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

за ТЕМОЮ 8. «Аеродинамічні характеристики несучого гвинта 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 10.09.2021 № 2

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 Професор Кременчуцького Державного національного університету ім. Михайла Остроградського, д. ф - м. н., професор, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, Єлізаров О. І.

2 Викладач-методист циклової комісії природничих дисциплін КЛК ХНУВС, к. т. н., доцент, спеціаліст вищої категорії, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, Лісовенко В. Д.

ЛЕКЦІЯ 8.3: 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 література:

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 заг. 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.

Допоміжна література:

1 Мхитарян А. М., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 430 с.
2 Кокуніна Л. Х., Основи аеродинаміки. Підручник.-М.: Транспорт, 1976.– 208 с.
3 Прицкер Д. М., Сахаров Г. И., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 310 с.
4 Володко А. М., Вертоліт в особливій ситуації. Підручник. – М.:

Транспорт, 1992. – 262 с.
5 Володко А. М., Безпека польотів вертольотів. Підручник. – М.: Транспорт, 1981. – 224 с.
6 Володко А. М., Горшков В. А. Вертольоти: Довідник по аеродинаміці, динаміці польоту вертольоту. Навчальний посібник. – М.: Воєнвидат, 1992. – 557 с.
7 Алаян О. М., Ромасевич В. Ф., Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1973. – 446 с.
8 Бураго Г. Ф. Аеродинаміка, Ч.1. Підручник. - М.: ВПІА ім. М. Є. Жуковского, 1957. – 350 с.
9 Вотяков В. Д., Аеродинаміка ЛА і гідравліка їх систем, Ч.1. Аеродинаміка. Підручник. - М.: ВПІА ім. М. Є. Жуковского, 1972. – 652 с.
10 Дьяченко А. А., Літальні апарати і безпека польоту. Підручник. - М.: ВПІА ім. М. Є. Жуковского, 1987. – 626 с.
11 Базов Д. И., Аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Транспорт, 1972. – 184 с.
12 Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А., Практична аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1984. – 484 с.
13 Володко А. М., Основи льотної експлуатації вертольотів. Аеродинаміка. Підручник. - М.: Транспорт, 1984. – 256 с.
14 Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280 с.
15 Нашукевич А. В., Аеродинаміка літака. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1966. – 208 с.
16 Мхитарян А. М., Збірник задач по курсу “Аеромеханіка”. Навчальний посібник - К.: КІІЦА, 1976. – 100 с.

Нормативна література:

1 ДСТУ 22499 - 77. Апарати гвинтокрилі. Механіка польоту в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавн. стандартів, 1981.
2 ДСТУ 23281 - 78. Аеродинаміка летальних апаратів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1981.
3 ДСТУ 20058 - 80. Динаміка літальних апаратів в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1976.
4 ДСТУ 23199 - 80. Газодинаміка. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1978.
5 ДСТУ 221890 - 76. Фюзеляж, крила і оперіння літаків і вертольотів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавн. стандартів, 1976.

ЛЕКЦІЯ 8.3: СИЛИ І МОМЕНТИ, ЩО ДІЮТЬ НА ЕЛЕМЕНТИ ЛОПАТІ І ДИНАМІКА ПОВЕДІНКИ ЛОПАТІ НГ

План лекції:

8.3.1 Сили і моменти, що діють на лопаті НГ
8.3.2 Динаміка лопатей у площині тяги НГ
8.3.3 Динаміка лопатей в площині обертання НГ

8.3.1 Сили і моменти, що діють на лопаті НГ

8.3.1.1 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 8.3.1*):

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

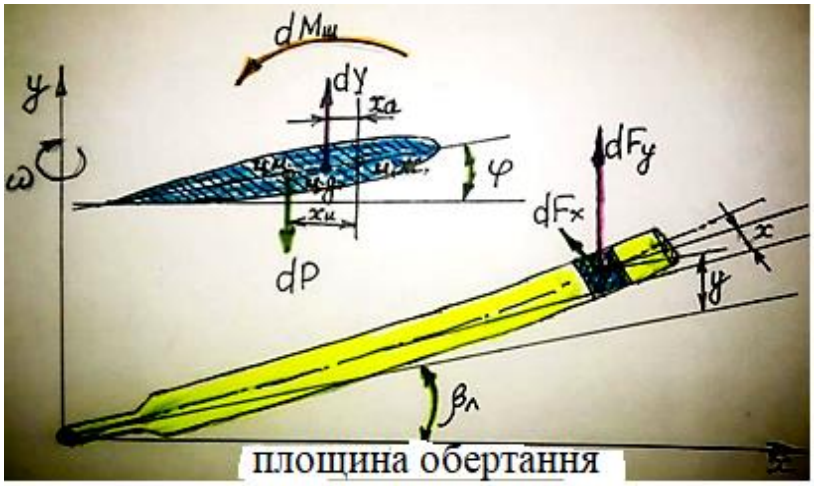


Рис 8.3.1 Схема сил і моментів діючих на елемент лопаті

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 триммерної пластини лопаті НГ (*аналогічно закрилкам крила*).
- $\boldsymbol{dM_{ш,и}}$ - шарнірний *інерційний момент* обумовлений розбіжністю ***ц.ж*** і ***ц.т*** 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;
- $\boldsymbol{x_i}$ - інерційний плече, м.
- $\boldsymbol{dM_{ш,п}}$ шарнірний «*пропелерний*» момент обумовлений дією поперечних складових відцентрових сил, що виникають при качанніі лопаті в площині обертання ***НГ*** щодо ***ВШ***.
- $\boldsymbol{dM_{ш,пр}}$ - шарнірний *пружний момент* обумовлений пружними згибними деформаціями лопаті і він створюється елементарної 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.

8.3.1.2 Сумарні сили і моменти діють на лопать.

Сумарні сили і моменти діють на лопаті представляють собою періодичні функції 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 жесткосними 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 $\boldsymbol{T}_{\text{л}}, \boldsymbol{Q}_{\text{л}}$ утворюються сумарні сили і моменти ***НГ***, а шарнірними моментами $\boldsymbol{M}_{\text{ш,л}}$ - зусилля в системі керування ***НГ*** вертольота.

8.3.2 Динаміка лопаті в площині тяги НГ

8.3.2.1 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 8.3.2*).

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

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

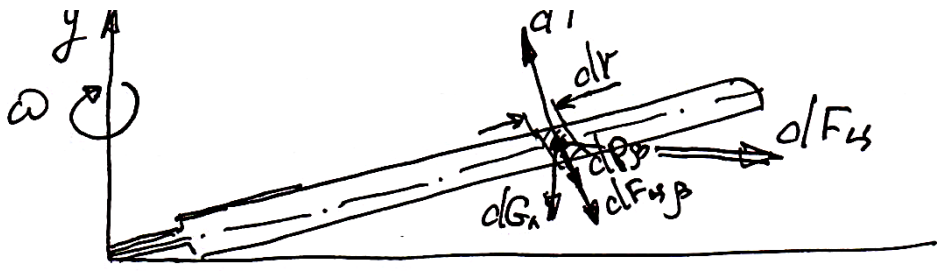


Рис 8.3.2 Схема сил діючих на лопать НГ

Так як, будь-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 (ω_z) і крену (ω_x) рівняння махового руху лопаті матимуть вигляд:

$$\ddot{\beta}_л + \omega^2 \beta_л = \frac{1}{J_г} \int_0^R dT\, r - 2\omega(\omega_z \sin\psi_л + \omega_х \cos\psi_л)$$

де

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

Кути помаху $\beta_л$ щодо ***ГШ*** кожної лопаті в певних азимутальних положення $\Psi_л$ щодо 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 8.3.3 і 8.3.4*):

$$\beta_л = a_0 - a_1 \cos\psi_л - b_1 \sin\psi_л$$

де

- a_0 - кут помаху лопаті на режимі висіння (*середній кут конусності* ***НГ***), град
- a_1 - кут відхилення аеродинамічній осі від конструктивної осі обертання ***НГ*** в поздовжньому напрямку, кут взмаху лопаті в азимутах $\psi = 180^0 ... 0^0$;
- b_1 - кут відхилення аеродинамічній осі від конструктивної осі обертання ***НГ*** в поперечному напрямку, кут помах лопаті в азимутах $\psi = 90^0 ... 270^0$.

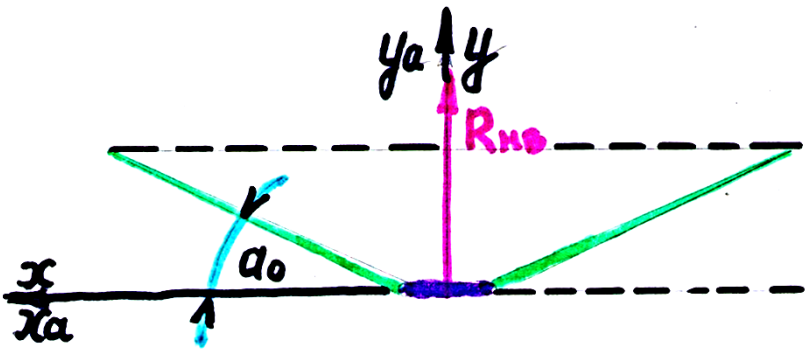


Рис 8.3.3 Схема кут змаху лопаті на режимі висіння ***(a_0)***

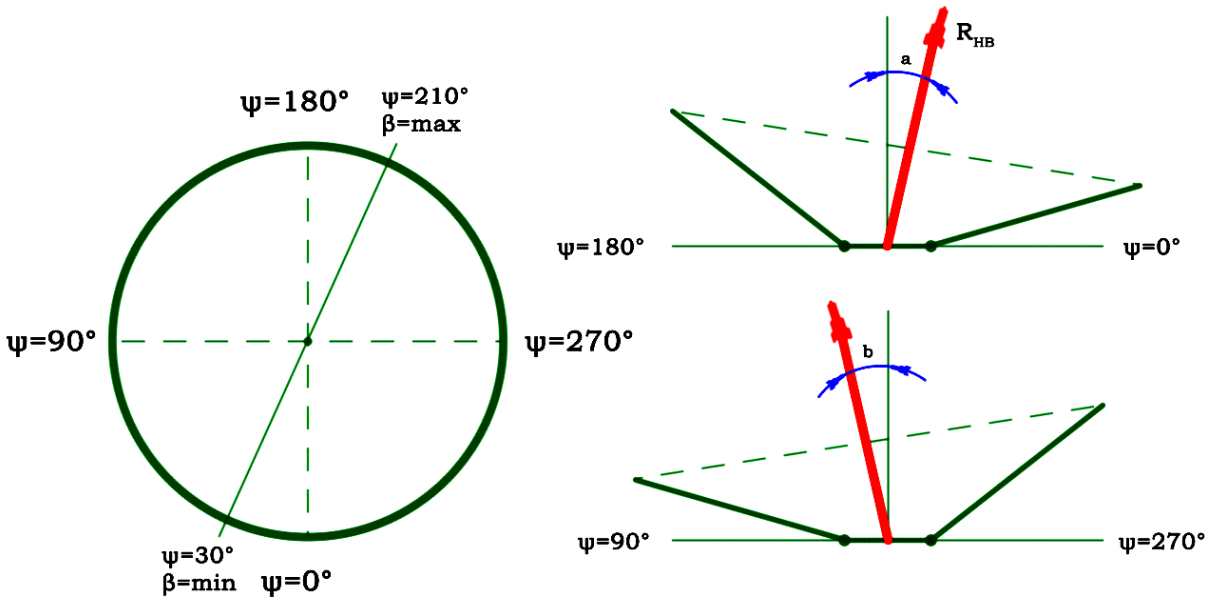


Рис 8.3.4 Схема завалів конуса обертання НГ по азимутам

Згідно рівняння зміни кута взмаху 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 $\boldsymbol{b_1}$ віссю конуса обертання - є аеродинамічна вісь ***НГ***.

Позитивні напрямки кутів $\boldsymbol{a_0}$, $\boldsymbol{a_1}$ і $\boldsymbol{b_1}$ відповідають взмахам 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 випереджаючої лопаті (+$\boldsymbol{b_{10}}$ в азимуті $\boldsymbol{\psi = 90^0}$ (*вліво*).

Середній кут конусності ***НВ*** - ($\boldsymbol{a_0}$) 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*** вертольота, 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 ***НВ*** не відбувається.

8.3.2.2 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 азимутамз 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 $\boldsymbol{\psi_л = 90^\circ}$**.**

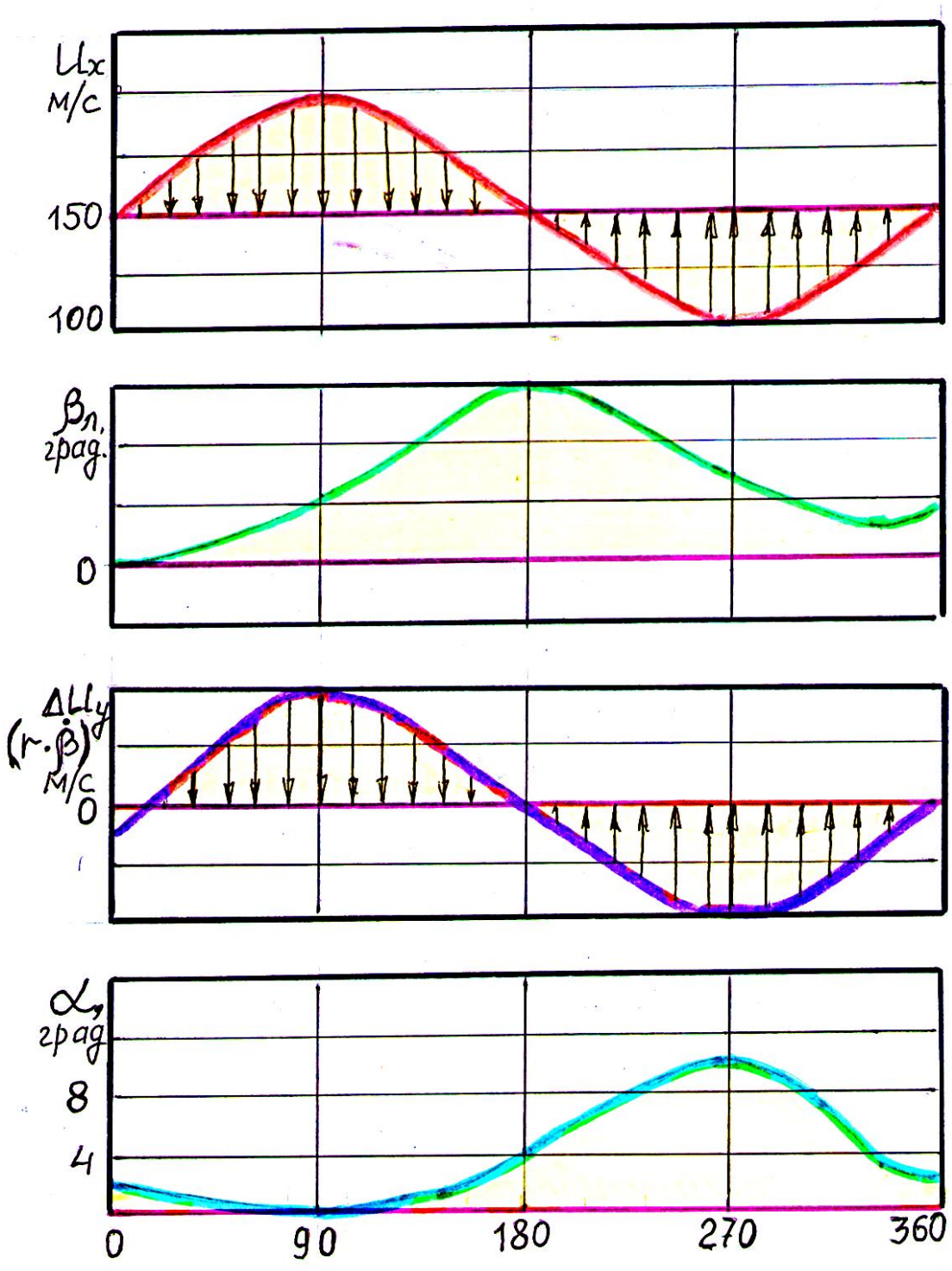


Рис 8.3.5 Схема зміни параметрів обтікання НГ по азимутам

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.

8.3.3 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 ***НВ*** 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** ($\boldsymbol{\omega}_{\text{НВ}}$) відходять від упорів, переміщаються вперед і займають рівновісний стан із середнім кутом відставання $\boldsymbol{\zeta_л}$.
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.