

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

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Принципи польоту Мі-2»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти
272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

Розділ 1: «Аеродинамічні характеристики вертольоту»

За темами: 1.1 «Аеродинаміка несучого гвинта»

1.2 «Аеродинамічні характеристики частин вертольоту»

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 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.

Розділ 1. Аеродинаміка вертольоту

Лекція 1.1 Аеродинаміка несучого гвинта

План лекції

1. Геометричні характеристики несучого гвинта
2. Кинематичні характеристики і режими роботи НГ
3. Фізична суть утворення тяги НГ
4. Тяга НГ при осьовому обтіканні
5. Тяга НГ при косому обтіканні
6. Тяга, момент опору і потужність, потрібна для НГ

Рекомендована література

Основна

Додаткова

1. Володко А.М. Вертолiт в ускладнених умовах експлуатації. КДУ, М., 2007.
2. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. М.,Воєнвидат МО СРСР, 1982.
3. Зозуля В.Б., Лалетин К.Н., Гученко Н.И. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-2. М., Повітряний транспорт, 1984
- 4.А.М. Володко и др. Вертольоти. М.Воєнвидат. 1992.
5. Алаян и др. Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. М.,Воєнвидат МО СРСР, 1973
6. Володко А.М. Безпека польоту вертольотів. М. Транспорт. 1981.
7. Базов Д.Н. Аеродинаміка вертольотів.М,"Транспорт,1972

Інформаційні ресурси в Інтернеті

- 8.<http://www.pegas-center.ru/assets/files/Documents/RLE/Практическая%20аэродинамика%20вертолета%20Ми-2.pdf>
9. <http://www.svvaul.ru/nashi-resursy/knigi-onlajn/aerodinamika/538-prakticheskaya-aerodinamika>
10. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Ромасевич В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. – 1982. pdf)
11. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Практическая аэродинамика Ми-8МТ.-Уч.метод.пособие.pdf)

1. Геометричні характеристики несучого гвинта

Несучим називається повітряний гвинт, тяга якого забезпечує створення як підйомної, так і рушійної сили, необхідних для виконання польоту вертольота у будь-якому напрямі.

Несучі гвинти, що несуть, мають механічний привід від поршневих, так і від газотурбінних двигунів. Усі гвинти, що несуть, мають осесиметричні конструкції, а *віссю симетрії є вісь валу НГ*. Площина, перпендикулярна осі валу НВ і що проходить через центр втулки, називається *площиною обертання* (чи конструктивною площиною обертання).

Аеродинамічні характеристики НГ істотно залежать від способу кріплення лопатей втулки. Найбільш поширеним є шарнірне кріплення лопатей до втулки. Такі гвинти зазвичай мають три шарніри:

- *осьовий шарнір* (ОШ), що дозволяє змінювати кут установки лопатей;
- *горизонтальний шарнір* (ГШ), що забезпечує крутений рух лопатей.

Площина, що проходить через вісь НВ і перпендикулярна площині обертання називається *площиною взмаху*. Кут між подовжньою віссю лопаті і площиною помаху - β .

- *вертикальний шарнір* (ВШ), що забезпечує коливальний рух лопатей в площині обертання. Кут повороту лопаті в площині обертання називається кутом випередження (відставання) - ξ .

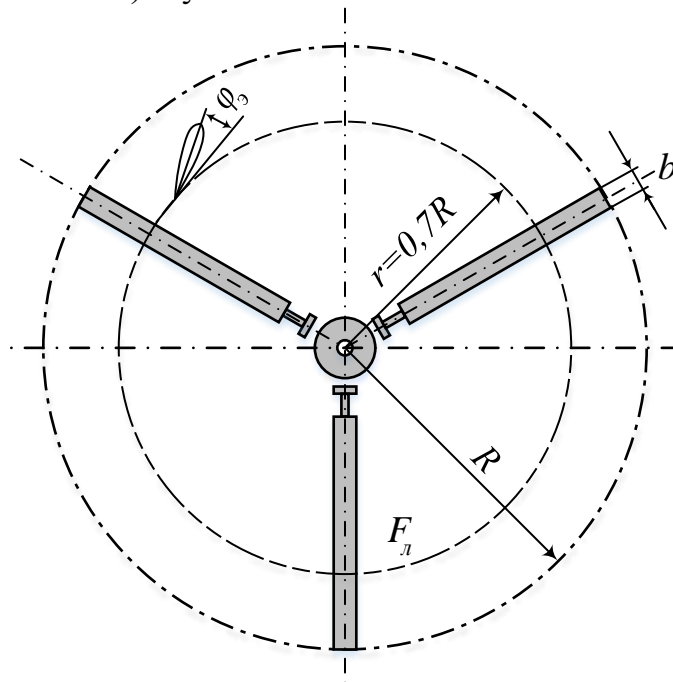


Рисунок 1. Геометричні характеристики НВ

Геометричні характеристики НВ - це величини, що визначають розміри лопатей і НВ в цілому:

- радіус НВ - R ($D=2r$);
- відстань від осі обертання до довільного перерізу лопаті - r ;
- відносний радіус -, переріз називається *характерним*;

- ометаемая площа НВ – $F_{OM} = \pi R^2 = \frac{\pi D^2}{4}$;

- питоме навантаження на ометаемую площу – $p = \frac{m_{взл}}{F_{OM}}$;

- площа лопаті в плані -

$F_{\text{л}} = bR$ (прямоугольная лопасть); $F_{\text{л}} = b_{\text{cp}} R$ (трапецевидная);

- відношення сумарної площі лопатей до ометаемой площі називається

коефіцієнтом заповнення $\sigma = \frac{kF_{\text{л}}}{F_{OM}} = \frac{kb_{\text{cp}}}{\pi R}$; k – кількість лопатей;

- кут між площиною обертання і хордою елементу лопаті називається настановним кутом (φ_0). Настановний кут на $\bar{r} = 0,7$ називається кроком НГ.

Елементи лопаті по її розмаху, для вирівнювання аеродинамічних сил мають різні кути установки, це називається "геометричним скрученістю" (рис.2);

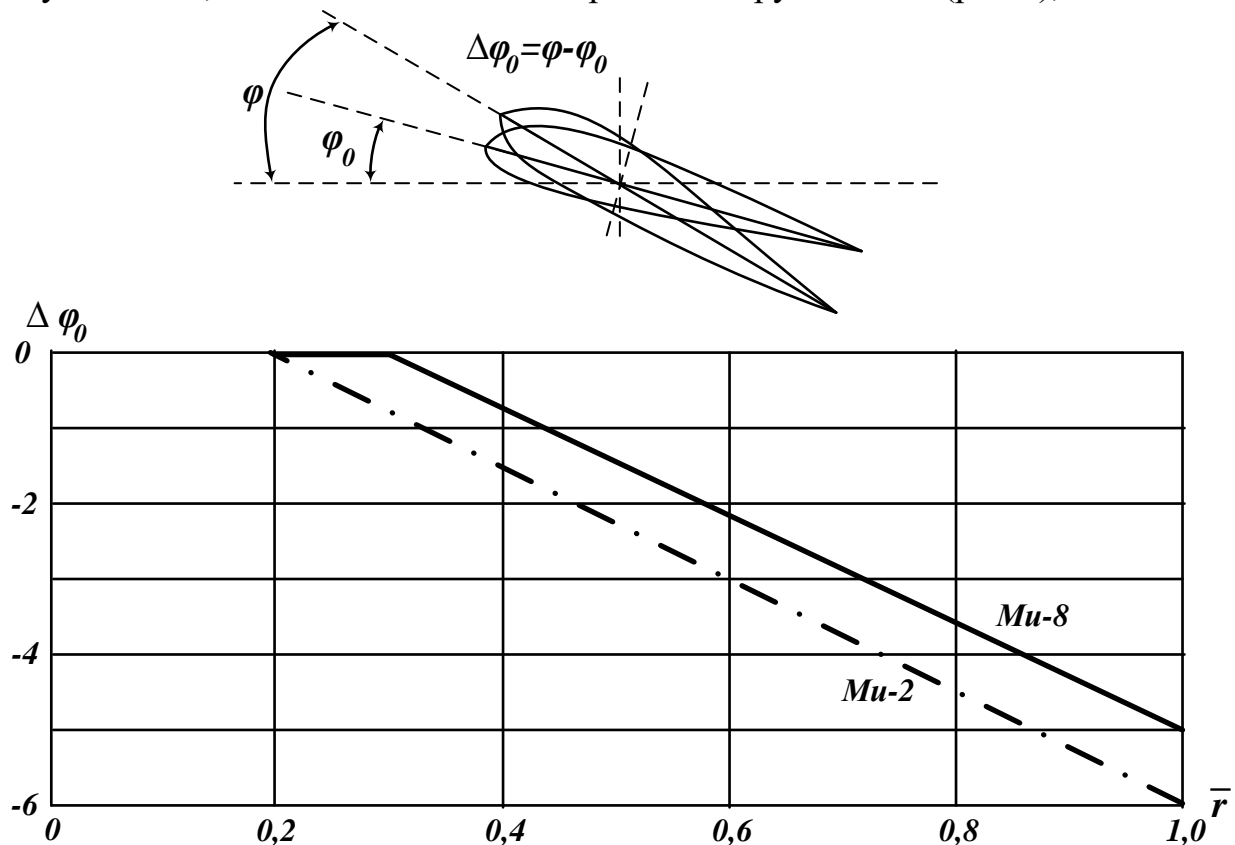


Рисунок 2. Геометрична скрученість лопаті

Аеродинамічні характеристики НГ великою мірою залежать від профілю лопаті. Для лопатей НГ застосовуються профілі з високими властивостями, що несуть, і високі значення, що мають, $\alpha_{кр}$ і $M_{кр}$. Найбільшою мірою цим вимогам задовольняють профілі NASA - 230m, ЦАГИ П- 59 і деякі інші.

Т.к. профілі по розмаху лопаті працюють в різних умовах обтікання, то окрім зміни кутів установки, профілі по розмаху мають різну відносну товщину (рис.3)

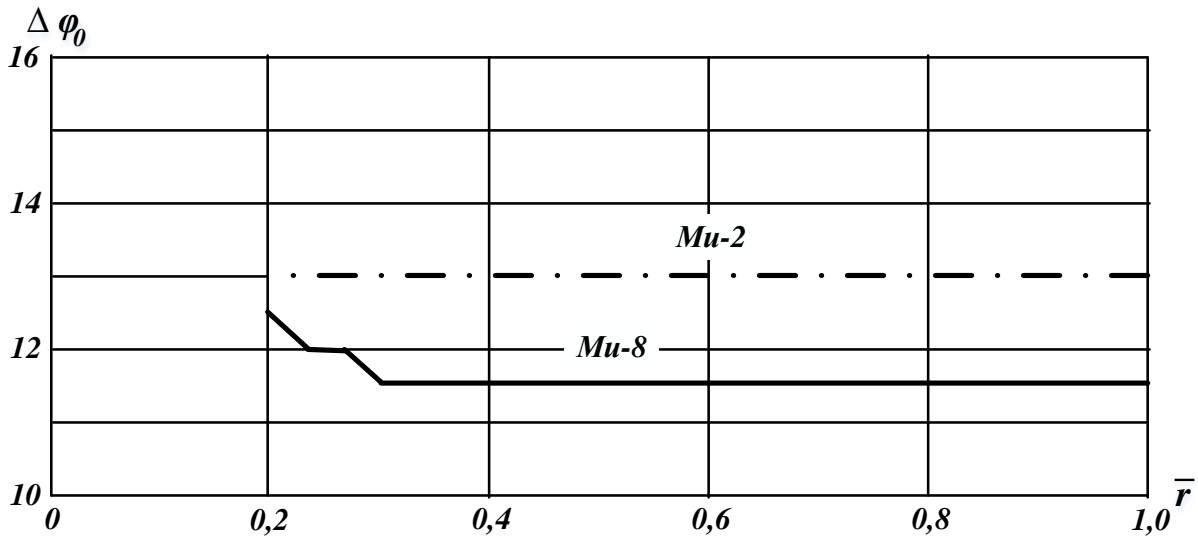


Рисунок 3. Відносна товщина профілів по розмаху лопатей

Зменшення відносної товщини забезпечує збільшення критичного числа M і зменшення хвильового опору.

2. Кінематичні характеристики і режими роботи НГ

Аеродинамічні сили НГ залежать не лише від геометричних розмірів, але і від положення гвинта і лопатей відносно вектору швидкості польоту. Це визначається кінематичними характеристиками - кутом азимутного положення лопатей, кутовою швидкістю обертання НГ і кутом атаки НГ.

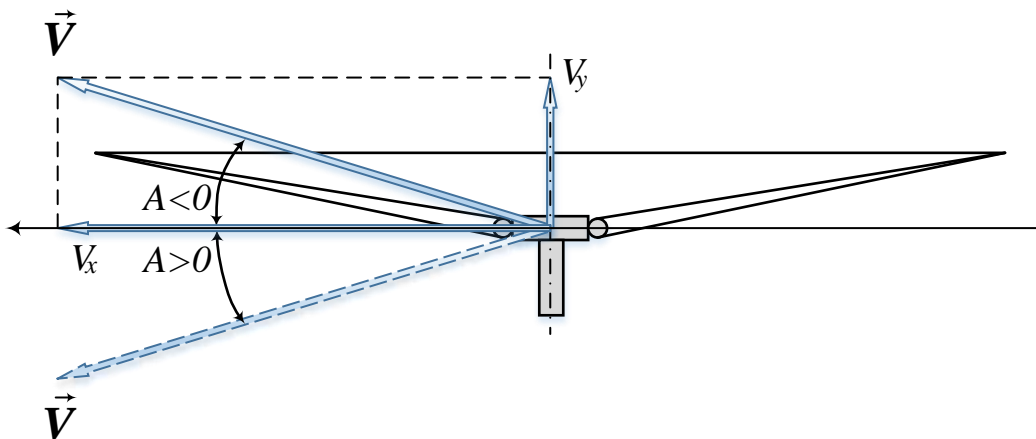


Рисунок 4. Кут атаки НВ

Кутом атаки НГ називається кут між площиною обертання НГ і вектором швидкості польоту.

Проекція вектору швидкості \vec{V} на площину обертання $V_x = V \cos A$ називається тангенціальною швидкістю.

Відношення $\mu = \frac{V \cos A}{\omega R}$ називається *характеристикою роботи НГ*. Можливі

умови роботи НГ розділяються на два режими:

- осьове обтікання: $|A| = 90^\circ$; $\mu = 0$
- косе обтікання: $|A| \neq 90^\circ$; $\mu > 0$

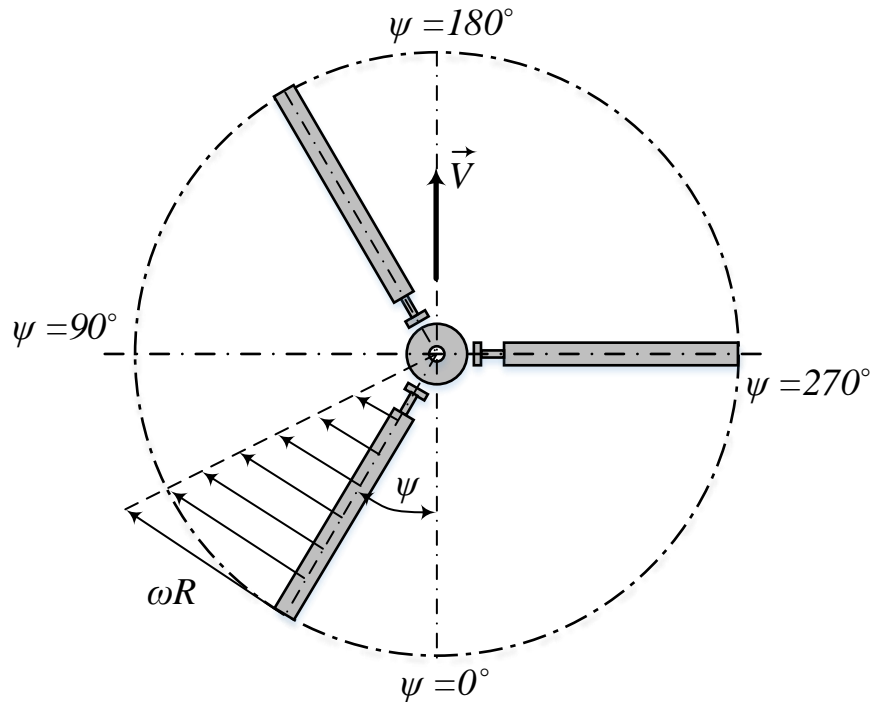


Рисунок 5. Азимутальне положення лопатів

Кут азимутного положення лопаті - це кут між початком відліку ($\psi = 0^\circ$) і подовжньою віссю лопаті.

Лопаті, азимути яких проходять в даний момент, від 0° до 180° називаються такими, що настають, а в азимутах від 180° до 360° - відступаючими. Окружна швидкість кінця лопаті $u = \omega R$, окружна швидкість елементу - ωr .

3. Фізична суть утворення тяги НГ

При роботі НГ на місці тяги (T) утворюється за рахунок того, що його лопаті відкидають повітря. При цьому елементи лопаті розтинають повітря з різними швидкостями, пропорційними їх відстані r від осі обертання. Тягою є сила реакції відкидання повітря. На місці відкиданого повітря в результаті зниження статичного тиску індукується приплив нових мас повітря. Тобто, над НГ утворюється зона підсосу повітря із швидкістю v_1 , яка називається *швидкістю підсосу* або *індуктивною швидкістю*. Елементи лопаті повідомляють потоку повітря додаткову кінетичну енергію, в результаті він відкидається від НВ із швидкістю v_2 , яка називається *швидкістю відкидання*. Під площиною обертання НВ утворюється зона підвищеного тиску.

Струмінь під гвинтом звужується, а на відстані від гвинта радіус $\sim (R \div 2R)$ - струменя рівний $r = 0,7R$. Тиск в струмені у міру видалення від гвинта зменшується, а швидкість відкидання збільшується, досягаючи значення $v_2 = 2v_1$.

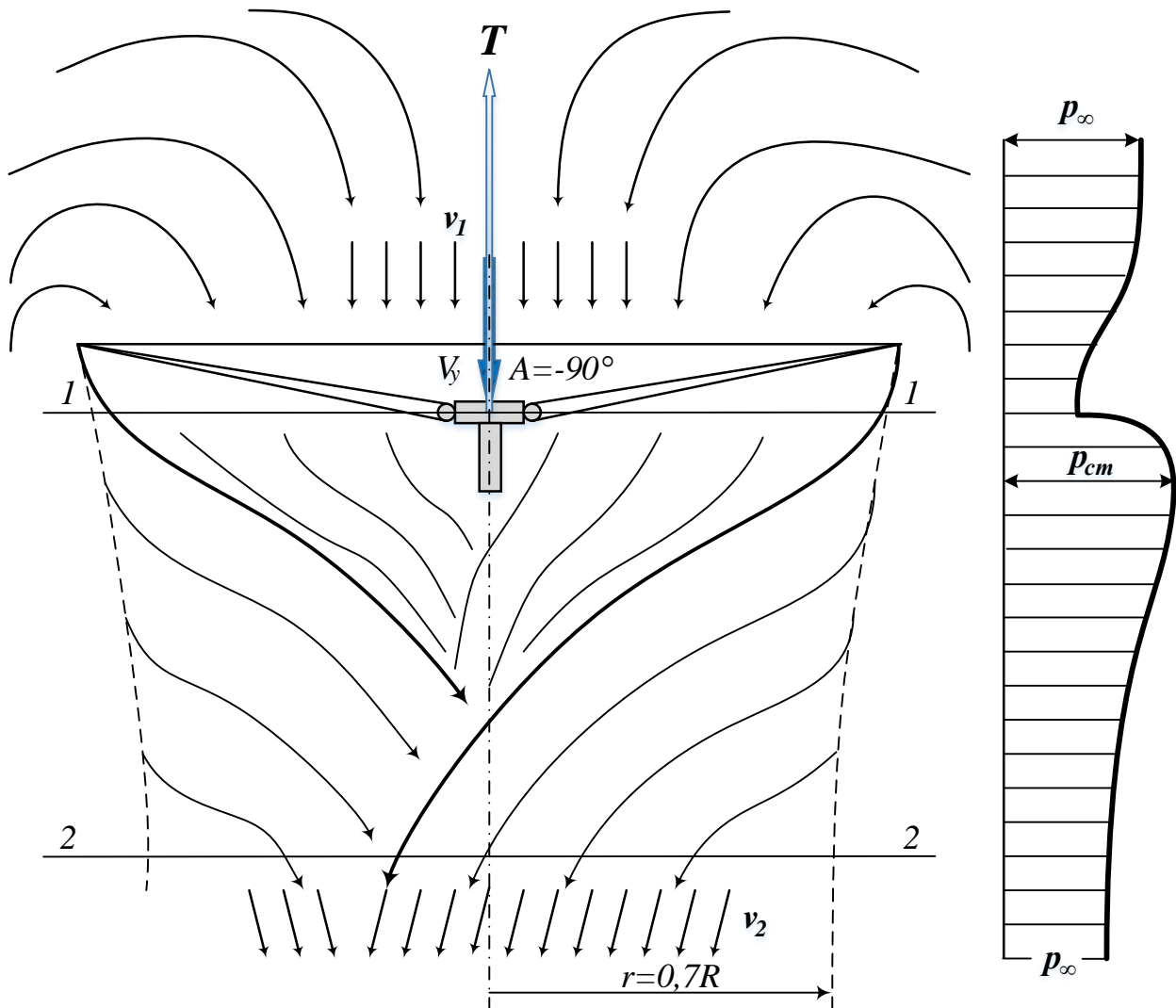


Рисунок 6. Картина руху повітря і зміна середнього тиску по перерізу струменя уздовж осі при роботі НВ на місці

При косому обтіканні гвинт, що обертається, рухається із швидкістю V , надає повітрю додаткову енергію, середні індуктивні швидкості в якій позначаються v_1 і v_2 . Картина обтікання при цьому (рис.7) не є осесиметричною, за рахунок чого повна аеродинамічна сила, що утворюється, утворює не лише тягу НГ (T), але і подовжню силу (H), аналогічну опору, а за бічного відхилення струменя із-за закручування потоку з'являється і бічна сила (S), тобто вектор повної аеродинамічної сили відхиляється назад і убік від осі валу НГ. Але, оскільки кут відхилення невеликий (декілька градусів), то можна вважати, що $R_{HB} \approx T$.

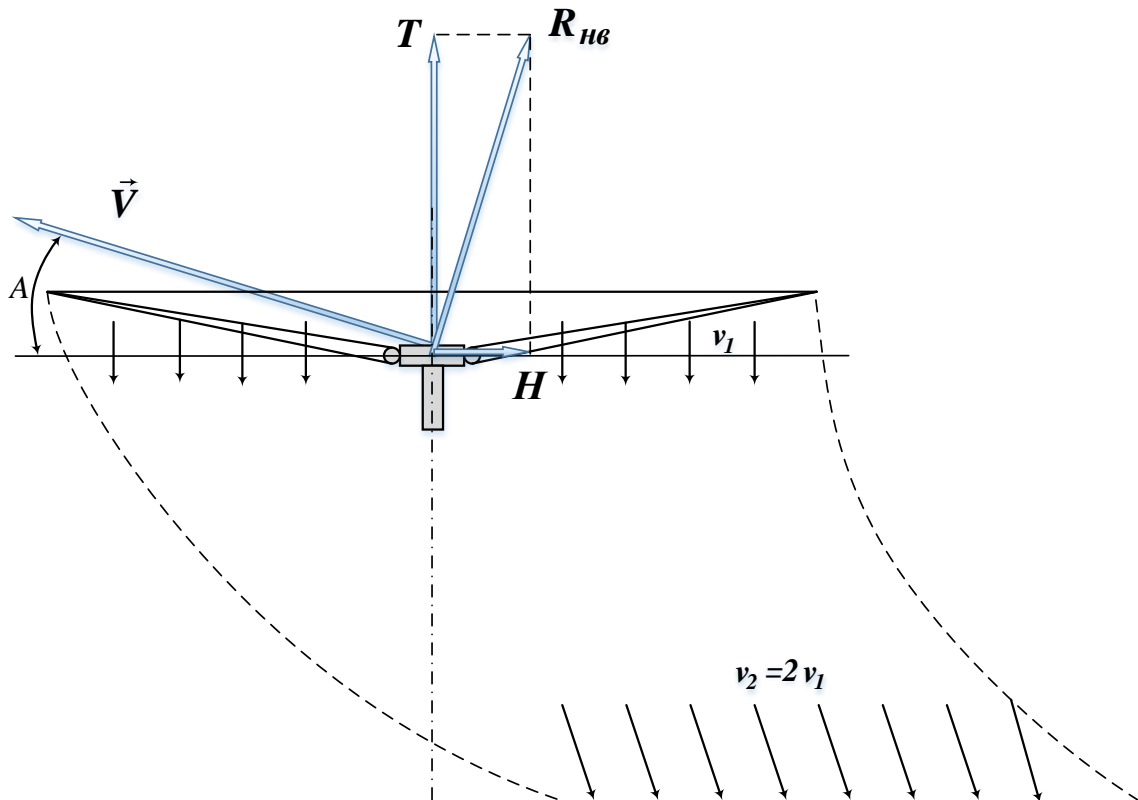


Рисунок 7. Картина руху повітря при косому обтіканні

4. Тяга НГ при осьовому обтіканні

При осьовому обтіканні, у разі, коли НГ рухається вгору з вертикальною швидкістю V_Y .

Під дією НГ потік повітря в перерізі 1-1 рухається відносно гвинта із швидкістю $V_Y + v_1$, а в перерізі 2-2 - із швидкістю $V_Y + v_2$. Зміна секундної кількості маси повітря m_c , що проходить через НВ, рівна:

$$m_c (V_Y + v_2) - m_c V_Y = m_c v_2$$

Секундний імпульс тяги T_{uo} , що розвивається ідеальним гвинтом, дорівнює цій зміні кількості руху :

$$T_{uo} = m_c v_2, \text{ але: } m_c = \rho F_{om} (V_Y + v_1), \text{ тоді } T_{uo} = \rho F_{om} v_2 (V_Y + v_1).$$

оскільки, $v_2 = 2v_1$ те $T_{uo} = 2\rho F_{om} v_1 (V_Y + v_1)$.

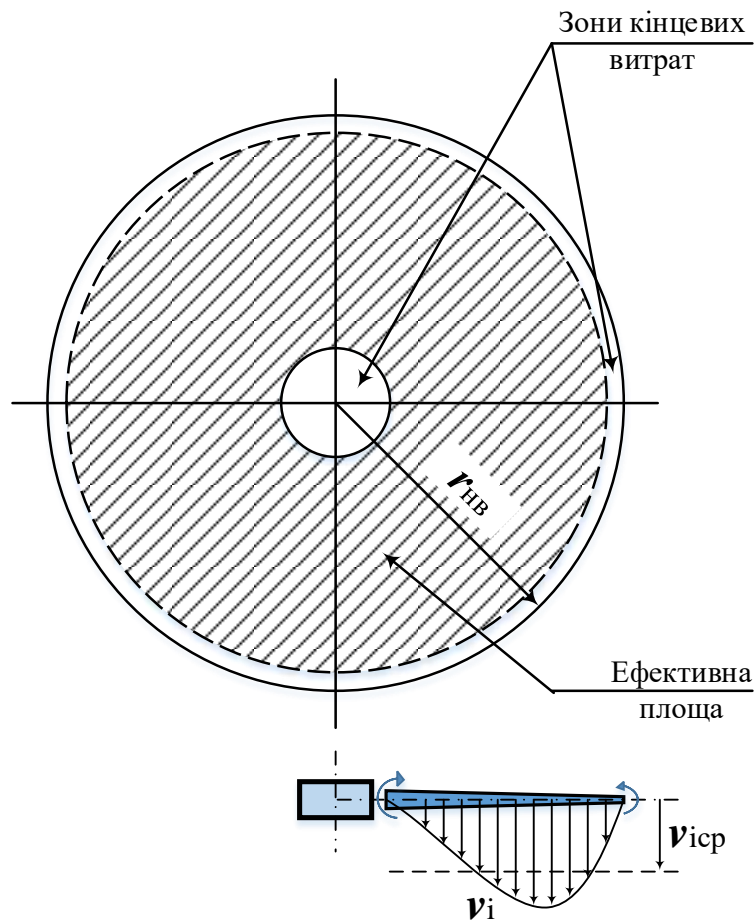
При роботі на місці ($V_Y = 0$) : $T_{uo} = 2\rho F_{om} v_1^2$.

Це рівняння дозволяє виразити індуктивну швидкість, яку повинен повідомити повітря ідеальний НГ на висінні вертольота масою m залежно від питомого навантаження $p = \frac{mg}{F_{om}} \approx \frac{T_{uo}}{F_{om}}$:

$$v_1^* = \sqrt{\frac{T_{uo}}{2\rho F_{om}}} = \sqrt{\frac{p}{2\rho}} = 2\sqrt{\frac{p}{\Delta}} \quad (\text{т.к. } \rho = \rho_0 \Delta = \Delta/8)$$

У реального гвинта, на відміну від ідеального, існують втрати тяги на тертя, профільний опір і втрати із-за перетікання повітря на кінцях лопатей.

Кінцеві і комлевые втрати враховують коефіцієнтом використання ометаємой площі χ .



Малюнок 8. До визначення коефіцієнта використання ометаємой площі

Тоді, тяга реального гвинта при роботі на місці: $T = 2\rho F_{ом} \chi v_1^2$, а індуктивна швидкість підсосу: $v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho \chi F_{ом}}}$ ($\chi = 0,85-0,92$).

5. Тяга НВ при косому обтіканні

При косому обтіканні (у разі польоту із швидкістю V) секундна масова витрата рівна: $m_c = \rho F_{ом} V$. Тоді тяга ідеального гвинта при косому обтіканні:

$$T_{ид} = 2\rho F_{ом} V v_1$$

v_1 - середня індуктивна швидкість підсосу.

А тяга реального НГ з урахуванням кінцевих втрат: $T = 2\rho F_{ом} \chi V v_1$, тобто, тяга НГ за інших рівних умов збільшується у міру зростання швидкості при кутах атаки НГ $A = \pm 20^\circ$, що пояснюється збільшенням секундної маси повітря, що проходить через ометаєму площу.

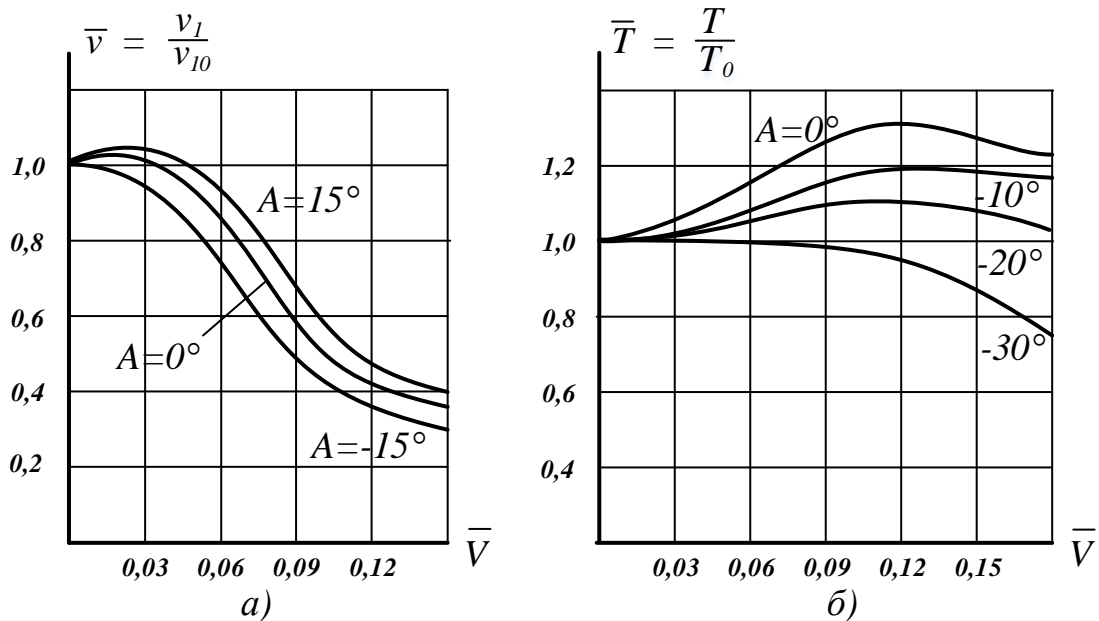


Рисунок 9. Залежність відносної індуктивної швидкості (а) і відносної тяги (б) від відносної швидкості польоту і кута атаки

Проте, зростання тяги відбувається до деякої швидкості, рівної 110-130 км/год у сучасних вертольотів. Подальше збільшення швидкості призводить до падіння тяги НВ. Причинами цього відбувається по-перше, із-за зменшення середніх індуктивних швидкостей v_l внаслідок появи зони зворотного обтікання на відступаючих лопатях, а по-друге, внаслідок того, що не уся маса повітря, що проходить між лопатями, не бере участь в створенні аеродинамічних сил.

Зміна індуктивних швидкостей і тяги від швидкості польоту і кута атаки зручно оцінювати відносно їх значень при роботі гвинта на місці (v_{l0} і T_0), тобто відносними величинами $\bar{v}_1 = \frac{v_l}{v_{l0}}$ і $\bar{T} = \frac{T}{T_0}$, де v_{l0} - середня індуктивна швидкість підсосу, а T_0 - тяга НГ при роботі на місці. На рисунку 9 показаний характер зміни відносних індуктивних швидкостей і тяги залежно від відносної швидкості польоту $\left(\bar{V} = \frac{V}{\omega R}; \omega = const \right)$ для різних кутів атаки.

З рисунків видно, що при негативних кутах атаки, що перевищують за абсолютною величиною $\sim 30^\circ$, збільшення швидкості із самого початку викликає зменшення тяги внаслідок зменшення індуктивних швидкостей. Це відбувається із-за зменшення кутів атаки при збільшенні складової швидкості польоту $V_y = V \sin A$.

6. Тяга, момент опору і потужність, потрібна для НГ

Імпульсна теорія дозволяє визначити тягу НГ, але не дає можливість визначити таку важливу аеродинамічну характеристику, як момент опору НГ. Цю характеристику, як і тягу НГ і потужність, потрібну НГ, дозволяє визначити теорія елемента лопаті, в якій аеродинамічні характеристики визначаються на підставі

підсумовування елементу лопаті. На підставі цієї теорії тяга НГ визначається виразом:

$$T = \int_0^R k dT_s = C_{Y7} \frac{\rho \omega^2}{2} kb \int_0^R r^2 dr = \frac{1}{6} C_{Y7} \rho \omega^2 R^3 kb$$

З іншого боку, тяга виражається за допомогою коефіцієнта тяги :

$$\frac{1}{6} C_{Y7} \rho \omega^2 R^3 kb = C_T \frac{\rho (\omega R)^2}{2} F_{OM}$$

Звідки, враховуючи, що $kb/\pi R = \sigma$, отримаємо:

$$C_T = \frac{\sigma}{3} C_{Y7}$$

Т.е., між середнім коефіцієнтом підйомної сили і коефіцієнтом тяги існує однозначна залежність. З приведених формул видно, що тяга НГ пропорційна щільності повітря (а отже, висоті польоту і температурі повітря), оборотам НГ і куту установки лопатей. Залежності $C_{Y7} = f(\alpha)$ і $C_T = f(\varphi_{OШ})$ показані на рис.10:

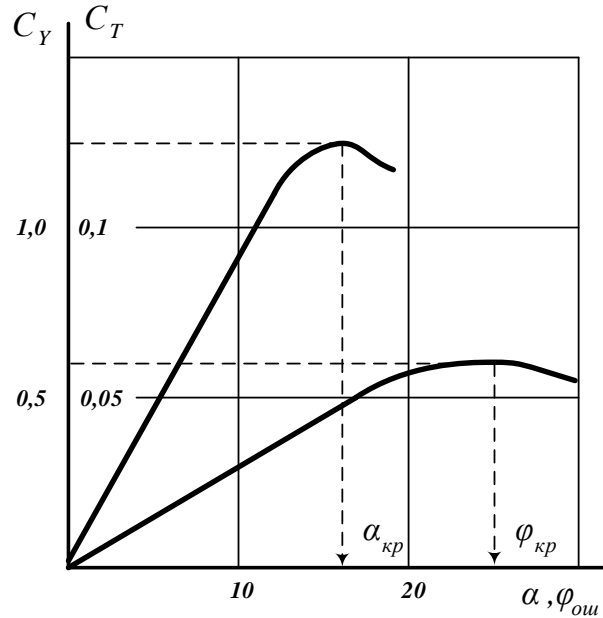


Рисунок 10. Залежності $C_{Y7} = f(\alpha)$ і $C_T = f(\varphi_{OШ})$

Момент відносно осі НВ від сили опору елементу лопаті :

$$dM_{conp} = dX_{эл} r = C_{Xp} \frac{\rho (\omega r)^2}{2} k b r dr + C_Y \frac{\rho (\omega r)}{2} V_1 k b r dr$$

Тоді, момент опору НГ з прямокутними лопатями рівний:

$$\begin{aligned} M_{conp} &= C_{Xp7} \frac{\rho \omega^2}{2} kb \int_0^R r^3 dr + C_{Y7} \frac{\rho \omega}{2} (V_1)_7 kb \int_0^R r^2 dr = \\ &= \left[\frac{\sigma}{4} C_{Xp7} + \frac{\sigma}{3} C_{Y7} (\bar{V}_1)_7 \right] \frac{\rho (\omega R)^2}{2} F_{OM} R, \text{ где } (\bar{V}_1)_7 = \frac{(V_1)_7}{\omega R} \end{aligned}$$

Вираз, що стоїть в прямих дужках, є коефіцієнтом моменту опору обертанню (чи коефіцієнтом потрібного моменту, що крутить) - $m_{кр}$:

$$m_{кр} = \frac{\sigma}{4} C_{xp7} + \frac{\sigma}{3} C_{y7} (\bar{V}_1)_7 = m_{кр.пр} + m_{кр.инд}$$

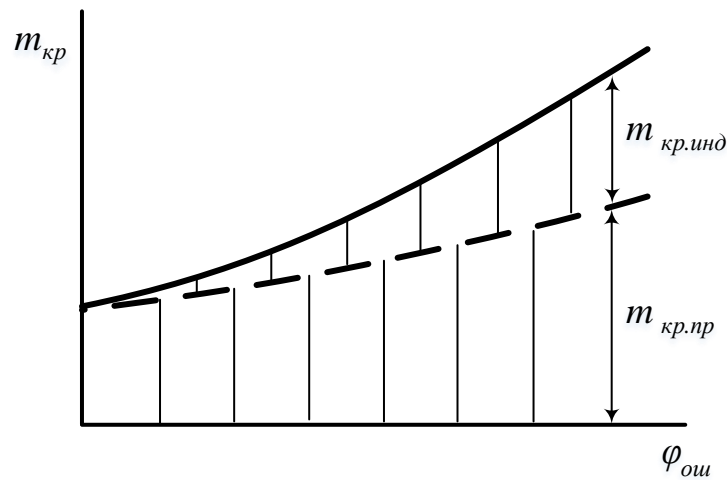


Рисунок 11. Залежність коефіцієнта моменту опору від кроку НГ

Коефіцієнти моменту, що крутить: $m_{кр.пр} = \frac{\sigma}{4} C_{xp7}$ і $m_{кр.инд} = \frac{\sigma}{3} C_{y7} (\bar{V}_1)_7$ залежать від кута установки так само як і профільний і індуктивний опір елементу лопаті від кута атаки.

Потужність, яку потрібно підводити до валу НВ, тобто потужність, потрібна для створення заданої тяги :

$$N_{II} = M_{кр} \omega = M_{conp} \omega$$

Лекція 1.2 Аеродинамічні характеристики частин вертольота

План лекції

1. Особливості аеродинамічного компоновання вертольота одnogвинтової схеми
2. Рульовий гвинт: призначення і робота
3. Фюзеляж вертольота: аеродинамічні сили, які виникають при обдуванні індуктивним і набігаючим потоками, аеродинамічні характеристики
4. Стабілізатор: призначення і робота
5. Киль: призначення і робота

Рекомендована література

Основна

Додаткова

1. Володко А.М. Вертолiт в ускладнених умовах експлуатації. КДУ, М., 2007.
2. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. М.,Военвидат МО СССР, 1982.
3. Зозуля В.Б., Лалетин К.Н., Гученко Н.И. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-2. М., Повітряний транспорт, 1984
4. А.М. Володко и др. Вертольоти. М.Военвидат. 1992.
5. Алаян и др. Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. М.,Военвидат МО СРСР, 1973
6. Володко А.М. Безпека польоту вертольотів. М. Транспорт. 1981.
7. Базов Д.Н. Аеродинаміка вертольотів.М,"Транспорт,1972

Інформаційні ресурси в Інтернеті

8. <http://www.pegas-center.ru/assets/files/Documents/RLE/Практическая%20аэродинамика%20вертолета%20Ми-2.pdf>
9. <http://www.svvaul.ru/nashi-resursy/knigi-onlajn/aerodinamika/538-prakticheskaya-aerodinamika>
10. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Ромасевич В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. – 1982. pdf)
11. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Практическая аэродинамика Ми-8МТ.-Уч.метод.пособие.pdf)

1. Особливості аеродинамічного компонування вертольота одnogвинтової схеми

Характерною особливістю вертольота одnogвинтової схеми є наявність рульового гвинта (РГ), який призначений: по-перше, для урівноваження реактивного моменту НГ на моторних режимах польоту, по-друге, для путнього управління вертольотом.

Окрім того, що несучий і рульового гвинтів основними конструктивними частинами вертольота, що роблять вплив на його аеродинаміку і льотні характеристики, являються:

- фюзеляж (включаючи хвостову балку, шасі і зовнішні паливні баки);
- кінцева балка (кіль); - стабілізатор.

Хвостова і кінцева балки призначені для винесення рульового гвинта, для створення необхідного плеча тяги РГ, щоб забезпечити урівноваження реактивного моменту НВ: $M_{P_{HВ}} = T_{P_{РГ}} l_{P_{РГ}}$.

2. Рульовий гвинт: призначення і робота

Рульовий гвинт, також як і НГ, може працювати як в осьовому, так і в косому режимах обтікання. Так як для управління вертольотом потрібна зміна величини і напрямку тяги РГ, то її лопаті мають симетричний профіль і осьовий шарнір, що дозволяє змінювати крок лопатей РГ. Окрім тяги РГ створює реактивний момент, що має ту ж природу, що і реактивний момент НГ.

Тяга рульового гвинта визначається по такій же формулі, що і несучий гвинт:

$$T_{P_{РГ}} = C_{T_{P_{РГ}}} \frac{\rho (\omega_{P_{РГ}} R_{P_{РГ}})^2}{2} F_{P_{РГ}}$$

На тягу РГ істотно позначається так звана інтерференція - взаємний вплив несучого і рульового гвинтів за наявності фюзеляжу і кіля. Умови роботи РГ і величина його тяги залежить від поєднання індуктивного потоку НГ і обертання РГ. Якщо напрям окружної швидкості лопатей РГ співпадає з напрямом індуктивної швидкості НГ (наприклад, як у вертольота Мі-2), то тягові характеристики внутрішньої частини диска РГ погіршуються внаслідок взаємодії вихрових шнурів несучого і рульового гвинтів. За наявності вітру 8-10 м/с на висінні і при розворотах на висінні з великою кутовою швидкістю цей ефект посилюється, в ще більшому ступені знижуючи тягу РГ. Також негативний вплив взаємодії вихрових систем НГ і РГ посилюється на малих висотах висіння внаслідок відображення індуктивного потоку НГ від землі. При виконанні горизонтального польоту або зниження з ковзанням ефект інтерференції вихрових систем НГ і РГ також погіршує умови роботи РГ, викликаючи характерні вібрації.

3. Фюзеляж вертольота: аеродинамічні сили, які виникають при обдуванні індуктивним і набігаючим потоками, аеродинамічні характеристики

Фюзеляж вертольота, залежно від кута атаки і кута ковзання здатний створювати підйомну силу, силу лобового опору і бічну силу. Найбільш важливою аеродинамічною характеристикою фюзеляжу є сила лобового опору :

$$X_{\phi} = \bar{C}_{x\phi} \frac{\rho V^2}{2} F_{OM}; (\bar{C}_{x\phi} = C_{x\phi} \frac{S_{mid}}{F_{OM}})$$

де S_{mid} - площа міделя фюзеляжу.

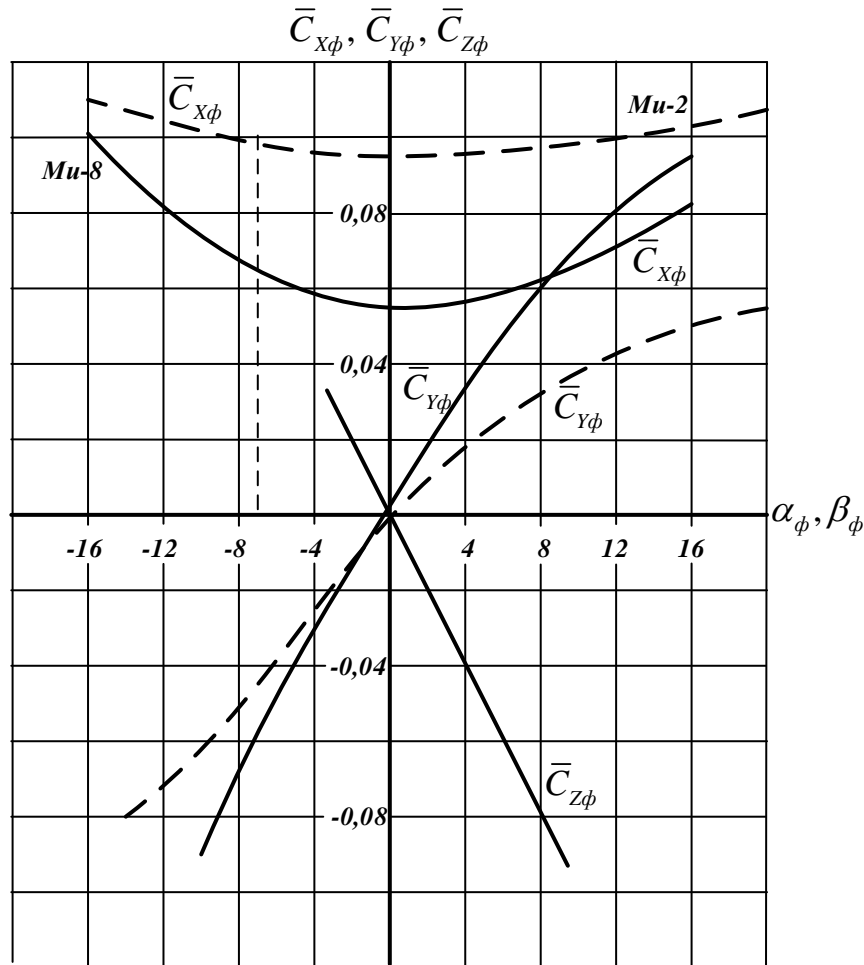


Рисунок 1. Залежність коефіцієнтів лобового опору і підйомної сили фюзеляжу (при $\varphi_{CT} = 0^\circ$) вертольотів Ми- 2 і Ми- 8 від кута атаки, а також коефіцієнта бічної сили фюзеляжу вертольота Ми- 8 від кута ковзання (при $\alpha_{\phi} = 0^\circ$)

Аналогічно визначається підйомна і бічна сили:

$$Y_{\phi} = \bar{C}_{y\phi} \frac{\rho V^2}{2} F_{OM}; Z_{\phi} = \bar{C}_{z\phi} \frac{\rho V^2}{2} F_{OM};$$

Коефіцієнт лобового опору на негативних кутах росте більше інтенсивно, ніж на позитивних. Це відбувається із-за попадання частини хвостової балки в зону гальмування потоку за фюзеляжем на позитивних кутах атаки. Шасі і інші елементи конструкції, що виступають в потік, збільшують опір фюзеляжу на 30-40%.

На висінні і вертикальних режимах польоту обдування фюзеляжу індуктивним потоком створює вертикальну силу опору.

За фюзеляжем спостерігається не лише гальмування потоку, але і його скіс. При ковзанні за фюзеляжем виникає бічний скіс потоку. Скоси потоку за фюзеляжем, залежні від кута атаки і ковзання, впливають на роботу стабілізатора,

кіля і РГ а, отже, на балансування вертольота. Фюзеляж також істотно впливає на роботу НГ, особливо якщо площа обертання НГ близько розташована до фюзеляжу і хвостової балки. Для поліпшення умов роботи НГ і зменшення опору на крейсерських режимах польоту вісь валу НВ зазвичай нахиляють вперед відносно вертикальній осі фюзеляжу на 4-5°.

4. Стабілізатор: призначення і робота

Основним призначенням стабілізатора є поліпшення подовжньої стійкості вертольота. Стабілізатор працює аналогічно крилу, тобто створює підйомну силу і силу опору. Стабілізатор вертольота працює як на позитивних, так і на негативних кутах атаки, тому на них, як правило, використовується симетричні профілі.

Аеродинамічні сили стабілізатора, внаслідок його невеликої площі, малі і на баланс сил впливу не роблять. Проте, через те, що вони діють на значному плечі відносно центру мас вертольота, стабілізатор робить істотний вплив на баланс подовжніх моментів вертольота.

При польоті вперед кути атаки стабілізатора майже на усіх режимах негативні і сила Y_{CT} створює момент, що кабірує, збільшує кут тангажу.

На висінні в штиль і на малих швидкостях польоту стабілізатор потрапляє в поле індуктивних швидкостей від НВ. При цьому на ній виникає сила Y_{CT} , спрямована вниз, створюючи момент, що кабірує, та утрудняє балансування вертольота на цих режимах. Величина Y_{CT} пропорційна квадрату індуктивної швидкості v_I :

$$Y_{CT} = C_{Y_{CT}} \frac{\rho v_I^2}{2} S_{CT}$$

Залежність коефіцієнта нормальної сили від кута атаки приведена на рис.2:

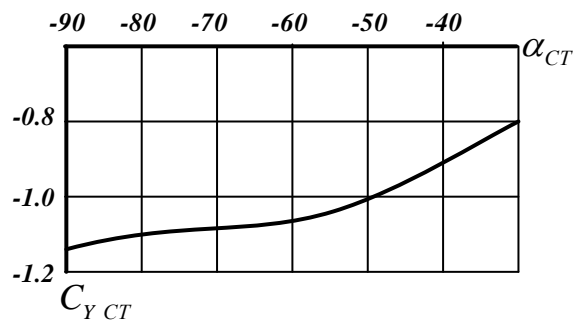


Рисунок 2. Залежність коефіцієнта нормальної сили стабілізатора від його кута атаки (для великих α_{CT}).

Для зниження шкідливого впливу моменту стабілізатора, що кабірує, на балансування вертольота на багатьох сучасних вертольотах стабілізатор виносять із зони впливу індуктивного потоку НВ, розміщуючи його на килі, або зміщуючи назад, вкінець хвостової балки (рис.3б) :

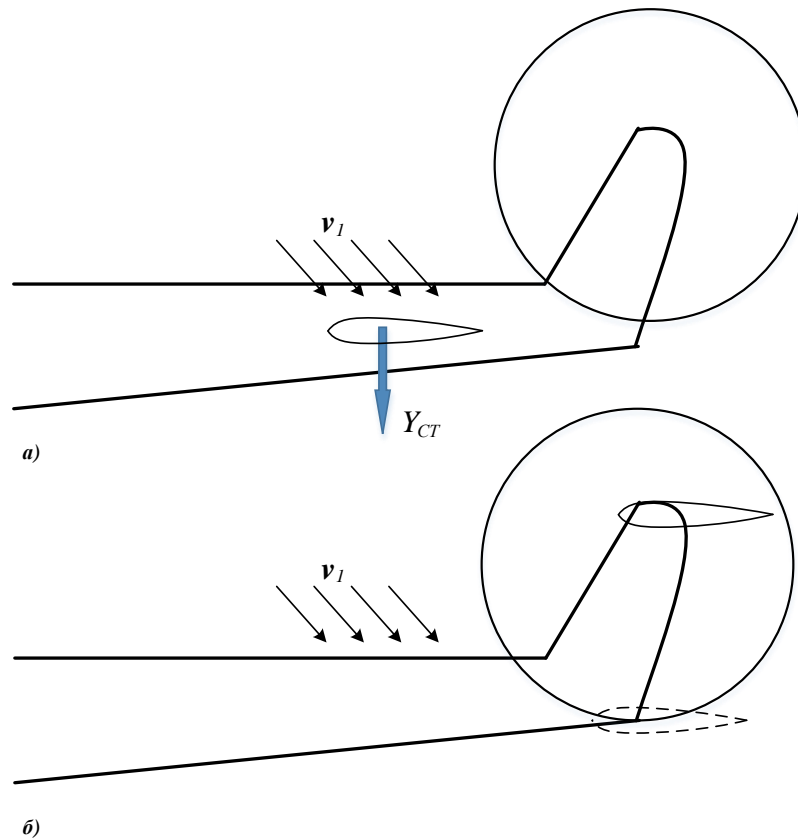


Рисунок 3. Розміщення стабілізатора в зоні (а) і поза зоною дії індуктивного потоку НВ

5. Кіль: призначення і робота

На сучасних вертольотах кінцева балка розвинена в кіль, що має аеродинамічний профіль. Це дозволяє підвищити путню стійкість вертольота і розвантажити рульовий гвинт, знижуючи тим самим, споживану ним потужність. Створювана ним бічна сила Z_K , спрямована у бік T_{PG} , розвантажує рульовий гвинт, створюючи на великих швидкостях польоту до 20-30% від величини тяги РГ.

Для ефективного розвантаження РГ кіль конструктивно повертають на $\varphi_k = 5-6^\circ$ відносно площини симетрії фюзеляжу. Сила Z_K залежить від кута ковзання і, в деякій мірі, від кута атаки фюзеляжу. На позитивних кутах атаки кіль дещо затінюється хвостовою балкою, внаслідок чого сила Z_K при тому ж вугіллі ковзання знижується.

При розворотах на висінні кіль робить демпфуючий вплив, запобігаючи розвитку мимовільного розвороту вертольота.