 2 -го рівняння 1 -е отримаємо:

$$\Delta p_{HB} = p_{2-2} - p_{1-1} = 4 \cdot \frac{1}{2} \rho v_1^2 = 4 * \frac{\rho v_1^2}{2}$$

Таким чином, повний перепад тиску на $НГ$ дорівнює чотирьом швидкісним напорам індуктивної швидкості в площині обертання $НГ$.

У порівнянні з атмосферним тиском незбуреного середовища перепад тиску на $НГ$ становить:

$$\Delta p_0 = p_{2-2} - p_0 = 3 \cdot \frac{1}{2} \rho v_1^2 = 3 * \frac{\rho v_1^2}{2}$$

Таким чином, надлишковий тиск за $НГ$ на режимі висіння дорівнює трьом швидкісним напором індуктивної швидкості в площині обертання $НГ$.

З формули тяги $НГ$, можна визначити величину індуктивної швидкості:

$$T = 2 \rho v_1^2 F_{HG}$$
$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho \cdot F_{HB}}},$$

Якщо визначити відношення тяги $НГ$ до площини обертання $НГ$ через питоме навантаження на площину обертання $НГ$, то формула індуктивної швидкості буде мати вигляд:

$$v_1 = \sqrt{\frac{p}{2\rho}},$$

де

$$p = \frac{T}{F_{HB}}, \text{ Па} - \text{питоме навантаження на площину обертання } НГ.$$

Таким чином, при збільшенні маси вертольота, зберігаючи незмінною площину обертання $НГ$ (F_{HB}), зростає питоме навантаження на оптаємую площу $НГ$, що викликає збільшення необхідних індуктивних швидкостей потоку на $НГ$ на режимі висіння.

Так у вітчизняних вертольотів індуктивна швидкість за типами вертольотів становить:

$$Mi-2 \rightarrow v_1 = 10 \text{ м/с}; Mi-8 \rightarrow v_1 = 12 \text{ м/с}; Mi-26 \rightarrow v_1 = 16 \text{ м/с}.$$

Тому, з огляду на співвідношення, що $v_2 = 2 \cdot v_1$, то під важкими вертольотами на режимах висіння і вертикальних злітно-посадочних режимах створюється потужний струмінь повітряного потоку, який може здійснювати руйнівний вплив на підстилаючу поверхню на землі під вертольотом.

8.3.2.2 Режим осьового обтікання при вертикальних переміщеннях

На цих режимах має місце переміщення повітряного потоку уздовж осі обертання $НГ$ вгору або вниз, тобто, виникає вертикальна швидкість повітряного потоку $\pm V_y$.

У порівнянні з режимом висіння швидкість і кількість руху повітря, що проходить через $НГ$ змінюються, і тому формула роботи $НГ$ має вигляд:

$$A = T(v_1 \pm V_y),$$

Формула кінетичної енергії так само змінюється і має вигляд:

$$E = \frac{1}{2} m \cdot (V_2^2 - V_y^2) = \frac{1}{2} m \cdot (V_2 + V_y)(V_2 - V_y),$$

де

$V_2 = v_2 + V_y$ - сумарна швидкість відкидається повітря в струмені $НГ$.

Закономірності $v_2 = 2 \cdot v_1$ для режиму висіння зберігається і для режиму вісьового переміщення повітряного потоку уздовж вісі обертання $НГ$.

Секундна маса повітря, що протікає через $НГ$ дорівнює:

$$m = \rho \cdot F_{HB} (v_1 + V_y), \text{ тоді приймемо, що } v_1 \approx v_i T = 2\rho \cdot F_{HB} (v_i + V_y) \cdot v_i,$$

Замінімо тягу $НГ$ питомим навантаженням (p) і після перетворення отримаємо рівняння для визначення величини індуктивної швидкості на режимах вертикального переміщення. Так як рівняння індуктивної швидкості буде квадратичним, то корінь вирішення цього рівняння рівняється:

$$v_i = -\frac{1}{2} V_y \pm \frac{1}{2} \sqrt{V_y^2 + \frac{2p}{\rho}}$$

Розглянемо фізичну сутність зміни індуктивної швидкості потоку на режимах вертикального вісьового переміщення $НГ$.

На режимі вертикального підйому вертольота індуктивна швидкість потоку зменшується, а на режимах вертикального зниження - збільшується.

Фізична сутність процесів вертикальних переміщень НГ:

- 1) При вертикальному підйомі НГ секундна маса повітря, що проходить через НГ вертольота зростає, тому для створення потрібної сили тяги не потрібна менша робота прокачування повітря через НГ, тобто індуктивна швидкість потоку V_i **зменшується**.
- 2) При вертикальному зниженні НГ, відкидаєма НГ повітряна струя спрямована назустріч набігаючого повітряного потоку знизу, що вимагає виконання додаткової роботи на прокачування через НГ маси повітря, а значить **збільшення** індуктивної швидкості потоку V_i .

Збільшення питомої навантаження на ометаєму площа (p) викликає відповідне **збільшення** індуктивного швидкості V_i .

Режими роботи НГ при вертикальному зниженні умовно поділяються на види:

1 При вертикальному зниженні НГ на режимі зі швидкістю ($v_i = -V_y$), результуюча швидкість протікання повітря через НГ дорівнює «0» ($V_{CH} = v_i - V_y = 0$). Такий режим обтікання НГ має назву режиму «**ідеального самообертання**» і можливий при енергійному вертикальному зниженні вертольота з вимкненими двигунами.

2 При вертикальному зниженні НГ на режимах зі швидкістю ($v_i < -V_y$), тобто повітряний потік протікає через площину обертання НГ знизу - вгору. В цьому випадку НГ працює в режимі вітряка, без витрат потужності двигунів. Потужність на обертання НГ відбирається від повітряного потоку. Вертолiт на таких режимах **не експлуатується**.

3 При вертикальному зниженні НГ на режимах зі швидкістю ($v_i > -V_y$), тобто маса відкидаємого повітряного потоку з індуктивною швидкістю v_i дорівнює масі засмоктувальній зверху маси повітря і при цьому не створюється повітряний струмінь від НГ, так як він руйнується набігаючим повітряним потоком знизу і тяга НГ не виникає (рис 8.3.4).

При зниженні вертольоту з працюючими двигунами з малою поступальною швидкістю і великою вертикальною швидкістю (рівній індуктивній швидкості відкидання), під НГ зустрічаються два потоки - індуктивний потік зверху і потік, що набігає знизу. На деякій відстані від НГ утворюється поверхня розділу (рис 8.3.4 ... 8.3.6), в якій ці швидкості

зрівнюються, а загальна швидкість дорівнює нулю. При збільшенні вертикальної швидкості ця поверхня розділу наближається до *НГ*.

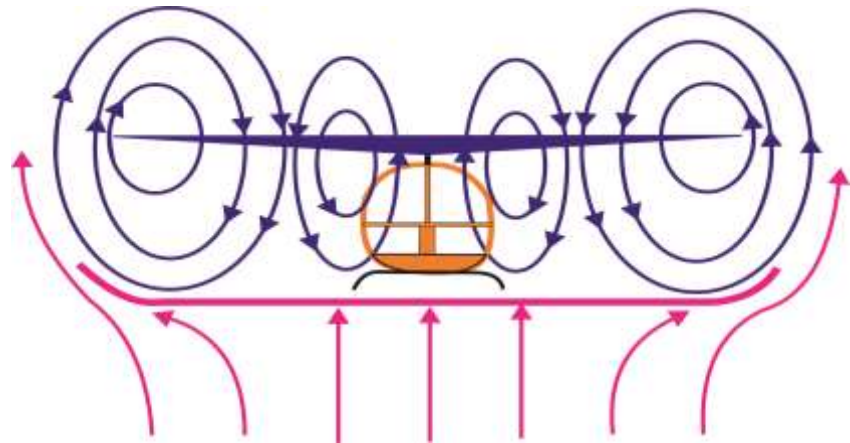


Рис 8.3.4 Схема режиму вихрового кільця

В цьому випадку теорема про кількість руху протікаючого повітря не працює.

Вертоліт як би провалюється в повітряну яму, зниження стає некерованим і настає режим **вихрового кільця** при якому маса повітряного струменя за *НГ* включається в вихровий рух, перетікає через кінці лопатей з-під площину обертання *НГ* на її верхню поверхню і потім знову засмоктується *НГ*. Такий режим може наступати при вертикальній швидкості зниження $V_y = -(0,5 \dots 1,8) \cdot v_i$. При попаданні *НГ* в режим вихрового кільця пілоту необхідно вжити енергійних заходів щодо переведення вертольоту на планування з деякою поступальною швидкістю V , в результаті чого *НГ* перейде на режим косого обтікання.

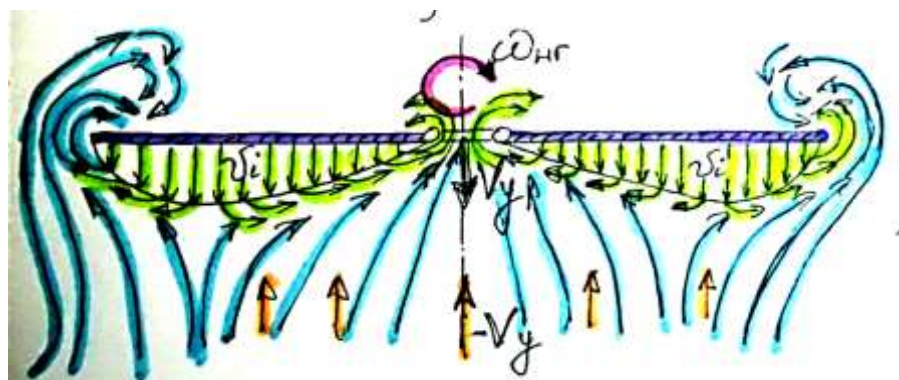


Рис 8.3.5 Схема обтікання *НГ* при вертикальному зниженні

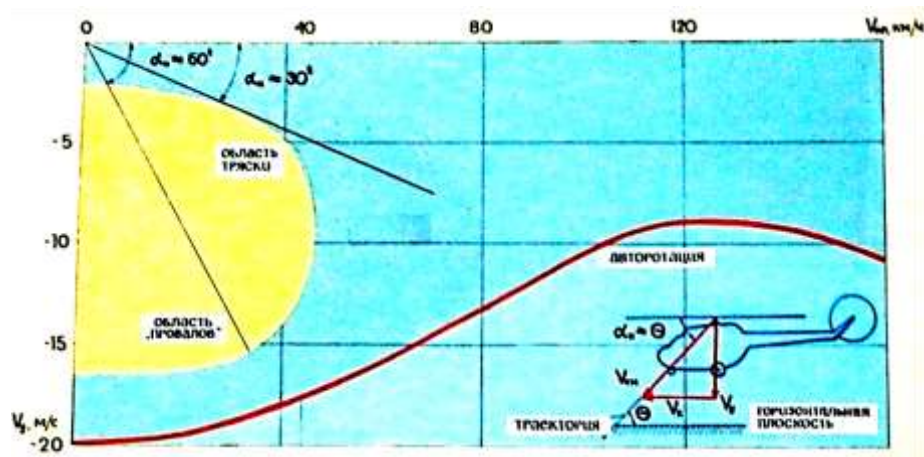


Рис 8.3.6 Схема зон виникнення вихрового кільця НГ при вертикальному зниженні

8.3.2.2 Режим косого обтікання НГ

Режим косого обтікання характеризується тим, що повітряний потік набігає на НГ під деяким кутом до осі його обертання. НГ створює повітряний потік орієнтований по вектору швидкості набігаючого незбуреного потоку (рис 8.3.7).

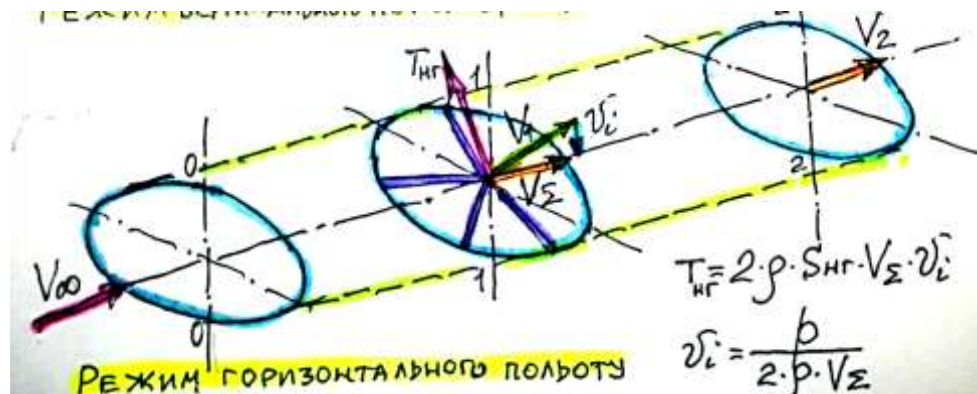


Рис 8.3.7 Схема косого обтікання НГ

Секундна маса повітря протікаємого через НГ дорівнює:

$$m = \rho \cdot F_{НВ} \cdot V_{\Sigma}$$

Швидкість повітряного потоку при косому обтіканні (V_{Σ})- це результуюча швидкість повітряного потоку, відхиленого несучим гвинтом при взаємодії з індуктивною швидкістю $V_{\Sigma} = V_1 + v_i$.

Розглянемо три характерних розрахункових переріза повітряного потоку:

- перед НГ → *переріз «0-0»*;

- в площині НГ → **переріз «1-1»**;
- позаду НГ → **переріз «2-2»**.

Введемо припущення:

$$V_0 \approx V_\infty; V_1 = \sqrt{V_\infty^2 + v_1^2}; V_2 = \sqrt{V_\infty^2 + v_2^2}$$

Згідно з теоремою про кількість руху запишемо:

$$T \cdot t = m \cdot v_2$$

Зміна кінетичної енергії маси повітря в перерізі струменя рівняється:

$$\Delta E = \frac{1}{2} m \cdot (V_2^2 + v_2^2 - V_0^2)$$

При цьому НГ для створення необхідної тяги виконує роботу:

$$A = T \cdot v_1$$

Підставивши рівняння роботи в рівняння кінетичної енергії і виконавши необхідні перетворення отримаємо:

$$v_2 = 2 \cdot v_1$$

Після виконання відповідних перетворень отримаємо рівняння для визначення тяги НГ на режимі косого обтікання

$$T = 2 \cdot \rho \cdot F_{HB} \cdot V_\Sigma \cdot v_i,$$

звідси індуктивна швидкість дорівнює:

$$v_i = \frac{T}{2\rho \cdot F_{HB} \cdot V_\Sigma} = \frac{p}{2\rho \cdot V_\Sigma}$$

З формули випливає, що при збільшенні швидкості польоту індуктивна швидкість зменшується, так як скорочується час взаємодії НГ з заданим об'ємом прокачуємого через нього повітря (рис 8.3.8).

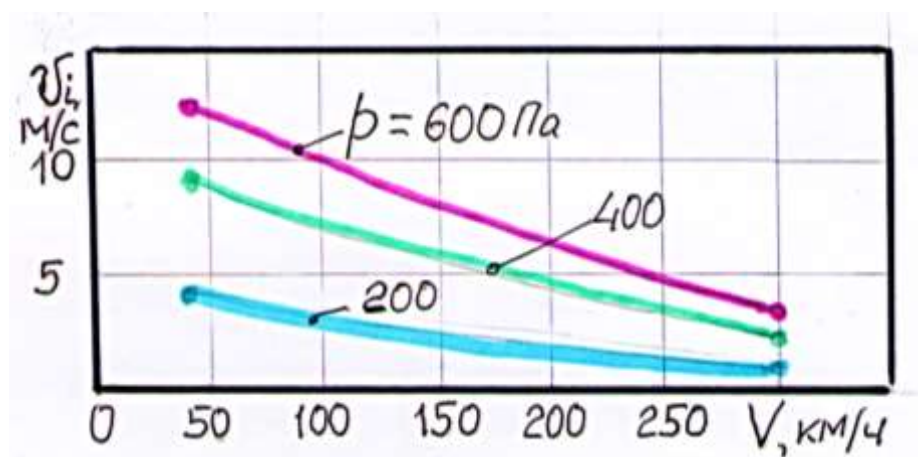


Рис 8.3.8 Графік залежності $v_i = f(V_\Sigma)$

Практичний інтерес представляє польот вертольоту з горизонтальною швидкістю набагато перевищующу індуктивну швидкість $V_\Sigma \gg v_i$, тоді:

$$v_i = \frac{P}{2\rho \cdot V_\Sigma}$$

Таким чином, *подвоєння індуктивної швидкості в площині обертання під НГ є основою імпульсної теорії створення тяги НГ для всіх режимів обтікання.*

8.3.3 Визначення індуктивних швидкостей по вихровий теорії.

8.3.3.1 Методи і види вихрової теорії

Існує кілька методичних підходів до розрахунку поля індуктивних швидкостей, створюваного лопатями *НГ* по вихровий теорії.

1 Лопасна вихрова теорія.

Відповідно до цієї теорії кожна лопать розглядається окремо від інших і характеризується своєю індивідуальною вихровою системою, що представляє собою сукупність приєднаних підковоподібних вихорів, що моделюють лопать, і вільну вихрову пелену.

2 Дискова вихрова теорія.

Відповідно до цієї теорії лопаті *НГ* замінюються активним диском із загальною для всього несущого гвинта вихровою системою.

При цьому, кожна вихрова теорія може бути:

- нелінійною;
- квазилинійною;
- лінійною.

а) Нелінійна теорія.

У даній теорії форма вільної вихрової пелени, розподіл на ній циркуляції і поле індуктивних швидкостей визначаються при одночасному спільному розв'язуванні задачі з розрахунком підйомної сили лопаті. Нелінійна вихрова теорія найбільш універсальна і застосовується при розрахунку поля індуктивних швидкостей на малих швидкостях польоту і на перехідних режимах польоту вертольота за допомогою **ЕОМ**.

б) Лінійна теорія.

У даній теорії впливом індуктивних швидкостей на рух вільних вихорів нехтують, тобто вважається, що вільна вихрова пелена зноситься від *НГ* з постійною швидкістю, яка дорівнює середньому значенню швидкості протікання через *НГ* повітряного потоку. Лінійна теорія застосовується при розрахунку режимів роботи *НГ* на великих швидкостях польоту вертольота.

в) Квазілінійну вихрова теорія.

У даній теорії вводиться припущення, що вільні вихори рухаються в однорідному повітряному потоці, швидкість якого приймається рівною сумі швидкостей незбуреного потоку і середньої, по *площині обертання НГ*,

індуктивної швидкості. Дана теорія дозволяє дещо простіше, ніж при нелінійній теорії, визначати поле індуктивних швидкостей на режимах малих швидкостей ГП вертольоту.

У лінійної і квазілинійної вихрових теоріях форма і положення вихрової пелени за *НГ* вважаються заздалегідь відомими і задаються.

При розрахунку аеродинамічних характеристик лопатей *НГ* по вихровій теорії використовується гіпотеза стаціонарності при якій вплив примикаючих до лопаті вихорів не враховується.

Індуктивну швидкість можна визначити використовуючись гіпотезою Глауерта:

$$v_i = v_0(1 + I \cdot r \cdot \cos\psi)$$

де

v_0 - середня по площині обертання *НГ* індуктивна швидкість, яка визначається за імпульсною теорією *НГ*, м / с;

I -- коефіцієнт індукції, який залежить від кута атаки (α_{HB}) і швидкості польоту вертольота.

При виконанні горизонтального польоту на граничних швидкостях коефіцієнт індукції приймається рівним $I = 1$, тоді формулу індуктивної швидкості можна спростити:

$$v_i = v_0(1 + r \cdot \cos\psi)$$

8.3.3.2 Індуктивний взаємовплив лопатей.

Взаємовплив лопатей одну на іншу визначається на основі вихрової теорії. Лопаті *НГ* рухаються в потоці повітря збуреними попереду ідучими лопатями. Основний вплив на аеродинамічні характеристики лопатей надають кінцеві вихрові шнури лопатей і результуючі вихрові шнури всього *НГ*. Кожен вихровий шнур навколо себе в незбуреному середовищі створює обертальний рух оточуючих його частинок повітря.

У вертольота середнього класу *Ми-8* циркуляція кінцевих вихорів які сходять з лопатей дорівнює $J(l) = 20 \text{ м/с}^2$, радіус вихору рівняється $r = 0,05 \text{ м}$, у вертольота важкого класу *Ми-6* циркуляція кінцевих вихорів що сходять з лопаті дорівнює $J(l) = 35 \text{ м/с}^2$, радіус вихору рівняється $r = 0,1 \text{ м}$. При цьому на межі ядра вихору індуктована вихором швидкість дорівнює $V(l) = 39 \text{ м/с}$.

Обтікання ділянки лопаті повітряним потоком, збуреними попереду лопатями викликає:

- збільшення профільного опору;
- зміни аеродинамічного навантаження в площині сили тяги;
- зміни аеродинамічного шарнірного моменту;

- зменшення критичного кута атаки;
- передчасний зрив потоку з верхньої поверхні профілю лопаті.

В результаті зближення і взаємодії лопатей *НГ* з кінцевими вихровими шнурами спостерігається:

- підвищений рівень динамічних напружень в лопатях;
- підвищений шум;
- підвищення змінних навантажень в системі управління *НГ* вертольота.

Повністю уникнути несприятливого взаємовпливу лопатей одна на одну неможливо, проте провідними вченими і науково-дослідними інститутами проводяться дослідні роботи по зменшенню впливу інтерференції лопатей одну на другу шляхом оптимізації частоти обертання *НГ*, форми закінцівок його лопатей, встановленням на кінцевих відсіках лопатей аеродинамічних перегородки, для руйнування вихорів, що сходять з кінцевих частин лопатей.