

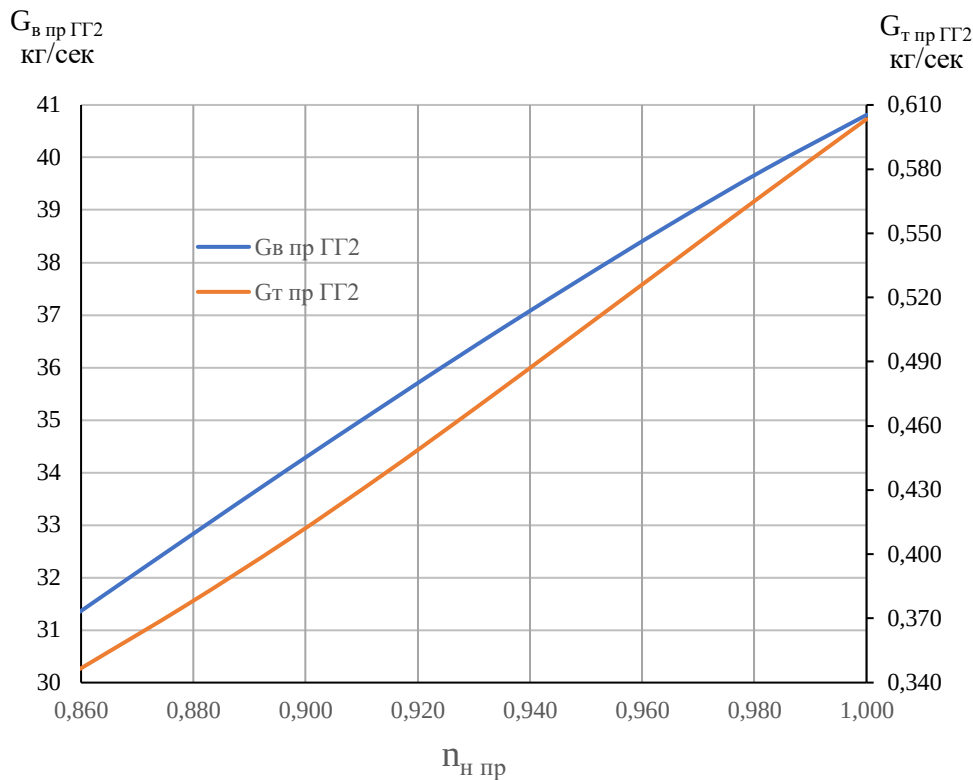


Рис.4 – Характеристики газогенератора $G_{т пр ГГ2} = f_3(n_{н пр})$ та $G_{в пр ГГ2} = f_4(n_{н пр})$

ДОСЛІДЖЕННЯ ТРАНСЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ У КОМПРЕСОРНІЙ РЕШІТЦІ ПРОФІЛІВ

С. А. Бойко, Н. В. Піжанкова, К. В. Рябчук

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Дослідження трансзвукового обтікання компресорних решіток профілів є актуальною проблемою при проектуванні сучасних газотурбінних двигунів. Особливості обтікання профілів на надкритичних режимах характеризуються виникненням локальних надзвукових зон, стрибків ущільнення та можливих відривів потоку, що призводить до зниження ефективності ступеня компресора.

У даній роботі проведено чисельне дослідження середнього перерізу спрямного апарата вентилятора сучасного авіаційного двоконтурного двигуна. Особливостями обтікання досліджуваного профілю є високі (надкритичні) швидкості потоку та великий (понад 45°) кут повороту потоку в решітці $\Delta\beta$ на «розрахунковому» режимі.

Моделювання трансзвукової течії в плоских компресорних решітках профілів виконано на основі методу розрахунку [1, 2], який базується на використанні уявлення Л. Прандтля про умовний поділ потоку на дві підобласті: нев'язке ядро потоку та примежовий шар. Для розв'язування задачі обтікання плоскої решітки профілів використано чисельний метод великих частинок [3]. Основна система рівнянь Ейлера, записана в дивергентній формі, для розв'язування задачі використано розщеплення за фізичними процесами на три етапи: ейлерів етап,



лагранжев етап та заключний етап. Для опису форми досліджуваних профілів використано апарат дробових комірок. Область інтегрування для випадку рівномірної декартової сітки представлена на рис. 1.

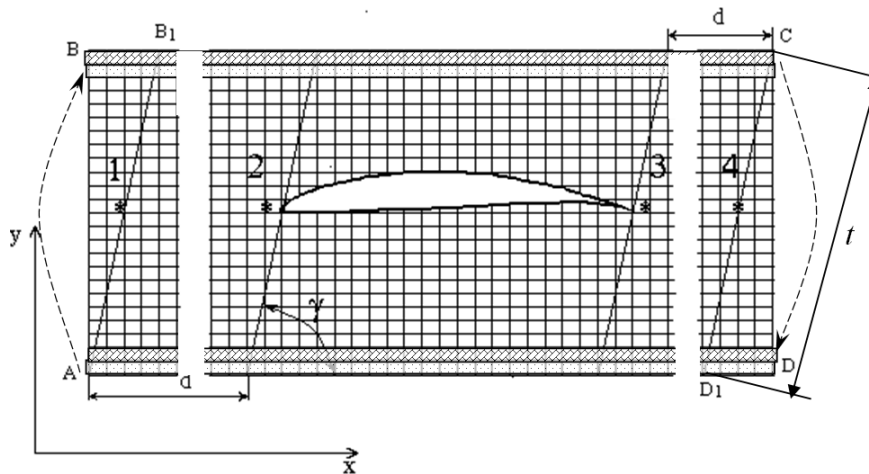


Рис. 1 – Розрахункова область

Граничні умови на профілі задаються як умови непротікання. Вздовж бічних меж розрахункової області задаються умови періодичності. На вході при дозвуковій швидкості задаються постійними в часі значення повної ентальпії, ентродійної функції та напрямку незбуреного потоку. А на виході – відношення статичних тисків $P_2/P_1 = \text{const}$.

У решітці профілів, що досліджується, розрахунок течії здійснено на режимі $M_{1p} = 0.81$, $i_p = +4$ град ($\alpha_{1r} = 47.15$ град від фронту решітки) для різних сіток: 12, 22, 32, 42, 52 комірок на профілі за допомогою програми *CASCADE-SolvM.exe*. Було задано кількість ітерацій 12000 і забезпечено вихід на режим за числом Маха M_1 . Результати показали, що оптимальною є сітка з 32 комірками на профілі, яка забезпечує достатню точність опису розподілу чисел Маха вздовж хорди профілю при прийнятних затратах обчислювальних ресурсів. Аналіз збіжності розв'язку показав, що для досягнення стаціонарного рішення достатньо 6000 ітерацій. При цій кількості ітерацій число Маха на вході стабілізується до заданого значення $M_1 = 0.81$, а похибка розрахунку наближається до нуля.

Спочатку виконано розрахунки течії при різних значеннях числа M_1 (від 0.7 до 0.95) при фіксованому куті натікання $i = +4$ град, результати розрахунку коефіцієнтів втрат (тертя, хвильових та сумарних) для цих режимів наведено в таблиці 1. Визначено критичне число Маха $M_{1kp} = 0.7538$, після якого з'являються хвильові втрати (рис. 2).

Таблиця 1 – Результати розрахунку коефіцієнтів втрат у решітці профілів при різних значеннях числа M_1 ($i = +4$ град)

M_1	$M_{1min} = 0,7$	0,75	$M_{1kp} = 0,7538$	0,81	0,85	0,9	$M_{1max} = 0,95$
ζ_{Σ}	0,00967	0,01001	0,01006	0,01783	0,02148	0,02329	0,02702
$\zeta_{\text{хвил}}$	0	0	0	0,00728	0,01243	0,01816	0,02197
$\zeta_{\text{тер}}$	0,00857	0,00888	0,00893	0,00928	0,00765	0,00343	0,00285

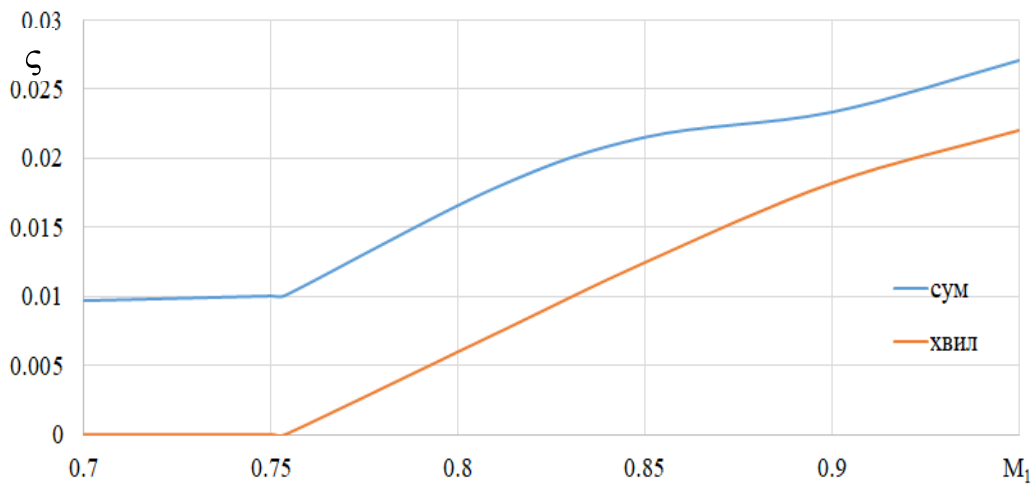


Рис. 2 – Залежність втрат від числа M_1

При $M_1 = 0.81$ на поверхні розрідження профілю місцеве число Маха досягає значення 1.25, а хвильові втрати становлять 25.5% від сумарних втрат. При подальшому збільшенні числа Маха до $M_1 = 0.95$ відбувається різке зростання хвильових втрат через виникнення чітко вираженого стрибка ущільнення (рис.3).

Проведено розрахунки течії при фіксованому числі Маха $M_1 = 0.81$ та кутах натікання в діапазоні від -2 до $+8$ град, результати розрахунку коефіцієнтів втрат для цих режимів наведено в таблиці 2.

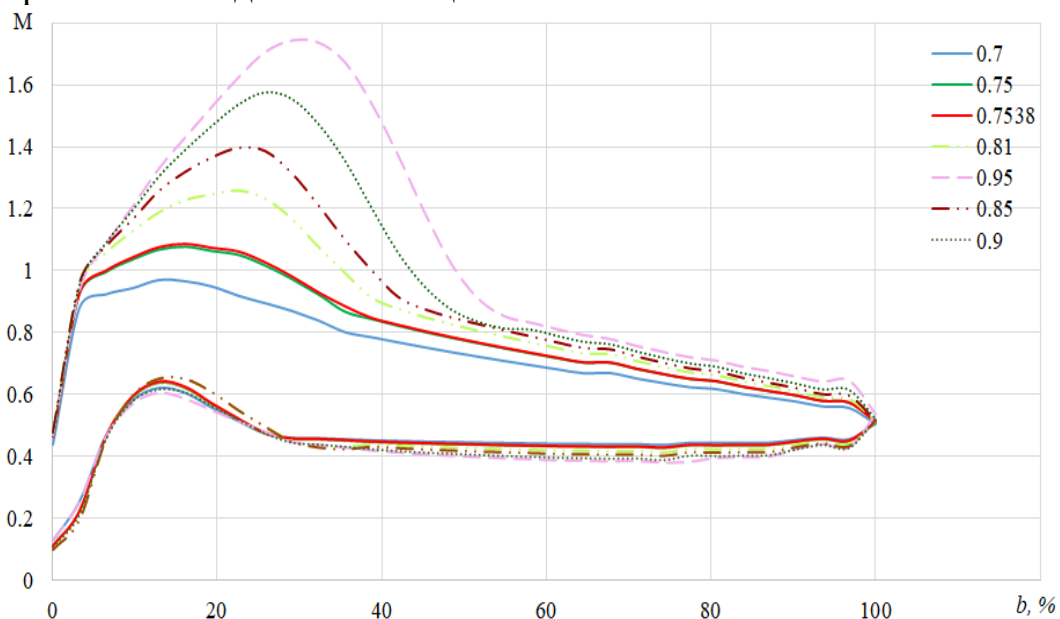


Рис. 3 – Розподіл чисел Маха потоку вздовж хорди профілю при фіксованому куті натікання при різних M_1

Таблиця 2 – Результати розрахунку коефіцієнтів втрат у решітці профілів при різних значеннях кута натікання ($M_1 = 0.81$)

i , град	$i_{\min} = -2$	0	+2	+4	+6	$i_{\max} = +8$
ζ_{Σ}	0,01327	0,01395	0,01644	0,01783	0,01976	0,02411
$\zeta_{\text{хвил}}$	0,00252	0,00332	0,00581	0,00728	0,00933	0,01397
$\zeta_{\text{тер}}$	0,00999	0,00977	0,00961	0,00928	0,00883	0,00800



Встановлено, що зі збільшенням кута натікання відбувається зростання сумарних втрат, головним чином, за рахунок хвильової складової, тоді як втрати на тертя дещо зменшуються. При куті натікання $i = +8$ град сумарні втрати досягають значення 0,02411, що в 1,82 рази більше, ніж при куті $i = -2$ град (0,01327). Аналіз розподілу чисел Маха показує, що при великих позитивних кутах натікання спостерігається зрив потоку з поверхні розрідження профілю, що також призводить до зниження ефективності решітки профілів (рис. 4).

З проведеного дослідження встановлено, що розглянутий профіль не є пристосований для роботи на заданому режимі при $M_1 = 0,81$ і куті натікання $i = +4$ град, оскільки на цьому режимі відбувається погіршення аеродинамічних характеристик решітки через збільшення хвильових втрат та відриву течії від профілю.

Отримані результати можуть бути використані для модернізації геометричних параметрів решітки з метою покращення її характеристик на режимах обтікання з великими значеннями числа Маха та кута натікання.

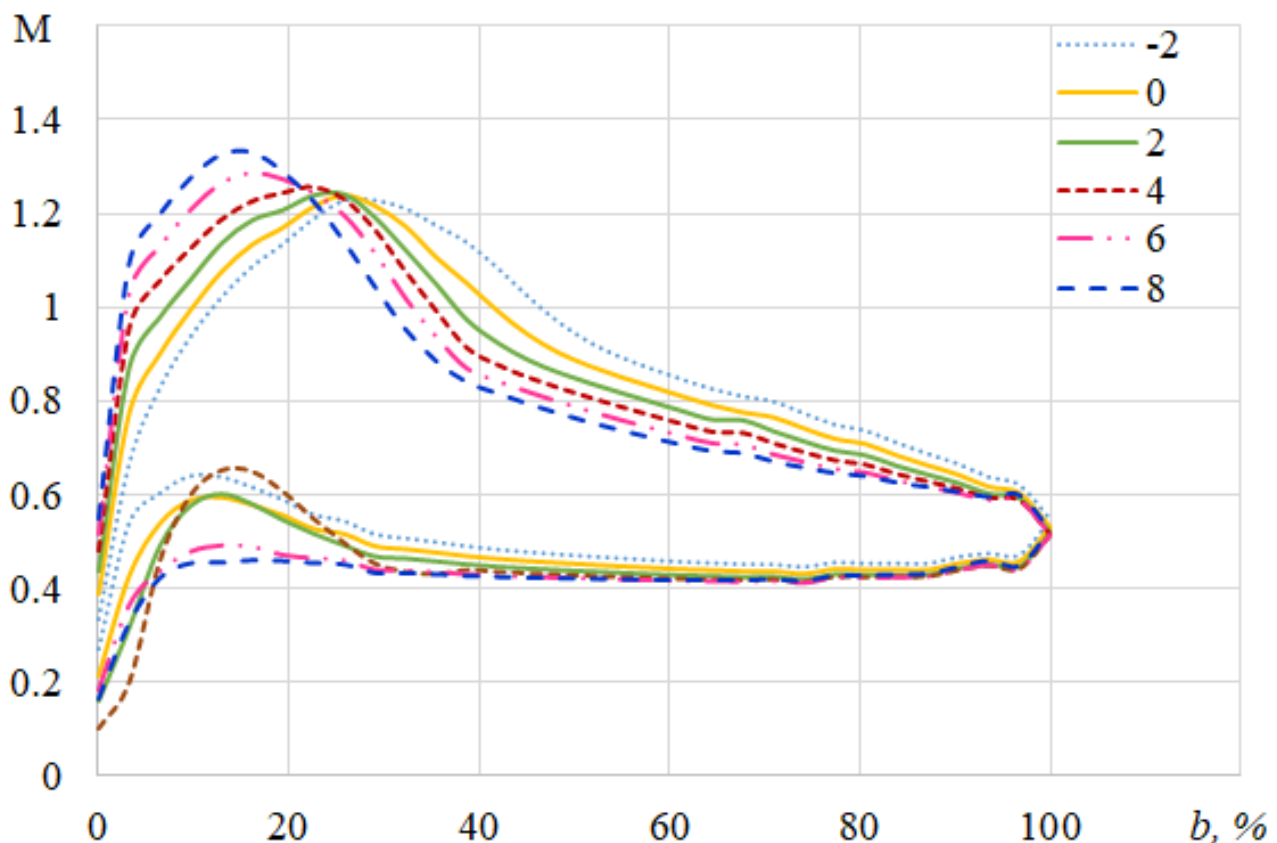


Рис. 4 – Розподіл чисел Маха потоку вздовж хорди профілю при фіксованому числі Маха на вході та різних кутах натікання

Перелік посилань

1. Бойко, Л. Г. Розрахунок до-, транс- і надзвукової течії у компресорних решітках профілів. Проектування компресорних решіток за допомогою числових методів [Текст] : навч. посіб. / Л. Г. Бойко, О. Є. Дьомін, Н. В. Піжанкова. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2023. – 67 с.
2. Комплекс программ для расчета двумерного невязкого трансзвукового течения в



- решетках осевых компрессорных ступеней [Текст] / Л. Г. Бойко, В. Н. Ершов, Д. В. Калямин, А. Е. Демин // Изв. вузов. Машиностроение. – 1991. – № 3. – С. 38 – 42.
3. Белоцерковский, О. М. Метод крупных частиц в газовой динамике [Текст] / О. М. Белоцерковский, Ю. М. Давыдов. – М. Наука, 1982. – 392 с.

ВИЗНАЧЕННЯ ГРАНИЦІ ОБЛАСТІ СТІЙКОЇ РОБОТИ БАГАТОСТУПЕНЕВОГО ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА ЗА ДОПОМОГОЮ НАПІВЕМПІРИЧНОГО КРИТЕРІЯ

С. А. Бойко, Н. В. Піжанкова, К. В. Рябчук

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Серед існуючих методів визначення межі сталої роботи турбомашин виділяють два основні підходи: чисельне моделювання та експериментально-статистичний аналіз.

Перший підхід базується на використанні 3D-моделей в'язких течій із розв'язанням рівнянь Нав'є–Стокса методом скінченних різниць. Хоча такий метод широко застосовується у спеціалізованих програмних комплексах, він має суттєві недоліки. Зокрема, складність адекватного вибору турбулентної моделі та вплив «схемної» в'язкості, яка виникає внаслідок чисельної реалізації рівнянь, можуть призводити до значних похибок у визначенні межі стійкості.

Другий підхід ґрунтується на результатах численних експериментів із подальшою статистичною обробкою даних. Він дозволяє визначити граничну ступінь дифузорності течії та аеродинамічне навантаження, при якому ще зберігається стійка робота елементів компресора.

Таким чином, експериментально-статистичний підхід часто є надійнішим для практичного визначення межі сталої роботи осьових компресорів.

У даний час існує достатня кількість напівемпіричних критеріїв для визначення межі стійкості. Широке практичне застосування знайшов критерій під назвою степінь еквівалентної дифузорності, запропонований С. Лібляйном [1].

Залежності для цього критерія були отримані на підставі узагальнення експериментальних досліджень решітки профілів, що обтікалися під різними кутами натікання в діапазоні режимів від мінімальних втрат до значних позитивних кутів. Він визначається як

$$D_{eq} = \frac{\sin \beta_2}{\sin \beta_1} \left[1,12 + a(\Delta i)^{1,43} + 0,61 \frac{\sin^2 \beta_1}{b/t} (\operatorname{ctg} \beta_1 - \operatorname{ctg} \beta_2) \right] \quad (1)$$

де: $\Delta i = i - i_{\min}$,

$i_{\min} = 4,5 - 30/b \cdot t \cdot (1,81 - 4\bar{\chi}_f^2)$, який відповідає режиму мінімальних втрат решітки профілів

$a = 0,0117$ для профілів НАСА-65

$a = 0,007$ для профілів типу С4 з середньою лінією у вигляді частини кола

$\bar{\chi}_f = \chi_f/b$, відносна координата максимального прогину середньої лінії.