

*І.О. ЛАСТІВКА*, канд. техн. наук, зав. каф., Національний авіаційний університет, Київ

## **ТЕОРЕТИЧНІ І ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ГАЗОДИНАМІЧНОГО ВПЛИВУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ СЛІДИ ЗА ЛОПАТКАМИ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК**

Проведено дослідження газодинамічного управління течією та викладено узагальнені результати його впливу на аеродинамічні кромкові сліди і рівень вібронпружень в лопатках компресорних решіток

Ключові слова: газодинамічний вплив, аеродинамічні сліди, компресорна решітка, нерівномірність потоку, вібронпруження

Проведены исследования газодинамического управления течением и изложены обобщенные результаты его влияния на аэродинамические кромочные следы и уровень вибронпряжений в лопатках компрессорных решеток

Ключевые слова: газодинамическое воздействие, аэродинамические следы, компрессорная решетка, неравномерность потока, вибронпряжения

Provided research of gas-dynamic flow control and presented summary results of its influence on aerodynamic edges traces and on level of vibration stress in blade of compressor lattices

Key words: gas-dynamic influence, aerodynamic traces, compressor lattices, uneven flow, vibration stress

### **1. Вступ**

Періодична колова нерівномірність потоку, що викликається наявністю аеродинамічних слідів за елементами статора осьового компресора, є основним фактором впливу на характеристики його ступенів [1, 2]. Обтікання робочих решіток осьових компресорів нерівномірним потоком призводить до резонансних коливань лопаток під дією змінних аеродинамічних сил і появи в них небезпечних за умовами міцності механічних напружень [3].

В авіадвигунобудуванні проблемі усунення джерела появи небезпечних механічних напружень у вінцях лопаток осьових компресорів газотурбінних двигунів – періодичної колової нерівномірності потоку – приділяється велика увага. Вирішення цієї проблеми дасть можливість підвищити надійність авіаційних двигунів і збільшити їх технічних ресурс.

### **2. Постановка задачі**

Одним із методів енергетичного впливу на потік повітря в компресорних решітках газотурбінних двигунів є метод газодинамічного управління циркуляцією навколо профілів (управління примежовим шаром і аеродинамічними слідами). Основна функція газодинамічної дії полягає у зниженні рівня втрат, пов'язаних зі зривом потоку в лопаткових вінцях, і вирівнюванні поля швидкостей і тисків за вихідними кромками елементів компресора. Даний метод впливу на потік може бути реалізований або шляхом видування повітря (газу) через щілини в напрямі основного потоку по дотичній до обтічної поверхні для збільшення енергії примежового шару і створення

стійкого потоку, або шляхом відсмоктування частини примежового шару, що безпосередньо прилягає до обтічної поверхні (видалення з обтічної поверхні частини повітря з малою енергією).

Проведемо дослідження щодо газодинамічного управління течією і його впливу на інтенсивність нерівномірності потоку та рівень вібрацій в лопатках компресорних решіток.

### 3. Розв'язування задачі і аналіз досліджень

Розглянемо розрахункову схему (рис.1) газодинамічного управління

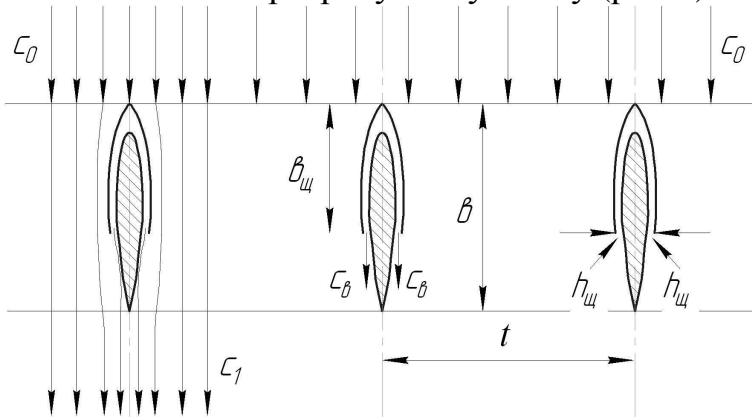


Рис.1 Схема управління аеродинамічними слідами за елементами статора осьового компресора

інтенсивністю аеродинамічних слідів за елементами статора осьового компресора за допомогою видуву додаткової маси повітря (газу) в пристінний примежовий шар через щілини на бічних поверхнях лопаток з імпульсом, що визначається інтегральними характеристиками примежового шару [4].

Розрахунок газодинамічного управління течією в елементах компресора газотурбінного

двигуна полягає у визначенні параметрів управляючого потоку, який регулює характер течії. Визначення цих параметрів необхідне для ефективною дії на характер течії в аеродинамічних слідах. У цих випадках, зазвичай, керуються наступними міркуваннями: щілини на поверхнях з управлінням примежовим шаром розташовані до точки відриву потоку на профілі [5]; параметри струменя, що видувається в примежовий шар, визначаються з умови забезпечення заданого ступеня нерівномірності потоку на різному віддаленні від вихідного перерізу.

Розташування щілин до точки відриву обумовлене тим, що газодинамічна дія на течію в примежовому шарі може бути ефективною і економічною лише при безвихровій течії, а при розташуванні щілини за точкою відриву потоку ефективність газодинамічного управління різко знижується [6].

В роботах [3,7,8] проведені дослідження щодо оцінки впливу на рівень періодичної колової нерівномірності  $\alpha = (c_0 - c_k) / c_0 = v_{\max} / c_0$  ( $c_0$  – постійна швидкість у ядрі потоку між слідами,  $c_k$  – усереднена складова швидкості по осі  $x$ ,  $v_{\max}$  – максимальна додаткова швидкість у сліді) інтенсивності управління обтіканням, яка оцінюється величиною коефіцієнта імпульсу видуву [3, 7]

$$c_{\mu} = K \frac{\rho_g c_g^2}{\rho_0 c_0^2} \cdot \bar{h}_{щ} \cdot \frac{b}{t} \cdot \frac{1}{\sin \gamma_1}, \quad (1)$$

де  $\gamma_1$  – кут між вектором абсолютної швидкості  $c_1$  і фронтом решіток ( $\gamma_1=90^\circ$ ,  $\sin \gamma_1 = 1,0$ );  $\bar{h}_{щ} = h_{щ} / b$  – відносна висота щілини;  $h_{щ}$  – висота щілини;  $b/t$  – густина решіток на середньому радіусі;  $K$  – коефіцієнт пропорційності ( $K =$

0,65 при числах Маха  $M_0 = 0,4-0,8$ );  $\rho_e, c_e$  – густина і швидкість повітря, що видувається з щілин;  $\rho_0, c_0$  – густина і швидкість основного потоку повітря.

Інтенсивність періодичної колової нерівномірності потоку без управління примежовим шаром має вигляд [3, 8]

$$\alpha = K_1 \sqrt{\left(2 \frac{t}{b} \cdot \frac{\delta_{\Sigma}^{**}}{a} \sin \gamma_1 \cdot \frac{b}{x}\right)}, \quad (2)$$

а з управлінням примежовим шаром перетворюється до наступного вигляду [3, 8]:

$$\alpha_{\mu} = K_1 \sqrt{2 \left(\frac{t}{b}\right) \left(\frac{\sin \gamma_1}{a_1}\right) \frac{b}{x} \left(\delta_{\Sigma_0}^{**} - c_{\mu} \rho_0 c_e \frac{b}{t} \sin \gamma_1 \cdot 10^{-2} - \delta_{\Sigma_x}^{**}\right)}. \quad (3)$$

Даний вираз дозволяє встановити залежність між інтенсивністю нерівномірності потоку  $\alpha$ , відстанню від задньої кромки вниз по потоку  $x$  і коефіцієнтом імпульсу видуву  $c_{\mu}$  у разі управління обтіканням поверхонь профілів. Видно, що управління обтіканням істотно знижує інтенсивність колової нерівномірності потоку на вході в компресор.

Відносний рівень вібронпружень в кореневих перетинах вінців лопаток визначається за допомогою наступної формули [3, 7]:

$$\bar{\sigma}_{\kappa} = \left| 1 - \left( c_{\mu} \frac{b}{\delta_{\Sigma}} \cdot \frac{t}{b} \sin \gamma \right) / \left( 1 - \frac{\delta_{\Sigma}^{**}}{\delta_{\Sigma}} \right) \right|, \quad (4)$$

де величина  $\delta_{\Sigma}^{**}$  – це сумарна товщина втрати імпульсу в сліді;  $\delta_{\Sigma}$  – товщина примежового шару на профілі у разі турбулентного потоку.

Таким чином, одержані теоретичні залежності (1) – (4) можна використовувати для наближених розрахунків газодинамічної дії на інтенсивність періодичної колової нерівномірності потоку на вході в осьовий компресор і на рівень вібронпружень в його лопаткових вінцях.

Для уточнення отриманих аналітичним шляхом залежностей було проведено експериментальні дослідження. Експериментальне вивчення турбулентного струменя в кромкових аеродинамічних слідах потоку повітря, що проходить через решітки профілів вхідного направляючого апарату або направляючого апарату в проточній частині осьового компресора, а також експериментальне дослідження ефективності методу газодинамічної дії на структуру аеродинамічних слідів за даними елементами статора осьового компресора було проведене на установці, створеній на базі серійного авіаційного турбореактивного двигуна з осьовим компресором. Схема експериментальної установки представлена на рис. 2.

Установка складається з: компресора низького тиску 8; повітропідвідного каналу основного потоку повітря 10 з лемніскатним пристроєм 11 на вході; робочої частини повітропідвідного каналу з двома обичайками 9 і 10 зі спеціальними координатниками і об'єктом дослідження 7; системи подачі повітря, що вдувається в примежовий шар; системи охолодження повітря, що вдувається; контрольно-вимірювальної апаратури.

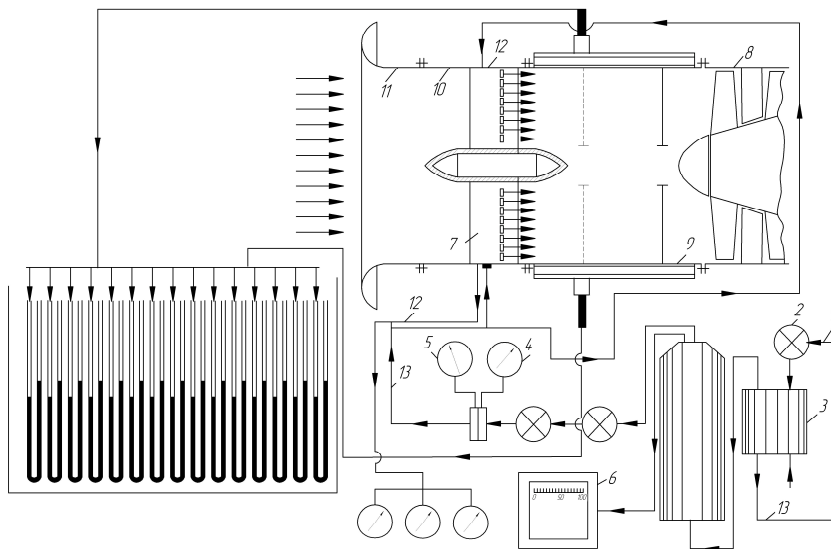


Рис.2 Схема експериментальної установки для дослідження методів газодинамічного впливу на структуру потоку

Основний повітряний потік подається до компресора двигуна по повітропідвідному каналу, виготовленому з двох обичайок 9 і 10, а також лемніскатного пристрою 11, що забезпечує рівномірне поле повітряного потоку на вході в компресор.

Додаткова маса повітря, призначена для видуву в примежовий шар, забирається в декількох місцях по колу

за останнім ступенем компресора і по трубопроводу 1 подається в топливоповітряний радіатор 3, де охолоджується до температури  $T_n^*$  навколишнього повітря. Контроль за температурою повітря, що вдувається, здійснювався за шкалою електронного автоматичного потенціометра (6). Далі в систему подачі повітря входять: кран грубого регулювання витрати повітря, що вдувається 2; манометри виміру  $P_1$  і  $P_2$  на шайбі (4 і 5); приймальні штуцера (12) на досліджуваних лопатках для підведення до них по трубопроводах додаткової маси повітря.

Застосування подібної системи забору і подачі забезпечило витрати повітря, що вдувається, в межах  $0 \div 0,5$  кг/с.

Компресор двигуна на номінальному і максимальному режимах має наступні дані: витрата повітря  $G_{пmax} = 63,7$  кг/с; максимальні оберти ротора низького тиску  $n_{КНТ} = 11100$  об/хв (100%); зовнішній діаметр  $D_K = 678$  мм; тиск за компресором  $P_{2max}^* = 800$  кПа; температура повітря за компресором  $T_{2max} = 560^\circ\text{K}$ ; абсолютна швидкість на вході  $c_1 = 200$  м/с; абсолютна швидкість повітря у повітропідвідному каналі компресора  $c_0 = 164$  м/сек; відносний діаметр втулки  $\bar{d}_{1em} = 0,4$ .

В якості об'єкта дослідження була вибрана решітка, яка складалася з чотирьох порожнистих симетричних профілів лопаток вхідного направляючого апарату вітчизняного авіадвигуна. Підставою для вибору цього типу профілів була можливість забезпечення підведення повітря всередину лопатки і випуску його в проточну частину (в аеродинамічні сліди) через щілини для організації управління примежовим шаром. Лопатки мали постійний по своїй висоті профіль НАСА-12 з такими основними характеристиками:  $\bar{b}_{щ} = 60\%$ ,  $70\%$  і  $85\%$ ;  $h_{щ} = 0,5$  мм; хорда  $b = 115$  мм.

При експериментальному дослідженні структури потоку в проточній частині осьового компресора для описаної вище решітки вимірювалися наступні

параметри: повний тиск  $P_0^*$  перед решіткою датчиком повного тиску і статичний тиск через отвори в стінці обичайки діаметром 1,0 мм (два отвори, розташовані діаметрально протилежно); повний тиск  $P_x^*$  за решіткою (по осі сліду) кроковою гребінкою повного тиску, розташованою під кутом  $90^\circ$  за досліджуваним профілем, що дає можливість одночасно вимірювати на одному і тому ж режимі повний тиск в декількох точках по кроку кільцевих решіток. Крокова гребінка виконувалась відповідно до рекомендацій, викладених в [9]. Витрата повітря, що видувається, змінювалася від  $G_{вид} = 0$  до  $G_{вид} = 0,4 \text{ кг/с}$ , що складало  $(0 - 0,7\%) G_{в \max}$  від основної витрати повітря оточуючих решітку профілів вхідного направляючого апарату.

Таким чином, дослідження ефективності газодинамічної дії на структуру потоку в аеродинамічних слідах проводилося при різних співвідношеннях витрат основного потоку повітря і потоку, що видувається.

При проведенні випробувань основними режимними параметрами були: тиск повітря, що видувається –  $P_0^*$ ; абсолютна швидкість основного потоку –  $c_0$ . Швидкість  $c_0$  варіювалася шляхом зміни частоти обертання ротора двигуна. Експериментальні дослідження проводилися на декількох фіксованих основних експлуатаційних режимах роботи двигуна:

режим номінальний	$n_{КНТ} = 93\%$ ( $c_0 = 164 \text{ м/с}$ );
0,8 номінального режиму	$n_{КНТ} = 88\%$ ( $c_0 = 141 \text{ м/с}$ );
режим	$n_{КНТ} = 75\%$ ( $c_0 = 110 \text{ м/с}$ ).

На кожному з вищезазначених режимів роботи двигуна, який потім залишався постійним в процесі серії вимірювань у відомих межах точності  $(0 - 0,5\% n_{КНТ}$  заданих або  $0 - 0,1\% c_0$  задана), проводилася зміною площі прохідного перерізу заслонки зміна витрати повітря, що видувається, внаслідок чого відбувалося збільшення або зменшення тиску повітря у внутрішній порожнині досліджуваної лопатки.

В процесі експерименту була досліджена решітка профілів з  $h_{щ} = 0,5 \text{ мм}$  на вище перелічених режимах при положеннях щілини по хорді лопатки  $\bar{b}_{щ} = 60\%$ ,  $70\%$ ,  $85\%$ . Проводилося вимірювання параметрів повітряного потоку за досліджуваним профілем без видуву і з різною інтенсивністю видувного повітря, тобто при різних значеннях коефіцієнта імпульсу видуву  $c_\mu$ . На кожному з режимів змінювалися витрата повітря, що видувається, і коефіцієнт імпульсу видуву  $c_\mu$  від 0 до 0,004. Вимірювання за профілем проводилося по осі сліду на відносних відстанях в долях хорди лопатки  $\bar{x} = 1,0; 2,0; 3,0$ , де вирівнювання потоку в сліді при сході його із задніх кромek ще не відбулося. Між двома сусідніми лопатками вхідного направляючого апарату розміщувався приймач повного тиску.

Параметри основного повітряного потоку забезпечували дослідження профілю решітки при  $Re = 4 \cdot 10^5$ , що дозволило моделювати процеси, що відбуваються у вінцях лопаток реальних ступенів компресорів.

Виходячи з цього можна зробити висновок, що описана вище експериментальна установка дозволяє проводити комплекс досліджень щодо визначення впливу методів газодинамічної дії на структуру потоку за елементами статора осевого компресора.

Швидкість повітряного потоку на вході в решітку розраховувалась за

наступною формулою: 
$$C_0 = \sqrt{2 \frac{K}{K-1} RT_0^* \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_0^*} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]} \quad [\text{м/с}].$$

Решта параметрів потоку на вході в лопаткову решітку ( $P_0^*, P_0, T_0^*$ ) визначались в результаті перерахунку і усереднювання величин, що замірюються в процесі експерименту.

Для перевірки точності вимірювання  $P_0$  в процесі експерименту, виходячи з припущення, що статичний тиск в даному перерізі каналу є сталою величиною, було виконано обчислення значення  $P_0$  за відомою величиною сумарної витрати повітря (на певному режимі) і за відомим полем повного тиску [10,11]. Записуємо рівняння витрати повітря через даний переріз у припущенні, що статичний тиск постійний  $G_g = 0,396 P_0 \int_F \left( y(\lambda_0) / \sqrt{T_0^*} \right) dF$ , де значення  $y(\lambda_0)$  визначається по відомим розподілом  $P_0^*, P_0$ . У вхідному каналі  $T_0^* = const$  і, отже,  $G_g = 0,396 P_0 / \sqrt{T_0^*} \int_F y(\lambda_0) dF$ . Задаючи різні значення  $P_0$ , знаходимо те його значення, при якому величина  $G_g$  збігається з правою частиною.

Проведені обчислення показали хорошу збіжність експериментальних значень  $P_0$ , заміряних на певному режимі, з обчисленими значеннями  $P_0$  (похибка складає 0,5 – 1,0%).

Аналогічно визначалися значення  $P_0, P_0^*$  в ядрі потоку на виході з решітки. Швидкість повітря в ядрі потоку на виході з решіток  $c_0'$  приймалася рівною  $c_0$ , оскільки значення параметрів  $T_0^*, P_0, P_0^*$  практично залишалися постійними. Витрата повітря, що видувається, визначалася згідно з існуючою методикою [12] за допомогою дросельного пристрою (діафрагми стандартного типу) за формулою  $G_g = \alpha \cdot \varepsilon \cdot F_0 \sqrt{2 \rho_1 (P_1 - P_2)}$  [кг/с], де  $F_0$  – площа отвору діафрагми, м<sup>2</sup>;

$P_1$  – абсолютний статичний тиск перед шайбою, кПа;  $P_2$  – абсолютний статичний тиск за шайбою, кПа;  $\rho_1$  – густина повітря, що протікає, кг/см<sup>3</sup>;  $\varepsilon$  – поправковий множник на розширення струменів (визначається по рис 3);  $\alpha$  – коефіцієнт витрати, визначається згідно з методикою [12].

При експериментальних дослідженнях

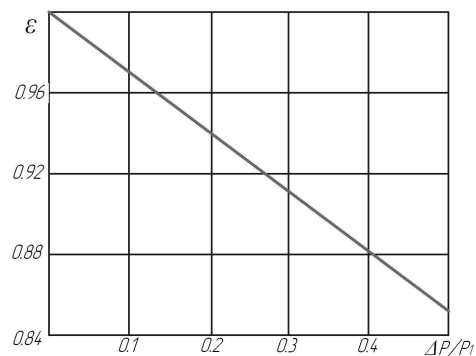


Рис. 3. Графік функції  $\varepsilon = f(\Delta P/P_1)$

витримувалась умова рівності температур  $T_1^* = T_f^*$ . При цьому  $\rho = \rho_H (P_1 / P_H) [\text{кг} / \text{м}^3]$ .

Якщо підставити всі коефіцієнти, то отримаємо остаточну формулу для визначення  $G_g = 0,16 \sqrt{(P_1 / P_H) \Delta P} [\text{кг} / \text{с}]$ , де  $\Delta P = P_1 - P_2$  – перепад тиску на шайбі.

Визначення швидкості повітря, що видувається в пристінний примежовий шар, проводилося за формулою  $G_g = 0,396 (P_g^* / \sqrt{T_g^*}) F_{\text{щ}} q(\lambda_g)$ , де  $P_g^* = P_{\text{лср}}^*$  – середній повний тиск повітря в лопатці, кПа;  $T_g^*$  – температура повітря, що видувається, °К;  $F_{\text{щ}}$  – сумарна площа щілин, м<sup>2</sup>;  $q(\lambda_g)$  – газодинамічна функція витрати.

Розрахунок втрат за методикою [13] при застосуванні газодинамічного впливу на течію показав, що вони не перевищують 2–3% при всіх варіантах видуву і легко можуть бути надалі враховані.

Інтенсивність газодинамічного управління структурою слідів за профілями вхідного направляючого апарату характеризувалася в дослідженні введенням безрозмірного коефіцієнта імпульсу видуву, застосовуваному аналогічно для оцінки інтенсивності управління примежовим шаром на ізольованих профілях  $c_\mu = m_g c_g / q_0 S$  [6], де  $m_g$  – маса повітря, що видувається через щілини, кг/с;  $c_g$  – швидкість повітря, що видувається, м/с;  $q_0$  – швидкісний напір основного потоку повітря, кГ/м<sup>2</sup>;  $S$  – площа, що обдувається на профілі, м<sup>2</sup>.

Для обчислення коефіцієнта імпульсу видуву для випадку решітки профілів вхідного направляючого апарату в даному дослідженні використовувалася формула (1) з наступними геометричними параметрами решітки:  $\bar{h}_{\text{щ}} = 0,5 / 115 = 0,00455$ ;  $b / t = 115 / 280 = 0,41$ .

При дозвукових режимах витікання повітря з щілини на виході з неї  $\rho_g = \rho_0$ , тому  $c_\mu = K (c_g^2 / c_0^2) (b / t) \bar{h}_{\text{щ}} = 0,00185 (c_g^2 / c_0^2)$ .

Зміна інтенсивності газодинамічної дії на структуру сліду здійснювалася в експериментальному дослідженні заданням певних значень коефіцієнта імпульсу видуву  $c_\mu$ . Параметри повітряного потоку в аеродинамічних слідах ( $p_k^*$  і  $c_k$ ) без видуву і з видувом повітря замірювались на різній відстані від задньої кромки профілю по осі сліду вниз по потоку.

За результатами досліджень були побудовані залежності  $\bar{\sigma}_k = f(c_\mu)$  [7] і  $\alpha = f(c_\mu)$ . Ці залежності представлені для різних положень щілини для повітря, що видувається, по хорді лопатки, тобто при  $\bar{b}_{\text{щ}} = 60\%$ ,  $70\%$ ,  $85\%$  на відносній відстані від задньої кромки профілю в долях хорди  $\bar{x} = x / b = 1,0$ .

Як впливає з розгляду графіка функції  $\bar{\sigma}_k = f(c_\mu)$  на рис.4 величини вібронпружень  $\bar{\sigma}_k$  суттєво знижуються при збільшенні коефіцієнта імпульсу видуву від  $c_\mu \cong 0,0015$  до своїх оптимальних значень  $c_{\mu \text{opt}}$  для різних значень  $\bar{b}_{\text{щ}}$

(при збільшенні  $\bar{b}_{щ}$  від 0,6 до 0,85 ефективність газодинамічного впливу на зміну вібронапружень збільшується).

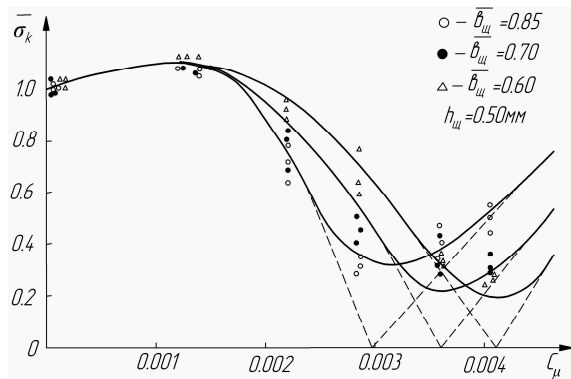


Рис. 4. Залежність рівня вібронапружень від інтенсивності газодинамічного впливу на структуру потоку за елементами статора

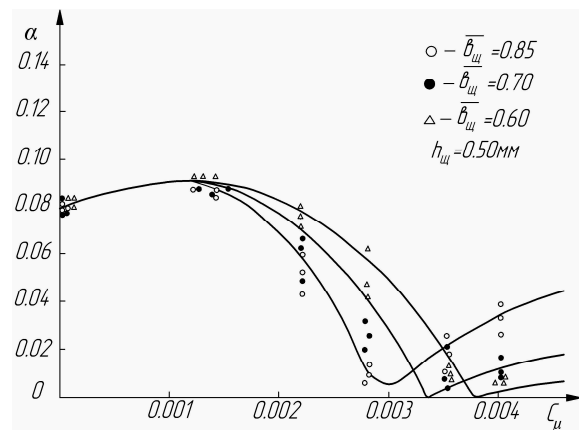


Рис.5 Залежність інтенсивності нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічного впливу на структуру потоку за елементами статора

Більш детальніші дослідження щодо ефективності газодинамічної дії на рівень вібронапружень в лопаткових вінцях компресорів осьових турбомашин проведені в роботі [7]

Проаналізуємо залежність коефіцієнта нерівномірності потоку  $\alpha$  від коефіцієнта імпульсу видуву  $c_\mu$ , що графічно зображена на рис.5. При різних положеннях щілини  $\bar{b}_{щ} = 60\%$ ,  $70\%$ ,  $85\%$  із збільшенням коефіцієнта імпульсу видуву  $c_\mu$  (збільшенням швидкості повітря, що видувається  $c_g$ ) інтенсивність аеродинамічного сліду зменшується і при значенні  $c_\mu \cong 0,0037$  стає рівною нулю. При подальшому збільшенні  $c_\mu > 0,0037$  коефіцієнт нерівномірності потоку  $\alpha$  знову збільшується, тобто тут  $d\alpha/d c_\mu > 0$  через появу ядра позитивних швидкостей насамперед на осі сліду, а потім і по всій ширині сліду ( $c_k > c_0$  в ядрі основного потоку). Зазначимо також, що при малій інтенсивності видуву (до  $c_\mu \leq 0,0011-0,0014$ ) спостерігається зростання інтенсивності сліду, тобто тут  $d\alpha/d c_\mu > 0$ . Це явище пояснюється особливістю змішування повітря, що витікає з щілини з малою швидкістю, із супутнім потоком значно більшої швидкості.

#### 4. Висновки

Проведені вище теоретико-експериментальні дослідження газодинамічної дії на структуру потоку в аеродинамічних слідах свідчать про те, що даний метод газодинамічного впливу може служити ефективним засобом зменшення і навіть повністю усунення у ряді випадків колової нерівномірності потоку перед компресором. При цьому рівень вібронапружень у лопаткових вінцях робочих коліс осьового компресора  $\bar{\sigma}_k$  в залежності від інтенсивності потоку (коефіцієнта імпульсу видуву  $c_\mu$ ), що видувається в примежовий шар поверхонь лопаток, а також інтенсивність аеродинамічного сліду (коефіцієнт нерівномірності потоку  $\alpha$ ) можуть бути знижені на 90-95%.



**Список літератури:** 1. Влияние окружной неравномерности потока перед ступенью осевого компрессора на характеристику ступени. – Экспресс информация ВИНТИ Сер. Авиадвигателестроение, 1958. – 148с. 2. *Ластівка І.О.* Оцінка колової нерівномірності потоку в компресорах газотурбінних двигунів [Текст] / І.О. Ластівка // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – Харків: НТУ «ХПІ», 2011. – №10. – С.130–134. 3. *Терещенко Ю.М.* Вплив інтенсивності управління обтіканням на вібронапруження лопаток компресора газотурбінного двигуна [Текст] / Ю.М. Терещенко, І.О. Ластівка // Вісник Національного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – Харків: НТУ «ХПІ», 2011. – № 23. – С. 144–151. 4. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг – М.: Наука, 1969. – 485с. 5. *Терещенко Ю.М.* О некоторых способах регулирования осевых компрессоров. [Текст] / Терещенко Ю.М., Туголуков Н.А. // Сборник научных статей. – Издательство КВВАИУ., Вып.1, 1978. 6. *Филиппов Г.В.* Влияние поперечного градиента давления на параметры турбулентного пограничного слоя [Текст] / Г.В. Филиппов, В.Г.Шахов. – ИВУЗ, "Авиационная техника", 1969. – № 3.7. *Терещенко Ю.М.* Газодинамічні методи зниження рівня вібронапружень в лопаткових вінцях осьових турбодвигунів [Текст] / Ю.М. Терещенко, І.О. Ластівка, І.Ф. Кінащук, Ф.І. Кірчу // Восточно–Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. – Харьков: Технологический центр, 2009. – № 3/7 (39). – С.43–46. 8. *Ластівка І.О.* Розрахунок параметрів аеродинамічного сліду за лопаткою компресорної решітки [Текст] / І.О. Ластівка // Восточно–Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. – Харьков: Технологический центр, 2011. – № 4/7 (52). – С.47–50. 9. *Пешехонов Н.Ф.* Приборы для измерения давления , температуры и направления потока в компресорах [Текст] / Н.Ф. Пешехонов – М.: Оборониздат, 1962. – 184с. 10. *Гинзбург С.И.* Исследование неравномерного по окружности течения перед осевой компрессорной ступенью [Текст] / С.И. Гинзбург, А.А. Суслеников // Сб. «Лопаточные машины и струйные аппараты». – М.: Машиностроение, 1971. 11. *Нечаев Ю.Н.* Теория авиационных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров – М.: Машиностроение, 1977. – 312с. 12. *Преображенский В.П.* Теплотехнические измерения и приборы [Текст] / В.П. Преображенский – М.: Энергия, 1978. – 704с. 13. *Идельчик И.Е.* Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст] / И.Е. Идельчик – М.: Машиностроение, 1992. — 672 с.

*Поступила в редколлегию 01.08.2011*