

# ГАЗОДИНАМІЧНІ МЕТОДИ ЗНИЖЕННЯ РІВНЯ ВІБРОНАПРУЖЕНЬ В ЛОПАТКОВИХ ВІНЦЯХ ОСЬОВИХ ТУРБОДВИГУНІВ

*В статті розглядаються узагальнені результати досліджень впливу на рівень вібронапружень в лопатковому вінці ступеня осьового натурного компресора газодинамічної дії на колову періодичну нерівномірність потоку, зумовлену аеродинамічними слідами за елементами статора*

*Ключові слова: компресор, лопаткові вінці, аеродинамічні сліди, вібрація*

*В статье рассматриваются обобщенные результаты исследований влияния на уровень вибронпряжений в лопатном венце ступени осевого натурного компрессора газодинамического действия на окружающую периодическую неравномерность потока, обусловленную аэродинамическими следами за элементами статора.*

*Ключевые слова: компрессор, лопаточный венец, аэродинамические следы, вибрация*

*In article the generalised results of researches of influence on level of vibration stress in blade row of axial compressor stage gasdynamic actions on the district periodic non-uniformity of a stream caused by aerodynamic traces behind elements stator are considered*

*Key words: compressor, blade row, aerodynamic traces, vibration*

**Ю. М. Терещенко**

Доктор технічних наук, професор  
Кафедра авіаційних двигунів\*  
Контактний тел.: 8 (044) 406-75-70

**І. А. Ластівка**

Кандидат технічних наук, доцент, завідувач кафедру  
Кафедра вищої математики\*  
Контактний тел.: 8 (044) 406-75-70

**І. Ф. Кинащук**

Кандидат технічних наук, доцент  
Кафедра авіаційних двигунів\*  
Контактний тел.: 8 (044) 406-75-70

**Ф. І. Кірчу**

Кандидат технічних наук, доцент  
Кафедра авіаційних двигунів\*  
Контактний тел.: 8 (044) 406-79-29  
E-mail: fkirchu@yandex.ru

\*Національний авіаційний університет  
пр. Комарова, 1, г. Київ, Україна, 03680

## Вступ

Однією з причин збудження в осьових компресорах коливань лопаток робочих коліс та направляючих апаратів є наявність в проточній частині осьового компресора періодичної колової нерівномірності потоку.

Вібрація компресорних і турбінних лопаток залишається ще однією з головних проблем при розробці сучасних ефективних турбомашин. Всі заходи щодо зниження динамічної напруженості при коливаннях лопаток можна розділити на три основні напрями: усунення або зниження рівня сил, що збуджують коливання; зміна динамічних властивостей пружної системи за рахунок зміни її параметрів; зміна динамічних властивостей системи шляхом включення до неї спеціальних пристроїв.

В статті розглядаються узагальнені результати досліджень впливу на рівень вібронапружень в лопаточ-

ному вінці ступені осьового натурного компресора газодинамічної дії на колову періодичну нерівномірність потоку, зумовлену аеродинамічними слідами за елементами статора.

## 1. Постановка задач досліджень

Фізична суть періодичної нерівномірності потоку в компресорі полягає у тому, що внаслідок в'язкості повітряного потоку за елементами статора утворюються кромочні (аеродинамічні) сліди. Інтенсивність аеродинамічних слідів можна визначити на основі співвідношень теорії пограничного шару [1].

Колова періодична нерівномірність потоку призводить до змінного силового впливу потоку на лопатки внаслідок періодичного проходження робочих лопаток зон підвищених та суттєво знижених значень швидко-

сті потоку  $C_0$  і повного тиску  $p_0^*$  (рис. 1). Наслідком цього є виникнення вимушених коливань лопаток лопаткового вінця.

Вирівнювання такої нерівномірності при проходженні потоку через ступені відбувається повільно [2], тому її вплив може поширитися майже на всі ступені компресора. Якщо співпадають частоти змушуючої сили і власних коливань лопаток ротора (або при кратних режимах збудження), можливе виникнення резонансних коливань, внаслідок яких величина вібрацій в лопатках зростає на 30-50% і більше.

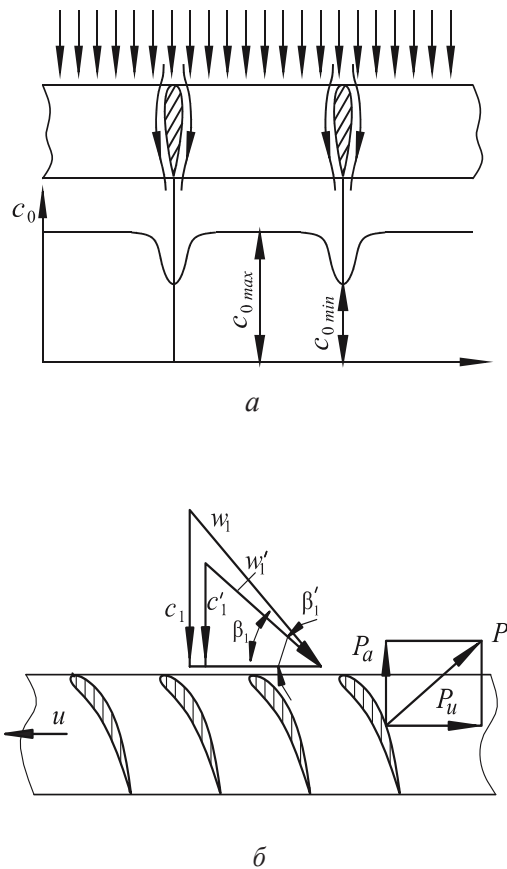


Рис. 1. Розрахункова схема обтікання решітки робочого колеса періодично нерівномірним по колу потоком

В [3, 4] розглянута методика розрахунку напружень в лопатках при їх резонансному збудженні. Рівень напружень (у кореновому перетині лопатки) при резонансному збудженні досягає найбільших значень і може бути визначений за співвідношенням [1]

$$\sigma = \frac{\delta P_1 \times I_1 \frac{1}{E_{ck}}}{\left\{ c_\mu E \frac{b_k c_k^2}{b} B_M + c_3^4 E \frac{b_k c_k^5}{b^2} - 19,8 f_1 \frac{I_2}{I_1} \frac{1}{K_{ck}} \frac{b^2}{E_{ck}} \left[ \frac{\Delta \tau}{T} \delta \bar{P}_{cp} + \left( 1 - \frac{\Delta \tau}{T} \right) \delta \bar{P}_{opt} \right] \right\}} \quad (1)$$

Аналіз даного співвідношення показує, що серед багатьох чинників, що визначають рівень напружень при резонансних коливаннях лопаток, інтенсивність нерівномірності потоку  $\delta P_1$  безпосередньо впливає на величину  $\sigma_k$ . Тому істотне зниження рівня вібрацій  $\sigma_k$  можливе за рахунок зменшення інтенсивності нерівномірності потоку перед вінцем лопатки.

В роботі [5] показано, що управління аеродинамічними слідами може виявитися ефективним засобом зниження рівня вібрацій. Дані досліджень [6, 7] свідчать про ефективність впливу використовуваних в аеродинаміці методів газодинамічного управління циркуляцією навколо профілів (управління пограничним шаром) на інтенсивність аеродинамічних слідів за вихідними кромками тіл, що обтікаються в'язким потоком.

До таких методів належить видування на поверхню лопатки деякої маси газу з імпульсом, що визначається інтегральними характеристиками пограничного шару. На рис. 2 представлена розрахункова схема управління аеродинамічними слідами на лопатках вхідного направляючого апарату (ВНА) в ступені осевого компресора (ОК) за допомогою видування газу в пристінний пограничний шар через щілини на бічних поверхнях лопаток.

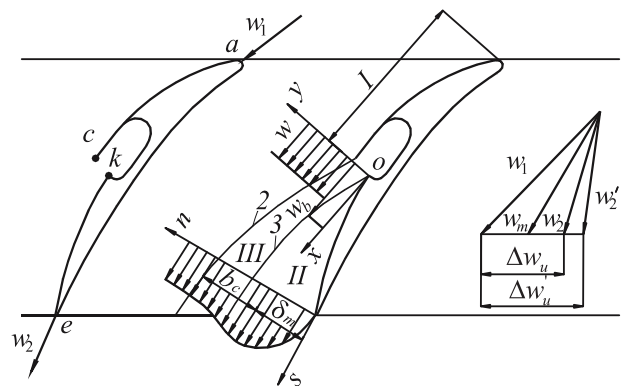


Рис. 2. Розрахункова схема газодинамічного впливу на аеродинамічні сліди

## 2. Методика проведення досліджень

Задача розрахунково-експериментального дослідження полягала в оцінці впливу інтенсивності управління обтіканням на рівень вібрацій  $\sigma_k$  в робочих лопатках ступеня натурального компресора. Інтенсивність управління оцінюється величиною коефіцієнта імпульсу видування  $c_\mu$ , запропонованого у [5], який характеризує інтенсивність управління циркуляцією і аеродинамічними слідами

$$c_\mu = \frac{\rho_b c_b}{\rho_0 c_0} \frac{b}{t} \bar{h}_m \frac{1}{\sin j}, \quad (2)$$

де  $\rho_b, c_b, \rho_0, c_0$  – щільність і швидкість потоків повітря, що видувається та набігає;  $b/t$  – густина решітки ВНА;  $\bar{h}_m = \frac{h_m}{b}$  – відносна висота щілини;  $j$  – кут установки профілів до фронту решітки ВНА.

Однією з задач дослідження було встановлення залежності

$$\sigma_k = f\left(\frac{-}{X}\right), \quad (3)$$

де  $\bar{X} = \frac{x}{b}$  – відносна відстань від вихідної кромки профілів ВНА до досліджуваного вінця лопатки.

Відносна величина вібронапружень в кореневих перетинах лопаток при газодинамічному управлінні визначається співвідношенням [7]

$$\bar{\sigma}_k = \frac{\sigma_{K_\mu}}{\sigma_{K_0}} = 1 - \frac{c_\mu \delta_\Sigma \left(\frac{t}{b}\right) \sin \gamma}{1 - \frac{\delta_\Sigma^{**}}{\delta_\Sigma}}, \quad (4)$$

де  $\delta_\Sigma$  – товщина пограничного шару на профілі у разі турбулентного потоку;

$\delta_\Sigma^{**}$  – сумарна товщина втрати імпульсу.

При газодинамічному управлінні обтіканням аеродинамічних поверхонь співвідношення для товщини втрати імпульсу в сліді за елементами статора визначається з формули

$$\delta^{**} = (\delta_0^{**} - c_\mu t \sin j + \delta_x^{**}) \quad (5)$$

де  $\delta^{**} = \frac{2\nu}{c_0} \left[ \frac{x}{153,2} \right]^{6/7}$  – товщина втрати імпульсу за вихідною кромкою профілю для турбулентного пограничного шару;  $x = \frac{1,1T}{\nu c_0^{2,8}} \int_0^x c_0^{3,8} dx$  – параметр ( $c_0, \nu$  – швидкість, кінематична в'язкість потоку в сліді);  $\delta_x^{**}$  – товщина втрати імпульсу на ділянці від місця розташування щілини до вихідної кромки.

З урахуванням виразів (4) і (5) можна простежити залежність  $\sigma_k = f(c_\mu, \bar{x})$  в разі газодинамічного управління обіканням поверхні профілю.

Для дослідження ефективності газодинамічного методу дії на рівень вібронапружень у вінцях лопаток використовувалася експериментальна установка на базі авіаційного турбореактивного двигуна. Періодична колова нерівномірність потоку на вході в осьовий компресор створювалася чотирма стійками симетричного крилового профілю, встановленими рівномірно по колу в повітряному входному каналі перед компресором. Дослідження проводилося на лопатках з наступними геометричними параметрами:  $b = 115$  мм;  $c_{\max} = 15$  мм;  $c_{\max} = 13\%$ ;  $h_{\text{щ}} = 0,5$  мм. Видув додаткової маси повітря в пристінний пограничний шар здійснювався по дотичній до стінки профілю через щілини.

Висота її ( $h_{\text{щ}}$ ) вибиралася на основі кількісних характеристик пограничного шару на задній кромці профілю для випадку турбулентного потоку. Положення точки видуву  $b_{\text{щ}}$  повітря по хорді лопатки змінювалось від 0,6 до 0,85 для визначення оптимального положення точки видуву.

Повітря для видуву забиралося за останнім ступенем компресора в кількості  $(0,7 - 0,8)\% G_{b_{\max}}$ , охолоджувалося в паливно-повітряному радіаторі до температури  $T_H^*$  навколишнього повітря і через регулятор витрати подавалося всередину лопаток ВНА, звідки через плоскі щілинні отвори, що звужуються, на обох

бічних сторонах лопатки видувалося в пристінний примезовий шар на профілі лопатки і далі в аеродинамічний слід.

Для оцінки рівня вібронапружень проведено тензометрування робочих лопаток першого ступеня компресора.

Для цього на чотири діаметрально протилежні робочі лопатки були наклеєні тензодатчики опору ПКБ-10-200 на відстані 40 мм від кореня і на 60 мм від кінця лопатки з обох її сторін. Електричний сигнал з тензодатчиків через ртутний струмознімач, розміщений в корпусі, подавався на реєструючу апаратуру, що складається з тензопідсилювача ТА-5, стабілізатора напруги, шлейфового осцилографа Н-008М.

Заздалегідь були підраховані частоти власних коливань декількох аналогічних за геометричними параметрами лопаток першого ступеня компресора нижчих згинних форм коливань.

Потім по резонансній діаграмі (рис.3) були визначені області резонансних обертів для першої і другої згинних форм коливань:  $n_{\text{рез.1}}$  і  $n_{\text{рез.2}}$  по точках перетину кривих зміни власних частот коливань лопаток від частоти обертання ротора компресора з променями збуджуючих гармонік (що визначались аеродинамічними слідами).

Оскільки  $n_{\text{рез.1}}$  розташовані в області  $n < n_{\text{М.Г.}}$ , то дослідження проводилося на  $n_{\text{рез.2}} = 0,635 - 0,650 n_{\text{max}}$ . Для підвищення надійності роботи тензодатчиків вони були вилучені із зони  $\sigma_{K_{\max}}$  для даних форм коливань лопаток.

Залежність  $\sigma_k = f(\bar{x})$  досліджувалася шляхом вимірювання рівня вібронапружень у вінці лопатки при різних положеннях лопаток ВНА по довжині повітря-підвідного каналу. Значення  $\sigma_k$ , заміряні на чотирьох лопатках, усереднювалися для отримання достовірніших значень.

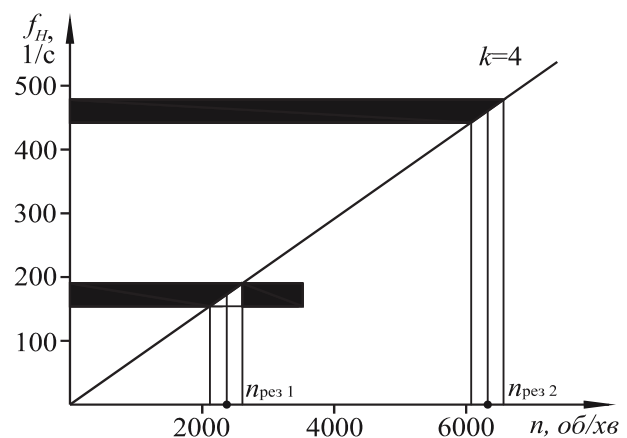


Рис. 3. Частотна діаграма лопаток першого ступеня компресора

### 3. Результати досліджень

Результати експериментальних досліджень впливу газодинамічного методу як засобу зниження рівня вібронапружень, що виникають в досліджуваному лопаточному вінці компресора, показані на рис. 4.

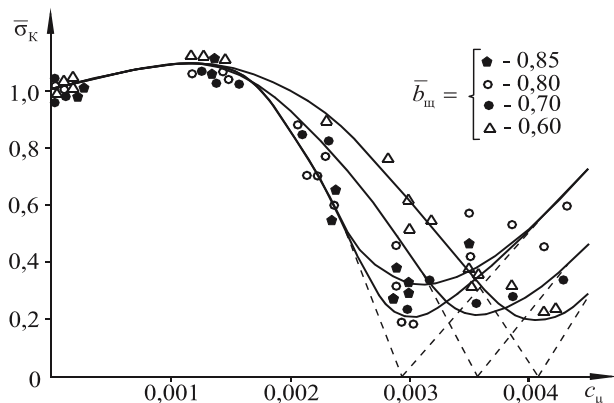


Рис. 4. Залежність рівня вібрацій від величини коефіцієнта імпульсу вдуву при різних значеннях  $\bar{b}_{ш}$

**Висновки**

На підставі отриманих залежностей можна зробити наступні висновки.

Величина вібрацій  $\sigma_k$  істотно змінюється зі збільшенням коефіцієнта імпульсу вдуву  $c_\mu$ , причому при  $c_\mu = 0,003 - 0,004$ , що відповідає швидкості вдуву повітря  $c_b = (1,35 - 1,45)c_0$ , рівень вібрацій зменшується з  $\bar{\sigma}_{k_0} = 1,0$  до  $\bar{\sigma}_{k_{\mu}} = (0,2 - 0,25)\bar{\sigma}_{k_0}$ , а потім починає знову зростати при  $c_\mu > 0,0035$ , ( $c_b > 1,4c_0$ ).

На ділянці  $c_\mu$  від 0 до 0,001 спостерігається деяке збільшення  $\sigma_k$  (на  $\approx 8 - 10\%$ ) внаслідок того, що потік повітря, що вдувається з малою швидкістю ( $c_b \leq 1,2 - 1,25c_0$ ), знижує інтенсивність аеродинамічного сліду за лопаткою ВНА.

При збільшенні  $\bar{b}_{ш}$  від 0,6 до 0,8 ефективність вдуву повітря як енергетичного методу зниження рівня

вібрацій збільшується, і  $\sigma_{k_{\mu, \min}}$  досягається при менших значеннях коефіцієнта імпульсу вдуву, тобто при менших величинах витрати повітря, що вдувається.

При збільшенні  $\bar{b}_{ш}$  від 0,8 до 0,85 і вище ефективність вдуву повітря знижується, оскільки зниження  $\sigma_k$  відбувається лише до значень  $\bar{\sigma}_{k_{\mu, \min}} = (0,3 - 0,35)\bar{\sigma}_{k_0}$ .

При віддаленні лопаток ВНА від досліджуваного вінця лопатки першого ступеня компресора відбувається зменшення рівня  $\bar{\sigma}_{k_0}$ , причому при збільшенні  $x$  від 0,0 до 1,0 - 1,5 значення  $\bar{\sigma}_{k_0}$  зменшується досить інтенсивно, а при подальшому збільшенні  $x \geq 2,0$  воно зменшується все повільніше, тобто стає малоефективним.

**Література**

1. Гиневский А.С. Теория турбулентных струй и следов. - М.: Машиностроение, 1969. - 400 с.
2. Влияние окружной неравномерности потока перед ступеню осевого компрессора на характеристику ступени. - Экспрессинформация ВИНТИИ. Сер. авиадвигателестроение, 1958. - 148 с.
3. Биргер И.А. Расчет лопаток на прочность. Руководство для конструкторов по расчету на прочность газотурбинного двигателя. - М.: Оборонгиз, 1956, вып. 2. - 192 с.
4. Меерович И.И. Колебания слабоизогнутых и закрученных лопаток. - М.: Оборонгиз, 1956. - 285 с.
5. Терещенко Ю.М. Аэродинамика компрессорных решеток. - М.: Машиностроение, 1979. - 276 с.
6. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. - М.: Машиностроение, 1987. - 168 с.
7. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. - М.: Наука, 1969. - 485 с.