

## МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ В ПЛОСКІЙ РЕШІТЦІ

*Ю.М. Терещенко, д-р техн. наук, професор, Л.Г. Волянська, канд. техн. наук, наук. співроб.,*

*В.В. Панін, канд. техн. наук, професор,*

*Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна*

Загальна постановка проблеми та її зв'язок з науково-практичними задачами. Підвищення функціональної ефективності ГТД потребує аеродинамічного удосконалення лопаткових машин, що, в свою чергу, можливо як за рахунок подальшого розвитку методів розрахунку просторової течії в'язкого газу, так і за рахунок удосконалення експериментальних методів визначення аеродинамічних характеристик лопаткових вінців [1].

Огляд публікацій і аналіз невирішених проблем. Експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик профілів можуть бути проведені шляхом продувки моделей з нерухомими плоскими решітками профілів або моделей обертових решіток в турбомашинах [1, 2].

Кожна з двох методик має свої переваги та недоліки. Випробування обертових решіток дозволяють моделювати складну просторову структуру течії, але разом з тим створюють умови, що ускладнюють одержання дійсних значень тиску і температури, а також напрямку потоку в просторі між решітками профілів.

Другий експериментальний метод базується на ізолюванні окремих явищ для їх детального вивчення, що дозволяє зрозуміти сутність кожного з них окремо, і потім – на об'єднанні окремих спрощень потоків для визначення механізму складної течії газу в лопаточних вінцях. Існує велика кількість проблем, які найкраще можна дослідити при експериментах з нерухомими моделями в аеродинамічній трубі. Ряд осьових компресорів був вдало спроектований на основі продувок плоских решіток потоком з малою швидкістю [3], тому актуальною задачею є розробка та створення нових методів експериментального дослідження плоских решіток.

Мета досліджень. Мета даного дослідження полягає в розробці методу, що дозволяв би одержати кількісні параметричні дані про потік навколо відносно невеликих лопаток (з хордою меншою 50 мм) не застосовуючи дренування (отворів, виконаних на поверхні лопатки).

Дослідження нерухомих решіток виконується в аеродинамічних трубах, схема та конструкція яких визначаються задачами дослідження.

Для дослідження аеродинамічних характеристик і одержання фізичної картини обтікання моделей необхідно здійснювати вимірювання параметрів потоку у великій кількості точок і з високою точністю, тому до методики і техніки вимірювань пред'являються вимоги швидкодії вимірювальних систем, можливість одночасного багатоканального вимірювання, можливість безпосереднього введення й обробки результатів вимірювань на ЕОМ. Виходячи з цього в Національному авіаційному університеті на базі існуючих засобів вимірювань був створений вимірювально-обчислювальний комплекс [4].

Метою експериментальних досліджень було визначення аеродинамічних характеристик профілю в плоских решітках.

Результати дослідження. Дослідження проводилися в аеродинамічній трубі на модельних лопаткових решітках. Аеродинамічна труба обладнана три-компонентними механічними вагами рейкового типу з ручним урівноважуванням для вимірювань аеродинамічних навантажень. Для зміни кута атаки ваги обладнані вбудованим  $\alpha$ -механізмом, діапазон зміни кута  $\alpha = -20 \dots +40^\circ$ . Вимірювання швидкісного напору  $q$  здійснюється рідинним манометром з похилою трубою ММН-240 [4].

Експериментальна установка, загальний вигляд робочої зони якої показаний на рис. 1, являє собою атмосферну замкнуту аеротрубу з відкритою робочою частиною еліптичного перерізу розмірами 750×450 мм, довжиною 900 мм.

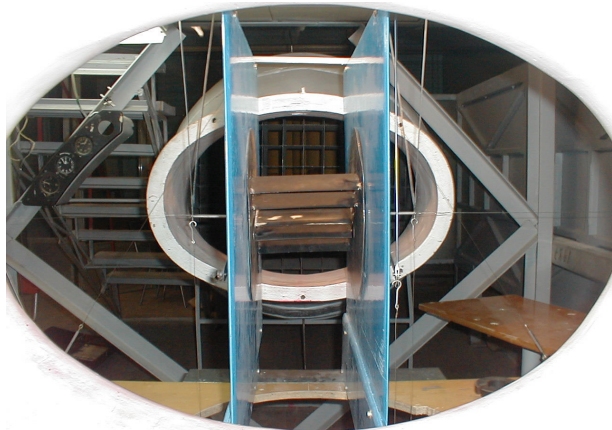


Рис. 1. Загальний вигляд робочої зони з об'єктом дослідження

Можливе регулювання швидкості потоку в межах 5...30 м/с. Дослідження проводилися на модельних решітках з числом лопаток 5. Решітки складалися з профілів, середня лінія яких згиналася за параболою, кут вигину середньої лінії  $\theta = 30^\circ$ . Хорда решіток  $b = 70$  мм, густина решіток  $b/t = 1$ . Квазитримірність обтікання решіток моделювалася стріловидністю передньої крайки лопаток, яка характеризувалася кутами ковзання решітки –  $\varphi = 15^\circ$ .

Звичайно аеродинамічні характеристики плоских компресорних решіток визначаються у вигляді залежностей від кута атаки  $\alpha$  кута повороту потоку  $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$  і коефіцієнта втрат повного тиску [5]:

$$\xi = \frac{p_2^* - p_1^*}{(\rho_\infty v_\infty^2)/2},$$

де  $\beta_2, \beta_1$  – кути виходу і входу потоку в решітку,

$p_2^*, p_1^*$  – повні тиски повітря на виході та вході в решітку,

$\rho_\infty$  – щільність повітря,

$v_\infty$  – швидкість незбуреного потоку.

При цьому вимірюються кінематичні й термодинамічні параметри повітряного потоку перед решіт-

кою профілів і за нею. Усі лопатки, що досліджуються в плоских решітках, жорстко закріплюються в пакеті поворотної обойми. Вимір кута атаки решітки здійснюється шляхом повороту всього пакета лопаток навколо осі обертання. Аеродинамічні сили (сили лобового опору і піднімальна) визначають розрахунковим шляхом інтегруванням епюр розподілу статичного тиску на поверхні профіля лопатки.

Цей спосіб не дозволяє безпосередньо, шляхом прямих вимірювань, визначати силові аеродинамічні характеристики лопатки в компресорних решітках і аеродинамічні коефіцієнти профіля в решітках. Значення аеродинамічних коефіцієнтів  $c_x$  і  $c_y$  обчислювалися на підставі розрахункового визначення піднімальної сили  $Y$  і сили лобового опору  $X$  за даними розподілу статичного тиску по поверхні лопатки [5]. Піднімальна сила  $Y$  визначалася за формулою

$$Y = \int_0^b (p_{1B} - p_0) dx - \int_0^b (p_{1H} - p_0) dx,$$

де  $p_{1B}, p_{1H}$  – статичні тиски на верхній і нижній поверхнях профіля в обраному перерізі,

$p_0$  – статичний тиск потоку,

$b$  – хорда профіля.

Для вимірювання статичних тисків середня лопатка в решітках препарувалася у середньому перерізі. Точність розрахунку піднімальної сили залежить від кількості отворів, що обмежено технологічними можливостями. Точність експерименту в цілому зменшується через необхідність великої кількості вимірів статичного тиску для розрахунку аеродинамічних сил [6].

У даному дослідженні на відміну від загальноприйнятих способів аеродинамічні сили визначалися шляхом прямого вимірювання за допомогою трикомпонентних аеродинамічних ваг. Пакет лопаток, що складають компресорні решітки із заданими геометричними параметрами, виконаний поворотним. При цьому всі лопатки решіток, крім однієї (середньої), нерухомо закріплені в поворотній обоймі. Середня лопатка пакета, непрепарована і незалежна від інших лопаток, закріплена на аеродинамічних вагах. Таке виконання пакета лопаток дозволяє здійснювати пря-

мий вимір аеродинамічних сил, що діють на лопатку в решітках. Детальний опис схеми установки для визначення аеродинамічних характеристик профілю наведений в роботі [7]. Експеримент здійснювався в 2 етапи: вимірювання навантажень без потоку та в потоці. Вимірювання без потоку проводились з метою зняття “нулів”, для запобігання впливу елементів кріплення моделі. На рис. 2 наведено залежність нульових навантажень ізольованих елементів кріплення від кута атаки.

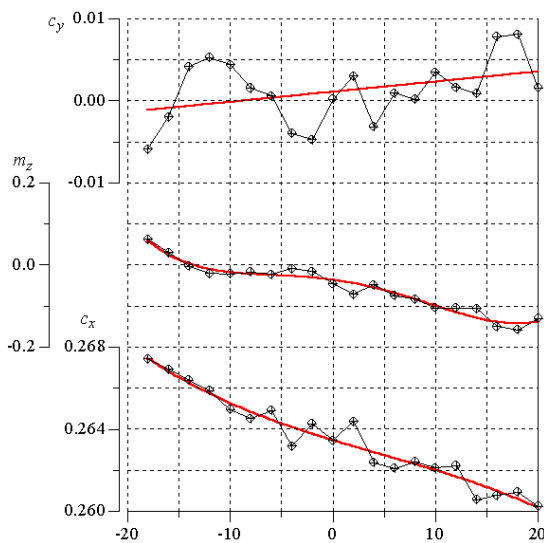


Рис. 2. Характеристики ізольованої підвески  
⊕ – замірені значення;  
— – апроксимація

Схема поворотного пакета лопаток представлена на рис. 3. З метою безпосереднього визначення силових характеристик лопатки й аеродинамічних характеристик профілю в решітках середня лопатка в решітках закріплена в трикомпонентних аеродинамічних вагах незалежно від інших лопаток поворотної обойми. При повороті пакета лопаток навколо осі обертання решітки на кут  $\Delta\varphi_1$  змінюється кут  $\varphi_1$  між фронтом решітки і вертикальною координатною віссю. Відповідно змінюється і кут атаки  $\alpha$  профілів у решітках на величину  $\Delta\alpha = \Delta\varphi_1$ .

Для забезпечення незмінності геометричних параметрів компресорних решіток у цілому ( $\gamma = \text{const}$ ;  $\beta_{1к} = \text{const}$ ;  $\beta_{2к} = \text{const}$ ;  $1/t = \text{const}$ ) середня лопатка, закріплена в аеродинамічних вагах, також поверталася навколо своєї осі на кут, що дорівнює  $\Delta\varphi_1$ ,

чим забезпечувалося виконання умови сталості кута установки профілів у решітках ( $\gamma_{\text{ср}} = \text{const}$ ).

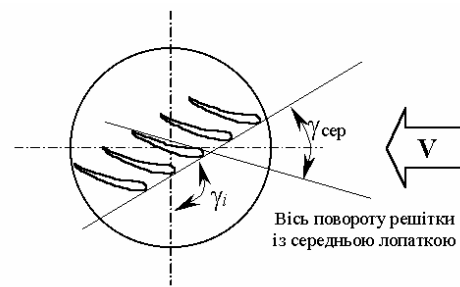


Рис. 3. Схема поворотного пакета лопаток

При обтіканні пакета лопаток (усіх плоских компресорних решіток) повітряним потоком визначаються зусилля, які діють на середню лопатку. За допомогою трикомпонентних аеродинамічних ваг вимірювалися піднімальна сила  $R_y$  і сила лобового опору  $R_x$ , здійснювався вимір параметрів потоку (статичний тиск, повний тиск, температура загальмованого потоку) перед і за решітками, величин і напрямку швидкості повітряного потоку перед  $W_1$  і за решітками  $W_2$ . Обробка результатів здійснювалася в режимі реального часу і результати виміру представлялись на екрані ЕОМ. Загальний вигляд результатів вимірювання аеродинамічних характеристик представлений на рис. 4.

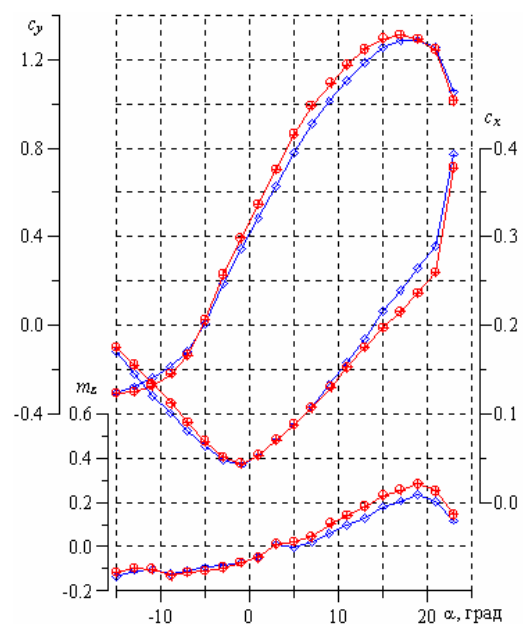


Рис. 4. Аеродинамічні характеристики моделі:

◇ – без шайб;  
⊕ – з шайбами

За результатами вимірів розраховувалися середня швидкість і середня щільність повітря.

Значення аеродинамічних коефіцієнтів визначалися в діапазоні зміни кута атаки  $-15^{\circ}...+15^{\circ}$ . Зміна кута атаки усіх решіток профілів здійснювалася одночасним незалежним поворотом на однакові кути лопаток, жорстко закріплених у поворотній обоймі, і середньої лопатки, закріпленої в аеродинамічних вагах.

Незмінність геометричних параметрів решіток профілів забезпечувалася сполученням осей повороту пакета лопаток і осі повороту середньої лопатки. Середню лопатку (рис. 3), а також усі інші лопатки плоских решіток, закріплені між дисками, встановлювали на нульовий кут атаки. Кут атаки середньої лопатки встановлювався спеціальним пристроєм аеродинамічних ваг, кут атаки інших лопаток установлювався поворотом поворотних дисків навколо їх осі (рис. 5).



Рис. 5. Пристрій установки кута атаки середньої лопатки

При одночасному незалежному повороті пакета лопаток і середньої лопатки на однаковий кут атаки всі геометричні характеристики компресорних решіток залишалися незмінними (тобто кут установки середньої лопатки не змінювався і дорівнював куту установки усіх лопаток у решітках). Після чого аеродинамічну трубу виводили на постійний режим роботи.

При фіксованому куті атаки реєструвалися параметри повітряного потоку перед решітками і за ними, вимірювалися сила лобового опору і піднімальна сила, що діють на середню лопатку. Після реєстрації даних параметрів кут установки лопаток змінювався і при новому, фіксованому значенні кута атаки повторювалася процедура узгодження кутів установки профілів у пакеті та середній лопатці.

Перспективи подальших досліджень. Запропонований метод технологічно простіший за існуючі, що розширює перспективи його застосування при випробуванні декількох моделей в процесі пошуку оптимального конструктивного рішення.

Висновки. Стаття містить опис нового методу визначення аеродинамічних сил, що діють на профіль у решітці. Його застосування до решіток лопаткових машин забезпечує підвищення точності визначення аеродинамічних характеристик профілю в решітках.

### Література

1. Кампси Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
2. Терещенко Ю.М., Мітрахович М.М. Авіаційні газотурбінні двигуни. – К.: КВІЦ, 2001. – 312 с.
3. Wisler D.C. Loss reduction in axial-flow compressors through low-speed model testing / Trans ASME J. of Engineering for gas turbines and Power. – 1985. – № 107. – P. 354-363.
4. Виноградський П.М., Волянська Л.Г. Автоматизація вагових випробувань в аеродинамічній трубі УТАД.- 2 НАУ // Вісн. НАУ.- 2002. – № 3. – С. 39-44.
5. Горшенин Д.С., Мартынов А.К. Методы и задачи практической аэродинамики. – М.: Машиностроение, 1977. – 240 с.
6. Аэродинамика турбин и компрессоров // Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника. – Т. 10. – М.: Машиностроение, 1968. – 742 с.
7. А.с. 2002118851 СССР. Спосіб визначення аеродинамічних характеристик профілю в плоскій компресорній решітці та пристрій для його здійснення / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Волянська, В.В. Панін, В.М. Дихановський

*Поступила в редакцію 05.06.03.*

**Рецензенты:** д-р техн. наук, главный науч. сотр. А.В. Самков, Научный центр ВВС ВС Украины, г. Киев; д-р техн. наук, О.А. Тамаргазин, НАУ, г. Киев.