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 8.4: Сили і моменти, що діють на елементи лопаті і динаміка поведінки лопатей НГ

План лекції:

1 Сили і моменти, що діють на лопаті НГ.
2 Динаміка лопатей в площині тяги НГ.
3 Динаміка лопатей в площині обертання 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 ІІ, «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 ІІ «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
6. Ародинаміка 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

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 8.4: СИЛИ І МОМЕНТИ, ЩО ДІЮТЬ НА ЕЛЕМЕНТИ ЛОПАТІ І ДИНАМІКА ПОВЕДІНКИ ЛОПАТІ НГ

План лекції:

8.4.1 Сили і моменти, що діють на лопаті НГ
8.4.2 Динаміка лопатей у площині тяги НГ
8.4.3 Динаміка лопатей в площині обертання НГ

8.4.1 Сили і моменти, що діють на лопаті НГ

8.4.1.1 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:

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

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

Елементарний момент опору обертання елемента лопаті дорівнює:

$$dM_к = dQ \cdot r$$

На лопать діє елементарний шарнірний момент, який прагне скручувати лопать щодо її поздовжньої осі і в довільному перерізі лопаті на радіусі ($\boldsymbol{r_i}$) дорівнює сумі елементарних моментів від аеродинамічних сил, інерційних сил і конструктивних елементів лопаті (*рис 8.4.1*):

$$\boldsymbol{dM}_{\text{ш}} = \boldsymbol{dM}_{\text{ш,а}} + \boldsymbol{dM}_{\text{ш,з}} + \boldsymbol{dM}_{\text{ш,и}} + \boldsymbol{dM}_{\text{ш,п}} + \boldsymbol{dM}_{\text{ш,уп}} + \boldsymbol{dM}_{\text{ш,тр}}$$

Рис 8.4.1 Схема сил і моментів діючих на елемент лопаті

де

$\boldsymbol{dM_{ш,а} = dY * x_a}$ - шарнірний аеродинамічний момент, який обумовлений кривизною профілю лопаті, а також розбіжністю ***ц.ж*** і ***ц.м*** по хорді перерізів лопаті, внаслідок чого елементарна підйомна сила $\boldsymbol{dY}$, прикладена в ***ц.м*** створює на плечі $\boldsymbol{x_a}$ до ***ц.ж*** момент, що скручує лопать.

$\boldsymbol{dM_{ш,з}}$ - шарнірний *аеродинамічний момент* від закрилків, який виникає при відхиленні тріммерної пластини лопаті НГ (*аналогічно закрилкам крила*).

$\boldsymbol{dM_{ш,и}}$ - шарнірний *інерційний момент* обумовлений розбіжністю ***ц.ж*** і ***ц.м*** по хорді перерізів лопаті, внаслідок чого елементарна інерційна сила $\boldsymbol{dP}$ прикладена в ***ц.м***., створює на плечі $\boldsymbol{x_и}$ до ***ц.ж*** момент, що скручує лопать:

$$\boldsymbol{dM_{ш,и} = dP * x_и}$$

де

$\boldsymbol{dP}$ - елементарна інерційна сила, Н;

$\boldsymbol{x_i}$ - інерційне плече, м.

$\boldsymbol{dM_{ш,п}}$ шарнірний «*пропелерний*» момент обумовлений дією поперечних складових відцентрових сил, що виникають при качанні лопаті в площині обертання ***НГ*** відносно ***ВШ***.

$\boldsymbol{dM_{ш,пр}}$ - шарнірний *пружний момент* обумовлений пружними згибними деформаціями лопаті і він створюється елементарною силою $\boldsymbol{dF_x}$, що діє в площині обертання ***НГ*** на плечі ***(y***) прогину елемента лопаті в площині тяги і силою $\boldsymbol{dF_y}$ діє в площині тяги ***НГ*** на плечі ***(x)*** прогибу елемента лопаті в площині обертання.

$\boldsymbol{dM_{ш,тр}}$ - шарнірний *момент обумовлений силами тертя* при повороті лопаті в осьовому шарнірі.

8.4.1.2 Сумарні сили і моменти діють на лопать.

Сумарні сили і моменти діють на лопаті представляють собою гармоніки періодичних функцій азимутального кута ($\boldsymbol{\Psi_л}$) на режимах поступального польоту.

$$\boldsymbol{T_л = T_0 + T_1\, sin(\psi_л + \varepsilon_{T,1}) + T_2\, sin(2\psi_л + \varepsilon_{T,2}) + \ldots..}$$

$$\boldsymbol{Q_л = Q_0 + Q_1\, sin(\psi_л + \varepsilon_{Q,1}) + Q_2\, sin(2\psi_л + \varepsilon_{Q,2}) + \ldots..}$$

$$\boldsymbol{M_{шл} = M_0 + M_1\, sin(\psi_л + \varepsilon_{M,1}) + M_2\, sin(2\psi_л + \varepsilon_{M,2}) + \ldots.}$$

Входящі в рівняння амплітуди сил і моментів, а також кути зсуву фаз $\boldsymbol{\varepsilon_{i,j}}$ періодичної зміни сил і шарнірного моменту лопаті визначаються її

аеродінамічними, геометричними, масовими і жесткісними характеристиками, а також кінематичними параметрами режиму польоту вертольота.$\boldsymbol{\varepsilon_{i,j}}$

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 тяги і опору $\boldsymbol{T}_{\text{л}}, \boldsymbol{Q}_{\text{л}}$ утворюються сумарні сили і моменти ***НГ***, а шарнірними моментами $\boldsymbol{M}_{\text{ш,л}}$ - зусилля в системі керування ***НГ*** вертольоту.

8.4.2 Динаміка лопаті в площині тяги НГ

8.4.2.1 Маховий рух лопаті в площині тяги.

Маховий рух лопаті відносно ***ГШ*** визначається силами діючими на довільний елемент лопаті довжиною $\boldsymbol{dr}$ і масою $\boldsymbol{dm}$, розташованої на відстані $\boldsymbol{r_i}$ від осі обертання ***НГ*** (*рис 8.4.2*).

Основними силами лопаті, що діють в площині тяги ***НГ*** є:

- тяга лопаті - $\boldsymbol{T_л}$;
- відцентрова сила - $\boldsymbol{dF_y = dm\, r\, \omega^2}$ що діє перпендикулярно конструктивній вісі обертання ***НГ;***
- сила інерції від змаху лопаті $\boldsymbol{dP_\beta = -dm\, r\, \ddot{\beta}_л}$- спрямованої перпендикулярно вісі лопаті, протилежно прискоренню змаху лопаті $\boldsymbol{r\, \ddot{\beta}_л}$**;**
- сила тяжіння $\boldsymbol{dG_л = g\, dm}$. лопаті.

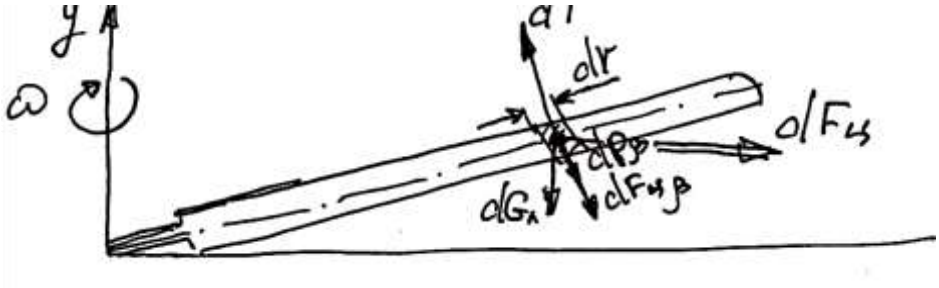

Рис 8.4.2 Схема сил діючих на лопать НГ

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.

$$\boldsymbol{M_{\text{гш}} = \int_0^R \left(dT\, r - dF_{\text{ц}}\, r\, \beta_{\text{л}} - dP_\beta\, r - dG_{\text{л}}\, r\right) = 0}$$

У загальному випадку криволінійного руху вертольоту в просторі з кутовими швидкостями тангажу ($\boldsymbol{\omega_z}$) і крену ($\boldsymbol{\omega_x}$) рівняння махового руху лопаті матимуть вигляд:

$$\ddot{\boldsymbol{\beta}}_{\text{л}} + \boldsymbol{\omega^2 \beta}_{\text{л}} = \frac{\mathbf{1}}{\boldsymbol{J}_{\text{г}}} \int_{\mathbf{0}}^{\boldsymbol{R}} \boldsymbol{dT\, r} - \mathbf{2}\boldsymbol{\omega}(\boldsymbol{\omega_z\, sin\, \psi}_{\text{л}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{х}}\, \boldsymbol{cos\, \psi}_{\text{л}})$$

де

$\boldsymbol{I_r} = \int_{\mathbf{0}}^{\boldsymbol{R}} (\boldsymbol{dm\, r^2})$ - момент інерції маси лопаті відносно вісі горизонтального шарніра.

Кути змаху $\boldsymbol{\beta}_{\text{л}}$ відносно ***ГШ*** кожної лопаті в певних азимутальних положення $\boldsymbol{\Psi}_{\text{л}}$ відносно площини обертання *НГ* однакові. Отже маховий рух лопатей - циклічний, період циклу дорівнює часу одного повного оберту ***НГ***. Тому залежність кута змаху лопатей від їх азимутального положення можна записати виразом (*рис 8.4.3 і 8.4.4*):

$$\boldsymbol{\beta}_{\text{л}} = \boldsymbol{a_0} - \boldsymbol{a_1} \cos \boldsymbol{\psi}_{\text{л}} - \boldsymbol{b_1} \sin \boldsymbol{\psi}_{\text{л}}$$

де

$\boldsymbol{a_0}$ - кут змаху лопаті на режимі висіння (*середній кут конусності* ***НГ***), град

$\boldsymbol{a_1}$ - кут відхилення аеродинамічній осі від конструктивної осі обертання ***НГ*** в поздовжньому напрямку, кут змаху лопаті в азимутах $\psi = 180^0 ... 0^0$;

$\boldsymbol{b_1}$ - кут відхилення аеродинамічній осі від конструктивної осі обертання ***НГ*** в поперечному напрямку, кут змаху лопаті в азимутах $\psi = 90^0 ... 270^0$.

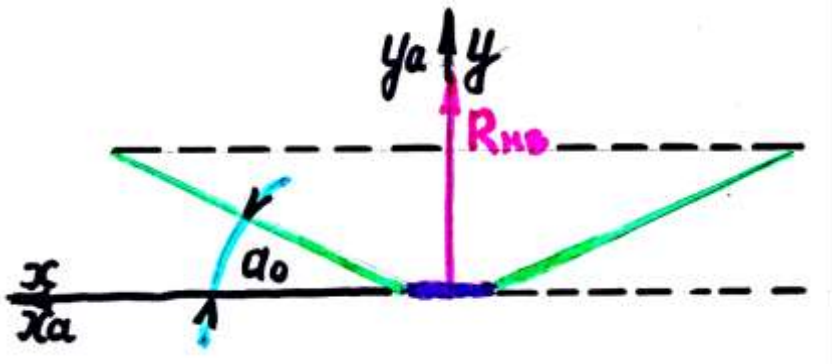

Рис 8.4.3 Схема кут змаху лопаті на режимі висіння ***(a_0)***

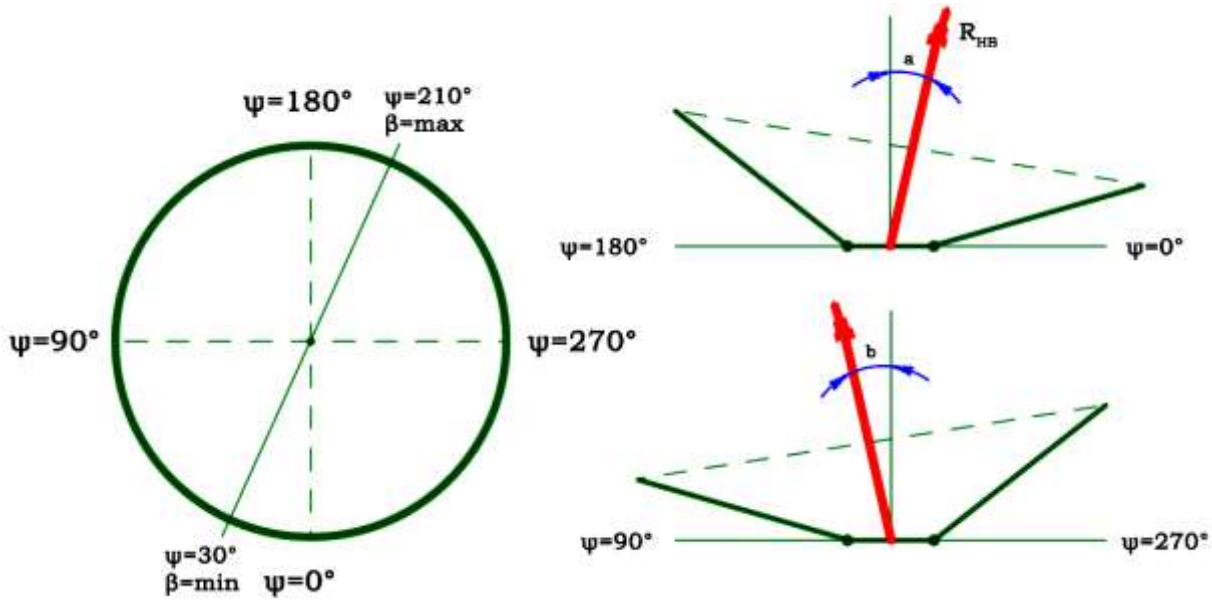

Рис 8.4.4 Схема завалів конуса обертання НГ по азимутам

Згідно рівняння зміни кута змаху по азимутах ($\boldsymbol{\beta_\alpha}$) маховий рух лопатей по азимутам представляє собою поверхню обертання лопатей по утворювальній кругового конуса, положення вісі $\boldsymbol{OY_a}$ якого визначається кутами $\boldsymbol{a_1}$ і $\boldsymbol{b_1}$ таким чином віссю конуса обертання - є аеродинамічна вісь ***НГ***.

Позитивні напрямки кутів $\boldsymbol{a_0}$, $\boldsymbol{a_1}$ і $\boldsymbol{b_1}$ відповідають змахам лопатей вгору від конструкційної площині обертання ***НГ*** (+$\boldsymbol{a_0}$, відхилення вісі конуса назад (+$\boldsymbol{a_1}$ в азимут $\boldsymbol{\psi = 0^0}$ і в сторону наступаючої лопаті (+$\boldsymbol{b_{10}}$ в азимуті $\boldsymbol{\psi = 90^0}$ (*вліво*).

Середній кут конусності ***НГ***- ($\boldsymbol{a_0}$) пропорційний:

- масової характеристиці лопаті $\boldsymbol{\gamma_\alpha = \frac{\rho\, b\, c_y\, R^4}{2J_r}}$, яка являє собою співвідношення між діючими на лопать аеродинамічними і масовими силами;
- загальному кроку ***НГ;***
- вертикальної швидкості протікання повітряного потоку через ***НГ***.

Коефіцієнти махового руху $\boldsymbol{a_1}$ і $\boldsymbol{b_1}$ вирівнюють аеродинамічну несиметрію обтікання ***НГ*** на режимах ***ГП*** вертольоту, завдяки чому момент тяги лопатей щодо ***ГШ*** є постійним по азимуту.

Екстремальні кути змаху рівні:

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

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.

8.4.2.2 Основні закономірності махового руху лопаті НГ.

Зміна основних кінематичних параметрів наводяться для характерного перерізу ***r = 0,7*** (*рис 8.3.5*).

1 Характеристика кінематичних параметрів обтікання:

1.1 Зміна горизонтальної складової швидкості $\mathbf{U_x}$ в площині обертання **НГ** по азимутам лопаті **βл** по азимутам.

1.3 Зміна вертикальної складової швидкості $\mathbf{U_y}$ по азимутам.

1.4 Зміна кута атаки $\boldsymbol{\alpha_л}$ лопаті по азимутам.

2 Характеристика махового руху лопатей і завалу конуса НГ:

2.1 *З*махуючі лопаті обертаються по образуючій, котра утворює круговий конус, вісь якого на режимах ***ГП*** відхилена (*без урахування керуючого впливу*) назад і вбік - вліво щодо конструктивної вісі обертання ***НГ***. Відхилення вісі конуса обертання ***НГ*** зростають зі збільшенням геометричних і кінематичних параметрів:

- кута атаки ***НГ;***
- загального кроку ***НГ;***
- швидкості польоту вертольоту.

2.2 Маховий рух лопаті відбувається в основному за першою гармонікою кратною частоті обертання ***НГ***;

2.3 Завдяки маховому руху, збільшення швидкості обтікання перерізів лопаті супроводжуються зменшенням кутів атаки ($\boldsymbol{\alpha_л}$), а зменшення швидкості обтікання супроводжується збільшенням кута атаки лопаті, що сприяє вирівнюванню розміру тяги лопаті по азимутах.

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

2.5При збільшенні швидкості і висоти польоту маховий рух стає більш інтенсивним, що сприяє розширенню зони зриву в азимуті $\boldsymbol{\psi_л = 270^\circ}$.

3 Збільшення частоти обертання НГ ($\omega_{нв}$) сприяє зменшенню зони зриву потоку на кінцях відстаючих лопатей в азимуті $\boldsymbol{\psi_л = 270^\circ}$, однак при цьому, збільшення частоти обертання сприяють зростанню числа Маха

$\boldsymbol{M_{ri} = \frac{\omega R}{a}}$, виникненню надзвукових областей обтікання лопатей, що викликає появу хвильового опору на кінцях лопатей в азимуті $\boldsymbol{\psi_л = 90^\circ}$.

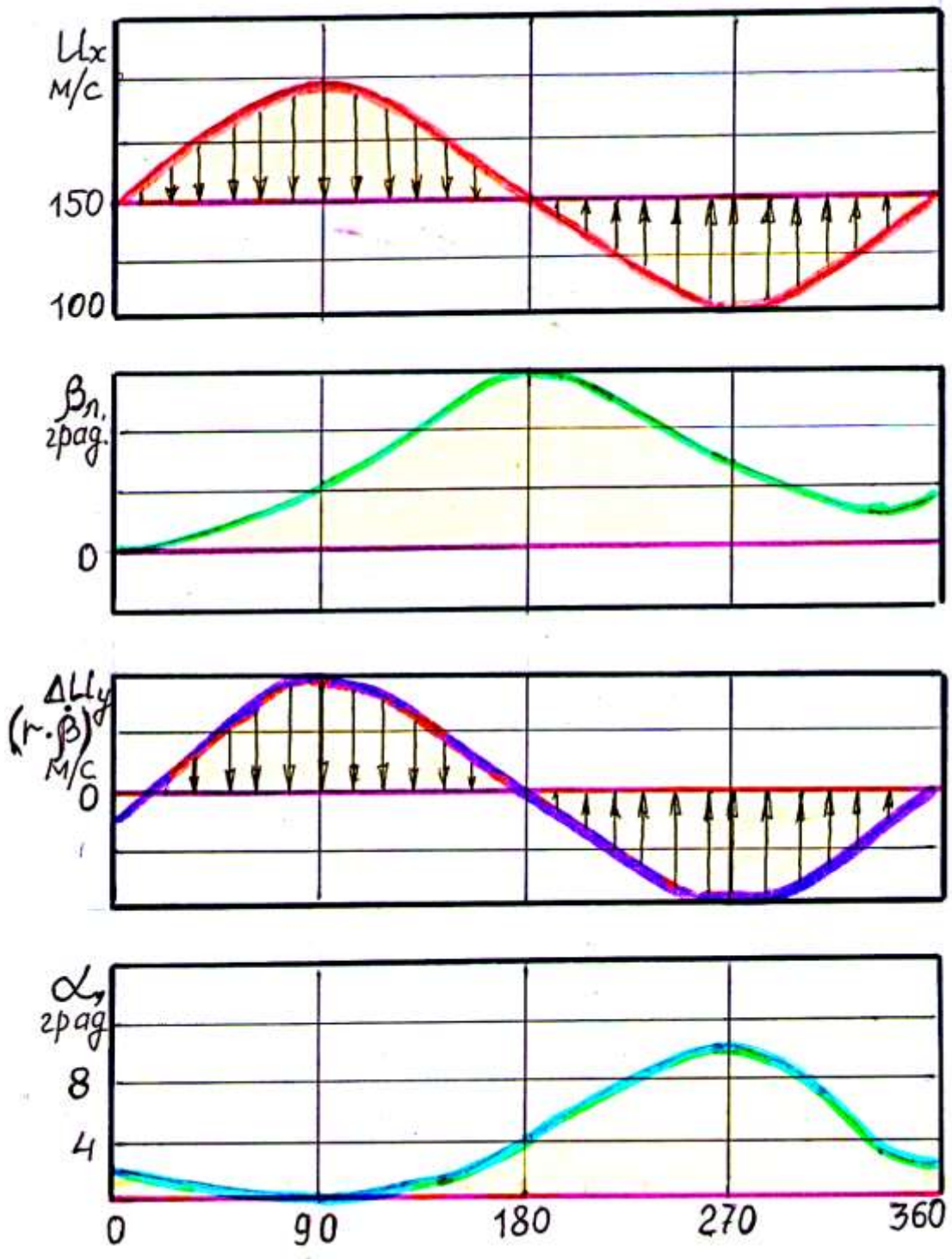

Рис 8.4.5 Схема зміни параметрів обтікання НГ по азимутам

4 Шарнірні кріплення лопатей не передають на втулку ***НГ*** і конструкцію вертольота згинальних моментів.

5 Коефіцієнти махового руху НГ з урахуванням компенсатора змаху рівні:

$$a_1 = \frac{a_{1,0} + \bar{k} b_{1,0}}{1 + \bar{k}^2}$$

$$b_1 = \frac{b_{1,0} - \bar{\bar{k}} a_{1,0}}{1 + \bar{k}^2}$$

де

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

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

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

8.4.3 Динаміка лопаті в площині обертання НГ

Рух лопаті в площині обертання відносно ***ВШ***, які характеризуються кутом коливання ($\zeta_л$), обумовлено дією зовнішніх сил:

- аеродинамічною 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 лопаті).

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

$$M_q = -kq\zeta_л$$

При коливанні лопаті виникає стабілізуючий момент від відцентрової сили відносно ***ВШ***:

$$M_ц = S_b \, l_b \, \omega^2 \zeta л$$

де

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

l_b - *відстань від вісі* ***НГ*** *до вісі* ***ВШ****;*

ω - *частота обертання* ***НГ***.

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

$$\zeta_{л,\,макс} = 0,005\,\omega$$

Подібне, близьке 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, крутящому моменту **НГ** і становить $\boldsymbol{\zeta_л = 5 \ldots 10^0}$**.**
2) Утримання лопаті при обертанні в діапазоні **5 ... 10^0** обумовлено потужним стабілізуючим моментом відцентрової сили. Внаслідок такої «*динамічної жорсткості*» лопать стає як би з жорстким кріпленням до втулки **НГ**.
3) При розкручуванні **НГ**, комлі лопатей **НГ** відходять назад до задніх упорів **ВШ**, а потім по мірі збільшення обертів **НГ** ($\boldsymbol{\omega}_{НГ}$) відходять від упорів, переміщаються вперед і займають рівновісний стан із середнім кутом відставання $\zeta_л$.
4) При зупинці **НГ** на землі або при гальмуванні обертального руху валу **НГ** після відмови двигунів, лопаті по інерції переміщаються вперед по обертанню аж до удару по переднім упорам **ВШ**.
5) На всіх експлуатаційних режимах польоту вертольота ударів комлей лопатей по упорам **ВШ** не виникає.