

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

Циклова комісія аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни

«Загальні знання дистанційно пілотованих повітряних суден:

Аеродинаміка та динаміка польотів безпілотних літальних
апаратів» обов'язкових компонент

освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Авіаційний транспорт (Оператор безпілотних літальних апаратів)

272: Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 5. 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 авіаційного і радіоелектронного обладнання, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

ЛЕКЦІЯ 5.1: Особливості роботи НГ при вертикальному і косому режимах обтікання

План лекції:

- 1 Особливості роботи НГ при вертикальному і косому режимах обтікання
- 2 Сили і моменти , що діють на лопаті НГ
- 3 Динаміка лопаті в площині Тяги НГ
- 4 Динаміка лопаті в площині обертання НГ
- 5 Фізична сутність небезпечних режимів навантаження 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 І, «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 І «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 І, 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 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 по дисципліні «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 2 Електронний конспект лекцій по дисципліні.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів»
- 8 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”

Текст лекції

ЛЕКЦІЯ 5.1: ОСОБЛИВОСТІ РОБОТИ НГ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМУ І КОСОМУ РЕЖИМАХ ОБТІКАННЯ

План лекції:

5.1.1 *Особливості роботи НГ при вертикальному і косому режимах обтікання*

5.1.2 *Сили і моменти, що діють на лопаті НГ*

5.1.3 *Динаміка лопаті в площині тяги НГ*

5.1.4 *Динаміка лопаті в площині обертання НГ*

5.1.5 *Фізична сутність небезпечних режимів навантаження лопатей НГ*

5.1.1 Особливості роботи НГ при вертикальному і косому режимах обтікання

5.1.1 Основні режими роботи НГ вертольоту

Несучий гвинт вертольоту призначений для створення результуючої аеродинамічної сили (*тяги*) необхідної для забезпечення керованого польоту, поздовжньо - поперечної стійкості і керованості вертольоту.

Основними режимами роботи НГ є:

1 Режим висіння і вертикального переміщення вертольоту.

На цих режимах лопаті НГ обтікаються повітряним потоком, швидкості якого у всіх азимутах лопатей однакові і рівні коловій швидкості ($U_i = \omega \cdot R_i$) (рис 5.1.1).

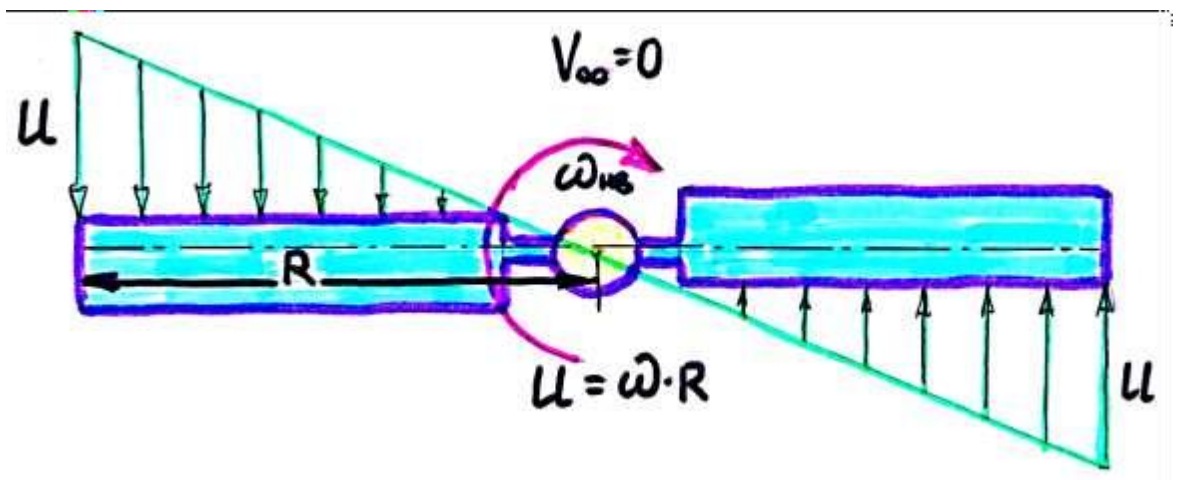


Рис 5.1.1 Схема обтікання лопатей НГ на вертикальних режимах

Результуюча аеродинамічних сил (*тяги*) *НГ* залежить від кута установки лопатей *НГ*, який підбирається в залежності від режиму вісьового обтікання, а саме:

- 1) на режимі висіння підбирається кут установки при якому тяга *НГ* стає рівною вазі вертольоту ($T = G$);
- 2) при наборі висоти кут установки *НГ* збільшується на величину, щоб тяга була більше ваги вертольоту ($T > G$);
- 3) при зниженні кут установки *НГ* зменшується на величину, щоб тяга була менше ваги вертольоту ($T < G$) і при цьому вибирається певна вертикальна швидкість зниження.

2 Режим горизонтального польоту вертольоту

На режимах горизонтального польоту, результуюча швидкість повітряного потоку лопаті *НГ* в кожному перерізі визначається як сума колової швидкості перерізу (U) і швидкості незбуреного потоку (V_∞) (рис 5.1.2).

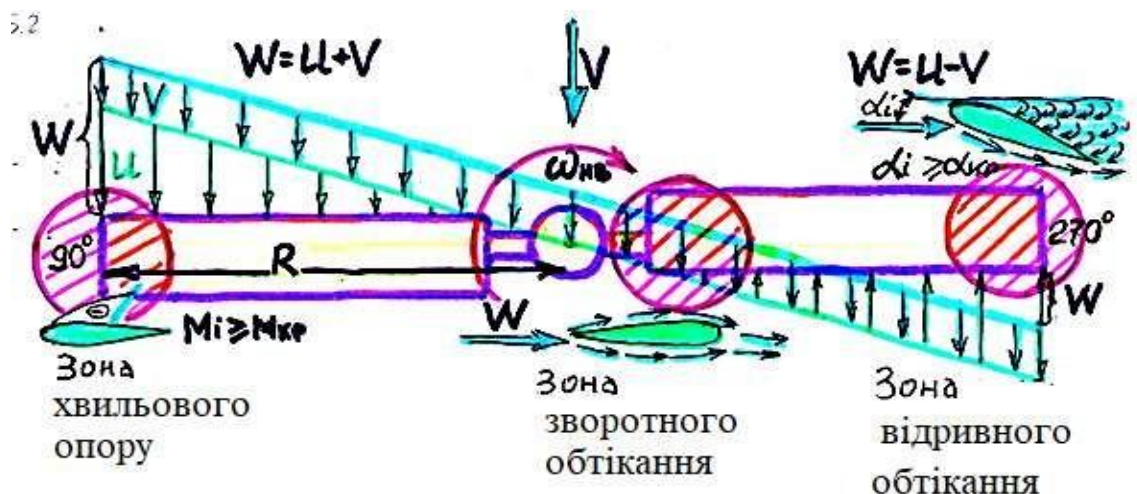


Рис 5.1.2 Схема обтікання лопатей *НГ* на режимах горизонтального польоту

Колова швидкість має постійне значення в певному перерізі в усіх азимутальних положеннях лопаті, а поступальна швидкість в кожному азимут має різні напрямки щодо носової частини профілю лопаті, тобто при поступальному русі вертольоту підйомна сила і лобовий опір лопаті безперервно змінюються за період одного оберту від максимального до мінімального значення. Внаслідок різної підйомної сили лопатей в азимутах 90° і 270° виникає перекидаючий момент, а періодична зміна сил і моментів на лопатях призводить до виникнення вібрацій і тряски вертольоту.

Для зменшення впливу періодичної зміни підйомної сили в вузлах кріплення лопаті до втулки *НГ* встановлені *ГШ*, для зменшення впливу зміни сил лобового опору лопаті *НГ* встановлені *ВШ*. Шарніри дають можливість лопаті здійснювати вільні махові рухи і розвантажувати лонжерони лопатей від згибаючих моментів в вертикальній і горизонтальній площинах:

- відносно *ГШ* - у вертикальній площині;
- відносно *ВШ* - в горизонтальній площині.

Махові рухи лопатей зменшують нерівномірність дії аеродинамічних сил при поступальному горизонтальному русі вертольоту, зменшують результуючі навантаження на деталі втулки *НГ*, покращують стійкість вертольоту.

Для забезпечення можливості зміни кутів установки лопатей на втулці *НГ* встановлені *Віс.Ш (ОШ)*.

На лопать *НГ* у вертикальній площині діють: підйомна сила і маса лопаті, а в горизонтальній площині діють: відцентрова сила і сила лобового опору.

При поступальному русі вертольоту на *НГ* виділяються 3-и характерні зони, які обмежують нормальні умови обтікання лопаті і виникнення підйомної сили:

- в азимуті $\psi = 90^\circ$ обмежуються максимальні оберти *НГ* через досягнення колової швидкості на кінцях лопатей критичного числа Маха ($M_{кр}$) і виникнення хвильового опору (**зона хвильового зриву**).
- в азимуті $\psi = 270^\circ$ обмежується максимальна швидкість горизонтального польоту через досягнення кута атаки лопаті *НГ* на кінці лопаті критичного значення ($\alpha_{кр}$) і більше, що викликає зривне обтікання верхньої поверхні кінців лопатей (**зона зривного обтікання**).
- в азимуті $\psi = 270^\circ$ обмежується максимальна швидкість горизонтального польоту через те, що біля кореневого перерізу лопаті відбувається їх зворотне обтікання, при цьому результуюча повітряної швидкості набігає на хвостову частину профілю лопаті і дана область не створює підйомної сили але створює лобовий опір (**зона зворотного обтікання**).

5.1.2 Критичні режими обтікання лопатей несучого гвинта вертольоту

5.1.2.1 Поняття про критичні явища при обтіканні лопатей *НГ*

На сучасному етапі розвитку вертольотобудування можливі досягнення граничних значень швидкостей польоту і високих маневрених характеристик, які обмежені розвитком критичних явищ, що виникають на лопатях *НГ*, а саме:

- проявом ефекту стисливості повітря на кінцевих ділянках наступаючої лопаті в азимут $\psi = 90^\circ$, який характеризується навколозвукових обтіканнях кінцевих перерізів лопаті і розвитком хвильової кризи;
- виникненням «зони зворотного обтікання» і зривом потоку на відступаючій лопаті в азимутах $\psi = (230^\circ \dots 300^\circ)$ на ометаємій площі *НГ*.

Особливості руху лопатей *НГ* по азимутах і їх взаємодія з набігаючим повітряним потоком приводять до утворення трьох характерних критичних зон, (рис 5.1.3).

5.1.2.2 Характеристика зон критичних режимів обтікання *НВ*

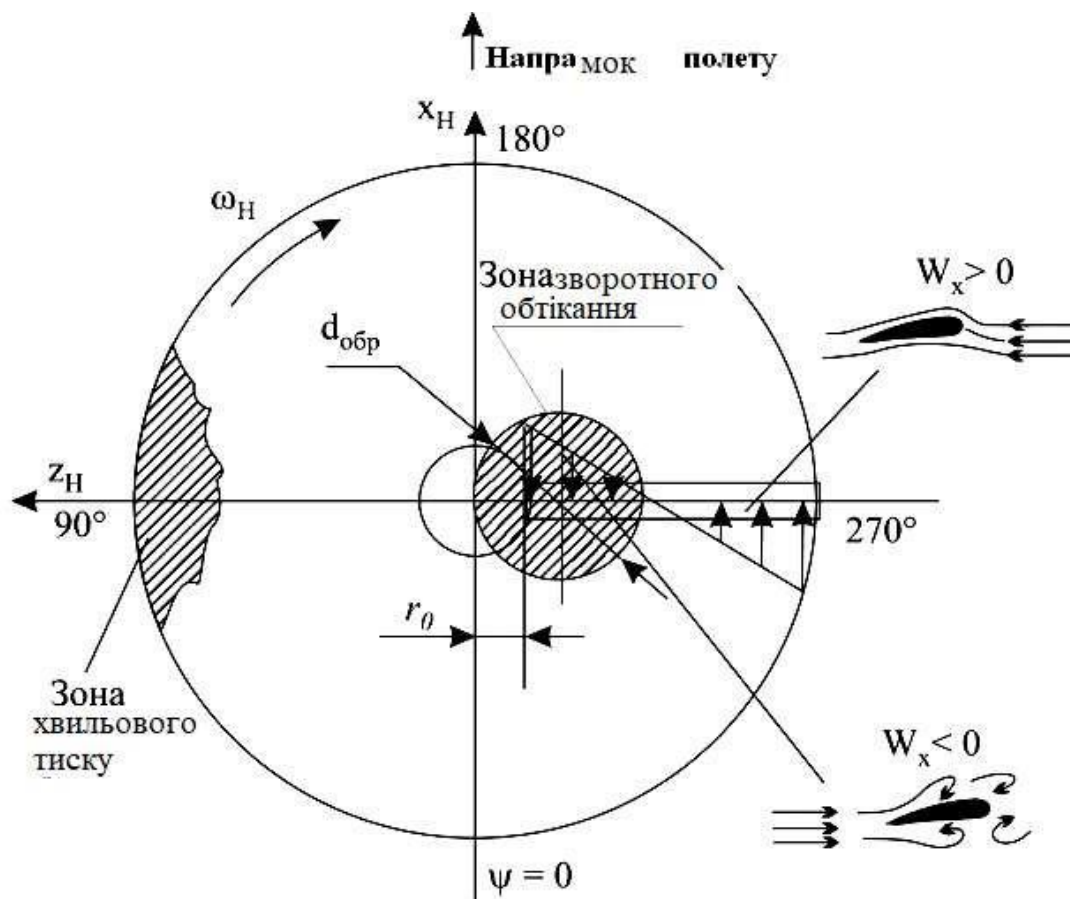


Рис 5.1.3 Зони критичних режимів обтікання лопатей *НГ*

Зона 1 - це зона, де швидкість обтікання кінцевих перерізів наступаючої лопаті в азимуті $\psi = 90^\circ$ досягає швидкості звуку і отже, в цих перерізах

виникає хвильова криза. Сумарний лобовий опір лопатей різко зростає за рахунок появи хвильового опору, що викликає підвищену тряску лопатей і обмежує частоту обертання *НГ*.

Зона 2 - це зона, в якій із - за махових рухів лопатей вниз в азимуті $\psi = 270^\circ$ відбувається збільшення кутів атаки кінцевих перерізів відступаючої лопаті. При цьому дійсні величини кутів атаки можуть перевищувати значення критичного кута атаки профілю лопаті. Виникає при цьому зрив на верхній поверхні профілю лопаті різко знижує тягу і збільшує опір лопаті *НГ*, що обмежує максимальну швидкість горизонтального польоту.

Зона 3 - це зона, в якій в результаті складання колової швидкості лопатей *НГ* і поступальної швидкості вертольоту, в кореневих перерізах відстає лопаті *НГ* в азимут $\psi = 270^\circ$ спостерігається обтікання профілю лопаті з хвостової частини. При цьому утворюється зрив потоку, внаслідок чого підйомна сила цих перерізів лопаті різко зменшується, а опір збільшується. Розміри «зони зворотного обтікання» збільшуються зі збільшенням поступальної швидкості польоту або зі зменшенням кутової швидкості обертання *НГ*, що обмежує максимальну швидкість горизонтального польоту.

Таким чином, наявність зон критичних режимів обтікання лопатей *НГ* істотно обмежують швидкість польоту і частоту обертання *НГ* вертольоту.

5.1.2.3 Шляхи зниження впливу критичних режимів обтікання *НГ* на ефективність його роботи

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

- застосування надзвукових профілів на кінцевих перерізах лопаті *НГ*, що мають велике значення критичного числа Маха і оптимальні моментні характеристики на навколосвукових колових швидкостях лопатей *НГ*;
- використання аеродинамічних профілів змінної відносної товщини по довжині лопаті (аеродинамічне крутка);
- установка на лопатях *НГ* закінцівок різної геометричної форми в плані.

Зменшення «зони зворотного обтікання» можливо застосуванням високонесущих профілів з відотною товщиною профілю $C = 0,14 \dots 0,18$, що мають високі значення критичних кутів атаки в діапазоні чисел Маха ($M = 0,3 \dots 0,5$).

Таким чином, при проектуванні *НГ* сучасних вертольотів конструктори змушені приймати компромісні рішення при виборі частоти обертання *НГ*:

- з *одного боку* зменшувати частоту обертання *НГ*, що дозволить зменшити число Маха на кінцях лопатей в азимуті 90° , а значить зменшити хвильовий опір;
- з *іншого боку* збільшувати частоту обертання *НГ*, що дозволить зменшити «зону зворотного обтікання» на *НГ* в азимут 270° .

Найбільший інтерес викликає дослідження з вибору оптимального набору профілів і крутки по радіусу лопаті *НГ*, а також раціональної геометрії її кінцевої частини, за рахунок якої можна істотно поліпшити аеродинамічні характеристики *НГ*. У роботі Ю. М. Ігнаткіна і С. Г. Константинова наведені результати розрахунків впливу геометрії кінцевої частини лопаті *НГ* на їх аеродинамічні характеристики. Всі розрахункові моделі лопаті складаються з прямокутного в плані відсіку і прилеглих до нього кінцівок різної геометричної форми в плані: прямокутної, трапецієподібної, стрілоподібної і гіперболічної (рис 5.1.4).

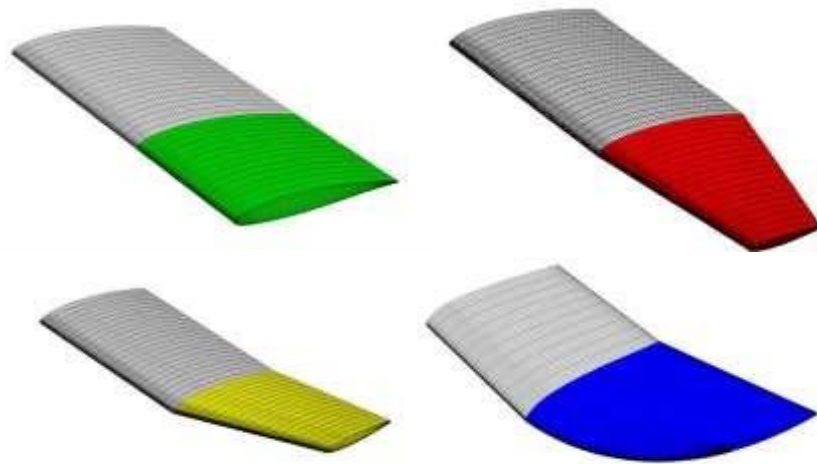
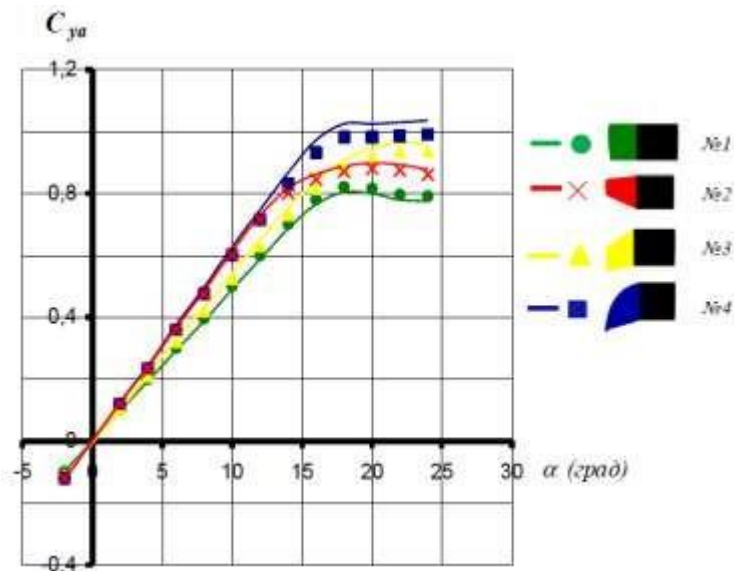


Рис 5.1.4 Розрахункові моделі різної форми в плані кінцівок лопатей *НГ*

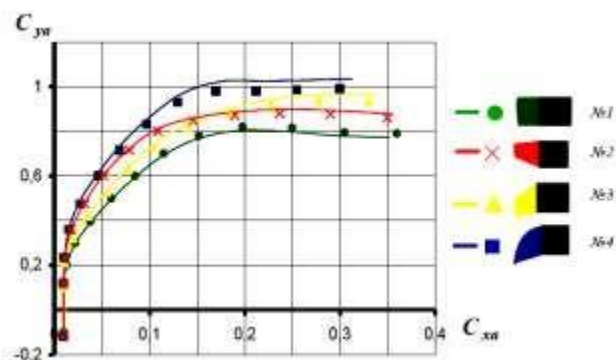
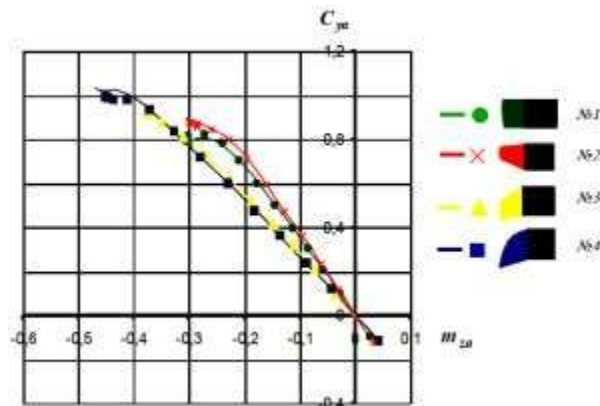
Результати розрахунку аеродинамічних характеристик закінцівок при кутах атаки $\alpha = -2 \dots 24^\circ$, зокрема при числах Рейнольдса $Re = 3,15 \cdot 10^5$ і числі Маха $M = 0,9$ представлена на рис 5.1.5 ...5.1.7.

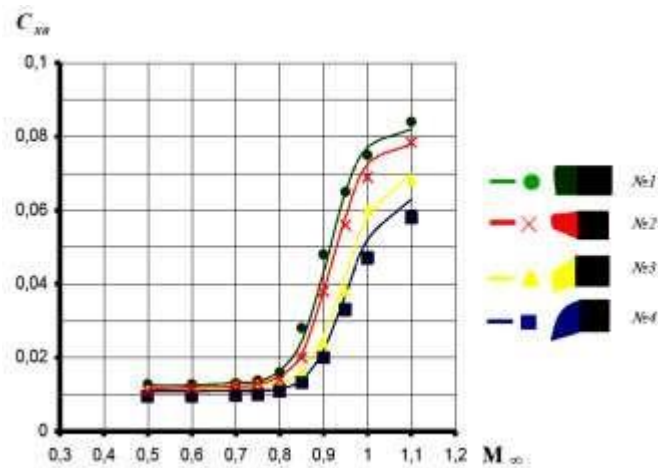
З представлених графіків (рис 5.1.5 ...5.1.7) випливає, що закінцівка прямокутної форми № 1 має найменше значення коефіцієнта підйомної сили і найбільший опір. Трапецієподібна форма № 2 має більше значення коефіцієнта підйомної сили і менший опір в порівнянні з прямокутною закінцівкою, яке обумовлено її звуженням і великим подовженням.

Рис 5.1.5 Залежність $C_{ya} = f(\alpha)$

Стріловидна кінцівка № 3 має менший опір в порівнянні з трапецієподібною кінцівкою, яке обумовлено не тільки фактором звуження, а й стріловидністю по передній кромці. Найменший опір має гіперболічна кінцівка № 4.

На *рис 5.1.8* представлені результати зміни коефіцієнтів опору кінцівок від числа Маха $C_{xa} = f(M)$ при $C_{ya} = 0$ в діапазоні чисел Маха $M = 0,5 \dots 1,1$.

Рис 5.1.6 Залежність $C_{ya} = f(C_{xa})$ Рис 5.1.7 Залежність $C_{ya} = f(m_{zo})$

Рис 5.1.8 Залежність $C_{xa} = f(M)$

З наведених графіків випливає, що на кінцівках прямокутної і трапецієподібної форми в плані критичне число Маха $M_{кр} = 0,75$. Збільшення кута стріловидності кінцівок по передній кромці дозволяє збільшити критичне число Маха до $M_{кр} = 0,85$.

Результати проведених досліджень показали, що застосування стрілоподібних і гіперболічних кінцівок на лопатях НГ дозволяють на великих швидкостях польоту зменшити хвильовий опір на кінцях наступаючих лопатей і зменшити енергетичні витрати на привід несучого гвинта вертольоту.

5.1.2 Сили і моменти, що діють на лопаті НГ

5.1.2.1 Елементарні сили і моменти діють на елементи лопаті.

На елемент лопаті діють елементарні аеродинамічні сили і моменти. Елементарну підйомну силу лопаті (dT) і елементарну силу лобового опору (dQ) елемента лопаті можна визначити за формулами:

$$dT(dY) = C_y \cdot \rho \cdot U_x^2 \cdot b \cdot \frac{dr}{2}$$

$$dQ(dX) = \rho \cdot U_x \cdot b (C_x \cdot U_x - C_y \cdot U_y) \frac{dr}{2}$$

Елементарний момент опору обертання елемента лопаті дорівнює:

$$dM_\kappa = dQ \cdot r$$

На лопать діє елементарний шарнірний момент, який прагне скручувати лопать щодо її поздовжньої осі і в довільному перерізі лопаті на радіусі (r_i) дорівнює сумі елементарних моментів від аеродинамічних сил, інерційних сил і конструктивних елементів лопаті (рис 5.1.9):

$$dM_{ш} = dM_{ш,а} + dM_{ш,з} + dM_{ш,и} + dM_{ш,п} + dM_{ш,уп} + dM_{ш,тр}$$

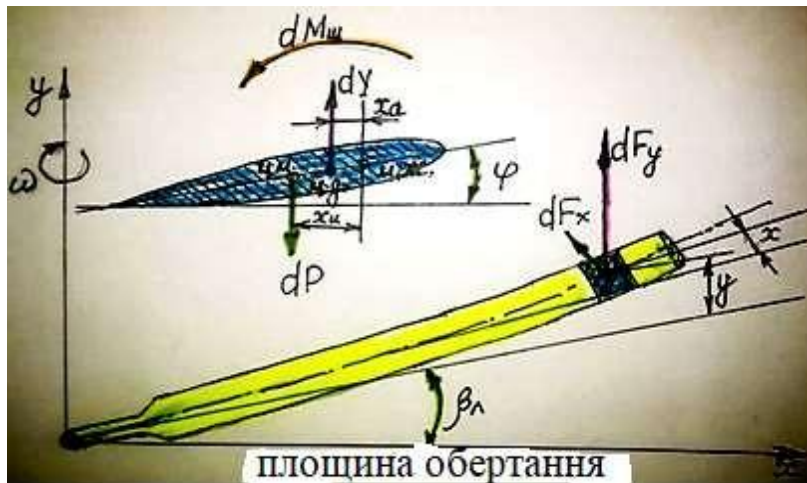


Рис 5.1.9 Схема сил і моментів діючих на елемент лопаті

де

- $dM_{ш,а} = dY * x_a$ - шарнірний аеродинамічний момент, який обумовлений кривизною профілю лопаті, а також розбіжністю $\alpha_{ж}$ і $\alpha_{т}$ по хорді перетинів лопаті, внаслідок чого елементарна підйомна сила, прикладена в $\alpha_{т}$ створює на плечі до $\alpha_{ж}$ момент, що скручує лопать.
- $dM_{ш,з}$ - шарнірний аеродинамічний момент від закрилків який виникає при відхиленні триммерної пластини лопаті (закрилки лопаті НГ, на двох відсіках).
- $dM_{ш,и}$ - шарнірний інерційний момент обумовлений розбіжністю $\alpha_{ж}$ і $\alpha_{т}$ по хорді перерізів лопаті, внаслідок чого елементарна інерційна сила $dPx_{и}$ прикладена в $\alpha_{т}$, створює на плечі до $\alpha_{ж}$ момент, що скручує лопать:

$$dM_{ш,и} = dP * x_{и}$$

де

- dP - елементарна інерційна сила, H ;
- X_i - інерційне плече, m .
- $dM_{ш,п}$ шарнірний «пропелерний» момент обумовлений дією поперечних складових відцентрових сил, що виникають при хитанні лопаті в площині обертання щодо ВШ.
- $dM_{ш,уп}$ - шарнірний пружний момент обумовлений пружними вигинистою деформаціями лопаті і він створюється елементарної силою dF_x , що діє в площині обертання НГ на плечі (y) прогину елемента лопаті в площині тяги і силою dF_y що діє в площині

тяги $НГ$ на плечі (x) прогину елемента лопаті в площині обертання.

- $dM_{ш,тр}$ - шарнірний момент обумовлений силами тертя при повороті лопаті в вісьовому шарнірі.

5.1.2.2 Сумарні сили і моменти діють на лопать.

Сумарні сили і моменти, що діють на лопаті є періодичними функціями азимутального кута на режимах поступального польоту. ($\Psi_{л}$)

$$\begin{aligned} T_{л} &= T_0 + T_1 \sin(\psi_{л} + \varepsilon_{T,1}) + T_2 \sin(2\psi_{л} + \varepsilon_{T,2}) + \\ Q_{л} &= Q_0 + Q_1 \sin(\psi_{л} + \varepsilon_{Q,1}) + Q_2 \sin(2\psi_{л} + \varepsilon_{Q,2}) + \\ M_{шл} &= M_0 + M_1 \sin(\psi_{л} + \varepsilon_{M,1}) + M_2 \sin(2\psi_{л} + \varepsilon_{M,2}) + \end{aligned}$$

Вхідні в рівняння амплітуди сил і моментів, а також кути зсуву фаз періодичної зміни сил і шарнірного моменту лопаті визначаються її аеродинамічними, геометричними, масовими і міцністичними характеристиками, а також кінематичними параметрами режиму польоту вертольота. $\varepsilon_{i,j}$

Таким чином, сили і шарнірний момент, що діють на лопать, являють собою суми окремих гармонійних складових, кожна з яких змінюється з певною частотою, кратною частоті обертання $НГ$.

При цьому силами утворюються сумарні сили $T_{л}$, $Q_{л}$ і моменти $НГ$, а шарнірними моментами $M_{ш,л}$ - зусилля в системі керування $НГ$ вертольота.

5.1.3 Динаміка лопаті в площині тяги $НГ$

5.1.3.1 Маховий рух лопаті в площині тяги.

Махові руху лопаті щодо $ГШ$ визначаються силами діючими на довільний елемент лопаті довжиною dr і масою dm , розташованої на відстані від осі r_i обертання $НГ$ (рис 5.1.10).

Основними силами лопаті в площині тяги є:

- тяга лопаті - $T_{л}$;
- відцентрова сила $dF_y = dm r \omega^2$ - діє перпендикулярно конструктивної осі обертання $НГ$;
- сила інерції від взмаху лопаті $dP_{\beta} = -dm r \ddot{\beta}_{л} r \ddot{\beta}_{л}$ - спрямованої перпендикулярно вісі лопаті, протилежно прискоренню помаху лопаті $\ddot{\beta}_{л}$;
- сила тяжіння лопаті $dG_{л} = g dm$

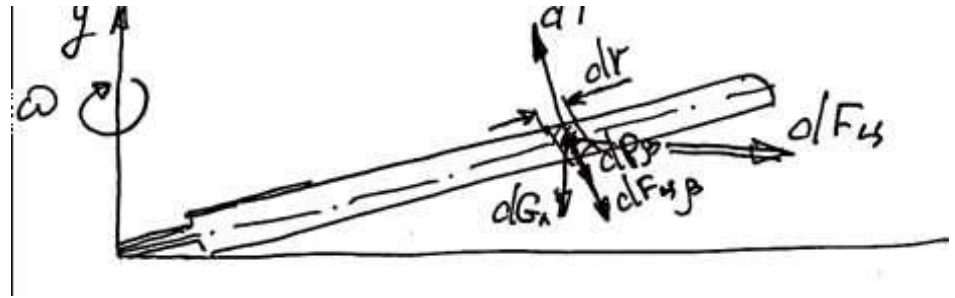


Рис 5.1.10 Схема сил діючих на лопать НГ

Так як, будь-який шарнір сприймає і передає лише сили, але не може передавати момент від сил, то сума моментів всіх діючих на лопать, щодо осі ГШ, дорівнює нулю.

$$M_{\text{ГШ}} = \int_0^R (dT r - dF_{\text{ц}} r \beta_{\text{л}} - dP_{\beta} r - dG_{\text{л}} r) = 0$$

У загальному випадку криволінійного руху вертольота в просторі з кутовими швидкостями тангажу (ω_z) і крену (ω_x) рівняння махового руху лопаті матимуть вигляд:

$$\ddot{\beta}_{\text{л}} + \omega^2 \beta_{\text{л}} = \frac{1}{J_{\Gamma}} \int_0^R dT r - 2\omega(\omega_z \sin \psi_{\text{л}} + \omega_x \cos \psi_{\text{л}})$$

де

$I_r = \int_0^R (dm r^2)$ - момент інерції маси лопаті відносно осі горизонтального шарніра.

Кути змаху відносно ГШ кожної лопаті в певних азимутальних положення щодо площини обертання НГ однакові. Отже маховий рух лопатей $\beta_{\text{л}}$ - циклічний, період циклу дорівнює часу одного повного оберту НГ. Тому залежність кута змаху лопатей від їх азимутального положення $\psi_{\text{л}}$ можна записати виразом (рис 5.1.10 і 5.1.11):

$$\beta_{\text{л}} = a_0 - a_1 \cos \psi_{\text{л}} - b_1 \sin \psi_{\text{л}}$$

де

a_0 - кут змаху лопаті на режимі висіння (середній кут конусності НГ), град .;

a_1 - кут відхилення аеродинамічної осі від конструктивної осі обертання НГ в поздовжньому напрямку, кут змаху лопаті в азимутах $\psi = 180^\circ \dots 0^\circ$;

b_1 - кут відхилення аеродинамічної осі від конструктивної осі обертання НГ в поперечному напрямку, кут змах лопаті в азимутах $\psi = 90^\circ \dots 270^\circ$.

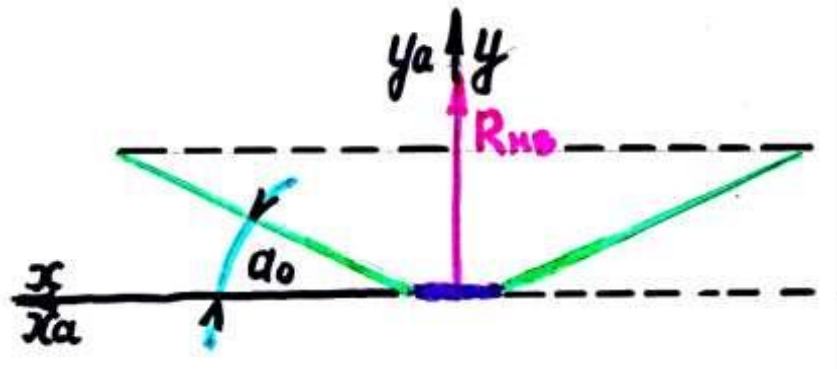
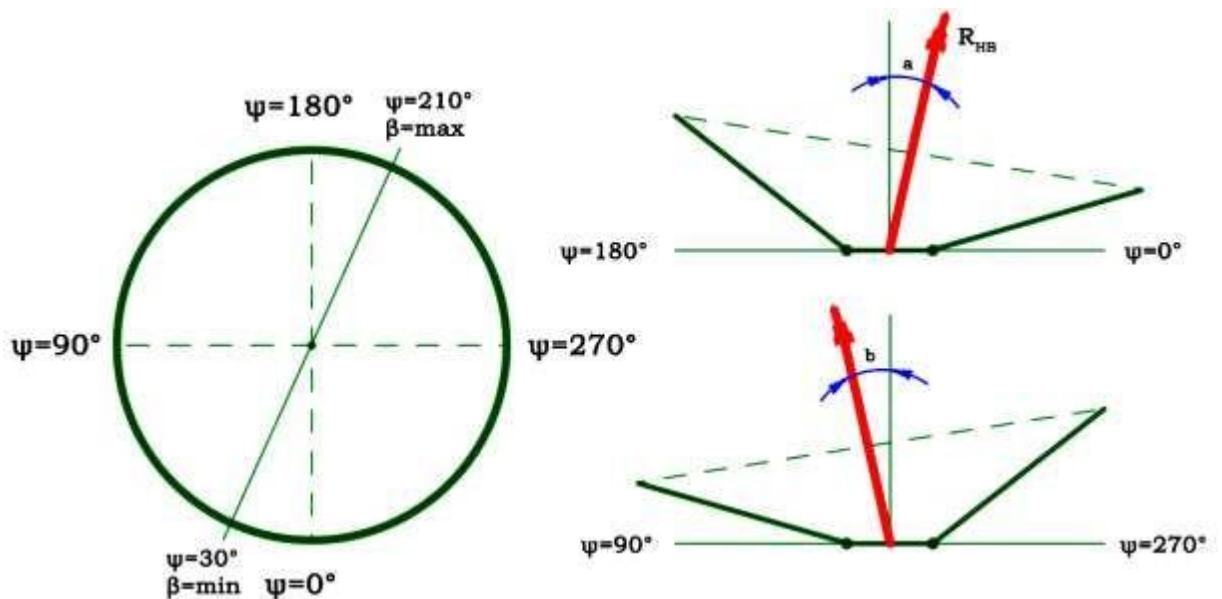
Рис 8.2.3 Схема кут змаху лопаті на режимі висіння (α_0)

Рис 8.2.4 Схема завалів конуса обертання НГ по азимутам

Згідно рівняння зміни кута змаху по азимутах (β_α) маховий рух лопатей на азимутах є поверхнею обертання лопатей по котра утворює кругового конуса, положення осі якого OY_a визначається кутами a_1 і b_1 . Віссю конуса обертання - є аеродинамічна вісь $НГ$.

Позитивні напрямки кутів a_0 , a_1 і b_1 відповідають змахам лопатей вгору від конструкційної площини обертання НГ ($+a_0$), відхилення осі конуса назад ($+a_1$) в азимут $\psi = 0^\circ$ і в сторону випереджаючої лопаті ($+b_{10}$) в азимут $\psi = 90^\circ$ (вліво).

Середній кут конусності $НГ$ (a_0) - пропорційний:

– масової характеристики лопаті $\gamma_\alpha = \frac{\rho b c_y R^4}{2J_r}$, яка являє собою співвідношення між діючими на лопать аеродинамічними і масовими силами;

- загальному кроку НГ;
- вертикальній швидкості протікання повітряного потоку через НГ.

Коефіцієнти махового руху a_1 і b_1 вирівнюють аеродинамічну несиметрію обтікання НГ на режимах ГП вертольота, завдяки чому момент тяги лопатей щодо ГШ є постійним по азимуту.

Екстремальні кути змаху рівні:

$$\beta_{л,э} = a_0 \pm \sqrt{a_1^2 + b_1^2}$$

На всіх експлуатаційних режимах польоту вертольота екстремальні кути змаху лопатей менше відповідних конструкційних обмежень, тобто зіткнення комлей лопатей з упорами ГШ втулки НГ не відбувається.

8.2.2.2 Основні закономірності махового руху лопаті НВ.

Зміна основних кінематичних параметрів наводяться для характерного перетину $r = 0,7$ (рис 8.2.5).

1 Характеристика кінематичних параметрів обтікання:

- 1.1 Зміна горизонтальної складової швидкості U_x в площині обертання НГ по азимутах.
- 1.2 Зміна кута помаху лопаті β_l по азимутах.
- 1.3 Зміна вертикальної складової швидкості U_y по азимутах.
- 1.4 Зміна кута атаки α_l лопаті по азимутах.

2 Характеристика махового руху лопатей і завалу конуса НГ:

2.1 Взмахивающие лопаті обертаються по образуючій колового конуса, вісь якого на режимах ГП відхилена (без урахування керуючого впливу) назад і вбік - вліво щодо конструкційної осі обертання НГ. Відхилення осі конуса обертання НГ зростають зі збільшенням геометричних і кінематичних параметрів:

- кута атаки НГ;
 - загального кроку НГ;
 - швидкості польоту вертольота.
- 2 Маховий рух лопаті відбувається в основному за першої гармоніки кратною частоті обертання НГ;
 - 3 Завдяки маховому руху, збільшення швидкості обтікання перерізів лопаті супроводжуються зменшенням кутів атаки, а зменшення швидкості обтікання супроводжується збільшенням кута атаки лопаті (α_l), що сприяє вирівнюванню розміру тяги лопаті по азимутах.

4 Внаслідок махового руху кути атаки кінцевих перерізів відстаючих лопатей в районі азимута різко зростають аж до критичних значень ($\alpha > \alpha_{кр}$), що призводить до утворення зони зриву потоку з лопаті. $\psi_{л} = 270^\circ$

5 При збільшенні швидкості і висоти польоту маховий рух стає більш інтенсивним, що сприяє розширенню зони зриву в азиму. $\psi_{л} = 270^\circ$.

3 Збільшення частоти обертання НГ ($\omega_{нг}$) сприяє зменшенню зони зриву потоку на кінцях відстаючих лопатей в азимуті $\psi_{л} = 270^\circ$, однак при цьому, збільшення частоти обертання сприяють зростанню числа Маха $M_r = \frac{\omega R}{a}$, виникнення надзвукових областей обтікання лопатей, що викликає появу хвильового опору на кінцях лопатей в азимут $\psi_{л} = 90^\circ$ (рис 8.2.5).

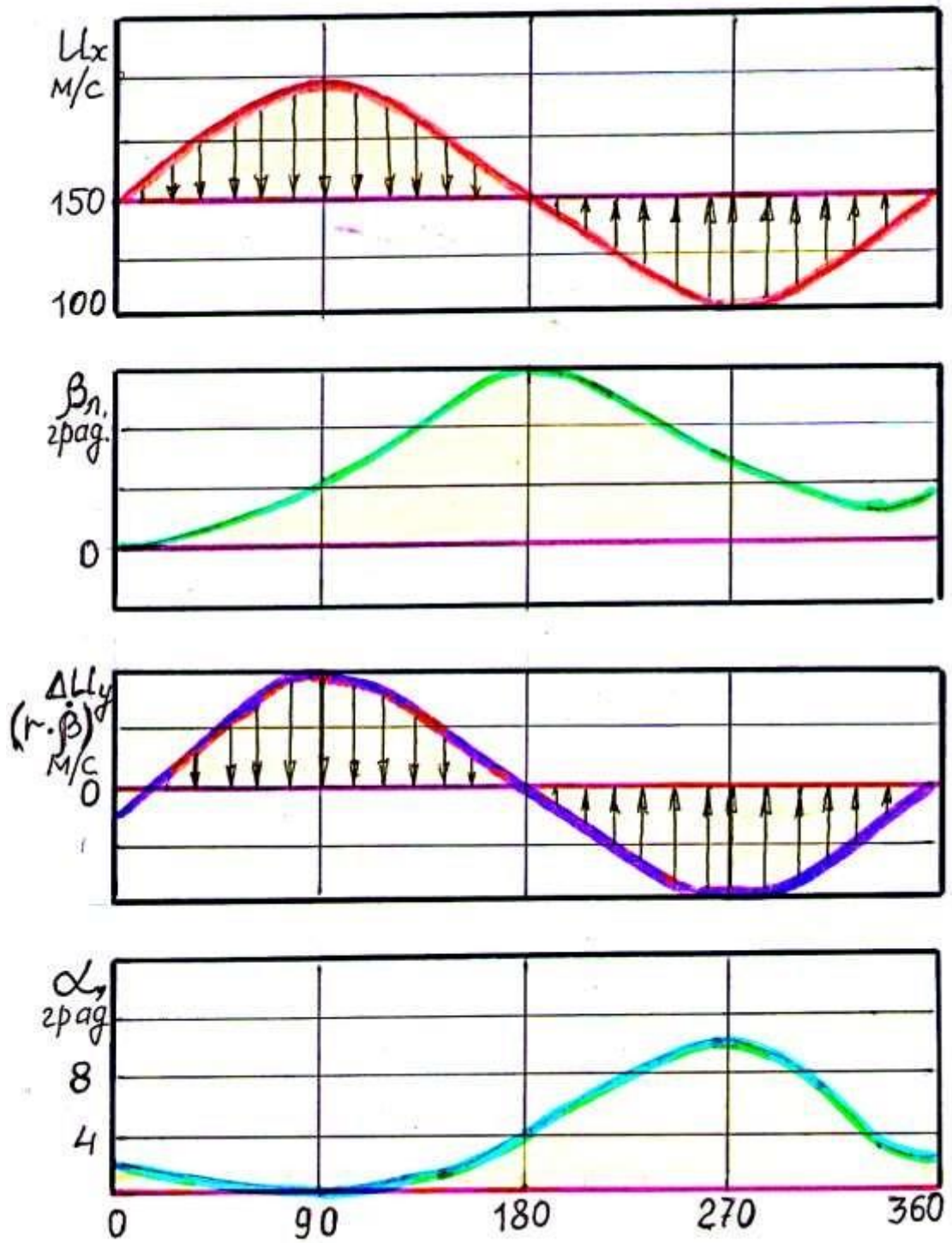


Рис 8.2.5 Схема зміни параметрів обтікання по азимутах

4 **Шарнірне кріплення лопатей** не передає на втулку НГ і конструкцію вертольота згинальних моментів.

5 **Коефіцієнти махового руху НГ** з урахуванням компенсатора взмаху рівні:

$$a_1 = \frac{a_{1,0} + \bar{b}_{1,0}}{1 + \bar{k}}$$

$$b_1 = \frac{b_{1,0} - \bar{k} a_{1,0}}{1 + \bar{k}}$$

де

$a_{1,0}$ і $b_{1,0}$ - коефіцієнти махового руху *НГ* без компенсатора помаху;

\bar{k} - коефіцієнт компенсатора взмаху ($\bar{k} = 0, 4 \dots 0, 6$).

Компенсатор змаху зменшує амплітуду махового руху лопатей і аеродинамічну несиметрію *НГ* на режимах *ГП* вертольоту. Для створення рушійних і керуючих сил *НГ* наявність компенсатора взмаху вимагає більшого відхилення органів управління.

8.2.3 Динаміка лопаті в площину обертання *НГ*

Рух лопаті в площині обертання щодо *ВШ*, які характеризуються кутом гойдання, обумовлено дією зовнішніх сил: (ζ_l)

- аеродинамічній силою лобового опору;
- поперечною силою від прискорень в площині коливання лопаті;
- коріолісовою силою (сили яка виникає при еволюціях лопаті в просторі для збереження моменту кількості руху лопатей).

Для демпфірування коливань лопаті щодо *ВШ* в конструкції втулки *НГ* є гідравлічний демпфер, який створює момент демпфірування:

$$M_q = -k_q \zeta_l$$

При хитанні лопаті виникає стабілізуючий момент від відцентрової сили щодо *ВШ*:

$$M_u = S_b l_b \omega^2 \zeta_l$$

де

S_b - статистичний момент маси лопаті відносно осі *ВШ*;

l_b - відстань від осі *НВ* до осі *ВШ*;

ω - частота обертання *НГ*.

При коливанні лопаті в площині обертання під дією моментів від аеродинамічних сил лобового опору і інерційних сил щодо *ВШ*, а також під дією моменту демпфера коливання лопаті *НГ* не потрапляють в зону резонансу. На більшій частині захоплюваної площі *НГ* змінні моменти від коріолісових і аеродинамічних сил діють в протифазі, частково компенсуючи один одного, тому що виникає збудження коливань не призводить до помітного збільшення амплітуди коливання лопаті в площині обертання:

$$\zeta_{l, \max} = 0,005 \omega$$

Подібний, близький до вібраційного, коливальний рух лопаті практично не впливає на:

- швидкість обтікання лопатей;
- кути атаки перерізів лопаті.

Основні закономірності коливання лопаті в площині обертання *НГ*:

- 1) Середній кут відставання лопаті, пропорційний моменту, що крутить НГ і становить $\zeta_{\text{л}} = 5 \dots 10^\circ$.
- 2) Утримання лопаті при обертанні в діапазоні $5 \dots 10^\circ$ обумовлено потужним стабілізуючим моментом відцентрової сили. Внаслідок такої «динамічної шорсткості» лопать стає як би з шорстким кріпленням до втулки НГ.
- 3) При розкручуванні НГ комлі лопатей НГ відходять назад до задніх упорів ВШ, а потім у міру збільшення оборотів НГ $\omega_{\text{НВ}}$ (відходять від упорів, переміщаються вперед і займають рівноважний стан із середнім кутом відставання $\zeta_{\text{л}}$).
- 4) При зупинці НГ на землі або при гальмуванні обертального руху валу НГ після відмови двигунів, лопаті по інерції переміщаються вперед по обертанню вплоть до удару по переднім упорам ВШ.
- 5) На всіх експлуатаційних режимах польоту вертольота ударів комлей лопатей по упорам ВШ не проходить.