

Л. Г. Бойко, О. Є. Дьомін, Н. В. Піжанкова

**РОЗРАХУНОК ДО-, ТРАНС- І НАДЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ
У КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ ПРОФІЛІВ.
ПРОЄКТУВАННЯ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК
ЗА ДОПОМОГОЮ ЧИСЛОВИХ МЕТОДІВ**

2023

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Л. Г. Бойко, О. Є. Дьомін, Н. В. Піжанкова

**РОЗРАХУНОК ДО-, ТРАНС- І НАДЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ
У КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ ПРОФІЛІВ.
ПРОЄКТУВАННЯ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК
ЗА ДОПОМОГОЮ ЧИСЛОВИХ МЕТОДІВ**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2023

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Л. Г. Бойко, О. Є. Дьомін, Н. В. Піжанкова

**РОЗРАХУНОК ДО-, ТРАНС- І НАДЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ
У КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ ПРОФІЛІВ.
ПРОЄКТУВАННЯ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК
ЗА ДОПОМОГОЮ ЧИСЛОВИХ МЕТОДІВ**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2023

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. О. П. Усатий,
канд. техн. наук С. О. Хомилів

Бойко, Л. Г.

Б77 Розрахунок до-, транс- і надзвукової течії у компресорних решітках профілів. Проектування компресорних решіток за допомогою числових методів [Електронний ресурс] : 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.

Подано практичні роботи, що спрямовані на дослідження фізичних процесів у решітках профілів при до-, транс- і надзвуковому обтіканні за допомогою методів обчислювальної газової динаміки. Показано особливості надкритичних течій. Розглянуто підходи до побудови компресорних решіток профілів, що забезпечують зниження рівня сумарних втрат і розширення робочого діапазону за числами Маха на вході й кутами натікання.

Для бакалаврів і магістрів, що навчаються за спеціальністю 142 за освітньою програмою «Газотурбінні установки і компресорні станції» при вивченні курсів «Теорія лопаткових машин», «Методи розрахунку і проектування лопаткових машин», а також при виконанні випускних робіт бакалаврів і магістрів.

Іл. 39. Табл. 5. Бібліогр.: 14 назв

УДК 621.452.3.037.01:533.6.011.34(075.8)

© Бойко Л. Г., Дьомін О. Є.,
Піжанкова Н. В., 2023

© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2023

ВСТУП

Лопаткові машини належать до найбільш складних вузлів сучасних газотурбінних двигунів (ГТД) як авіаційного, так і наземного застосування. У процесі проєктування до них ставляться високі вимоги: забезпечення мінімальних габаритних розмірів та маси, високих значень коефіцієнтів корисної дії (ККД), сприятливого перебігу характеристик, надійності, живучості та технологічності конструкції.

Від газодинамічної досконалості лопаткових машин залежать параметри газотурбінного двигуна – питома тяга (або потужність) та ефективність роботи. Тому проєктуванню лопаткових машин ГТД (як компресорів, так і турбін) приділяється особлива увага.

Осьові компресори, через особливості процесів, що в них відбуваються, і поставлені до них вимоги – досить складні об'єкти для проєктування. Методи їх розрахунку постійно розвиваються. Їх розробляють у конструкторських бюро та науково-дослідних лабораторіях, а після певної адаптації вони можуть бути використані в навчальному процесі.

У 50–70-х роках минулого століття при профілюванні лопаток компресора застосовували класи профілів, основу яких становили крилові профілі. При проєктуванні широко використовували дані досліджень (продувок) цих решіток. Отримані результати після відповідних узагальнень, виконаних провідними двигунобудівними фірмами світу, забезпечили розвиток газотурбінної техніки на багато десятиліть уперед.

Підвищення рівня швидкостей потоку в проточній частині осьових компресорів приводить до розширення режимів роботи за числами Маха. Для ступенів сучасних осьових компресорів характерними є дозвукові, транс- та надзвукові рівні швидкостей течії.

Підвищення ефективності роботи компресорних ступенів при високих швидкостях обтікання – важливе завдання. Для його вирішення використовують способи профілювання, що дозволяють досягти заданого ступеня підвищення тиску та мінімальних втрат при обтіканні лопаткових вінців у широкому діапазоні режимів.

Для визначення форми профілів, що забезпечують ці параметри, застосовують як результати розрахунку течії в решітках профілів, так і дослідні дані продувок плоских решіток, що характеризують поворот потоку та втрати повного тиску.

Основний критерій оцінювання якості розроблених профілів – експериментальні дослідження, проте висока вартість і значні витрати часу на їх підготовку та проведення обмежують можливості такого підходу до проєктування. Більш раціонально використовувати розрахунково-теоретичні підходи, так звані методи обчислювального експерименту. Обчислювальний експеримент подібний до натурного. Для його виконання необхідно планування та створення "експериментальної установки" – математичної моделі об'єкта, її верифікація, після чого проводять серійні досліди (розрахунки) та оброблення інформації. Обчислювальний експеримент набагато інформативніший і дешевший за фізичний. При цьому забезпечується просте втручання в хід експерименту, він має високу повторюваність результатів та ін.

Якість обчислювального експерименту багато в чому визначається методом розрахунку, який враховує особливості обтікання компресорної решітки профілів, рівні швидкостей потоку і має допустимі похибки отриманих результатів. Програмні комплекси, створені на підставі таких методів, скорочують терміни виконання проєктних робіт і полегшують процес доведення ступенів компресорів.

У посібнику подано адаптовані для навчального процесу методи розрахунку та проєктування осьових компресорів сучасних ГТД. Методи та відповідні програмні комплекси розроблено на кафедрі теорії авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського "ХАІ" у Проблемній науково-дослідній лабораторії газотурбінних двигунів та установок.

У роботі описано метод розрахунку, призначений для дослідження до-, транс- та надзвукової течії в компресорних решітках профілів з урахуванням в'язких ефектів, та модернізований під потреби навчального процесу програмний комплекс **TRANS** (університетська версія програмного комплексу **TRANSPS** [1]).

Запропоновано низку практичних робіт, спрямованих на дослідження обтікання решіток профілів різної форми в широкому діапазоні за числами Маха на вході та створення решіток надкритичних профілів, що забезпечують мінімальний рівень втрат при безстрибковому та безвідривному характері течії.

1 МОДЕЛЮВАННЯ ТРАНСЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ В ПЛОСКИХ РЕШІТКАХ ПРОФІЛІВ КОМПРЕСОРНИХ СТУПЕНІВ

При моделюванні наанні трансзвукової течії в плоских решітках профілів компресорних ступенів був використаний розроблений комплекс програм, що дозволяє виконати аналіз нев'язкої течії на основі числового методу "великих частинок" з подальшим розрахунком примежового шару в припущенні слабкої взаємодії. Обчислювальний експеримент може бути проведений в широкому діапазоні режимів за числами Маха (включаючи надзвукові) і кутах натікання потоку на профіль.

1.1 Розрахунок нев'язкої течії в плоскій решітці профілів

Моделювання течії в плоских компресорних решітках профілів базується на використанні уявлення Л. Прандтля про умовний розподіл потоку на дві підобласті – нев'язке ядро потоку і примежовий шар. Такий підхід широко застосовують на практиці, він дозволяє визначати основні параметри течії, що розглядається.

Для розв'язання задачі обтікання плоскої решітки профілів змішаним до-, транс- і надзвуковим потоком нев'язкого нетеплопровідного газу, що стискається, використовують різні числові методи, з яких найбільш поширеними є підходи, основані на принципі встановлення рішення в часі, тобто досягнення стаціонарного розв'язання системи рівнянь, що описують течію і записаних у нестационарній формі, без попереднього виділення особливостей течії (стрибків ущільнення, відривів тощо).

1.1.1 Основна система рівнянь

Для дослідження обтікання плоских решіток профілів нев'язким стисненим нетеплопровідним потоком система рівнянь, що містить закони збереження маси, імпульсу в проекції на осі координат і енергії, записані в дивергентній формі, має такий вигляд:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \bar{W}) &= 0; \\
\frac{\partial \rho W_x}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho W_x \bar{W}) + \frac{\partial P}{\partial x} &= 0; \\
\frac{\partial \rho W_y}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho W_y \bar{W}) + \frac{\partial P}{\partial y} &= 0; \\
\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho E \bar{W}) + \operatorname{div}(P \bar{W}) &= 0.
\end{aligned} \tag{1}$$

Тут через $t, \rho, P, T, \bar{W}, W_x, W_y, E$ позначено час, густину, тиск, температуру, вектор швидкості та його складові вздовж координатних осей OX і OY та питому повну енергію $E = c_v T$, де c_v – питома теплоємність при постійному об'ємі.

Для замикання системи використано рівняння стану ідеального газу $P = \rho R T$.

Для числової реалізації системи диференціальних рівнянь (1), що описують течію у плоских компресорних решітках, застосовано метод "великих частинок" [2], в основі якого лежить розщеплення початкової системи рівнянь руху за фізичними процесами. Розрахункова область розбивається нерухомою ейлеровою сіткою, середовище моделюється системою рідких (великих) частинок, що збігаються в цей час з осередками (комірками) ейлерової сітки. Стаціонарне розв'язання виходить унаслідок встановлення обчислювального процесу в часі. Розрахунок кожного часового кроку складається з трьох етапів.

1. Ейлерів етап. Рідина передбачається загальмованою, поле щільності – фіксованим. Перенесення маси через межі осередків відсутнє. Розглядається змінення стану всередині осередку, обумовлене зовнішніми силами. Визначаються проміжні значення параметрів потоку.

2. Лагранжев етап. Частинки переміщуються без змінення внутрішнього стану. Обчислюються потоки маси через межі осередків за час Δt .

3. Заключний етап. За допомогою рівнянь збереження визначаються остаточні значення маси, кількості руху та енергії в осередках.

На ейлеровому етапі члени початкової системи рівнянь (1) вигляду $\operatorname{div}(\phi \bar{W})$, де $\phi = \{1, W_x, W_y, E\}$, перетворюються на нуль, і систему можна записати так [1]:

$$\begin{aligned}
\rho \frac{\partial W_x}{\partial t} + \frac{\partial P}{\partial x} &= 0; \\
\rho \frac{\partial W_y}{\partial t} + \frac{\partial P}{\partial y} &= 0; \\
\rho \frac{\partial E}{\partial t} + \operatorname{div}(P \overline{W}) &= 0.
\end{aligned} \tag{2}$$

На лагранжевому етапі розглядається зміщення всіх великих частинок пропорційно їх швидкості без змінення внутрішнього стану.

На заключному етапі відбувається перерозподіл маси, імпульсу та енергії по простору, визначаються остаточні значення параметрів потоку в осередку для певного часового шару. Передбачається, що потоки маси переносять імпульс і енергію, значення яких обчислені на ейлеровому етапі.

Таким чином, обчислювальний цикл закінчується.

Для надання спільності одержуваним результатам та підвищення точності обчислень параметри в рівняннях (1) та (2) зведено до безрозмірного вигляду. Значення густини ρ та швидкості W віднесено до відповідних величин у потоці, що набігає, ρ_∞, W_∞ ; тиск P – до $(\rho_\infty W_\infty^2)$; питома повна енергія E – до W_∞^2 ; лінійні величини – до довжини хорди профілю b ; час t – до b / W_∞ .

Диференціальні рівняння апроксимуються скінченнорізницевиими рівняннями.

Враховуючи, що метод "великих частинок" дозволяє отримувати прийнятні за точністю результати на відносно грубих, неадаптованих сітках, для проведення навчальних розрахунків використано рівномірну декартову сітку. Це дозволяє полегшити роботу користувача і навіть скоротити витрати ресурсів ЕОМ, що важливо під час виконання навчальних розрахунків. Для опису форми досліджуваних профілів застосовано апарат дробових осередків [2]. Область інтегрування для випадку рівномірної декартової сітки показано на рисунку 1. Така розрахункова схема дозволяє проводити розрахунки з решітками профілів різної геометрії.

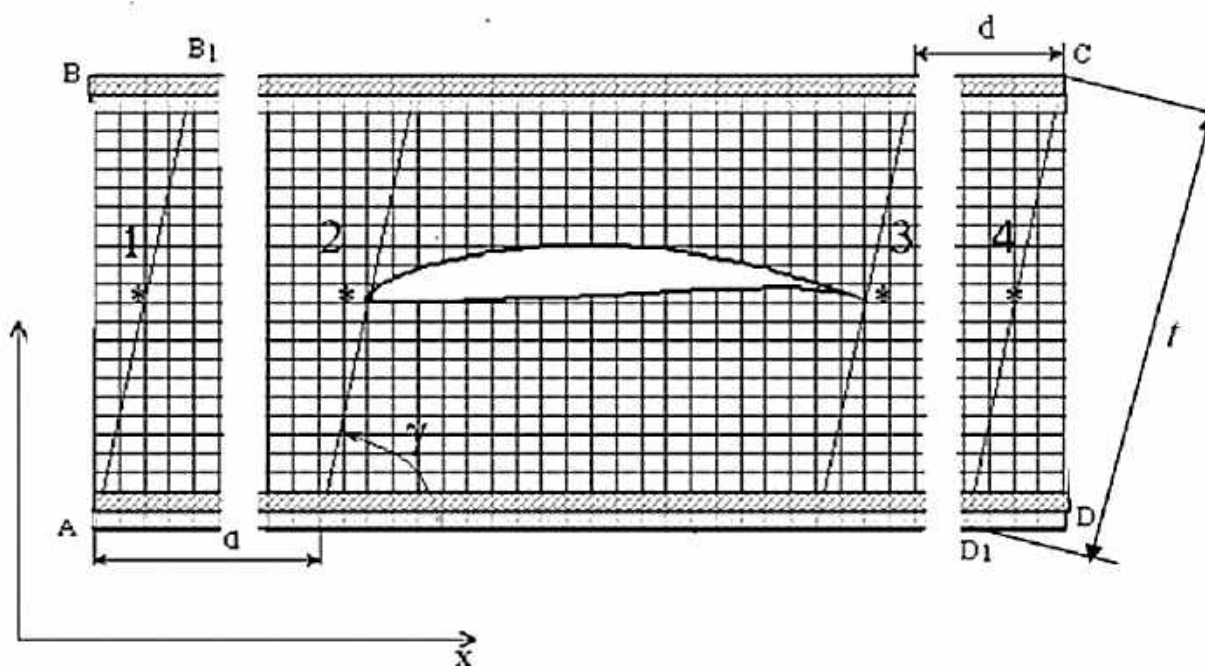


Рисунок 1 – Розрахункова область

1.1.2 Постановка граничних умов

Відповідно до прийнятої розрахункової схеми ліва і права межі розрахункової області (див. рисунок 1) розташовані на відстані ***d*** від фронту решітки, яка для проведення обчислювальних експериментів береться такою, що дорівнює шагу решітки. Відстань між верхньою та нижньою межами дорівнює шагу решітки з урахуванням кута установлення профілю γ .

На профілі задано умови непротікання, а вздовж ліній BC та AD – умови періодичності.

Граничні умови в перерізах входу і виходу (AB і CD), отримані з аналізу поширення слабких збурень уздовж характеристик у нестационарному потоці газу, задають таким чином.

При дозвуковій швидкості потоку, що набігає, на межі AB значення повної ентальпії, ентропійної функції та напрямки незбуреного потоку вважають постійними у часі:

$$C_p T^* = \text{const}, P / \rho^k = \text{const}, \text{tg} \alpha_1 = \text{const}.$$

При надзвуковій відносній швидкості на вході (при дозвуковій осьовій складовій) внаслідок напрямних властивостей решітки неможливо жорстко

задавати напрямок потоку у відносному русі. У цьому випадку замість умови $\mathbf{tg}\beta_1 = \mathbf{const}$ на межі зафіксована величина кута входу потоку в абсолютному русі: $\mathbf{tg}\alpha_1 = \mathbf{const}$.

На правій межі CD задано відношення статичних тисків на виході та вході із розрахункової області $\frac{P_2}{P_1} = \mathbf{const}$.

Викладений підхід реалізовано у Проблемній науково-дослідній лабораторії (ПНДЛ) газотурбінних двигунів та установок кафедри теорії авіаційних двигунів "ХАІ" у вигляді програмного комплексу (ПК) **TRANSPS** [3 – 5].

У поданих нижче практичних роботах використано модернізований варіант навчальної версії ПК **TRANS**.

Вихідні дані для розрахунку течії в решітці профілів – густота решітки, кут установлення профілю та його геометричні параметри (координати профілю, хорда, геометричні кути, радіуси кіл вхідних і вихідних кромek, координати їх центрів та ін.), а також режимні параметри – ступінь підвищення статичного тиску в решітці $\frac{P_2}{P_1}$, температура, тиск і кут потоку на вході в решітку у цій версії ПК залишилися незмінними.

1.2 Урахування виявлення в'язких ефектів

Одне з важливих завдань, що виникають при моделюванні течій в компресорних решітках профілів, – урахування впливу в'язких ефектів на розподіл параметрів потоку в міжлопаткових каналах та інтегральні характеристики.

Описати в'язку течію, найбільш наближену до реальної, можна за допомогою системи рівнянь Нав'є – Стокса. Нині розвитку цього теоретичного напрямку приділяється велика увага. Однак високі числа Рейнольдса, характерні для решіток турбомашин, посилюють вимоги до розмірів розрахункової сітки і потужності ЕОМ. Використання для замикання системи рівнянь напівемпіричних моделей турбулентності вносить у отримуване рішення суб'єктивний фактор. Ці та інші проблеми накладають обмеження на застосування таких методів при дослідженні

трансзвукового обтікання елементів турбомашин. Відзначено, що від вибраної моделі турбулентності, способу апроксимації системи рівнянь Нав'є – Стокса, числового алгоритму розв'язання залежать не тільки стійкість, час розрахунку, а й результати розрахунку.

Для врахування в'язких ефектів, що виникають при обтіканні компресорних решіток профілів, одним з найбільш раціональних є підхід Л. Прандтля, оснований на умовному поділі потоку на дві підобласті: нев'язку – ядро потоку, що описується рівняннями Ейлера, і в'язку – примежовий шар. Урахування взаємного впливу нев'язкого і в'язкого потоків у загальному випадку – досить складний елемент розрахунку, причому припущення про характер взаємодії можуть бути різні. Нижче буде розглянуто випадок слабкої взаємодії. Цей підхід має великі переваги за простотою розв'язання, дозволяє вводити до розрахунку наявну емпіричну та напівемпіричну інформацію та доступний для застосування в інженерній практиці. Його використовують для визначення втрат енергії в досліджуваних решітках профілів або в решітках, що проєктуються, які можна подати у вигляді суми втрат на тертя, кромкових та хвильових втрат.

Для розрахунку втрат на тертя необхідно визначити параметри примежового шару.

1.2.1 Розрахунок параметрів примежового шару

Течія в примежовому шарі на профілі характеризується наявністю точки гальмування, ламінарної ділянки, на якій відсутнє перемішування між шарами, зони переходу ламінарного шару в турбулентний і значної протяжності ділянки турбулентної течії. При відриві примежового турбулентного шару на профілі з'являється область відривної течії. Схему примежового шару на спинці профілю показано на рисунку 2.

Відрив примежового шару може виникнути при позитивному градієнті тиску, спрямованому проти течії. Внаслідок загального гальмування потоку швидкість частинок рідини в примежовому шарі зменшується, і в околі деякої точки А (див. рисунок 2) частинки зупиняються. Правіше точки А рідина під впливом позитивного градієнта тече у напрямі, зворотному основному потоку. Однак, коли позитивний градієнт невеликий і кінетичної енергії потоку достатньо для подолання цієї ділянки, течія може бути безвідривною.

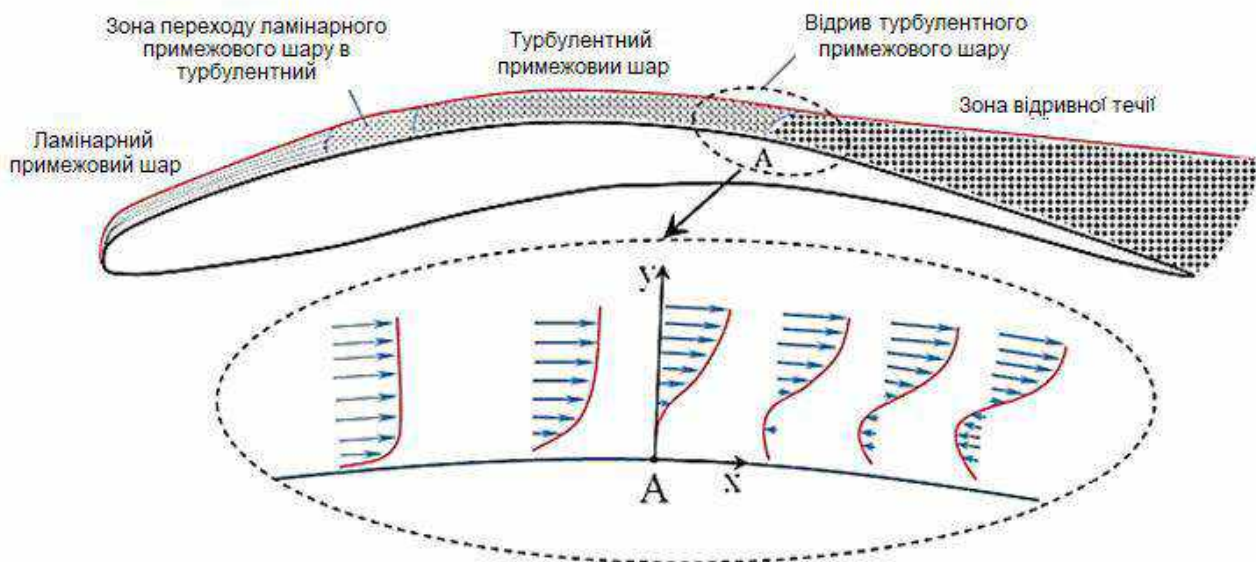


Рисунок 2 – Структура примежового шару на боці розрідження профілю

Турбулентний примежовий шар через інтенсивне поперечне перемішування має більш наповнену епюру швидкості, ніж ламінарний, тобто має більшу кінетичну енергію безпосередньо поблизу стінки, тому він більш стійкий до відриву.

Примежовий шар характеризується такими параметрами [6]:

1. Товщина (фізична) примежового шару δ – шар уздовж обтічного тіла, поздовжня швидкість на зовнішній межі якого відрізняється на величину не більше 1 % від швидкості течії. Поняття товщини примежового шару не має точного кількісного сенсу. Тому в теорії міжлопаткового шару використовують інтегральні товщини примежового шару.

2. Товщина витіснення δ^* . Характеризує відстань, на яку витісняються (відсуваються від тіла) лінії струму нев'язкої течії внаслідок утворення примежового шару. У результаті витіснення ліній струму збільшується ефективна товщина обтічного тіла, що призводить до збільшення його опору. Для нестисливої течії товщину витіснення можна подати так:

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{W}{W_{\delta}}\right) dy,$$

де індекс δ відрізняє величину швидкості на межах ядра потоку та примежового шару.

3. Товщина втрати імпульсу δ^{**} – товщина шару рідини, що переміщується зі швидкістю потоку поза примежовим шаром, кількість руху якої дорівнює імпульсу примежового шару:

$$\delta^{**} = \int_0^{\delta} \frac{W}{W_{\delta}} \left(1 - \frac{W}{W_{\delta}}\right) dy.$$

4. Товщина втрати енергії δ^{***} – товщина шару рідини, що переміщується зі швидкістю потоку поза примежовим шаром, кінетична енергія якої дорівнює кінетичній енергії примежового шару:

$$\delta^{***} = \int_0^{\delta} \frac{W}{W_{\delta}} \left(1 - \frac{W^2}{W_{\delta}^2}\right) dy.$$

Конкретний метод розрахунку для прикладних досліджень вибирають виходячи з достовірності одержуваних результатів, компактності з погляду ресурсів ЕОМ, простоти та зручності в роботі, можливості узгодження надалі з розрахунком нев'язкої течії.

Існує два підходи до числового розв'язання рівнянь примежового шару. Один з них (диференціальний) містить методи, що базуються на розв'язанні систем диференціальних рівнянь. Їх використання пов'язане зі значними обчислювальними труднощами, потребує великих витрат часу і за складністю можна порівняти з розв'язанням задачі розрахунку обтікання решіток потоком нев'язкого газу.

Інший підхід (інтегральний) ґрунтується на розв'язанні інтегральних рівнянь примежового шару. Числові методи, що реалізують цей підхід, відповідають викладеним вище вимогам і широко використовуються в інженерній практиці.

Розрахунок примежового шару [7] оснований на спільному інтегруванні рівнянь законів збереження імпульсу та механічної енергії, які для плоского випадку набувають такого вигляду:

$$\frac{d\delta^{**}}{dx} + \delta^{**} \left[\frac{H_{12} + 2}{W} \frac{dW}{dx} + \frac{1}{\rho_\delta} \frac{d\rho_\delta}{dx} \right] = \frac{C_f}{2};$$

$$\frac{d\delta^{***}}{dx} + \delta^{***} \left[\frac{3}{W} \frac{dW}{dx} + (2-k) \frac{1}{\rho_\delta} \frac{d\rho_\delta}{dx} \right] = C_D,$$

де $\delta^{**}, \delta^{***}$ – товщини втрати імпульсу та енергії; W, ρ_δ – швидкість і густина на зовнішній межі примежового шару; $H_{12} = \frac{\delta^*}{\delta^{**}}$ – формпараметр примежового шару; C_D – коефіцієнт дисипації; C_f – місцевий коефіцієнт тертя. Наведена система рівнянь визначає стан як ламінарного, так і турбулентного примежового шару на теплоізолюваній поверхні.

Система рівнянь замикається додатковими співвідношеннями для формпараметра, коефіцієнтів тертя і дисипації, різними для ламінарної та турбулентної течій. В останньому випадку ці залежності ґрунтуються на апроксимуючих співвідношеннях. Вираз для формпараметра отримано у припущенні степеневого закону змінення швидкості у примежовому шарі. Коефіцієнт тертя визначається з використанням модифікованого з урахуванням стисливості співвідношення Людвіга – Тілмана, а коефіцієнт дисипації – за допомогою залежностей для стисливого примежового шару.

Розрахунок ламінарного примежового шару на поверхні профілю починається в точці нижче по потоку від передньої критичної; початкові значення параметрів визначаються з автомобельних розв'язань рівнянь Фокнера – Скен.

Область переходу ламінарного шару в турбулентний умовно стягується в точку. До точки переходу примежовий шар розраховується як ламінарний, після – з використанням співвідношень для турбулентного шару у припущенні нерозривності δ^{**} і δ^{***} . Це спрощення не робить великий вплив на подальший розвиток примежового шару.

В алгоритмі методу на підставі емпіричних даних задано значення формпараметра, що відповідають точкам відриву при ламінарному та турбулентному течіях у примежовому шарі.

Вихідні дані для розрахунку течії в примежовому шарі – значення параметрів потоку (числа Маха і Рейнольдса, статична температура,

а також розподіл швидкості вздовж криволінійної координати обводу профілю в нев'язкому потоці). Розрахунок виконується незалежно на сторонах розрідження та тиску.

У результаті розрахунку обтікання решітки профілів потоком нев'язкого газу і подальшого визначення параметрів примежового шару стають відомими, розподіли характерних товщин, коефіцієнтів тертя і дисипації, а також формпараметри примежового шару вздовж криволінійної координати по сторонах тиску і розрідження профілю.

Програмна реалізація цього підходу використана у ПК **TRANS** при обчисленні профільних втрат.

1.2.2 Визначення профільних втрат

Визначення профільних втрат – завершальний етап числового дослідження течії в компресорній решітці. З урахуванням прийнятих допущень течія передбачається безвідривною, в'язко-нев'язка взаємодія – слабкою, взаємодія стрибків ущільнення з примежовим шаром відсутня. Таким чином, профільні втрати можна подати як суму втрат на тертя, кромкових і хвильових:

$$\zeta_{\text{проф}} = \zeta_{\text{тер}} + \zeta_{\text{кр}} + \zeta_{\text{хвил}},$$

де під коефіцієнтом втрат для компресорних решіток мають на увазі співвідношення

$$\zeta = \frac{P_1^* - P_2^*}{\frac{1}{2} \rho C_1^2}.$$

1.2.2.1 Втрати на тертя

Втрати на тертя залежать від геометричних параметрів решітки, ступеня дифузорності каналу, величини та напрямку швидкості на вході у решітку, числа Рейнольдса та інших величин.

Коефіцієнт втрат повного тиску, спричинених силами тертя потоку об

поверхню профілю, віднесений до величини швидкісного напору на вході в решітку, обчислюють таким чином [8]:

$$\zeta_{\text{тер}} = \frac{(\overline{\delta}_{\text{сп}}^{**} + \overline{\delta}_{\text{кор}}^{**})}{\sin \beta_2} \frac{b \sin^2 \alpha_1}{t \sin^2 \alpha_2},$$

де α_1, α_2 – усереднені за шагом решітки значення кутів входу і виходу потоку в перерізах, що проходять через вхідні та вихідні кромки;

$\overline{\delta}_{\text{сп}}^{**}, \overline{\delta}_{\text{кор}}^{**}$ – сумарна відносна товщина втрати імпульсу в примежовому шарі на спинці та коритці профілю $\overline{\delta}^{**} = \frac{\delta^{**}}{b}$.

1.2.2.2 Кромкові втрати

Вихідні кромки лопаток з конструктивних і технологічних міркувань неможливо виконати нескінченно тонкими. У лопатках з кінцевою товщиною вихідних кромок при обтіканні решітки з'являються додаткові втрати енергії, які називаються кромковими. На їх величину істотно впливають товщина і форма початкової частини профілю, а також характер обтікання решітки.

Для оцінювання величини кромкових втрат використано підхід [9, 10], відповідно до якого кромкові втрати для вихідних кромок товщиною S_0 визначені як сума кромкових втрат, знайдених при безперервному обтіканні $(\zeta_{\text{кр}S=S_0})$, і додаткових, спричинених зміненням товщини профілю у точці відриву у разі виникнення:

$$\zeta_{\text{кр}} = (\zeta_{\text{кр}})_{S=S_0} + m \frac{S - S_0}{t \sin \alpha_2},$$

де m – коефіцієнт Флюгеля (взято значення $m = 0,2$); S – товщина профілю у місці відриву примежового шару; α_2 – напрямок потоку за решіткою; t – шаг решітки.

Кромкові втрати при безвідривному обтіканні визначаються так:

$$(\zeta_{кр})_{S=S_0} = \frac{\frac{S_0}{t} \sin^2 \alpha_k - \bar{P}_{кр\text{ом}}}{1 - \Delta \bar{P}} \frac{S_0}{t},$$

де α_k – кут потоку в ядрі потоку на зрізі решітки, $\bar{P}_{кр\text{ом}} = \frac{P_{кр\text{ом}} - P_k}{\frac{1}{2} \rho_k C_k^2}$ –

відносне змінення тиску за кромками; $P_{кр\text{ом}}$ – тиск за кромками кінцевої товщини; P_k – тиск у ядрі потоку на зрізі решітки; C_k – швидкість в ядрі потоку на зрізі решітки; ρ_k – густина у ядрі потоку на зрізі решітки;

$\Delta \bar{P} = \frac{P_2 - P_k}{\frac{1}{2} \rho C_k^2}$, індекс k – переріз по вихідних кромках решітки.

1.2.2.3 Хвильові втрати

Надкритичне обтікання компресорних решіток профілів характеризується наявністю області надзвукової течії на спинці профілю. Гальмування такого потоку в міжлопатковому каналі може бути реалізовано або за допомогою стрибків ущільнення різної інтенсивності, або без стрибків. Це залежить від багатьох факторів: швидкості потоку на вході, кута натікання, тиску на виході з решітки, геометричних характеристик міжлопаткового каналу (дифузорності) та поверхні розрідження профілю та ін.

Для стандартних компресорних профілів, що обтікаються надкритичним потоком, надзвукова область на спинці замикається стрибком ущільнення, інтенсивність якого залежить від максимального числа Маха перед ним. При знаходженні втрат у стрибках у ПК **TRANS** зроблено припущення про те, що у кожному сітковому шарі розрахункової області гальмування потоку відбувається у прямому стрибку ущільнення. У цьому випадку [11]

$$\zeta = \frac{2}{k-1} \frac{1}{M_{1c}^2} \left(\sigma^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right),$$

де M_{1c} – число Маха потоку перед стрибком; $\sigma = \frac{P_{2c}^*}{P_{1c}^*}$ – коефіцієнт відновлення повного тиску в стрибку ущільнення; P_{1c}^*, P_{2c}^* – повні тиски перед та за стрибком, які визначаються в процесі розрахунку.

На рисунку 3 показано отримані за допомогою ПК **TRANS** ізолінії чисел Маха в міжлопатковому каналі решітки A40 при високій дозвуковій швидкості потоку на вході в решітку з вираженим стрибком ущільнення. Візуально стрибок параметрів потоку можна визначити за "згущенням" їх ізоліній.

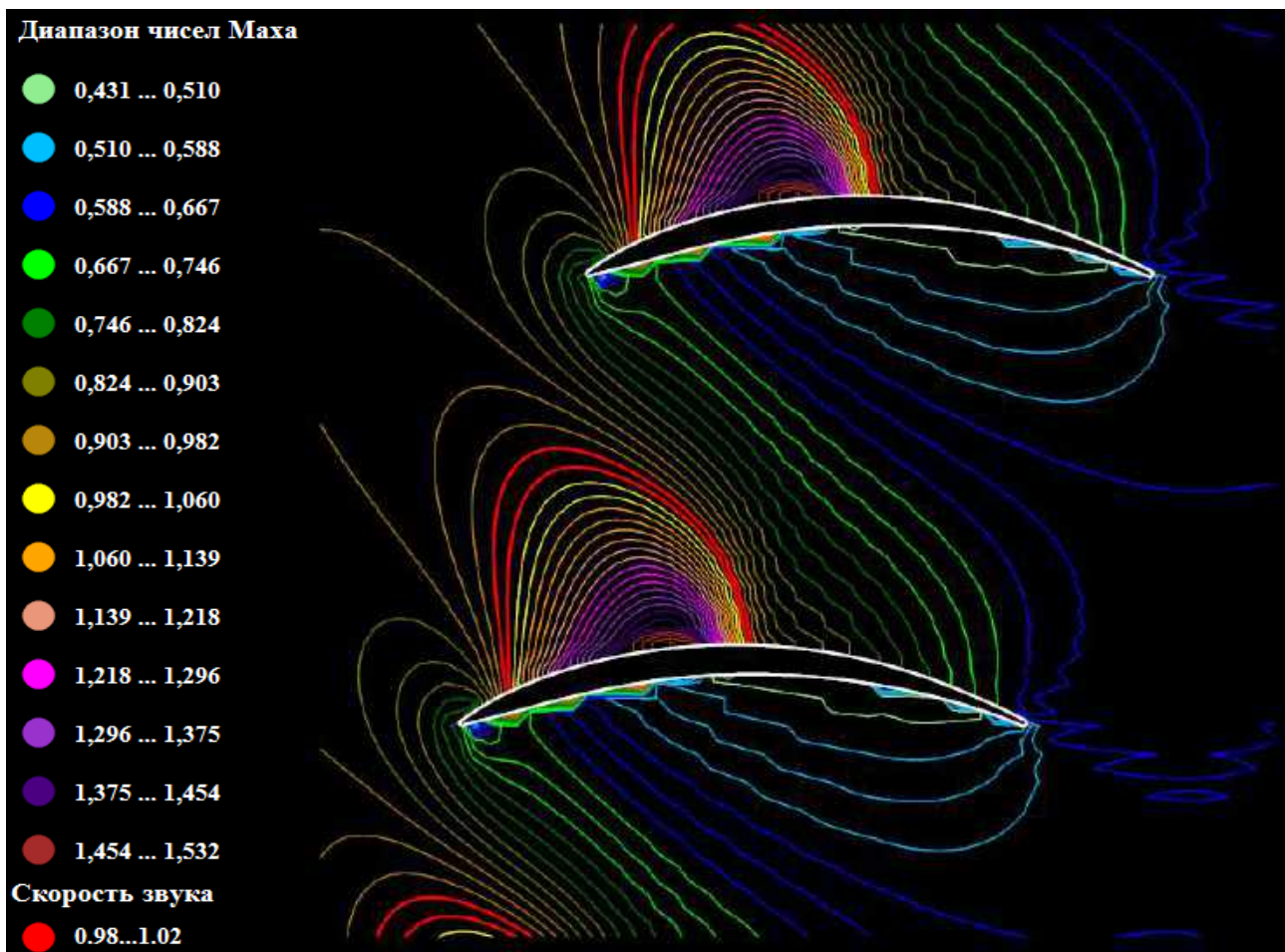


Рисунок 3 – Трансзвукова течія зі стрибком ущільнення в компресорній решітці профілів

1.3 Комплекс програм розрахунку

Наведені методи розрахунку призначені для моделювання течії нев'язкого нетеплопровідного стисливого газу в плоских компресорних решітках профілів, а також для розрахунку параметрів примежового шару і втрат у решітці і реалізовані в програмному комплексі (ПК) **TRANPS** [3 – 5, 14].

Результати розрахунку – поля газотермодинамічних параметрів у розрахунковій області, подальше оброблення яких дозволяє отримати розподіл чисел Маха на стороні розрідження та тиску профілю вздовж хорди та ізолінії параметрів потоку в міжлопатковому каналі, параметри потоку вздовж фронту решітки та її інтегральні характеристики, а також визначати параметри примежового шару на профілі та величини втрат у решітках.

Програмний комплекс **TRANS** створено на основі ПК **TRANPS** як навчальна версія і призначено для розрахунку до-, транс- та надзвукової течії в плоских компресорних решітках профілів у широкому діапазоні режимів. ПК виконує:

- розрахунок нев'язкої до-, транс- та надзвукової течії в плоских компресорних решітках профілів у широкому діапазоні режимів;
- розрахунок інтегральних параметрів досліджуваної решітки, параметрів примежового шару на профілі та різних видів втрат у решітках;
- графічне оброблення результатів розрахунку (ізолінії чисел Маха у решітках, а також розподіл чисел Маха потоку вздовж хорди профілю).

Крім цього, до складу ПК входять службові програми, призначені для підготовки вихідних даних (**TRANS-Profile.exe**), для розрахунку та аналізу геометричних параметрів профілів (**TRANS-Geom.exe**).

Порядок використання цих програм наведено в Додатках А, Б, В.

2 РЕШІТКИ ПРОФІЛІВ

При використанні методів газодинамічного розрахунку потоку в осьових лопаткових машинах застосовують аналіз течії через елементарні ступені, розташовані на різних радіусах [12]. Радіальна довжина кожного елементарного ступеня – нескінченно мала, а поверхні струму – конічні або циліндричні. Далі вважатимемо поверхні струму

в осьовому ступені циліндричними. У цьому випадку розгортку перерізів робочого колеса або направляючого апарата можна подати у вигляді прямих плоских решіток. Завдання дослідження полягає в аналізі течії через решітки профілів. Справедливість цієї гіпотези, введеної у початковій формі М. Є. Жуковським і званої «гіпотезою плоских перерізів», перевірена багаторічною практикою розрахунків лопаткових машин. Напрямок потоку за решіткою та підвищення статичного тиску в ній визначаються геометричними параметрами решітки та параметрами вхідного потоку.

2.1 Види решіток. Їх особливості та сфера застосування. Основні параметри компресорних решіток профілів

Залежно від швидкості потоку, що набігає, виділяють такі види профілів:

- дозвукові,
- надзвукові.

Проміжне положення займають трансзвукові профілі.

Дозвукові профілі мають відносно товсту кромку з розташуванням максимальної товщини в передній половині профілю. Середню лінію зазвичай використовують дуги аналітичних кривих – кола, параболи або гіперболи. Кут вигину профілю зазвичай вибирається у 25...30 град. Область застосування таких профілів – лопатки середніх та останніх ступенів багатоступінчастих осьових компресорів. На рисунку 4, а показано дозвукові профілі.

Надзвукові профілі (рисунк 4, б) на відміну від дозвукових мають малі радіуси вхідних і вихідних кромок (загострені) для зниження інтенсивності ударної хвилі перед профілем, максимальна товщина істотно менше (2 % хорди) і зміщена у бік початкової кромки. Максимальний прогин середньої лінії профілю також зміщений до початкової кромки. Таке розміщення максимальних кривизни та товщини спричинене необхідністю відсунути стрибок ущільнення та відрив потоку до початкової частини профілю і таким чином знизити втрати. Вхідна частина профілю для зменшення розгону має бути плоскою (клиноподібною), увігнутою або витонченою. Поворот потоку в таких решітках не перевищує 10...12 град.

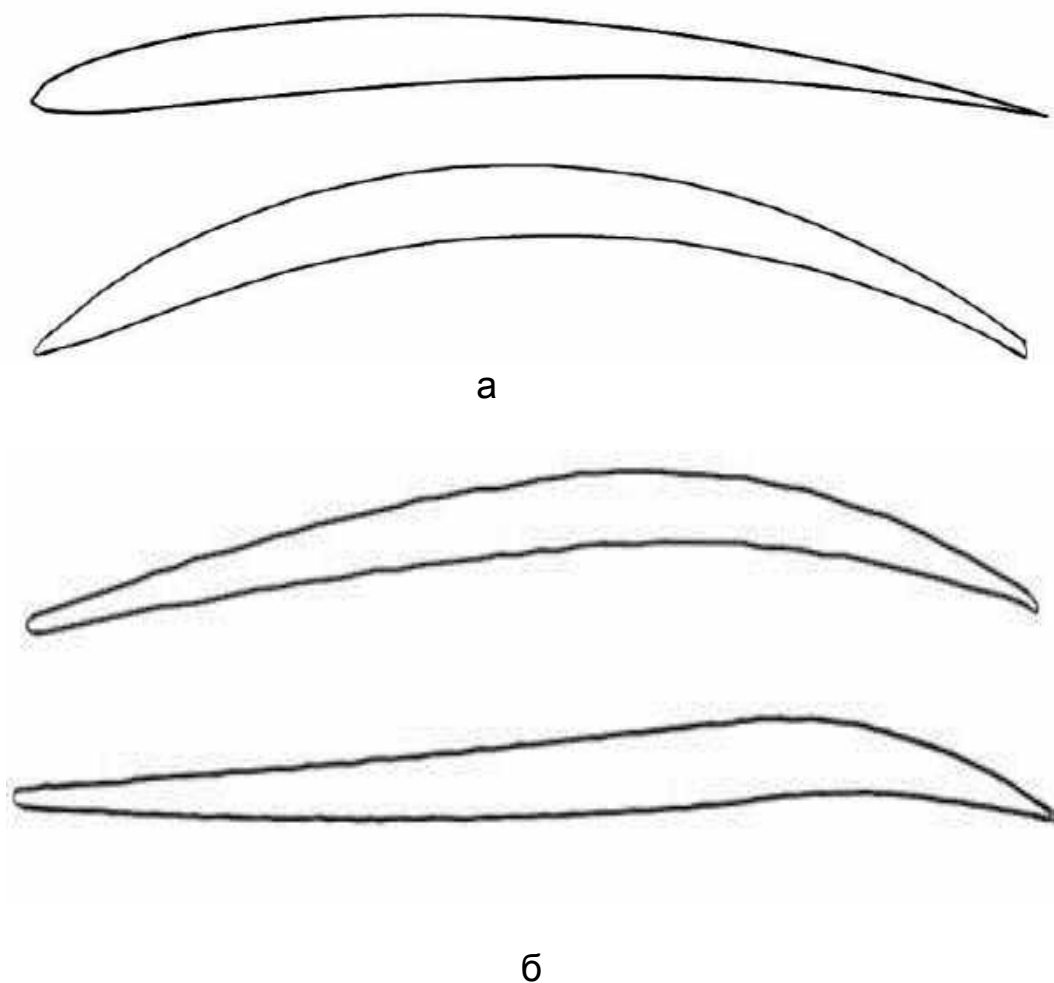


Рисунок 4 – Типи профілів: а – дозвукові; б – надзвукові

Внаслідок більш високих ступенів підвищення тиску, досягнутих у решітках такого типу, профілі використовують при створенні висококонапірних осьових компресорних ступенів, що мають ступінь підвищення тиску $\pi_{cm}^* \approx 1,5 \dots 2,0$.

Особливе місце серед дозвукових решіток профілів займають решітки з так званою "відкоригованою (або керованою) дифузорністю". До них належать решітки, складені з надкритичних профілів, які широко застосовуються при проектуванні крила літака. Для їх побудови необхідно забезпечити безстрибкове гальмування надзвукового потоку на стороні розрідження при надкритичних значеннях чисел Маха на вході [12]. На рисунку 5 показано ізольований надкритичний профіль та розподіл чисел Маха потоку вздовж хорди профілю.

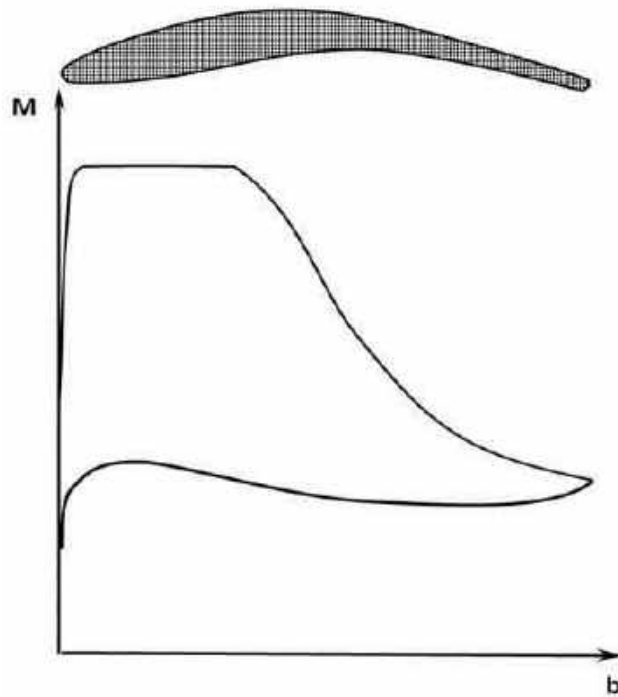


Рисунок 5 – Ізольований надкритичний профіль та розподіл чисел Маха вздовж хорди

Надкритичні решітки профілів дозволяють при числі Маха потоку, що набігає, яке перевищує критичне його значення ($M_{кр}$), організувати течію вздовж сторони розрідження без стрибка ущільнення і відриву потоку у початковій частині профілю, що дає можливість знизити сумарні втрати на цих режимах. На рисунку 6 показано два види розподілів швидкості навколо профілю на надкритичному режимі із зазначенням характерних ділянок.

Характерні особливості надкритичного профілю:

- товста вхідна кромка (рисунок 7) – для розширення робочого діапазону по кутах натікання;
- мала кривизна початкової ділянки сторони розрідження профілю – для уповільнення зростання значення числа Маха в надзвуковій області на цій ділянці;
- мінімальна кривизна обводу початкової частини сторони розрідження профілю – для зниження градієнта тиску на цій ділянці, зменшення кута відставання потоку та ймовірності відриву примежового шару.

Для забезпечення заданого значення циркуляції швидкості вздовж профілю на стороні тиску виконують підрізування, що призводить

до потовщення початкової кромки (див. рисунок 7).

При розробленні таких решіток не вдається використовувати профілі традиційної форми із заданим розподілом товщини вздовж попередньо вибраної середньої лінії.

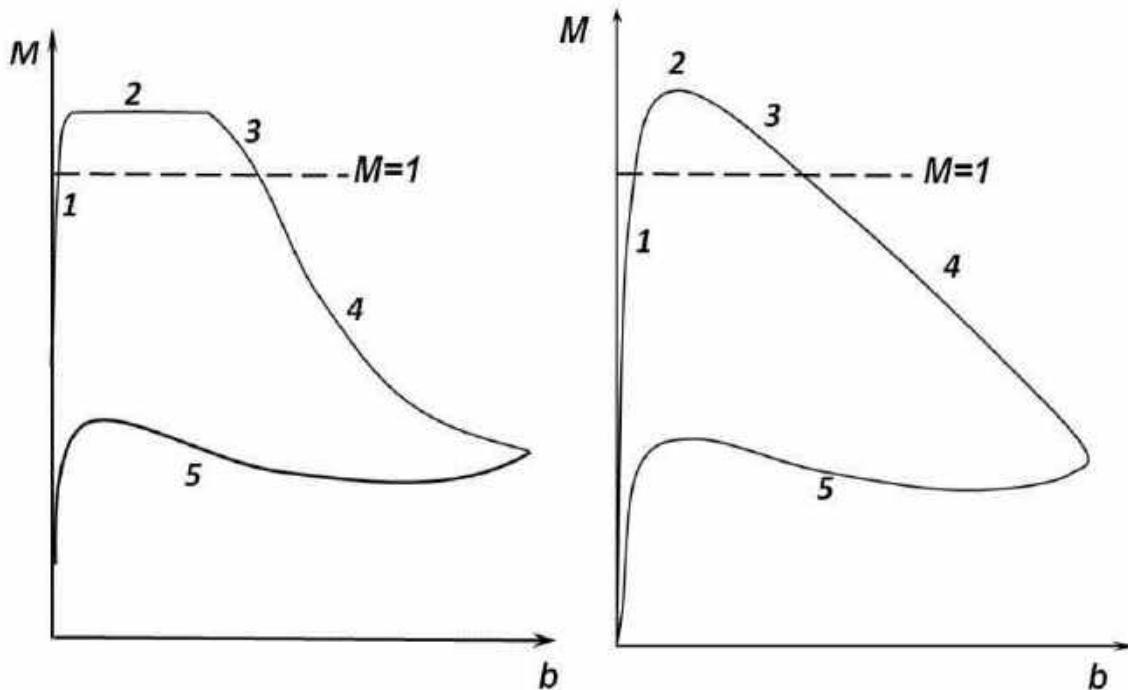


Рисунок 6 – Розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю для надкритичних решіток:

- 1 – прискорення потоку до області переходу примежового шару;
- 2 – максимальне число Маха на спинці не більше 1,3; 3 – безстрибкове гальмування; 4 – безвідривне гальмування потоку до початкової кромки;
- 5 – швидкість, що мало змінюється на коритці профілю

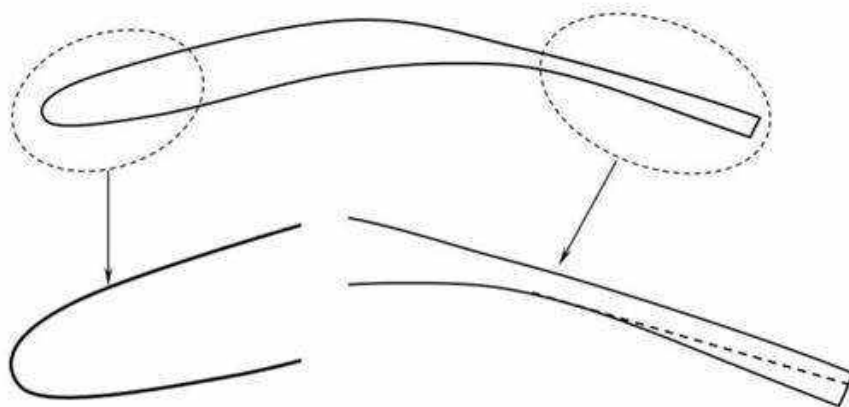


Рисунок 7 – Вхідна і початкова кромки надкритичного профілю

Істотна перевага надкритичних профілів – зниження втрат енергії внаслідок безстрибкового гальмування потоку на поверхні розрідження. Розподіл швидкостей на профілі передбачає також реалізацію максимально допустимих з умови відриву прикордонного шару значень градієнта тиску на спинці.

Решітки з цих профілів забезпечують нижчий рівень втрат при високих числах Маха потоку, що набігає, і різних кутах натікання.

2.2 Основні геометричні параметри решіток профілів

На рисунку 8 показано схему компресорної решітки із зазначенням її основних геометричних параметрів, що застосовується для всіх типів решіток профілів [8].

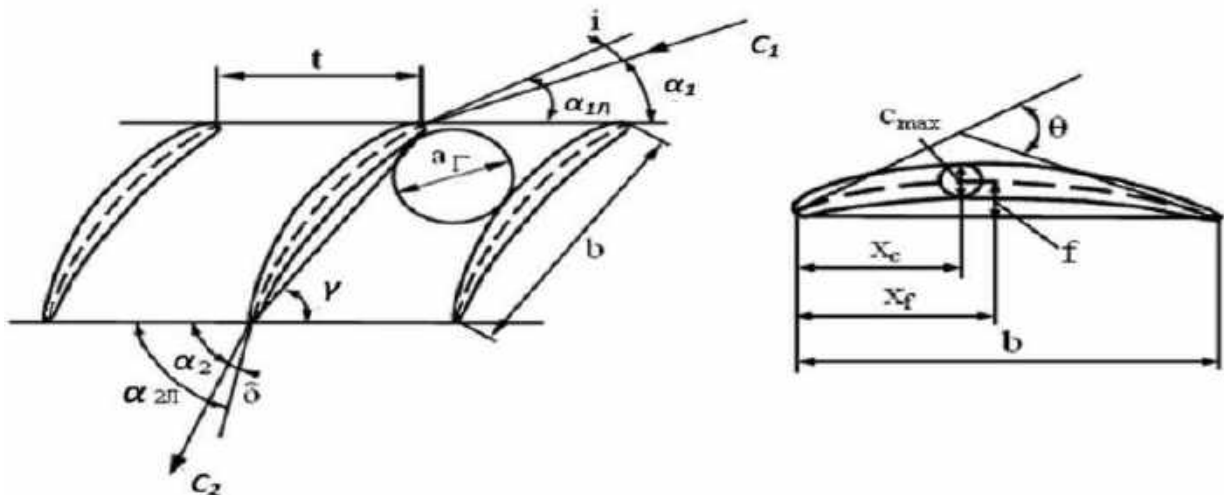


Рисунок 8 – Геометричні параметри компресорних решіток профілів

Тут хорда профілю ***b*** означає відрізок прямої, що з'єднує точки перетину середньої лінії з контуром профілю; ***t*** – шаг решітки; γ – кут установлення профілю (кут між хордою та фронтом решітки); $\alpha_{1л}, \alpha_{2л}$ – конструктивні кути між дотичними до середньої лінії і фронтом решітки у вхідній і початковій кромках; α_f – "горло" решітки, тобто мінімальний діаметр кола, вписаного в канал між сусідніми профілями. Різниця між геометричним та потоковим кутами називається кутом натікання: $i = \alpha_{1л} - \alpha_1$.

Форма профілю має індивідуальні особливості. Найбільш важливі параметри, що характеризують профіль: θ – кут вигину профілю (кут між дотичними до середньої лінії, проведеними в точках її перетину з контуром

профілю); x_f – відстань уздовж хорди від носка профілю до точки максимального прогину середньої лінії; y_f – величина максимального прогину середньої лінії; C_{max} – максимальна товщина профілю; x_c – координата положення максимальної товщини.

2.3 Характеристики решітки профілів при малих швидкостях потоку, що набігає

Для правильного вибору режиму роботи лопаткових вінців і розуміння їх особливостей необхідно знати, як змінюються кут повороту потоку і гідравлічний опір решітки, а також аеродинамічні сили, що діють на лопатки при зміні кута натікання або чисел Маха і Рейнольдса потоку, що набігає.

Характеристики решіток [8, 12] можна отримати як теоретичним, так і експериментальним шляхом.

Результати продувок компресорних решіток зазвичай подають як залежність кута повороту потоку в решітці $\Delta\alpha = \alpha_2 - \alpha_1$ і коефіцієнта

втрат $\zeta = \frac{P_1^* - P_2^*}{\rho C_1^2 / 2}$ від кута натікання. На рисунку 9 показано ці залежності

для малих чисел потоку M на вході в решітку.

При деякому куті натікання $i_{\zeta min}$ втрати у решітці мінімальні. Однак цей режим не є найкращим з погляду на забезпечення параметрів решітки. При $i > i_{\zeta min}$ кут повороту потоку колеса збільшується. Отже, збільшуються закрутка ΔW_u і підведена до потоку повітря робота L^* . При подальшому збільшенні кута натікання до критичного значення $i_{кр}$ відбувається зрив потоку з боку розрідження профілів, які утворюють решітку, що виявляється в різкому збільшенні опору, а також у сповільненні зростання і подальшому різкому зменшенні кута повороту потоку.

Виникнення зриву потоку в ступені призводить до небажаних наслідків, тому при виборі розрахункового кута натікання компресорної решітки необхідно забезпечити запас для можливих відхилень

від "розрахункового" режиму роботи. На практиці за розрахунковий або номінальний кут натікання $i_{ном}$ беруть кут, в якому поворот потоку в решітці $\Delta\alpha$ дорівнює 80 % максимального. Значення цього кута знаходиться в межах ± 5 град. У більшості випадків відмінність між номінальним і оптимальним кутами натікання не перевищує 1...3 град, тому на номінальному режимі роботи решітки її ККД повинен мати значення, близьке до максимального.

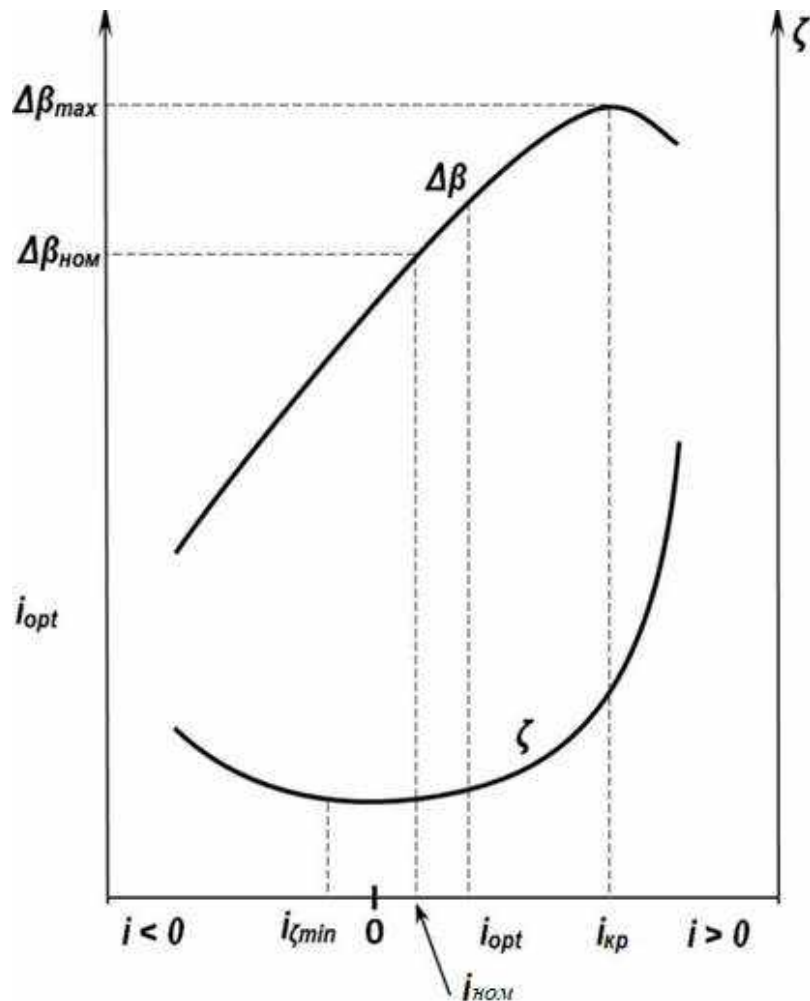


Рисунок 9 – Характеристика компресорної решітки

На рисунку 10 показано типові розподіли втрат у решітках профілів залежно від кута натікання. Слід зазначити, що зі збільшенням числа Маха потоку на вході значення оптимального кута натікання дещо збільшуються, а робочий діапазон решітки – звужується.

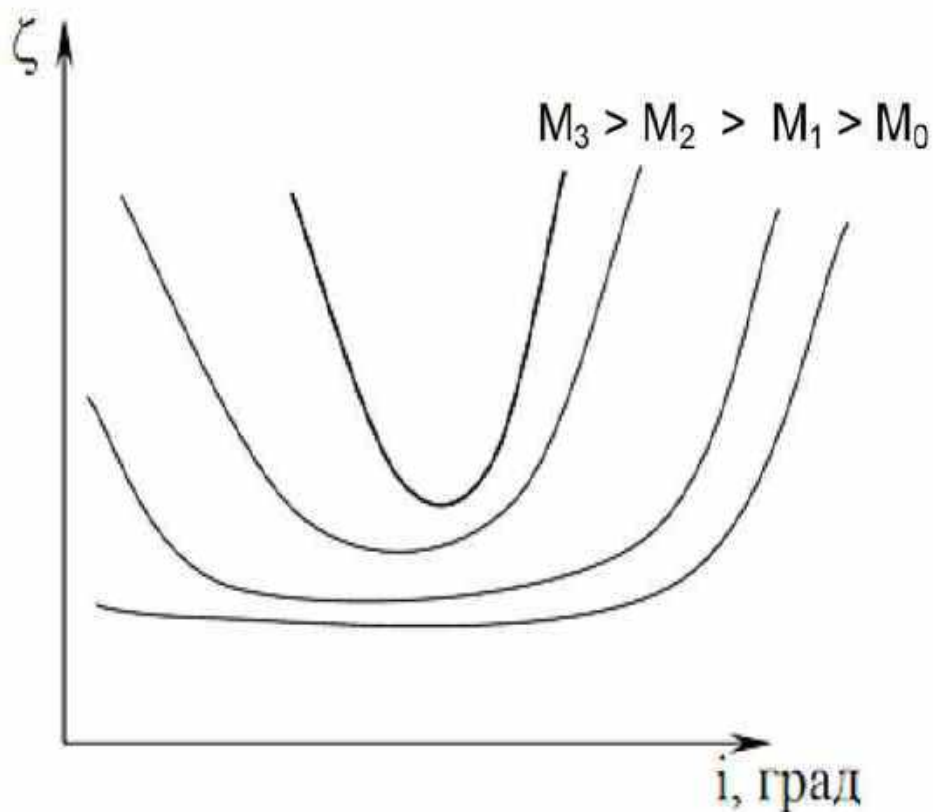


Рисунок 10 – Графіки залежності профільних втрат від кута натікання за різних значень числа Маха на вході

2.4 Вплив числа Маха на характеристики решіток профілів

Число Маха потоку, що набігає, не впливає на характеристики компресорної решітки до тих пір, поки місцеві швидкості на поверхні профілю не досягнуть швидкості звуку. Ця швидкість потоку на вході називається критичною ($M_{1кр}$).

При збільшенні чисел Маха потоку на вході аж до $M_{1кр}$ спостерігається лише деяке змінення кута відставання потоку δ і, отже, незначне зменшення кута повороту потоку $\Delta\alpha$ при заданому куті натікання, спричинене впливом стисливості на розподіл тисків по контуру профілю.

Зі збільшенням швидкості потоку на вході $M_1 > M_{1кр}$ структура течії в решітці змінюється. З'являється невелика область надзвукової течії, яка при подальшому зростанні M_1 збільшується і може замикатися стрибком ущільнення і супроводжуватися відривом примежового шару, що

призводить до зменшення величини кута повороту потоку в решітці $\Delta\alpha$ і збільшенню втрат (рисунок 11). Це пояснюється тим, що до звичайних для дозвукових течій профільних втрат, що включають втрати на тертя і кромкові, додаються хвильові втрати.

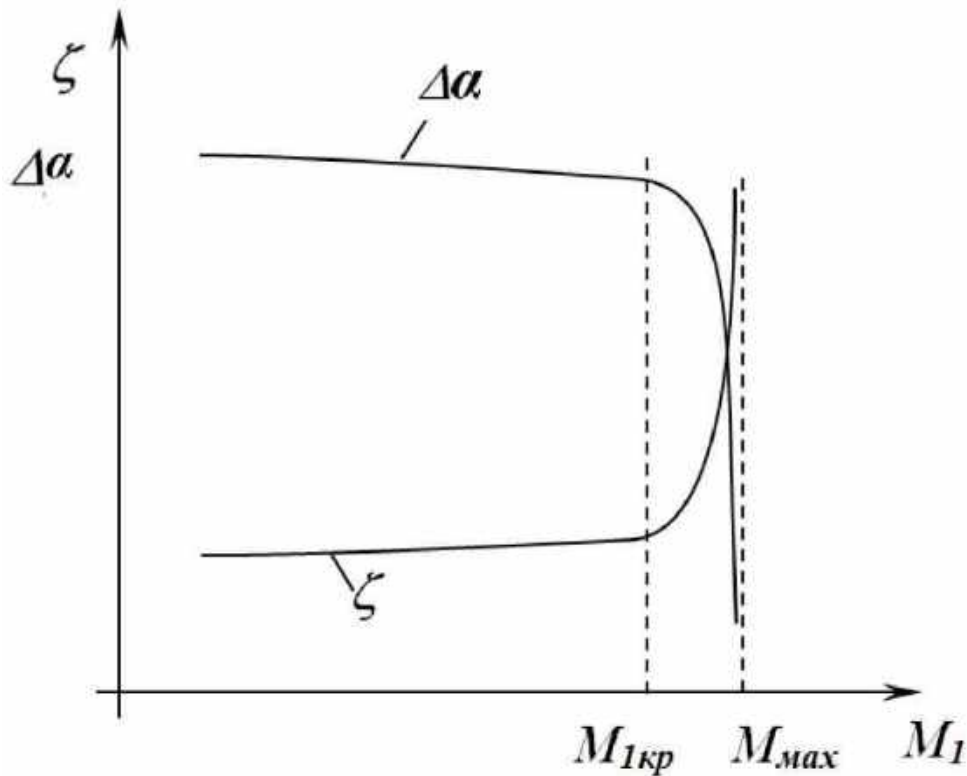


Рисунок 11 – Вплив числа M_1 на кут повороту потоку та коефіцієнт втрат

Якщо при подальшому збільшенні числа Маха на вході у всьому поперечному перерізі міжлопаткового каналу досягається швидкість, що відповідає швидкості звуку $M = 1$, то настає "замикання" каналу. У цьому випадку витрата робочого тіла через канал досягає свого максимального значення і число Маха потоку на вході для решітки також набуває максимально можливого за даних умов M_{1max} значення. При цьому потік на вході та виході з решітки – дозвуковий.

3 ВДОСКОНАЛЕННЯ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК ПРОФІЛІВ

Нижче наведено практичні роботи, що дозволяють з урахуванням описаних у попередніх розділах теоретичних розробок та комплексу

програм **TRANS**, а також відомостей про різні види решіток профілів та їх характеристики провести самостійні дослідження. Зокрема, студентам пропонується вивчити існуючі підходи та набути досвіду проєктування профілів, що працюють на надкритичних режимах за числами Маха потоку, що набігає.

3.1 Побудова решіток профілів

Більшість відомих методів побудови решіток профілів можна поділити на дві групи.

До першої групи належать методи, які базуються на розв'язанні оберненої задачі теорії турбомашин і дозволяють визначати форму профілю за заданим вздовж його обводів розподілом швидкостей або тисків. Розв'язання подібних задач ускладнюється тим, що заздалегідь невідомо, чи відповідає заданий розподіл фізично коректному розв'язку, тобто що буде отримано в результаті розрахунку: розімкнуті криві чи криві, що перетинаються і описують контур профілю. Перевага таких методів – їх економічність [13].

До другої групи входять методи, що поєднують розв'язання прямої задачі (тобто пошук параметрів течії при заданій геометрії профілів, що утворюють міжлопатковий канал), і завдання корекції форми профілю за допомогою ітераційної процедури з метою отримання раціонального розподілу параметрів уздовж його обводів [14]. Цей підхід іноді називають "проєктуванням на основі аналізу". Його недолік – значні витрати часу для розрахунку, перевага – забезпечення фізично коректної форми профілю протягом усього обчислювального процесу.

3.2 Цілі та завдання модернізації. Основні етапи

Завданням модернізації існуючої компресорної решітки профілів є, забезпечення її ефективної роботи при надкритичних швидкостях потоку, що набігає, за допомогою числового методу. Для цього потрібно вирішити такі завдання:

- визначити на підставі аналізу характеристик і особливостей течії у початковій решітці профілів на "розрахунковому" режимі необхідність проведення модернізації та її напрямки;
- виконати аналіз геометричних параметрів початкової решітки

профілів;

- побудувати симетричний модернізований профіль і зіставити його з вихідним;

- отримати характеристики спроектованих решіток по кутах натікання в заданому діапазоні режимів;

- визначити характеристики спроектованої решітки за числами Маха потоку, що набігає, в заданому діапазоні режимів.

Модернізацію решітки проводять за таких обмежень:

- а) хорда профілю (b), кут установлення (γ) та густота решітки (b / t) залишаються незмінними;

- б) нова решітка має забезпечувати коефіцієнт піднімальної сили, що дорівнює або перевищує цю величину для "початкової" решітки, і напрям вектора швидкості потоку (кут α_2), близький до осьового ($90 \pm 1,0$ град);

- в) нова решітка повинна мати меншу величину сумарних втрат при безвідривному обтіканні;

- г) точка відриву потоку на спинці профілю має бути максимально відсунута до початкової кромки.

Отримана під час виконання роботи решітка має забезпечити зменшення сумарних втрат внаслідок зниження хвильових втрат при заданому напрямку потоку на виході з решітки. Завдання вирішують поетапно, необхідний індивідуальний підхід до побудови решіток та ретельне їх дослідження на різних режимах за числами Маха та кутами натікання.

Практична робота № 1

ДОСЛІДЖЕННЯ ТРАНСЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ У ВИХІДНІЙ КОМПРЕСОРНІЙ РЕШІТЦІ ПРОФІЛІВ

Мета роботи – дослідження обтікання компресорної решітки профілів на надкритичних режимах за різних умов на вході.

Завдання:

- ознайомитись із методом розрахунку;
- дослідити процес збіжності розв'язання на прикладі початкової решітки;

- обґрунтувати вибір достатньої кількості осередків розрахункової

сітки та ітерацій для проведення розрахунку на підставі отриманих результатів;

– отримати характеристики початкової решітки при різних значеннях кута натікання і чисел Маха потоку, що набігає, в широкому діапазоні режимів.

Значення числа Маха та кута натікання на "розрахунковому" режимі, а також діапазон змінення за числами Маха для кожного варіанта задає викладач.

Пункти, позначені * [, виконуються за вказівкою викладача

Об'єкт дослідження

Як об'єкт дослідження в процесі виконання роботи використовуються перерізи лопаток газотурбінних двигунів.

Для прикладу розглянуто середній переріз спрямного апарата вентилятора сучасного авіаційного двоконтурного двигуна. До особливостей обтікання цього профілю належать високі (надкритичні) швидкості потоку, що набігає, і великий (більше 45 град) кут повороту потоку в решітці на "розрахунковому" режимі.

Порядок виконання роботи

Вибір кількості осередків розрахункової сітки

Виконати розрахунок течії у вихідній решітці профілів на заданому режимі для різних сіток (12, 22, 32, 42, 52 осередків на профілі) за допомогою програми **TRANS.exe** (див. Додаток А). Задати кількість ітерацій у відповідному віконці **12000** та забезпечити вихід на режим за числом Маха потоку на вході до розрахункової області.

Зберігати результати розрахунків (файли з розширеннями **.kus**, **.rez** і **.out**) в окремій папці:

- 1) запустити файл **TRANS.exe**;
- 2) через меню «Файл» вибрати розташування та ім'я файлу вихідних даних **S1000**;
- 3) задати число Маха і кут потоку α_1 , град, що відповідає

розрахунковому куту натікання, на вході в решітку;

Примітка. (ДЛЯ ВСІХ ВАРІАНТІВ) Геометричний кут входу лопатки становить $\alpha_{1e} = 51,15$ град від фронту решітки (кут потоку визначити самотійно).

4) задати величину протитиску $\frac{P_2}{P_1}$ в решітці (як вихідне наближення

можна взяти $\frac{P_2}{P_1} = 1,2$);

5) задати кількість ітерацій. Для першого етапу виконання практичної роботи для усіх варіантів – 12000;

6) задати кількість осередків на профілі (12 – 52);

7) проконтролювати отримане число Маха на вході до розрахункової області. Якщо режим за числом Маха не досягнуто, змінити величину протитиску $\frac{P_2}{P_1}$ так, щоб вийти на заданий режим;

Примітка. У процесі виходу на режим як допоміжну інформацію записати величини протитиску і відповідні їм числа M_1 .

8) створити на диску папку "12", в яку скопіювати отримані результати розрахунку (файли **S1000.kus**, **S1000.out** і **S1000.rez**) і файл вихідних даних (**S1000.inp**) (**kus** – контроль встановлення, **rez** – результати розрахунку);

9) повторити пп.1 – 6 для **22**, **32**, **42** і **52** осередків на профілі, зберігаючи результати розрахунку та файли вихідних даних у папках з назвами, що відповідають кількості осередків сітки на профілі;

10) побудувати на одному рисунку графіки розподілів чисел Маха вздовж хорди профілю для всіх варіантів розрахункової сітки (рисунок 1.1);

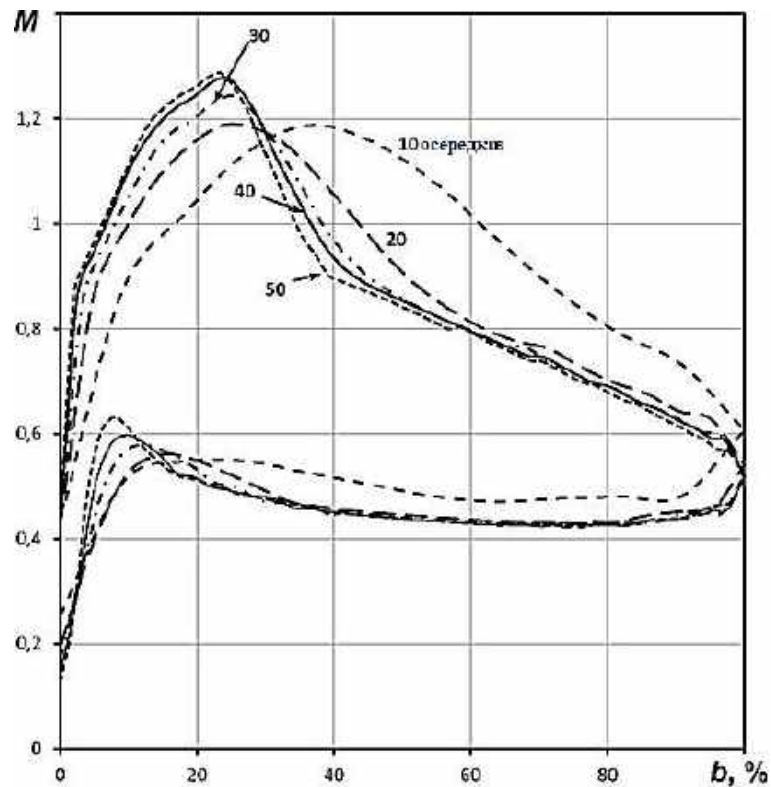


Рисунок 1.1 – Розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю при $M_1 = 0,8$ для різних варіантів розрахункової сітки

11) порівняти результати розрахунку з використанням різних сіток, зробити висновок про мінімально необхідну для проведення розрахунків кількість осередків сітки на профілі;

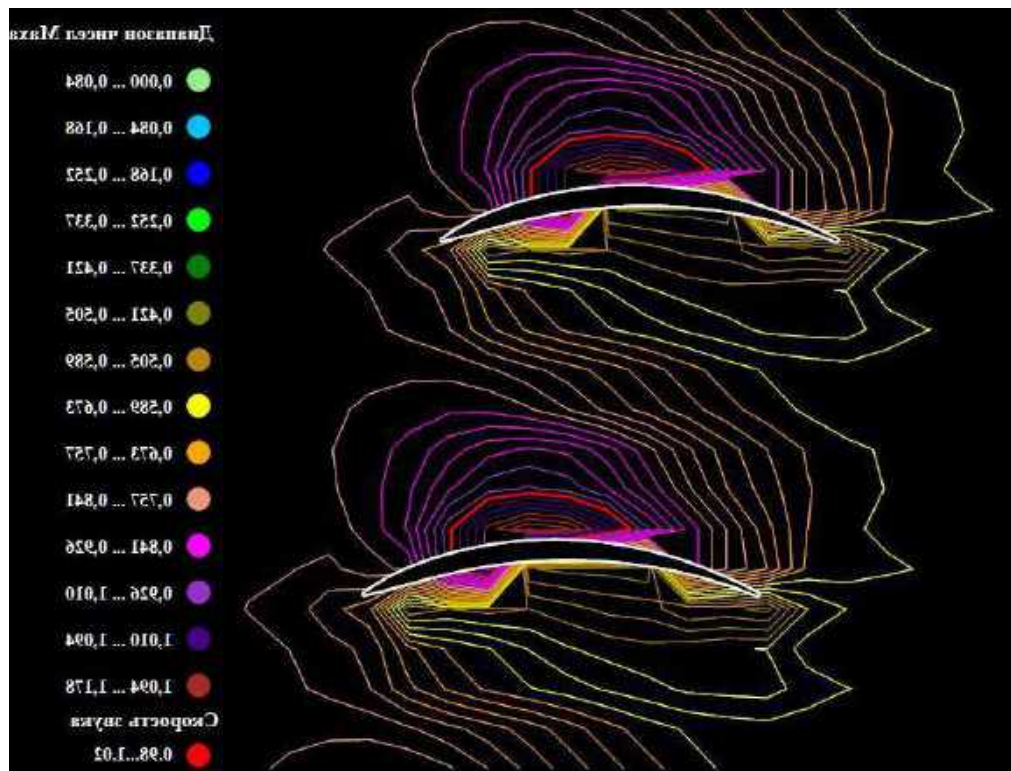
12) побудувати ізолінії чисел Маха у решітках профілів на "розрахунковому" режимі для розглянутих розрахункових сіток (5 рисунків) (рисунок 1.2);

13) побудувати для розглянутих варіантів розрахункових сіток графіки за даними, що містяться у відповідних **.kus**-файлах, що характеризують процес встановлення рішення у вигляді таких залежностей:

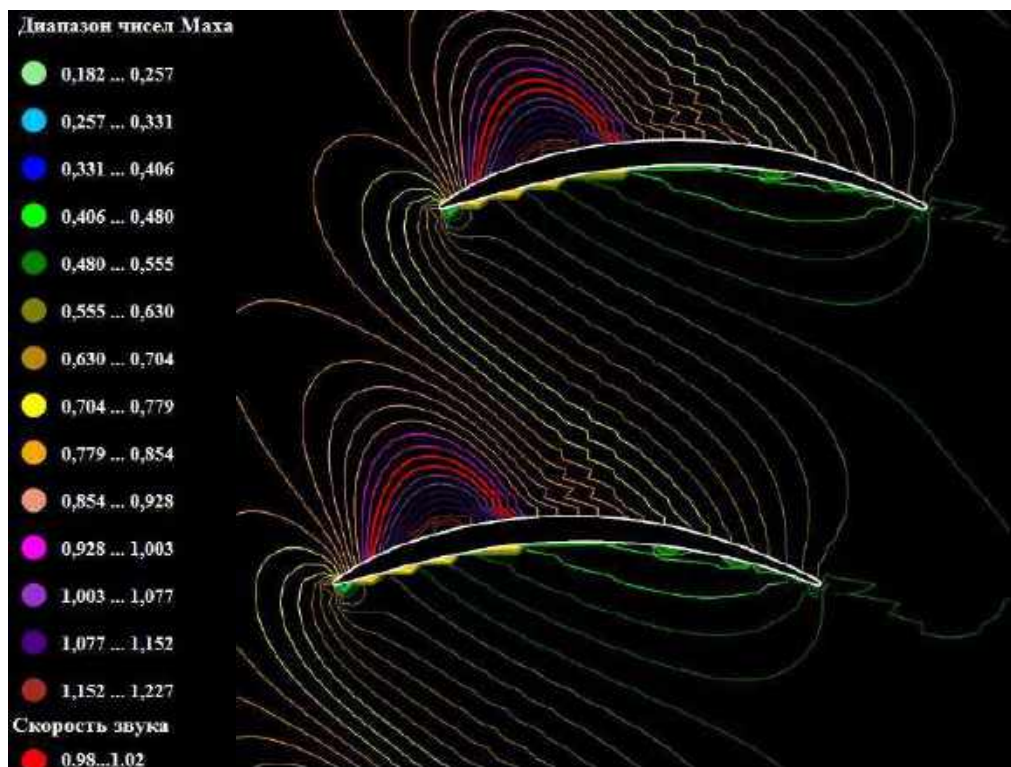
– число Маха на вході залежно від кількості кроків (ітерацій) за часом – $M_1 = f(N)$;

– відносна похибка числа Маха на вході залежно від кількості ітерацій за часом – $\varepsilon = \frac{|M_{1N} - M_{1N-25}|}{M_{1N}} 100 \% = f(N)$, де M_{1N} – число

Маха потоку на вході на N -й ітерації; M_{1N-25} – число Маху потоку на вході



$N_{\text{осередків}} =$



$N_{\text{осередків}} =$

Рисунок 1.2 – Ізолінії чисел Маха у решітках профілів на "розрахунковому" режимі при заданому значенні числа Маха на вході та куті натікання $\alpha = \dots$ для різної кількості осередків розрахункової сітки на профілі

при виконанні ($N-25$)-ї ітерації залежно від кількості кроків за часом для кожної з розглянутих сіток (рисунки 1.3 і 1.4);

14) зіставити результати розрахунку з використанням різних сіток, зробити висновок про мінімально необхідну кількість кроків (ітерацій) за часом для кожної сітки для проведення розрахунків;

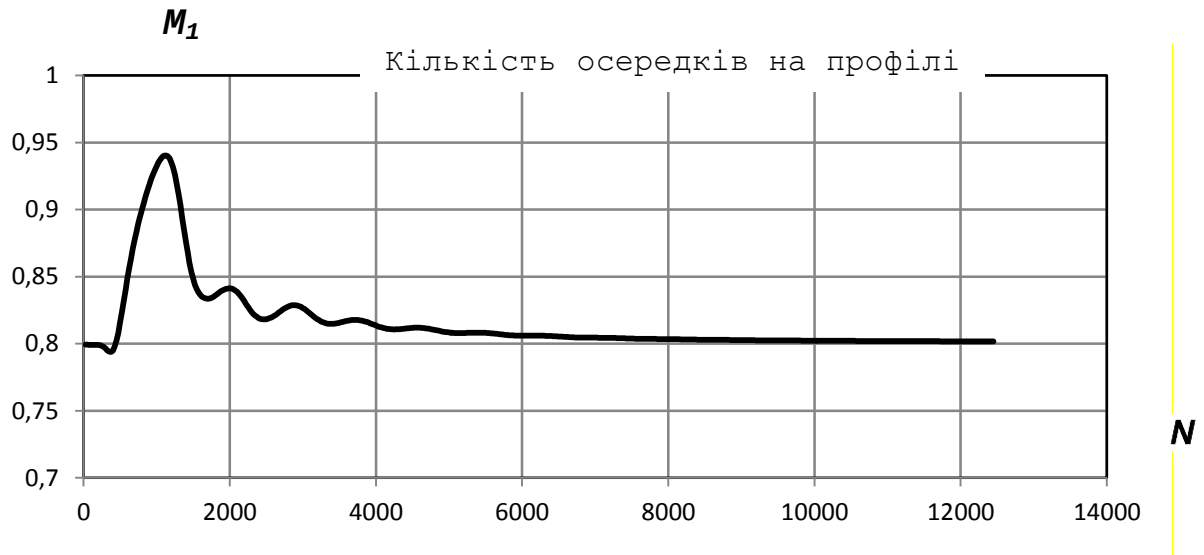


Рисунок 1.3 – Змінення числа Маха на вході в решітку в процесі встановлення

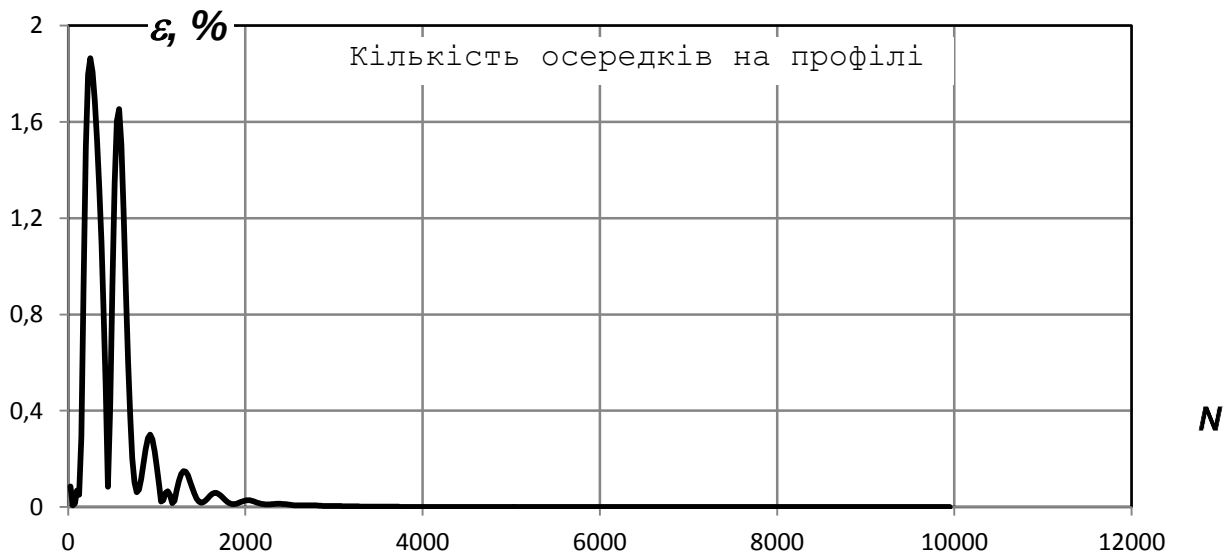


Рисунок 1.4 – Змінення похибки розрахунку у процесі встановлення

- * { 15) занести в **MS Excel** величини **AF1** і **J** за даними таблиці "**ПАРАМЕТРИ ДРІБНИХ ОСЕРЕДКІВ**", що містяться в **out**-файлах:
- вибрати кількість значень, що дорівнюють кількості осередків на профілі;
 - відновити форму спинки дослідженого профілю за геометричними параметрами осередків при різних розрахункових сітках і порівняти отримані ламані лінії між собою аналогічно наведеному на рисунку 1.5;
 - зробити висновок про якість опису форми профілю;
 - обґрунтувати вибір кількості осередків на профілі та кількість ітерацій для проведення досліджень на підставі отриманих результатів.

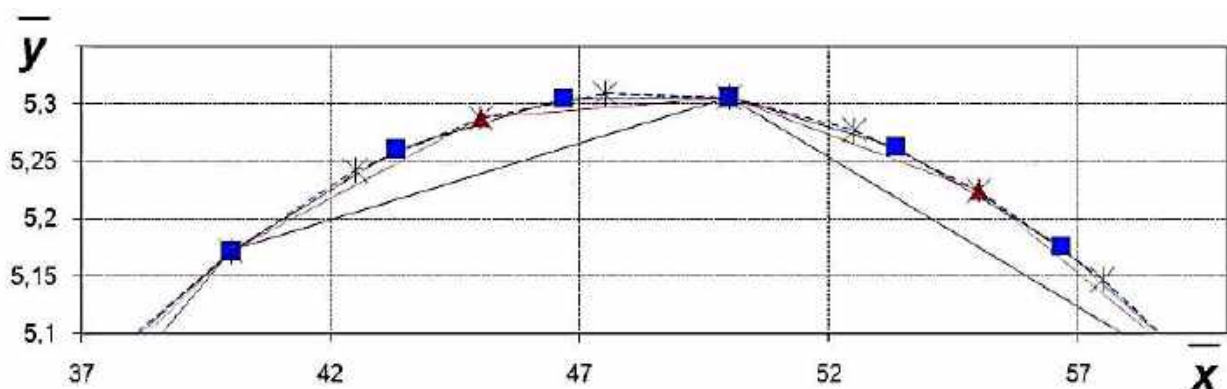


Рисунок 1.5 – Апроксимація профілю осередками розрахункової сітки

Визначення характеристики вихідної решітки при заданому значенні кута натікання

Для вибраної (див. підрозділ 1.1) кількості осередків розрахункової сітки на профілі та кількості ітерацій за часом визначити параметри потоку в заданій решітці профілів за стандартних атмосферних умов на вході при заданому значенні кута натікання.

Для цього необхідно:

1. Запустити файл **TRANS.exe**.
2. Вказати ім'я файлу вихідних даних **S1000**.
3. Задати число Маха на вході до розрахункової області.
4. Задати кут потоку на вході в решітку α_1 , град, відповідно до варіанта.

5. Задати величину протитиску P_2/P_1 в решітці для вибраної

розрахункової сітки.

Примітка. Величину протитиску вибрати так, щоб забезпечити задане значення числа Маха на вході з точністю до третього знака (0,001).

6. Зберегти в окремій папці отриманий результат (файли **s1000.out**, **s1000.inp** і **s1000.rez**), що відповідає заданому режиму.

7. Повторити пп. 1 – 6 для наступних режимів за числом Маха на вході:

$M_{min} = 0,7$ – для всіх варіантів;

M_{max} – задається викладачем;

$\Delta M = (M_{max} - M_{min}) / 10$ – результат округлити до 10^{-1} .

ОБОВ'ЯЗКОВО! Виконати обчислення на "розрахунковому" режимі.

8. Виписати із файлу результатів розрахунку (**s1000.rez**) величини $i, \zeta_{\Sigma}, \zeta_{тер}, \zeta_{хвил}$ і записати у таблицю 1.1 (кількість рядків має відповідати кількості досліджених режимів).

Таблиця 1.1 – Результати розрахунку коефіцієнтів втрат у вихідній решітці при різних значеннях числа Маха потоку на вході ($i =$)

$M1$	i	ζ_{Σ}	$\zeta_{тер}$	$\zeta_{хвил}$
0,7				
.....				
M_{max}				

ОБОВ'ЯЗКОВО! Виконати додаткові розрахунки та знайти найбільше число Маха, при якому хвильові втрати відсутні ($M_{1кр}$).

9. Виписати для вихідної решітки на "розрахунковому" режимі величину $M_{1кр}$ для розрахункового кута натікання.

10. Побудувати на одному графіку розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю на спинці та коритці (два варіанти виконання) (рисунок 1.6) для всіх розглянутих режимів.

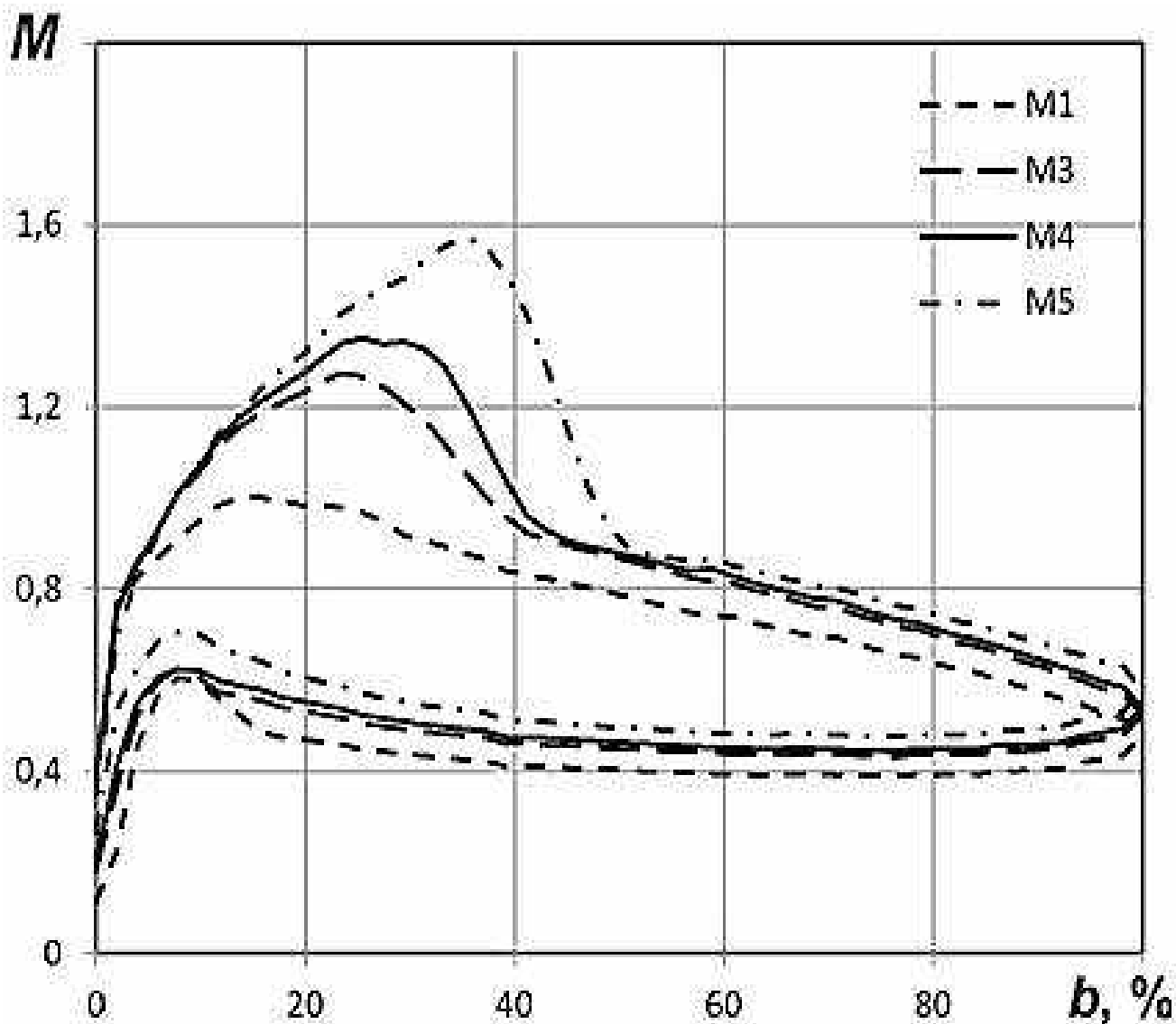
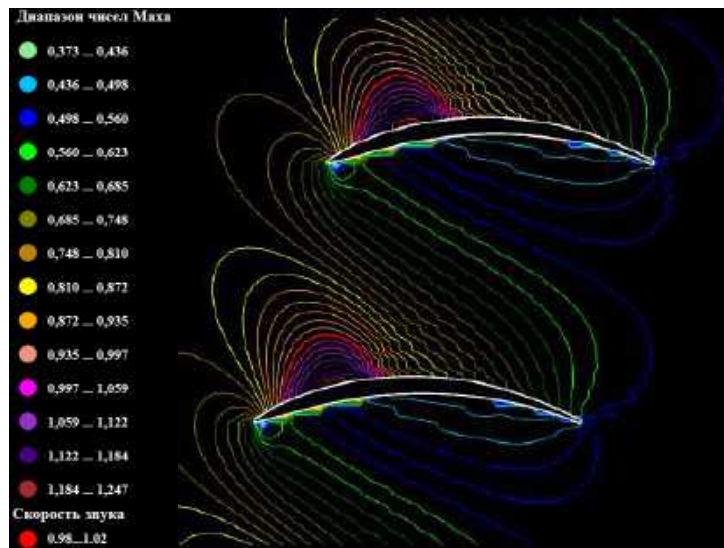
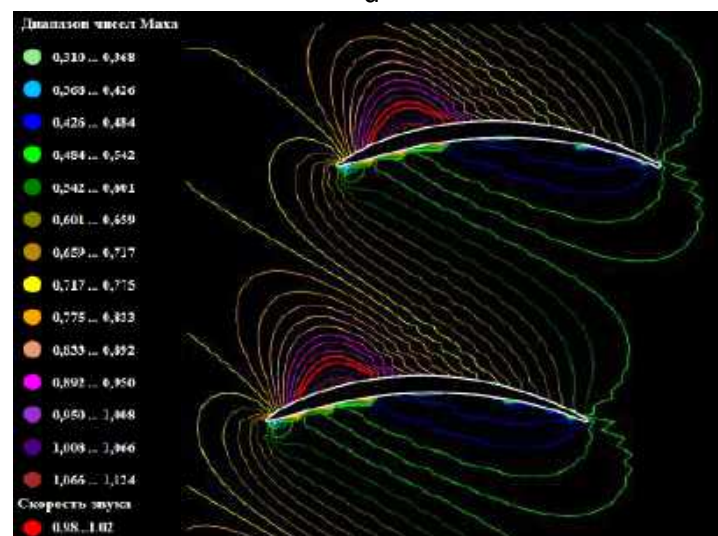


Рисунок 1.6 – Розподіл чисел Маха потоку вздовж хорди профілю при заданому куті натікання та $M_1 = var$

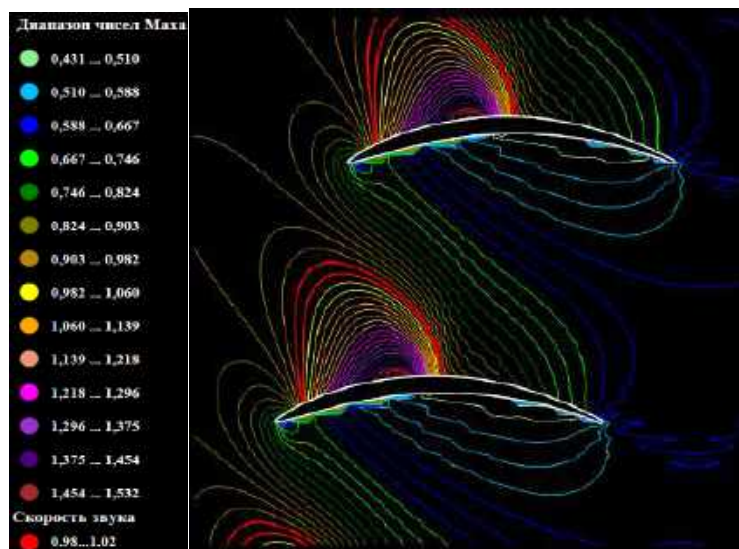
11. Побудувати ізолінії чисел Маха у решітках профілів для режимів, що відповідають критичному, розрахунковому та максимальному значенням швидкості потоку на вході (рисунок 1.7).



а



б



в

Рисунок 1.7 – Ізолінії чисел Маха у решітках профілів на різних режимах за числом Маха на вході і при незмінному значенні кута натікання: а – $M_1 = M_p$; б – $M_1 = M_{1кр}$; в – $M_1 = M_{max}$

12. Виписати для "розрахункового" режиму кут відставання δ , град, і кут потоку на виході з решітки α_2 , град, побудувати характеристику решітки у вигляді залежностей коефіцієнтів сумарних і хвильових втрат від числа Маха на вході при заданому значенні кута натікання $\zeta_\Sigma = f(M_1), \zeta_{\text{хвил}} = f(M_1)$ (рисунок 1.8).

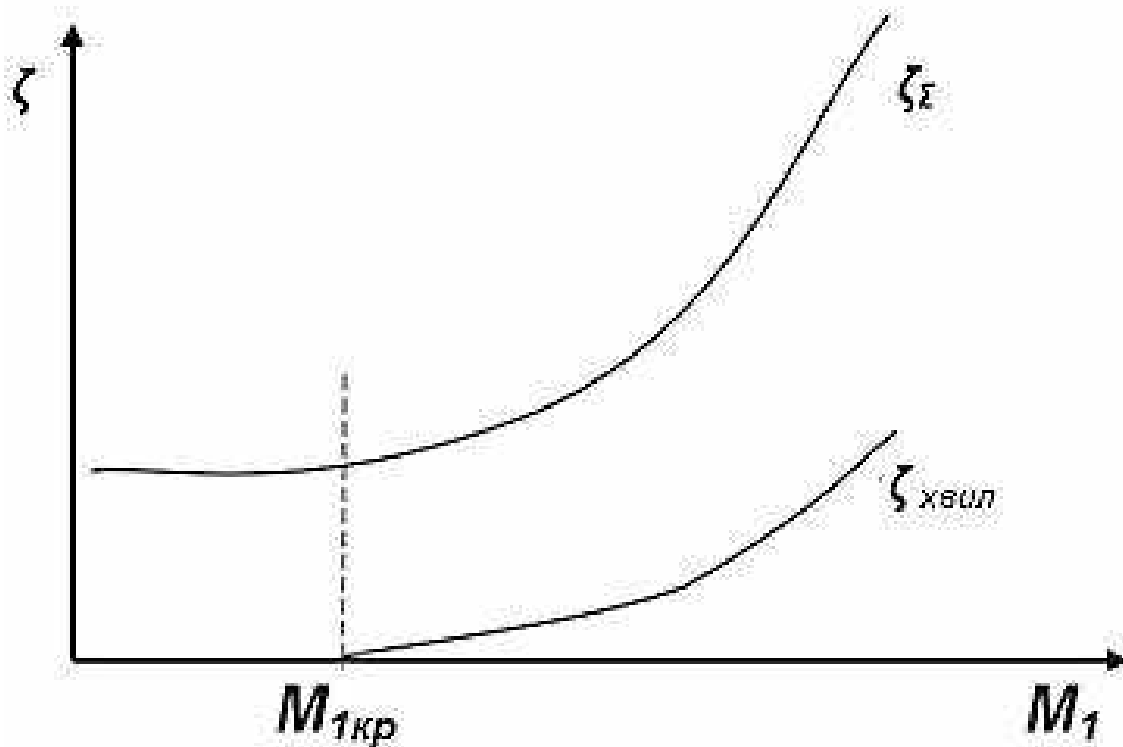


Рисунок 1.8 – Характеристика решітки профілів при заданому значенні кута натікання $i = \dots$

* 13. Побудувати за результатами розрахунку графіки змінення товщини втрати імпульсу δ^{**} і формпараметра H_{12} примежового шару на спинці профілю на режимах $M_{1кр}, M_p$ і M_{max} (рисунок 1.9).

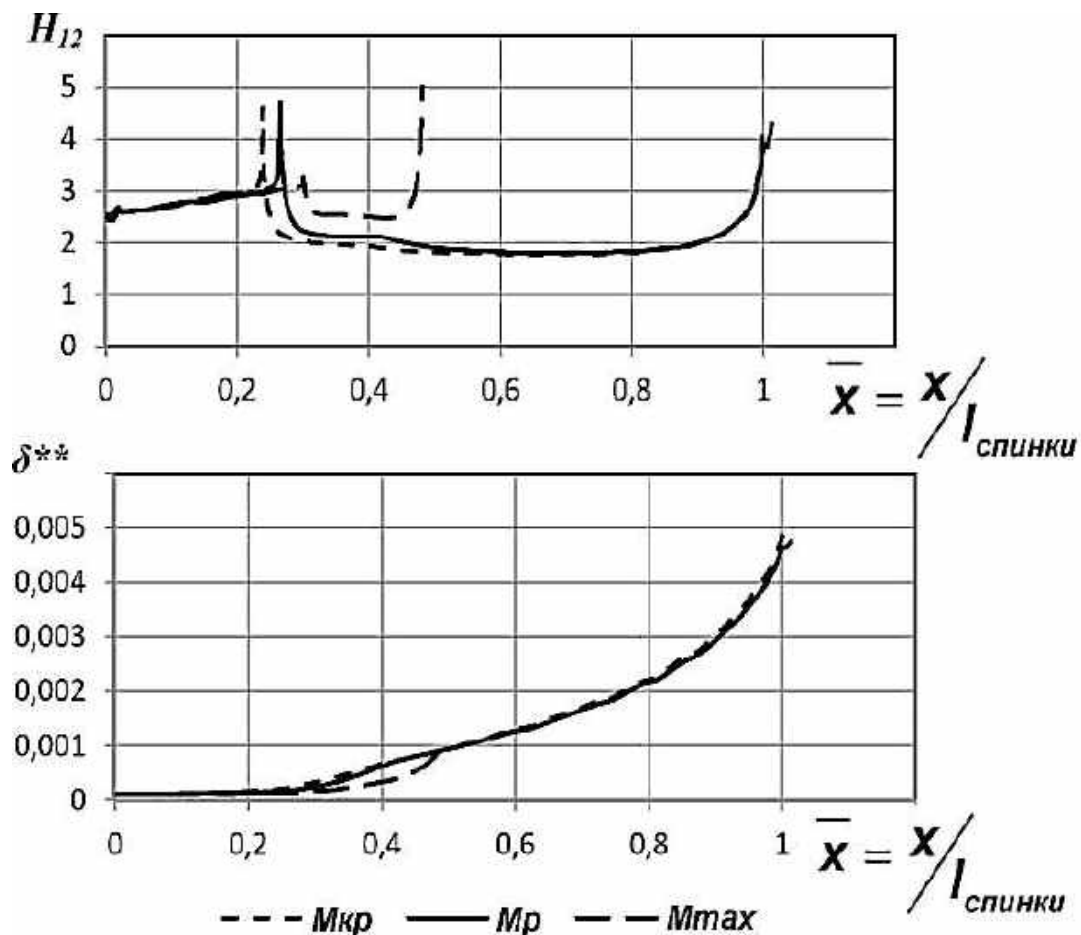


Рисунок 1.9 – Розподіл параметрів примежового шару на спинці профілю при різних M_1 потоку, що набігає

14. Пояснити характер змінення характеристики решітки.

Визначення характеристики вихідної решітки при заданому числі Маха потоку на вході

1. Розрахувати течію в решітці **S1000** при різних кутах натікання потоку шляхом задання кута потоку на вході та змінення протитиску P_2/P_1 в решітці. Отримане з розрахунку число Маха на вході з точністю до 0,001 має відповідати заданому (розрахунковому) значенню числа Маха.

У разі неможливості виходу на заданий режим за числом Маха на вході визначити причину.

2. Побудувати ізолінії чисел Маха у вихідній решітці профілів для режимів, що відповідають мінімальному, розрахунковому та

максимальному кутам натікання.

3. Побудувати на одному рисунку розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю для всіх кутів натікання.

4. Визначити сумарні, хвильові та втрати на тертя на кожному режимі. Зберегти результати розрахунку. Заповнити таблицю 1.2 (кількість рядків має відповідати кількості досліджених режимів).

Таблиця 1.2 – Результати розрахунку коефіцієнтів втрат у вихідній решітці при різних значеннях кута натікання ($M_1 = \dots$)

i , град				0			
$\zeta_{\text{хвил}} = f(i)$							
$\zeta_{\text{тер}} = f(i)$							
$\zeta_{\Sigma} = f(i)$							

5. Побудувати за отриманими даними характеристику компресорної решітки у вигляді залежностей $\zeta_{\Sigma} = f(i)$, $\zeta_{\text{хвил}} = f(i)$ (рисунок 1.10).

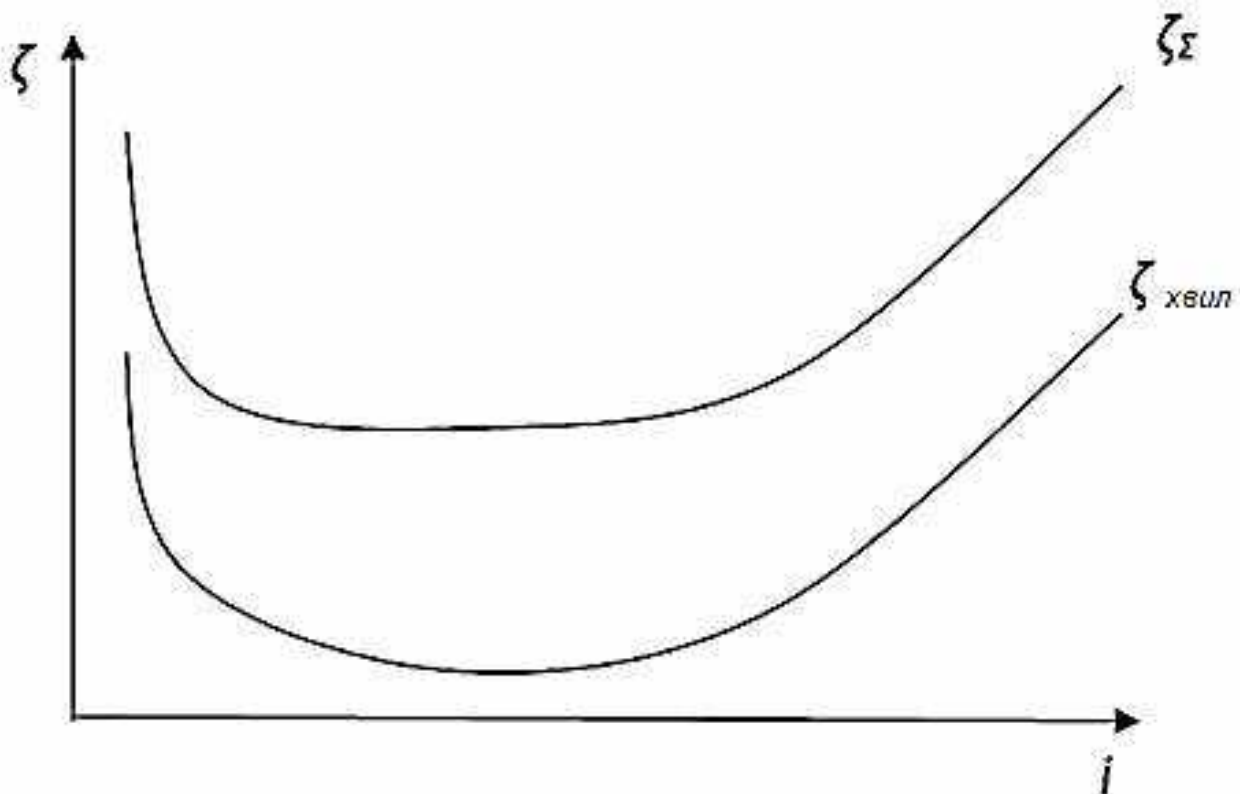


Рисунок 1.10 – Характеристика решітки профілів при заданому значенні числа Маха на вході в решітку

- * 6. Побудувати за результатами розрахунку графіки змінення товщини втрати імпульсу δ^{**} і формпараметра примежового шару H_{12} на спинці профілю на режимах, що відповідають мініимальному, розрахунковому та максимальному кутам натікання (рисунок 1.11).

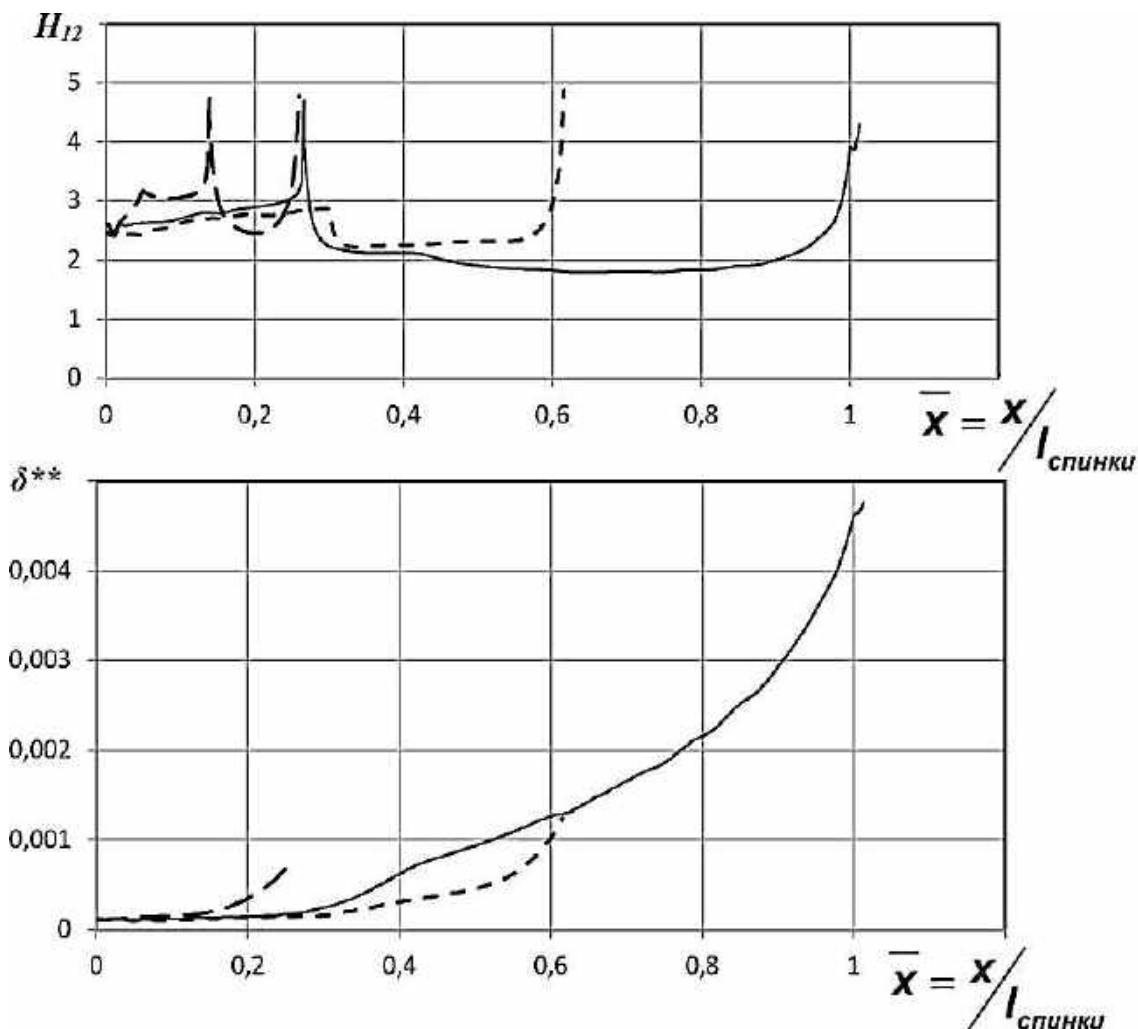


Рисунок 1.11 – Розподіл параметрів примежового шару на спинці профілю за різних кутів натікання:

— i_{min} ; --- $i_{задан}$; - · - i_{max} .

Звіт про практичну роботу має містити:

1. Короткі відомості про метод розрахунку і програмний комплекс.
2. Розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю у вихідній решітці профілів на "розрахунковому" режимі за числом Маха і куту натікання для розглянутих варіантів розрахункової сітки на одному графіку.

3. Ізолінії чисел Маха у вихідній решітці профілів на "розрахунковому" режимі для розглянутих варіантів розрахункової сітки.

4. Графіки, що характеризують процес встановлення: змінення числа Маха на вході в розрахункову область та похибки розрахунку залежно від кількості ітерацій для всіх варіантів розрахункової сітки.

5. Висновок (обґрунтування вибору кількості осередків на профілі та кількості ітерацій).

6. Розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю у вихідній решітці профілів при розрахунковому куті натікання (всі режими).

7. Ізолінії чисел Маха у вихідній решітці профілів при розрахунковому куті натікання, що відповідають критичному, розрахунковому і максимальному числам Маха на вході.

8. Характеристики вихідної решітки при розрахунковому куті натікання:

$$\zeta_{\Sigma} = f(M_1), \zeta_{хвил} = f(M_1).$$

* { 9. Розподіл параметрів примежового шару вздовж спинки профілю ($M_{1кр}$, M_p і M_{max}) та положення точок відриву примежового шару на спинці.

10. Розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю у вихідній решітці профілів при заданому числі Маха потоку на вході в решітку для всіх розглянутих режимів за кутом натікання.

11. Ізолінії чисел Маха у вихідній решітці профілів при заданому числі Маха на вході при мінімальному, розрахунковому і максимальному кутах натікання.

12. Характеристики вихідної решітки при заданому числі Маха потоку на вході:

$$\zeta_{\Sigma} = f(i), \zeta_{хвил} = f(i).$$

* { 13. Розподіл параметрів примежового шару вздовж спинки профілю (i_{min} , $i_{задан}$, i_{max}) та положення точок відриву примежового шару на спинці.

14. Кут виходу потоку, кут відставання, $M_{1кр}$ вихідної решітки на "розрахунковому" режимі за кутом натікання.

15. Коефіцієнти втрат у вихідній решітці на "розрахунковому" режимі.

16. Висновки (загальні):

- про достатню кількість осередків для отримання стійкого розв'язку;
- достатню кількість ітерацій за часом для отримання стаціонарного розв'язку;
- вплив числа Маха на течію у решітці і її характеристики;
- вплив кута натікання на параметри решітки та її характеристики;
- співвідношення хвильових і сумарних втрат у вихідній решітці на "розрахунковому" режимі.

17. Висновок про відповідність профілю заданому режиму, необхідність модернізації та її напрямки.

Практична робота № 2

УДОСКОНАЛЕННЯ КОМПРЕСОРНОЇ РЕШІТКИ ПРОФІЛІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЧИСЛОВОГО МЕТОДУ

Мета роботи – вдосконалення компресорної решітки профілів для забезпечення ефективної роботи при надкритичних швидкостях потоку, що набігає на профіль, за допомогою числового методу.

Завдання:

- визначити на підставі аналізу особливостей течії та характеристик у вихідній решітці профілів необхідність проведення модернізації та її напрямки;
- проаналізувати геометричні параметри вихідної решітки профілів;
- побудувати симетричний модернізований профіль, зіставити з вихідним;
- отримати характеристики спроектованої решітки за кутами натікання в заданому діапазоні режимів;
- визначити характеристики спроектованої решітки за числами Маха потоку, що набігає, в заданому діапазоні режимів;
- порівняти характеристики вихідної і спроектованої решіток;
- визначити положення точки відриву примежового шару на спинці спроектованого профілю на "розрахунковому" режимі;
- порівняти розподіл параметрів примежового шару для вихідної і спроектованої решіток.

Пункти, позначені $\ast$, виконують за вказівкою викладача.

Порядок виконання роботи

1. Аналіз трансзвукової течії у вихідній решітці профілів:

– визначити на підставі аналізу результатів практичної роботи № 1 на розрахунковому режимі внесок кожного виду втрат у сумарні втрати у вихідній решітці та можливості їх зменшення у процесі модернізації.

2. Аналіз геометричних параметрів вихідного профілю:

– дослідити профіль та криві, що утворюють спинку, коритце та середню лінію вихідного профілю:

а) запустити файл **TRANS-Geom.exe**. Ввести ім'я вихідного файлу відповідно до використаного у практичній роботі № 1. Для прикладу використано **S1000** (натиснути клавішу ENTER). На екрані монітора з'явиться зображення вихідного профілю з вписаними в нього колами (рисунок 2.1);

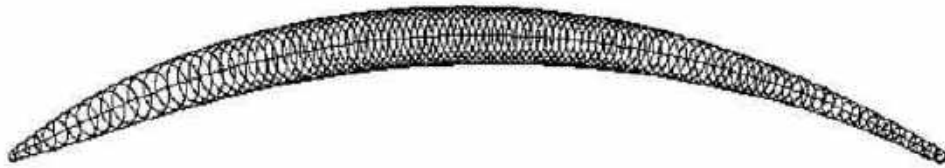


Рисунок 2.1 – Вихідний профіль

б) відкрити файл результатів розрахунку **S1000.geom** та за наявними в ньому даними побудувати в **MS Excel** середню лінію профілю $y_{\text{сер.лін.}} = f(x_{\text{сер.лін.}})$ і розподіл товщин (радіусів, вписаних у профіль кіл), а також чисельно визначити характер змінення першої (y'_i) і другої (y''_i) похідних середньої лінії профілю вздовж хорди за такими залежностями:

$$y'_i = \operatorname{tg} \alpha = \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i};$$

$$y''_i = \frac{y'_{i+1} - y'_i}{x_{i+1} - x_i},$$

де $x_i, y_i, x_{i+1}, y_{i+1}$ – координати сусідніх точок на середній лінії; α – кут

нахилу ділянки середньої лінії профілю з віссю ОХ. Побудувати графіки цих залежностей;

в) визначити за отриманими даними геометричні параметри вихідного профілю та записати результати в таблицю 3.3;

г) занести до таблиці 3.3 кути відставання та потоку на виході з вихідної решітки профілів на "розрахунковому" режимі (див. файл **S1000.rez** для "розрахункового" режиму з ПР1).

Таблиця 2.1 – Геометричні параметри решіток

Параметр	b , мм	α_{1e} , град	α_{2e} , град	x_f , мм	y_f , мм	C_{max} , мм	$\frac{x_c}{b}$, %	δ , град	α_2 , град
Вихідний профіль									
Модернізований профіль									

3. Побудова модернізованої решітки профілів:

а) хорда профілю b , кут установлення γ та густота решітки b/t залишаються незмінними;

б) нова решітка має забезпечувати коефіцієнт піднімальної сили, що дорівнює або перевищує цю величину для вихідної решітки, і напрям вектора швидкості потоку (кут α_2), близький до осьового ($90 \pm 0,50$) град;

в) нова решітка повинна мати меншу величину сумарних втрат при безвідривному обтіканні;

г) точка відриву потоку на спинці профілю має бути максимально відсунута до вихідної кромки.

Побудова симетричного профілю починається із задання його середньої лінії. Для цього необхідно виконати таке.

1. Підготувати вихідні дані для побудови середньої лінії профілю (див. Додаток В):

а) геометричний кут входу, що відповідає заданому куту натікання, град;

б) геометричний кут виходу, що забезпечує осьовий вихід потоку з урахуванням кута відставання, град;

$$X4 = 90.$$

$$X5 = 0.$$

$$X6 = 1.2$$

$$X7 = 0.5$$

$$X8 = 0.$$

$$X9 = 0.$$

$$X10 = 0.$$

$$X11 = 0.9$$

$$X12 - T_{\text{вх}} = 288.0 \text{ K}$$

$$X13 = 1.$$

$$X14 = 45$$

$$X15 = 45.$$

$$X16 = 1.1$$

$$X17 = 0.$$

$$X18 - k = 1.4$$

$$X19 - P_{\text{вх}} = 101325.0$$

$$X20 = 100.$$

$$X21 = 2.$$

$$X22 = 5.0$$

$$X23 = 2.$$

$$X24 = 5.$$

3. Побудувати отриманий профіль за допомогою **TRANS_Geom.exe**, проаналізувати отримані результати.

4. Розрахунок течії в новій решітці профілів:

а) виконати розрахунок течії за допомогою програми **TRANS.exe** на "розрахунковому" режимі за числом Маха та кутом натікання;

б) порівняти отримані розподіли чисел Маха вздовж спинки та коритця профілю для вихідного та модернізованого профілів (рисунок 2.2);

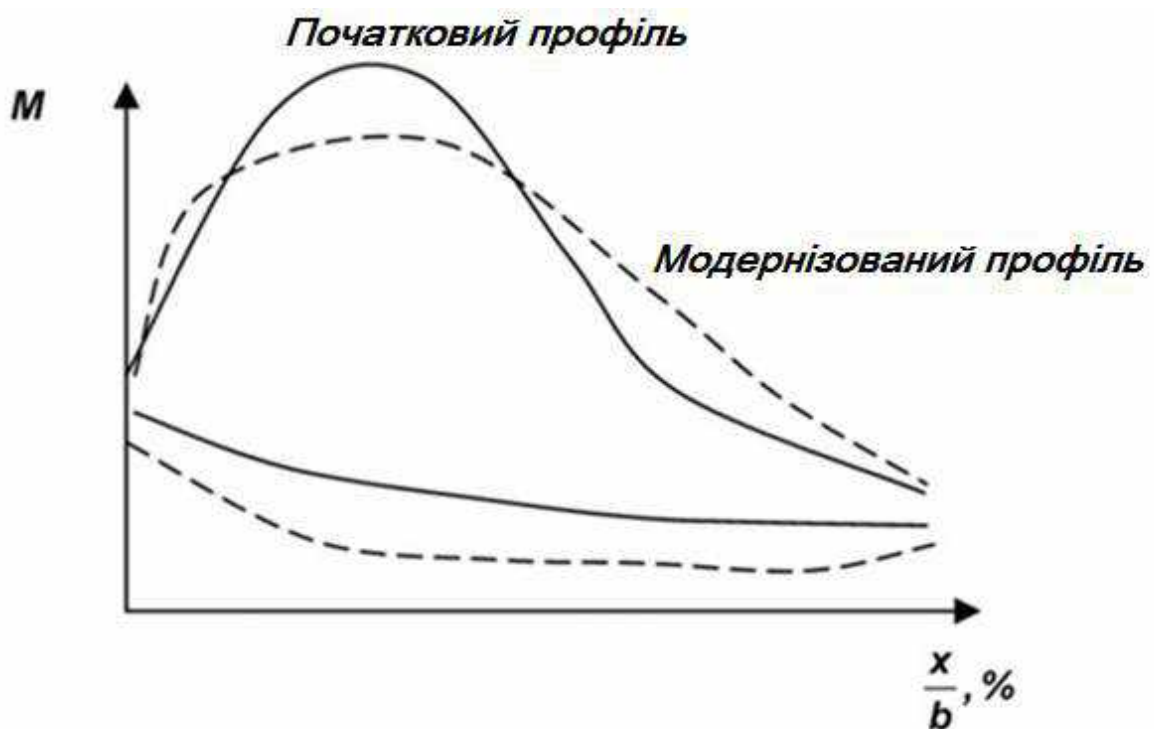


Рисунок 2.2 – Розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю у вихідній і модернізованій решітках профілів

- в) оцінити сумарні, хвильові та втрати на тертя в модернізованій решітці;
- г) визначити кути відставання і виходу потоку в решітці;
- д) якщо отримано перевагу порівняно з вихідним профілем (тобто хвильові втрати менше, кути виходу потоку близькі до $(90 \pm 1,0)$ град, гальмування потоку в решітці плавне), то потрібно занести геометричні параметри нового профілю в таблицю 2.1 та порівняти вихідний та модернізований профілі на одному рисунку (рисунок 2.3);



Рисунок 2.3 – Вихідний та модернізований профілі

- е) визначити характеристики спроектованої решітки профілів.

Характеристика модернізованої решітки при заданому куті натікання потоку розраховується за таким алгоритмом.

Для вибраної розрахункової сітки і кількості ітерацій чисельно змодельовати течію у модернізованій компресорній решітці профілів **S1000M** за стандартних атмосферних умов на вході при заданих значеннях кута натікання і числа Маха так само, як і для вихідної решітки ("розрахунковий" режим):

- 1) запустити файл **TRANS.exe**;
- 2) вказати ім'я файлу вихідних даних **S1000M**;
- 3) задати число Маха на вході до розрахункової області;
- 4) задати кут потоку на вході в решітку α_1 , град (відповідно до варіанта);
- 5) задати величину протитиску P_2/P_1 в решітці;
- 6) зберегти отриманий результат, що відповідає заданому режиму, в окремій папці;
- 7) повторити пп. 1 – 6 для режимів, що залишилися, за числом Маха

на вході;

8) визначити шляхом варіації P_2/P_1 найбільше число Маха, при якому хвильові втрати відсутні ($M_{1кр}$);

9) отримати розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю та ізолінії чисел Маха в модернізованій решітці для кожного з розглянутих режимів;

10) визначити втрати у новій решітці на заданих режимах;

11) виписати величини $M_1, i, \zeta_\Sigma, \zeta_{тер}, \zeta_{хвил}$ за результатами розрахунку втрат і заповнити таблицю 2.2 (кількість рядків має відповідати кількості досліджених режимів);

Таблиця 2.2 – Результати розрахунку коефіцієнтів втрат у модернізованій решітці при різних значеннях числа M_1

M_1	i	ζ_Σ	$\zeta_{тер}$	$\zeta_{хвил}$

12) порівняти розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю при заданих (розрахункових) значеннях кута натікання та числа Маха потоку на вході для вихідної та модернізованої решіток (див. рисунок 2.2);

13) порівняти структуру течії (ізолінії чисел Маха) на розглянутих режимах для вихідної і спроектованої решіток при заданому куті натікання (рисунок 2.4) та розподіл чисел Маху уздовж хорди профілю (рисунок 2.5);

14) порівняти характеристики вихідної і спроектованої решіток при заданому куті натікання потоку у вигляді залежностей $\zeta_\Sigma = f(M_1), \zeta_{хвил} = f(M_1)$ (рисунок 2.6);

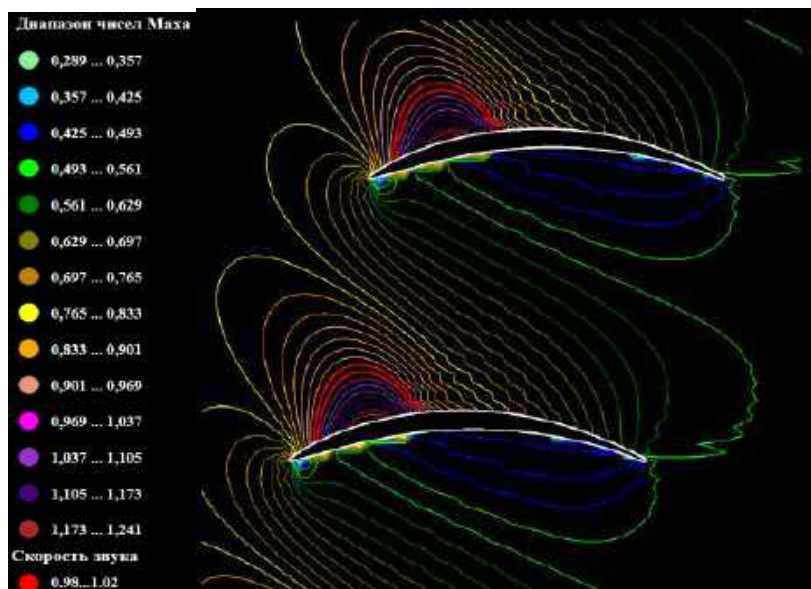
15) виписати для модернізованої решітки на "розрахунковому" режимі величину $M_{кр}$;

* { 16) порівняти розподіл параметрів примежового шару вздовж спинки профілю для вихідного і модернізованого профілів на відповідних режимах;

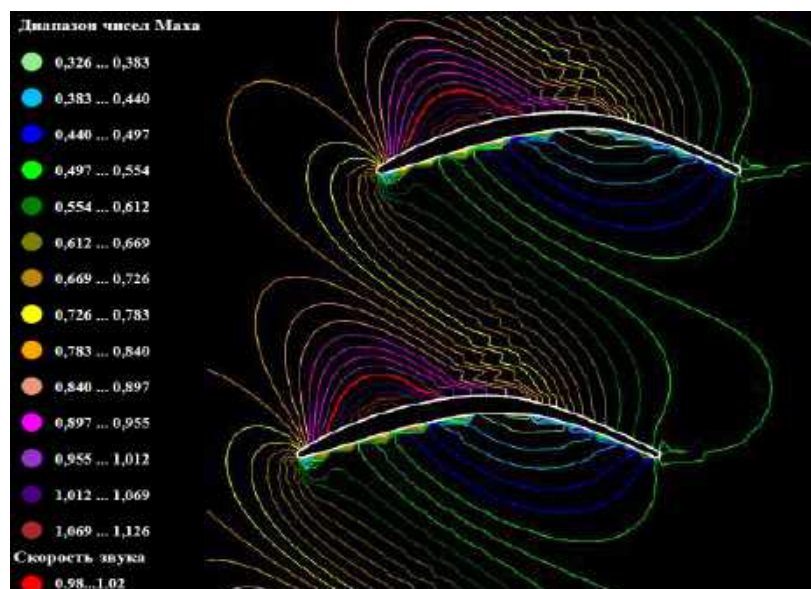
17) пояснити характер змінення характеристики модернізованої решітки.

Характеристика модернізованої решітки при заданому числі Маха на вході розраховується за таким алгоритмом.

Для вибраної розрахункової сітки і кількості ітерацій чисельно змодельовати течію в модернізованій компресорній решітці профілів **S1000M** за стандартних атмосферних умов на вході при різних кутах натікання потоку, що набігає, шляхом задання кута потоку на вході і змінення протитиску P_2/P_1 в решітці, щоб отримане число Маха з точністю до 0,001 відповідало заданому M_1 .



а



б

Рисунок 2.4 – Ізолінії чисел Маха у вихідній (а) та модернізованій (б) решітках профілів на заданому режимі за числом Маха і кутом натікання

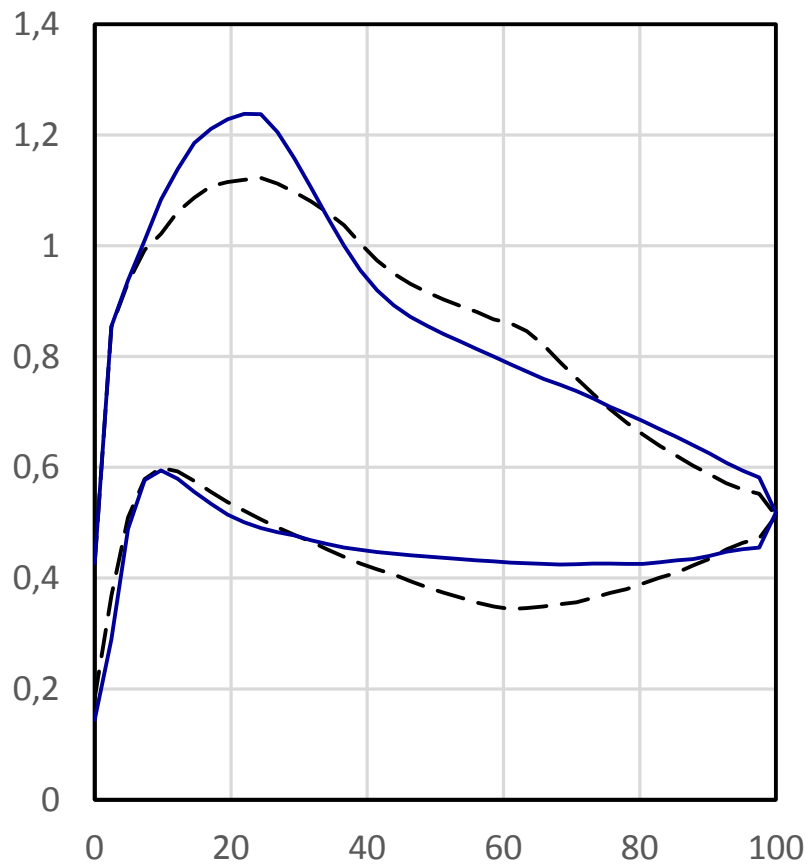


Рисунок 2.5 – Розподіл чисел Маха уздовж хорди профілю в вихідній та модернізованій решітках профілів на заданому режимі за числом Маха і кутом натікання

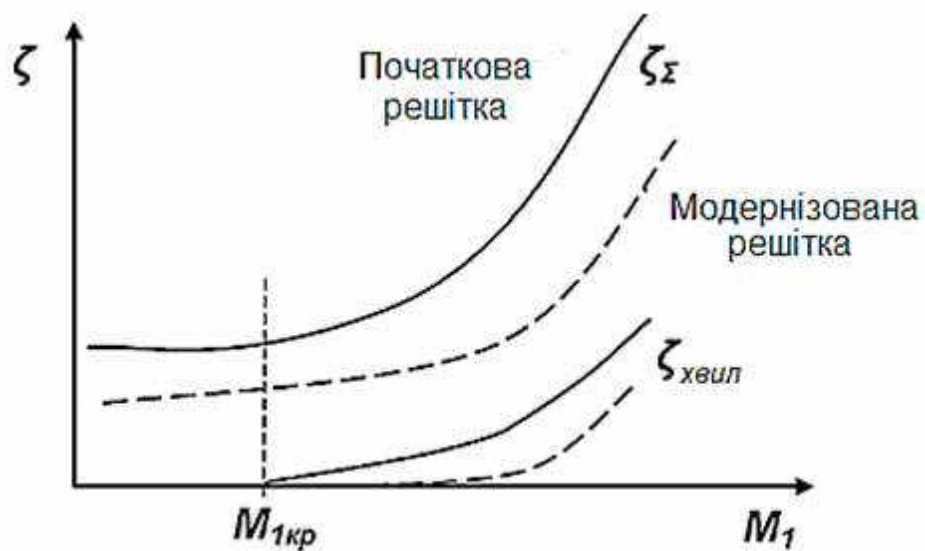


Рисунок 2.6 – Характеристика вихідної і модернізованої решіток профілів при заданому значенні кута натікання $i = \dots$

Кути натікання потоку на профіль такі ж, як і при розрахунку

характеристики вихідного профілю.

Визначити сумарні, хвильові та втрати на тертя на кожному режимі. Зберегти результати розрахунку. Заповнити таблицю 2.3.

Порівняти характеристики вихідної і модернізованої решіток за кутами натікання потоку, що набігає, у вигляді залежностей $\zeta_{\Sigma} = f(i)$, $\zeta_{\text{хвил}} = f(i)$ (рисунок 2.7).

Таблиця 2.3 – Результати розрахунку коефіцієнтів втрат у модернізованій решітці при різних значеннях кута натікання

i , град				0			
$\zeta_{\text{хвил}} = f(i)$							
$\zeta_{\text{тер}} = f(i)$							
$\zeta_{\Sigma} = f(i)$							

* { Порівняти товщини втрат імпульсу, коефіцієнтів опору і формпараметрів примежового шару вздовж боку розрідження профілю на "розрахунковому" режимі для вихідного і модернізованого профілів.

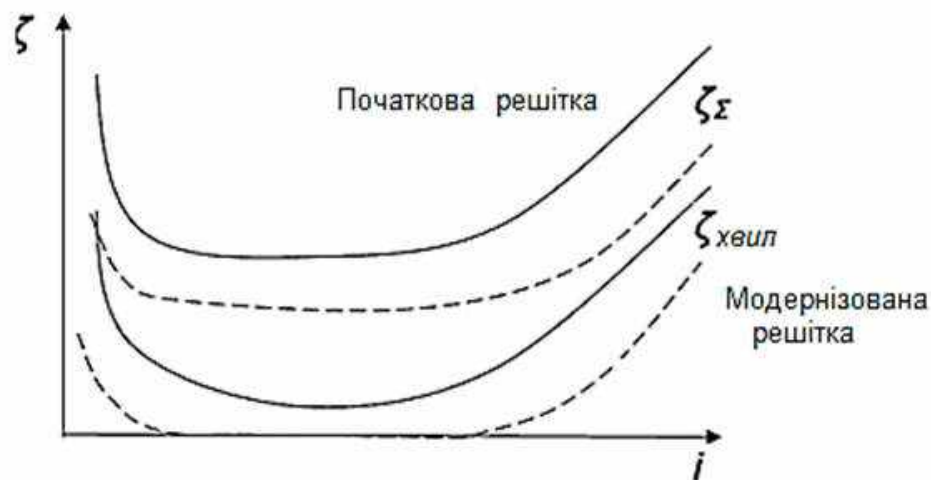


Рисунок 2.7 – Характеристика вихідної і модернізованої решіток профілів при заданому значенні числа Маха на вході $M_1 =$

Примітка. Якщо поставленої мети не досягнуто (на думку автора), то за погодженням з викладачем повторити пп. 2 – 4.

Звіт про практичну роботу має містити:

1. Порівняння вихідного та модернізованого профілів:
 - геометричні параметри вихідного та модернізованого профілів (таблиця);
 - графічне зображення вихідного та модернізованого профілів порівняно один з одним.
2. Порівняння розподілів чисел Маха вздовж хорди профілю у вихідній та модернізованій решітках профілів для заданого режиму за числом Маха та кутом натікання.
3. Порівняння ізолій чисел Маха у вихідній та модернізованій решітках профілів на "розрахунковому" режимі за числом Маха і кутом натікання.
4. Порівняння характеристик за числами Маха потоку, що набігає, у вигляді залежностей $\zeta_{\Sigma} = f(M_1)$, $\zeta_{хвил} = f(M_1)$ для вихідної і модернізованої решіток.
5. Порівняння характеристик вихідної і модернізованої решіток у вигляді залежностей коефіцієнтів втрат від кута натікання потоку, що набігає, при заданому значенні M_1 $\zeta_{\Sigma} = f(i)$, $\zeta_{хвил} = f(i)$.
6. Порівняння розподілів параметрів примежового шару на спинці вихідного та модернізованого профілів на трьох режимах за числом Маха потоку на вході.
7. Порівняння розподілів параметрів примежового шару на спинці вихідного та модернізованого профілів на трьох режимах за кутом натікання.
8. Порівняння отриманих для вихідної і модернізованої решіток значень $M_{1кр}$ і пояснення відмінностей між ними.
9. Порівняння отриманих для вихідної і модернізованої решіток кутів виходу потоку та коефіцієнта піднімальної сили.
10. Висновки відповідно до завдань роботи.

ДОДАТОК А

Програмний комплекс **TRANS** (університетська версія)

Програмний комплекс (ПК) **TRANS** створено на основі ПК **TRANPS** [2 - 4, 13] і призначено для розрахунку до-, транс- та надзвукової течії в плоских компресорних решітках профілів у широкому діапазоні режимів.

Університетська версія ПК **TRANS** дозволяє розрахувати нев'язку до-, транс- і надзвукову течію в плоских компресорних решітках профілів у широкому діапазоні режимів.

Результати розрахунку записуються у файли з розширеннями **.kus**, **.out** і **.rez** таким чином:

- параметри контролю процесу встановлення (**.kus**),
- параметри розрахунку осередків сітки та розподіл чисел Маха вздовж хорди профілю (**.out**),
- розподіл параметрів течії по фронту решітки, параметрів примежового шару на профілі, інтегральних параметрів решітки та профільних втрат (**.rez**).

При досягненні заданого режиму (з точністю до 0,001) програмне забезпечення **TRANS** дозволяє отримати графічне зображення ізоліній числа Маха в решітці профілів і розподіл числа Маха вздовж хорди профілю.

Крім того, до складу **TRANS** входять службові програми для підготовки вихідних даних для розрахунку **TRANS- Profile.exe** та аналізу геометричних параметрів профілів **TRANS- Geom.exe**.

Порядок використання цих програм подано нижче

Розрахунок нев'язкої течії у решітках. Програма **TRANS.exe**

1. Запустити файл **TRANS.exe**.

УВАГА! Кожен вхід у **TRANS.exe** знищує результати попередніх обчислень.

2. На екрані комп'ютера з'явиться вікно, у меню якого виберіть файл вихідних даних (рисунок А.1).

Як вихідні дані використовується файл **S1000.inp**.

3. В інтерактивному режимі заповніть дані у вікнах, що визначають режим течії в решітці профілів (рисунок А.2)

Примітка. Кут потоку задають відповідно до заданого кута натікання (від фронту решітки!). Величину протитиску визначають самостійно в інтерактивному режимі таким чином, щоб забезпечити на вході задане число Маха з точністю до 0,001 (див. Порядок виконання роботи).

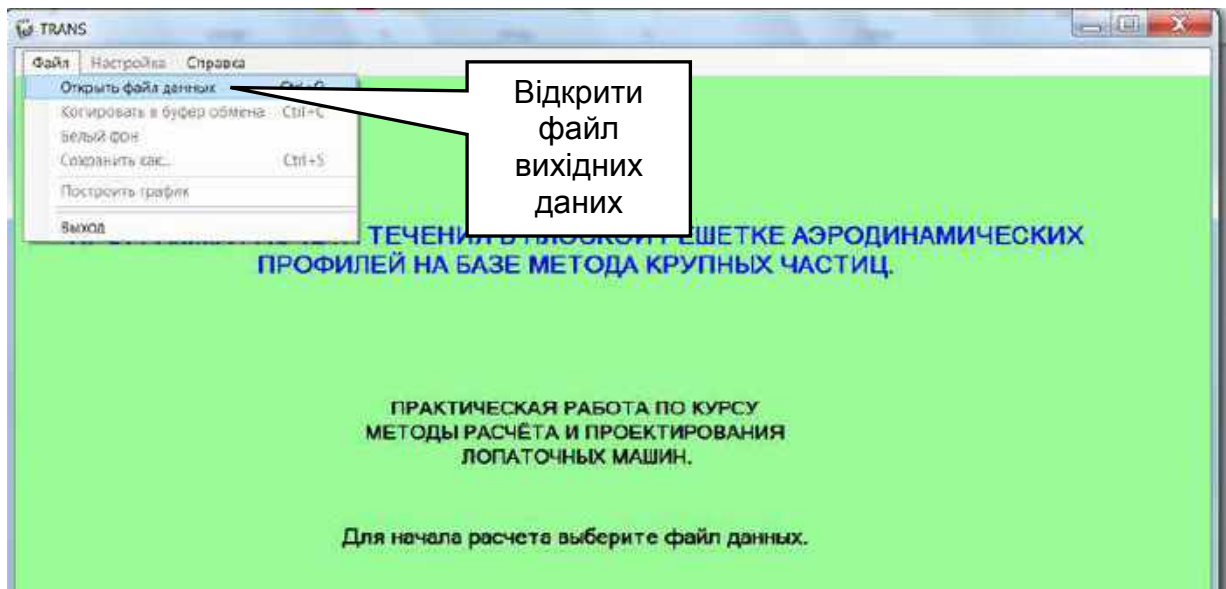


Рисунок А.1 – Файл меню

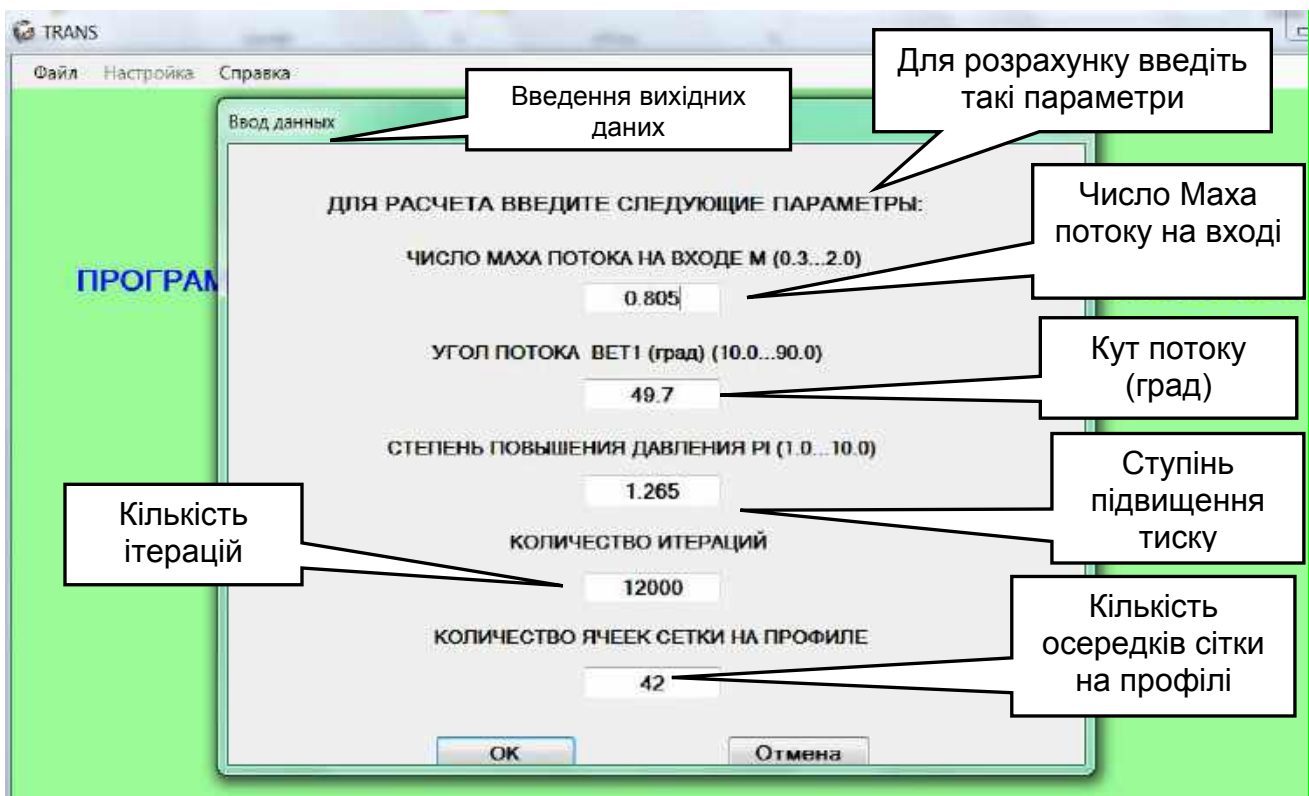


Рисунок А.2 – Введення вихідних даних

4. Виконати розрахунок (натиснути **ОК**) (рисунок А.3).

Примітка. Тільки після досягнення заданого числа Маха (до третього знака після коми) програма TRANS дозволяє переходити до подальшого оброблення результатів розрахунку (графічна обробка, розподіл параметрів, розрахунок втрат)!



Рисунок А.3 – Процес розрахунку

УВАГА! Результати розрахунку без виходу з програми додаються в кінець попереднього розрахунку (файл із розширенням **.rez**).

Після проведеного розрахунку на екрані комп'ютера з'явиться вікно з висновком про точність розрахунку. На рис. А.4 наведено висновок про незадовільну точність розрахунку. У цьому випадку слід повторити розрахунок з уточненими вихідними даними. Для цього натисніть кнопку **Змінити параметри**.

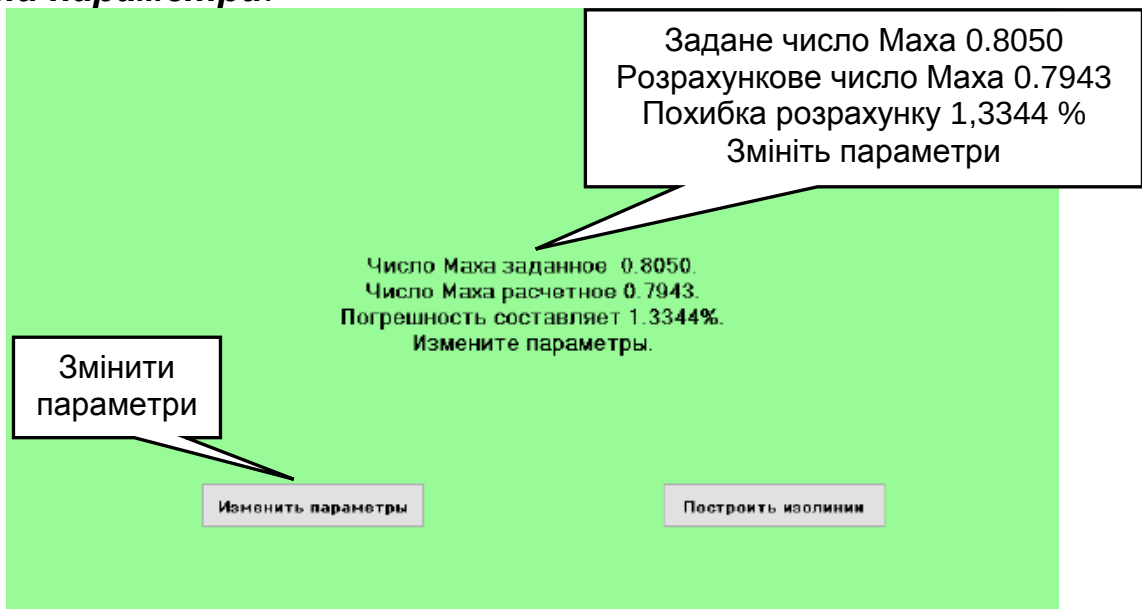


Рисунок А.4 – Висновок про незадовільну точність розрахунку

Якщо ваш розрахунок виконано задовільно, натисніть кнопку **Побудувати ізолінії** (рисунок А.5).

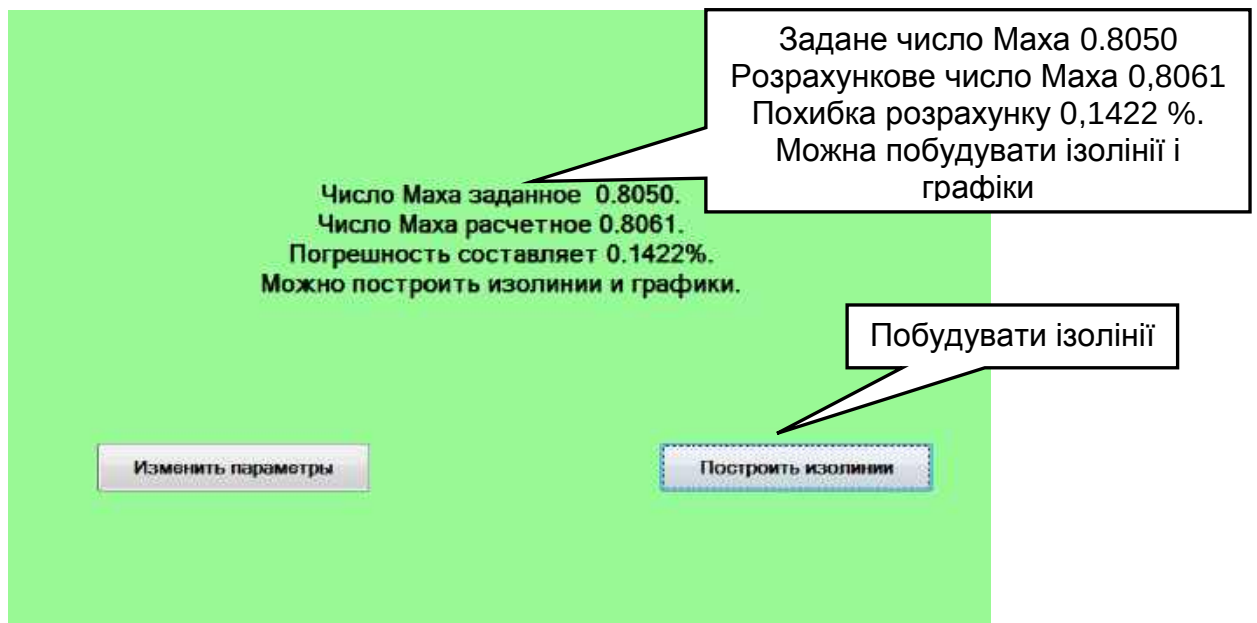


Рисунок А.5 – Висновок про задовільну точність розрахунку

5. Графічна обробка результатів розрахунку.

При досягненні заданого режиму кнопка **Побудувати ізолінії** розблоковується (див. рисунок А.5). Після натискання з'являється вікно (за замовчуванням фон чорний). Правою кнопкою миші в полі рисунка відображається меню (рисунок А.6), яке дозволяє змінити колір фону на білий і побудувати графік розподілу чисел Маха по хорді профілю (рисунок А.7).

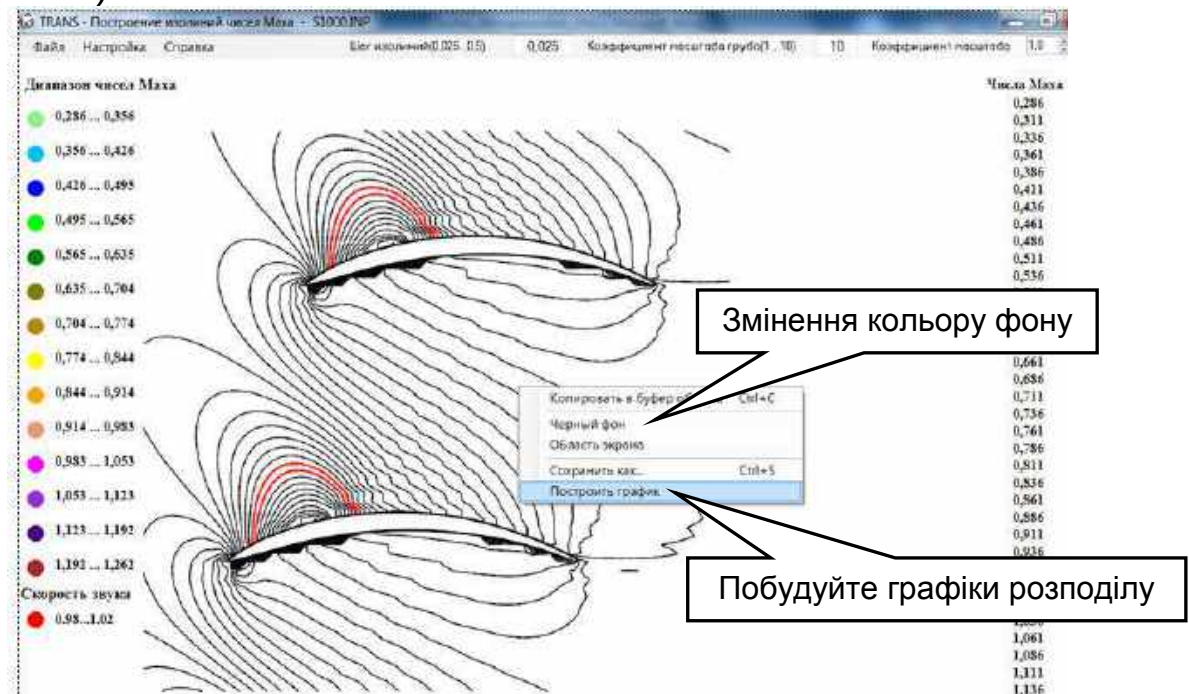


Рисунок А.6 – Побудова ізоліній

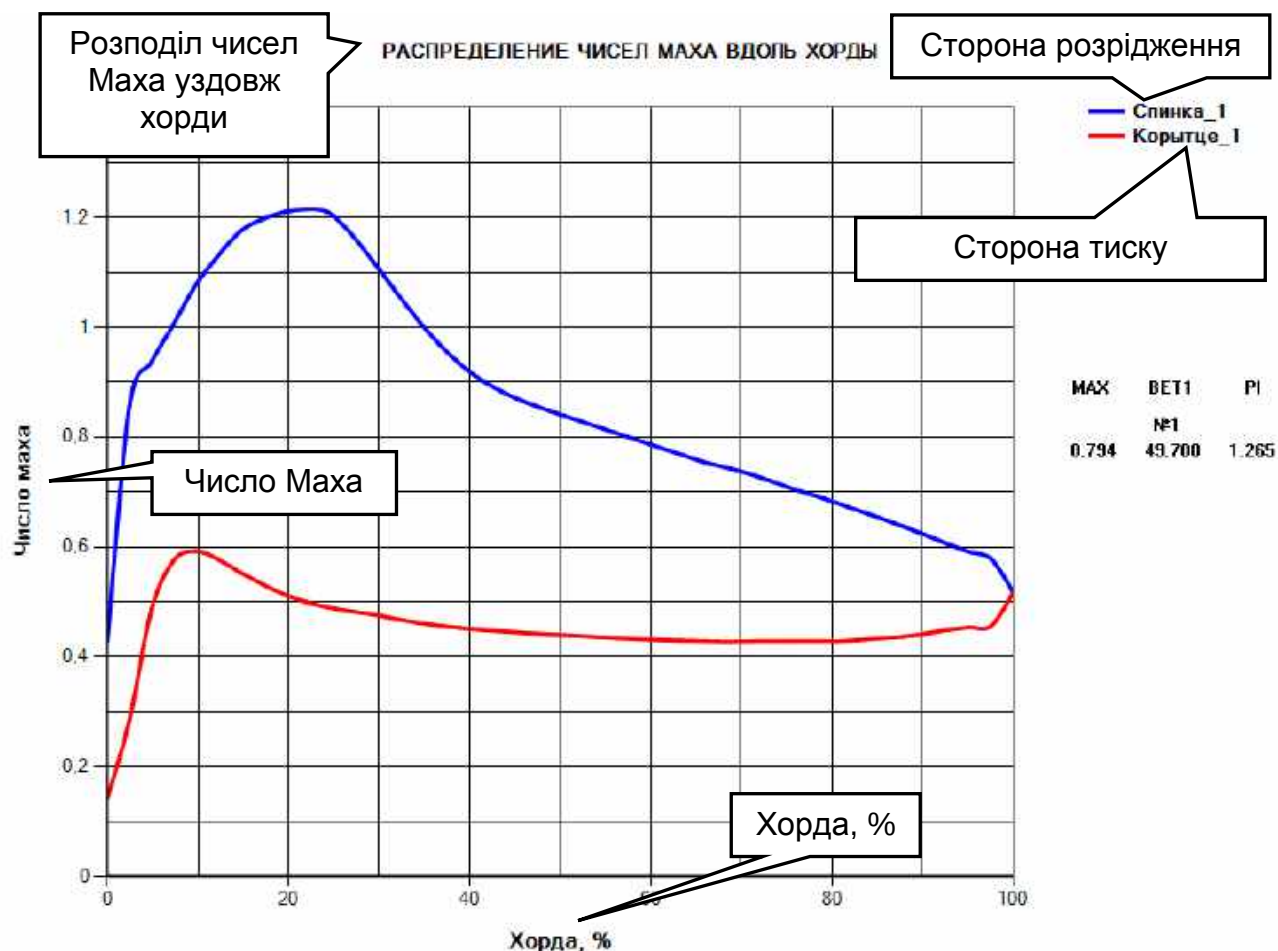


Рисунок А.7 – Розподіл чисел Маха уздовж хорди

6. Визначення інтегральних параметрів решітки профілів, параметрів примежового шару та втрат (файл із розширенням **.rez**).

Цей файл містить параметри потоку вздовж фронту решітки для ділянок біля кромek профілю та на відстані шагу від кромek; результати розрахунків інтегральних параметрів решітки (кутів натікання, кутів відхилення, кутів входу та виходу потоку, тиску, аеродинамічних коефіцієнтів тощо), а також результати розрахунків параметрів примежового шару на профілі, значення профільних втрат та їх складових.

ДОДАТОК Б

Апроксимація профілю розрахунковою сіткою (файл із розширенням *.out*)

На рисунку Б.1 подано визначення параметрів осередків розрахункової сітки біля профілю.

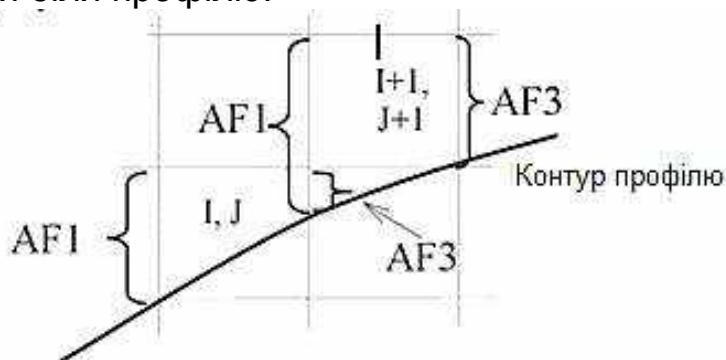


Рисунок Б. 1 – Визначення параметрів осередків розрахункової сітки біля профілю

Порядок побудови контуру профілю розрахунковою сіткою

1. Занести в перший стовпець таблиці **MS Excel** номери осередків від 1 до $n = NS - 1$, де **NS** – кількість осередків, що задається на профілі.

2. Заповнити наступні стовпці значеннями **AF1** і **J** з таблиці **"ПАРАМЕТРИ ДРОБНИХ ОСЕРЕДКІВ"** файлу **s1000.out**. Останнє $(n + 1)$ значення в стовпці **AF1** – значення **AF3** n -го (останнього) осередку на спинці профілю. Відповідний йому **J** взяти таким, що дорівнює 1.

3. Побудувати спинку профілю за розрахунковими осередками:
– по осі ординат відкладати

$$\bar{y} = J - AF1;$$

– по осі абсцис відкладати величину хорди

$$\bar{x} = \frac{i - i_1}{i_n - i_1} 100 \%,$$

де i – поточний номер осередку;

i_1 – номер першого осередку;

i_n – номер останнього осередку;

n – кількість осередків на профілі.

4. При побудові спинки профілю слід враховувати масштабний коефіцієнт сітки.

ДОДАТОК В

Побудова симетричного профілю

Новий профіль може бути отриманий шляхом "одягання" вихідного симетричного профілю на задану середню лінію (рисунк В.1). При традиційному профілюванні як середню лінію використовують дуги кіл, парабол або гіпербол. У цьому випадку при заданих куті вигину і хорді профілю положення і величина максимального прогину заздалегідь визначені, що накладає обмеження при модифікації профілю. Для зняття цього обмеження у практичній роботі № 2 застосовано середню лінію, що складається з двох лінійних ділянок та двох ділянок кубічних поліномів. Спряження ділянок між собою виконано при рівності значень функцій, а також їх перших похідних у точках стикання.

Такий підхід визначає геометрію профілю, проте не враховує вплив сусідніх профілів. Вибір густоти решітки є дуже важливим.

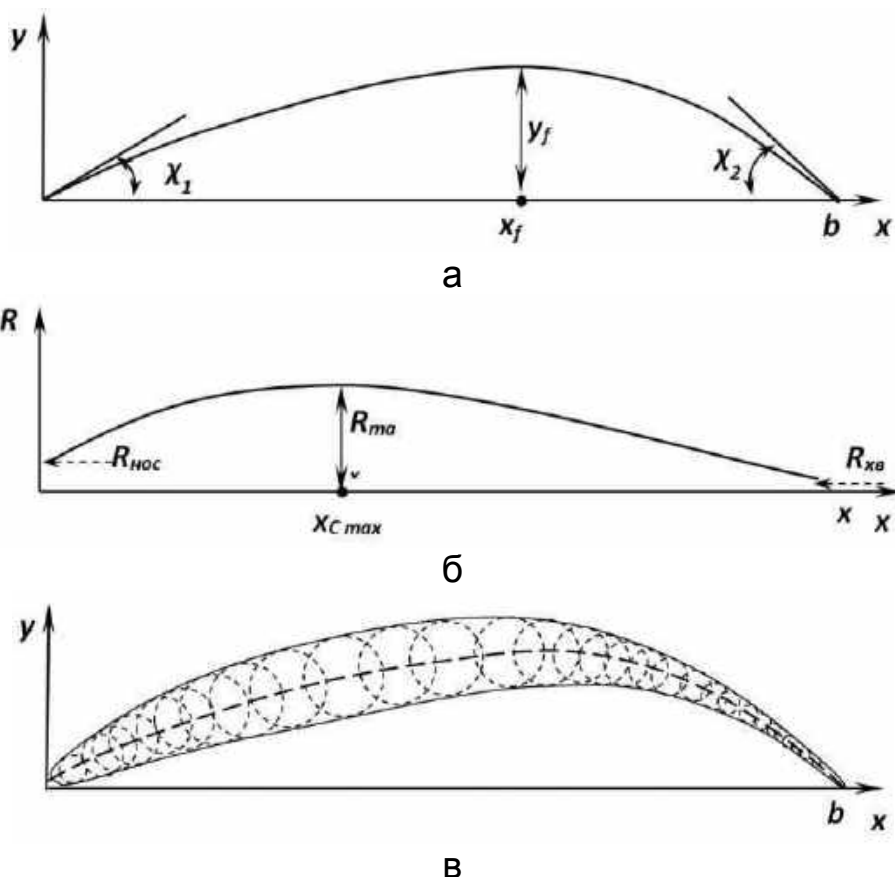


Рисунок В.1 – Схема "одягання" симетричного профілю на задану середню лінію:

- а – середня лінія;
- б – розподіл товщин (радіусів вписаних кіл);
- в – симетричний профіль

У практичній роботі № 2 для побудови нового профілю та підготовки даних для розрахунку течії використано програму **TRANS- Profile.exe**, в якій реалізовано один з найбільш поширених підходів до отримання нового профілю – "одягання" вихідного симетричного профілю на задану середню лінію з наступною його корекцією (рисунок В. 2).

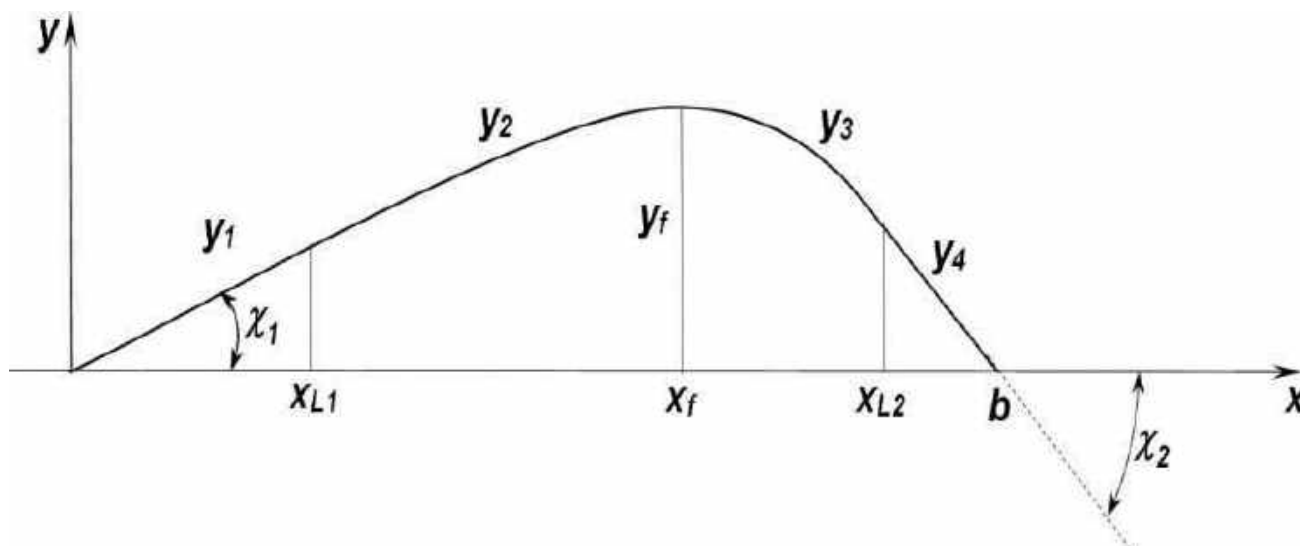


Рисунок В. 2 – Схематичне зображення середньої лінії профілю

Розподіл товщин уздовж хорди задано двома поліномами третього степеня, що мають як граничні умови радіуси вхідної і вихідної кромки, а також положення та величину максимальної товщини C_{max} .

1. Запустити файл **TRANS -Profil.exe**.
2. На екрані з'явиться запит:

ВВЕДІТЬ ІМ'Я ФАЙЛУ ВИХІДНИХ ДАНИХ

Введіть назву файлу вихідних даних. Натиснути клавішу ENTER.

3. На екрані монітора з'явиться досліджуваний профіль з вписаними в нього колами. Після натискання клавіші ENTER розрахунок завершується. Результати розрахунку записуються у файл із розширенням **.prf**.

4. Файл результатів розрахунку містить координати середньої лінії та товщини отриманого профілю, геометричні кути входу та виходу, координати профілю, а також заготовку вихідних даних для **TRANS.exe**.

Підготовку вихідних даних для **TRANS-Profil.exe** виконують відповідно до форми (роздільник – точка):

100.00	10,00	20.0			B, ALF1G, ALF2G,
1.0	1.0				RH, RX,
5.	25.	25.			CM, XCM, XCM1,
10.0	10.	1.	1.		XF, YF, XLH, XLX,
45.00					GAM,
5.	2.	10.	70.	5.	-3.
					Z, xper, yper, XCT, YCT, ALF_X

де B – хорда профілю, мм;

ALF1G – геометричний кут профілю на вході від фронту решітки, град;

ALF2G – геометричний кут профілю на виході від фронту решітки, град;

RH – радіус вхідної кромки профілю, мм;

RX – радіус вихідної кромки профілю, мм;

CM – радіус максимального кола, вписаного в обводи профілю, мм;

XCM – $\bar{x}$ – координата центра максимального кола, вписаного в обводи профілю, $\bar{x} = \frac{x}{b} 100\%$;

XCM1 – допоміжна величина, XCM1 = XCM;

XF – x– координата максимального прогину середньої лінії $\frac{x}{b} \%$;

YF – максимальний прогин середньої лінії, мм;

XLH – довжина лінійної ділянки на вході $\frac{x}{b} \%$;

XLX – довжина лінійної ділянки на виході $\frac{x}{b} \%$;

GAM – кут установлення, град (від фронту решітки);

Z, xper, yper, XCT, YCT, ALF_X – службові дані (масштаб, розташування профілю на зображенні тощо).

При подальшому доведенні отриманий симетричний профіль перестане бути симетричним.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Бойко, Л. Г. Методы расчёта и проектирования лопаточных машин : учеб. пособие. Ч. 1. Численное исследование до-, транс- и сверхзвуковых течений в компрессорных решетках профилей / Л. Г. Бойко. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьков. авиац. ин-т", 2016. – 60 с.
2. Белоцерковский, О. М. Метод крупных частиц в газовой динамике / О. М. Белоцерковский, Ю. М. Давыдов. – М. : Наука, 1982. – 392 с.
3. Бойко, Л. Г. Аэродинамическое совершенствование параметров решеток профилей спрямляющего аппарата вентилятора авиационного двигателя на базе метода крупных частиц / Л. Г. Бойко, А. Е. Демин // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования : тр. Междунар. науч.-техн. конф., 29 сент. – 2 окт. 1997 г. – Харьков, 1997. – С. 260 – 263.
4. Анализ трансзвукового обтекания плоских компрессорных решеток методом крупных частиц / Л. Г. Бойко, В. Н. Ершов, Д. В. Калямин, А. Е. Демин // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1990. – № 4. – С. 44 – 47.
5. Комплекс программ для расчета двумерного невязкого трансзвукового течения в решетках осевых компрессорных ступеней / Л. Г. Бойко, В. Н. Ершов, Д. В. Калямин, А. Е. Демин // Изв. вузов. Машиностроение. – 1991. – № 3. – С. 38 – 42.
6. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М. : Наука, 1974. — 712 с.
7. Бойко, Л. Г. К учету вязких эффектов в расчете обтекания крыловых профилей и решеток турбомашин / Л. Г. Бойко, Н. М. Зубов // Энергетическое машиностроение : респуб. межвед. науч.-техн. сб. (ХПИ). – Харьков, 1992. – № 52/92. – С. 15 – 19.
8. Холщевников, К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин / К. В. Холщевников, О. Н. Ёмин, В. Т. Митрохин. – М. : Машиностроение, 1987. – 492 с.
9. Марков, Н. М. Теория и расчет лопаточного аппарата осевых турбомашин / Н. М. Марков. – М. : Машиностроение. 1966. – 240 с.
10. Степанов, Г. Ю. Гидродинамика решёток турбомашин / Г. Ю. Степанов. – М. : Физматгиз, 1962. – 512 с.
11. Самойлович, Г. С. Газодинамика / Г. С. Самойлович. – М. : Машиностроение, 1990. – 384 с.
12. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров / Н. Кампсти. – М. : Мир, 2000. – 688 с.
13. Хоббс. Применение метода управляемой диффузорности при разработке профилей лопаток для осевых многоступенчатых компрессоров / Хоббс,

Вайнгольд // Тр. Амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1984. – № 2. – С. 1– 11.

14. Опыт проектирования суперкритических решеток спрямляющего аппарата трансзвукового вентилятора / Л. Г. Бойко, В. Н. Ершов, Д. В. Калямин, А. Е. Демин // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1992. – № 4. – С. 82 – 85.

ЗМІСТ

ВСТУП	3
1 МОДЕЛЮВАННЯ ТРАНСЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ В ПЛОСКИХ РЕШІТКАХ ПРОФІЛІВ КОМПРЕСОРНИХ СТУПЕНІВ	5
1.1 Розрахунок нев'язкої течії в плоскій решітці профілів	5
1.1.1 Основна система рівнянь	5
1.1.2 Постановка граничних умов	8
1.2 Урахування виявлення в'язких ефектів	9
1.2.1 Розрахунок параметрів примежового шару	10
1.2.2 Визначення профільних втрат	14
1.2.2.1 Втрати на тертя	14
1.2.2.2 Кромкові втрати	15
1.2.2.3 Хвильові втрати	16
1.3 Комплекс програм розрахунку	18
2 РЕШІТКИ ПРОФІЛІВ	18
2.1 Види решіток. Їх особливості та сфера застосування. Основні параметри компресорних решіток профілів	19
2.2 Основні геометричні параметри решіток профілів	23
2.3 Характеристики решіток профілів при малих швидкостях потoku, що набігає	24
2.4 Вплив числа Маха на характеристики решіток профілів	26
3 УДОСКОНАЛЕННЯ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК ПРОФІЛІВ	27
3.1 Побудова решіток профілів	28
3.2 Цілі та завдання модернізації. Основні етапи	28
Практична робота № 1. Дослідження трансзвукової течії у вихідній компресорній решітці профілів	29
Практична робота № 2. Удосконалення компресорної решітки профілів за допомогою числового методу	44
ДОДАТОК А Програмний комплекс TRANS (університетська версія)	55
ДОДАТОК Б Апроксимація профілю розрахунковою сіткою	60
ДОДАТОК В Побудова симетричного профілю	61
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК	64

Навчальне видання

**Бойко Людмила Георгіївна
Дьомін Олександр Євгенійович
Піжанкова Наталія Володимирівна**

**РОЗРАХУНОК ДО-, ТРАНС- І НАДЗВУКОВОЇ ТЕЧІЇ
У КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ ПРОФІЛІВ.
ПРОЄКТУВАННЯ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК
ЗА ДОПОМОГОЮ ЧИСЛОВИХ МЕТОДІВ**

Редактор Н. М. Сікульська

Зв. план, 2023

Підписано до видання 18.12.2023

Ум. друк. арк. 3,7. Обл.-вид. арк. 4,19. Електронний ресурс

Видавець і виготовлювач
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>
Видавничий центр «ХАІ»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001