

МАШИНОЗНАВСТВО

УДК 532.5

І.В. Беляков, пров. інж.

О.О. Коляда, інж.

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля

**НАБЛИЖЕНИЙ РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК
НАДЗВУКОВОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З УРАХУВАННЯМ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ
КРИЛА ТА КОРПУСУ**

В роботі запропоновано нову методичку інженерного розрахунку аеродинамічних характеристик надзвукового та гіперзвукового літального апарата з урахуванням інтерференції на крилі від корпусу. Проведено порівняння розрахункових даних з точними та експериментальними даними.

1. Вступ

Основною метою цієї роботи було створення методичного та програмного забезпечення для інженерного розрахунку газодинамічних параметрів надзвукового та гіперзвукового літального апарата з урахуванням інтерференції на крилі від корпусу.

В роботі проведено обґрунтування застосування методу стрибків-розширення другого порядку для розрахунку поля течії навколо корпусу, що дозволяє отримувати результати з точністю, яку можливо досягти при використанні відомого методу характеристик, при значно менших затратах машинного часу.

Розрахунок коефіцієнта тиску на крилі проводиться за загальновідомими інженерними методами дотичних клинів та конусів, їх новими модифікаціями із використанням місцевих параметрів потоку навколо корпусу на основі гіпотези локальної взаємодії.

На основі вищевказаного підходу було розроблено програму розрахунку на ЕВМ та проведені розрахунки параметрів обтікання моделі крилатого літального апарата, за якою є великий об'єм експериментальних даних, отриманих в аеродинамічних трубах.

Порівняння розрахункових та експериментальних даних як на поверхні корпусу, так і на крилі показало їх хорошу відповідність.

2. Формулювання задачі

Літальний апарат (ЛА) типу NASA TND-6480 знаходиться в гіперзвуковому потоці. На носку літального апарата утворюється приєднана ударна хвиля, яка перетинає крило (рис. 1).

Геометричні дані ЛА та параметри незбуреного потоку нам відомі.

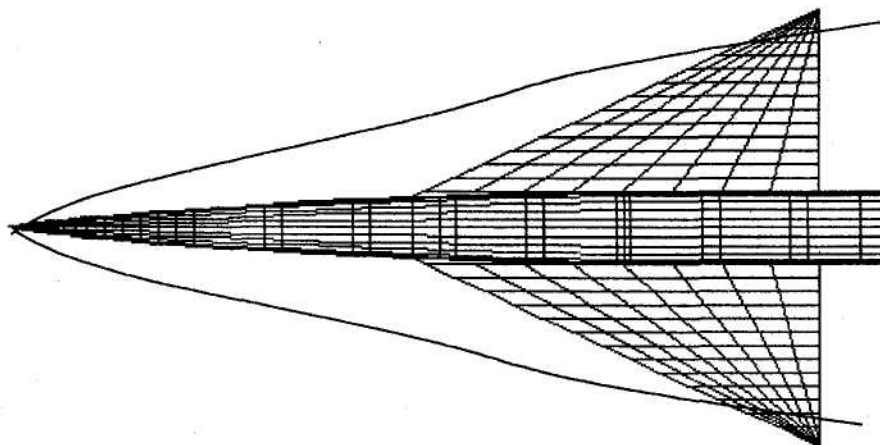


Рис. 1. Форма літального апарата NASA TN D-6480

Необхідно знайти розподілення коефіцієнта тиску на поверхні корпусу ЛА; поле течії між корпусом та ударною хвилею; а далі, помістивши у це поле течії крило, знайти коефіцієнт тиску на крилі з урахуванням інтерференції від корпусу.

Для розрахунків будемо використовувати наближені методи: на корпусі – метод стрибко-розрідження першого та другого порядків і метод дотичних конусів, а на крилі – методи дотичних клинів і конусів та метод нахиленого конуса. Параметри течії розраховуються на сітці точок, які задаються лініями току. Сили, що діють на літальний апарат, будуть визначатися шляхом сумування за сіткою точок, які задаються центроїдами елементів. Таким чином, задача полягає у визначенні параметрів течії в центроїдах елементів шляхом інтерполяції. Інтерполяцію будемо проводити методом сплайну поверхні.

Для контролю достовірності результати розрахунку будемо порівнювати з розрахунками, проведеними точним методом – методом характеристик, а також із експериментальними даними.

3. Завдання геометрії літального апарата

Базовим методом завдання геометрії, що використовується в даній програмі, є метод елементів поверхні або метод чотирикутників. Цей метод був розроблений Дж.Л. Хессом та А.М.О. Смітом.

В розрахунках використовується права декартова система координат, як показано нижче (рис. 2).

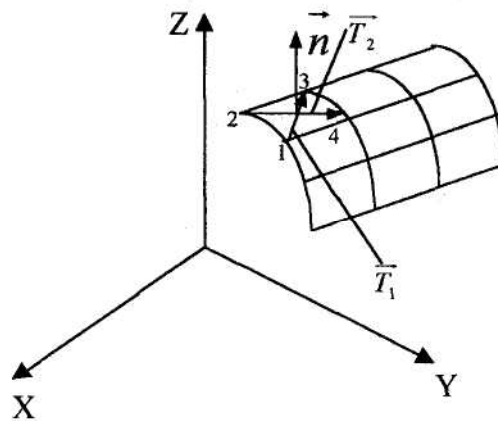


Рис. 2. Декартова система координат

При використанні даної програми літальний апарат зазвичай розташовується так, що його носок поміщається в початку системи координат, а довжина тіла простягається у від'ємному напрямленні осі X. Поверхня тіла представляється набором точок в просторі. Ці точки вибираються на поверхні тіла і використовуються в методі апроксимації цієї поверхні для наступного використання в обчисленнях.

Якщо кожні чотири найближче розташовані точки поєднати прямими лініями, то можна отримати картину того, яким чином гочки поверхні, що вводяться, організовані для описання даної форми. Схема вводу спроектована таким чином, що кожна точку треба вводити лише один раз, навіть якщо вона може бути членом до чотирьох суміжних наборів точок. Це досягається шляхом використання окрім значень X, Y, Z допоміжного параметра для кожної точки. Цей параметр вказує, чи є точка продовженням колонки точок, початком нової колонки точок, першою точкою нової секції елементів або ж останньою точкою форми, що вводиться. Для точного представлення поверхні в різних областях літального апарата може знадобитися різноманітна організація та густота точок на поверхні. Кожна така область чи організація елемента називається секцією і кожна секція незалежна від інших секцій.

Ввід точок поверхні сам по собі недостатній для розрахунку сил. Кожний набір із чотирьох зв'язаних точок, що утворюють індивідуальний елемент, має бути перетворений у

величину, корисну для програми. Це досягається шляхом апроксимації кожної площі елемента літального апарата плоскою чотирикутною поверхнею.

Оскільки ми для утворення елемента використовуємо чотири точки поверхні, то, взагалі, жодна площина не буде утримувати всі ці точки одночасно. Крім того, суміжні кромки плоских чотирикутників не повинні обов'язково співпадати. При достатньо малому розмірі елементів поверхні це не буде впливати на кінцеві результати.

Кожний набір із чотирьох точок перетворюється в плоский чотирикутний елемент за допомогою математичної процедури перетворення.

Нормаль до чотирикутника береться як векторний добуток двох векторів діагоналей, проведених між протилежними точками елемента. Порядок елементів, що вводяться, та спосіб визначення векторів діагоналей вибираються із умови, щоб векторний добуток дав зовнішню нормаль до поверхні тіла.

Наступний крок полягає в тому, щоб задати площину елемента шляхом визначення середнього значення координат початкових чотирьох кутових точок. Потім ці точки проєктуються паралельно вектору нормалі на площину елемента, щоб отримати кути плоского чотирикутника. Кутові точки чотирикутника еквівалентні чотирьом точкам, які використовувалися для утворення елемента. Тепер можуть бути знайдені допоміжні параметри, необхідні для наступних розрахунків, а конкретніше – площа та центроїд чотирикутника.

Густина і орієнтація елементів варіюються так, щоб вони точно описували форму літального апарата. Оскільки для завдання плоского чотирикутника використовуються чотири точки, то кромки суміжних елементів не співпадають. Це не дуже важливо, бо тиск знаходимо тільки в центроїді чотирикутника. А потім вважаємо, що тиск постійний по всій поверхні елемента.

4. Сплайн поверхні та його використання до інтерполяції поля течії

Розширення програми розрахунку довільного тіла на низькі числа Маха потребує більшого використання методу стрибків-розрідження другого порядку для розрахунку тиску на поверхні та поля течії. У цьому випадку перед початком розрахунку тиску повинні бути знайдені лінії току. Було б нереально чекати, що лінія току буде проходити через кожний елемент поверхні, а тим більше, через реальний центроїд елемента. Тому було б необхідно розраховувати параметри на поверхні (як тиск, так і поверхневе тертя) вздовж деякого числа ліній току, а потім для отримання параметрів в центроїді кожного елемента для інтегрування сил використовувати яку-небудь схему інтерполяції.

Коротко задача може бути поставлена таким чином.

Параметри течії розраховуються на сітці точок, яка задана лініями току. Сили, діючи на літальний апарат, будуть знайдені шляхом додавання по сітці точок, заданих центроїдами елементів. Таким чином, нам необхідно визначити параметри течії в центроїдах шляхом інтерполяції.

Метод сплайна поверхні є базовим у загальній процедурі інтерполяції. Він використовується для інтерполяції поля течії при визначенні ефектів інтерференції, для інтерполяції швидкостей на поверхні при розрахунку ліній току, а також для інтерполяції параметрів на поверхні при розрахунку сил (в'язких та нев'язких).

Сплайн поверхні засновується на рівнянні малого відхилення нескінченної площини, що деформується тільки на згин. Процедура заключається в тому, щоб представити дане відхилення як симетричне відхилення внаслідок навантаження точки спочатку. Повна поверхня потім береться як сума всіх розподілених точок з врахуванням граничної умови: поверхня стає плоскою на великій відстані від початку. Це виливається в систему лінійних рівнянь, яка вирішується відносно шуканих навантажень або відносно коефіцієнтів сплайна.

5. Розрахунок тиску на поверхні літального апарата. Метод стрибок-розширення.

Концепція методу стрибок-розширення вперше була запропонована Епштейном в 1931 році для розрахунку тиску на профілі та була значно розвинута НАСА на початку 1950 року. Власне, вона була розширена Еггерсом, Сайверстоном та Краузом, які включили визначення форми стрибка і, отже, поле течії, і пізніше – Еггерсом і Савінім під назвою «Узагальнений

метод стрибків-розширення», включивши тривимірні гіперзвукові течії. Допоміжний термін «другого порядку» в тиску на поверхні був доданий Сайверстоном і Деннісом.

Узагальнений метод було отримано із розгляду повної тривимірної теорії характеристик. За допомогою аналізу порядків величин, заснованого на параметрі гіперзвукової подібності, було показано, що збурення, пов'язані із дивергенцією ліній току в площині, дотичній до поверхні, мають другий порядок в порівнянні із тими, що зв'язані з кривизною ліній току в площині, нормальній до поверхні.

Основним припущенням методу «стрибок-розширення» є те, що хвилі розширення, що ідуть від тіла, взаємодіють із головним стрибком зщільнення, але не відбивається від нього.

Розвиток методу «стрибок-розширення» полягає в припущенні, що течія в кожній меридіональній площині є двовимірною (локально-плоскою), і параметри потоку на поверхні тіла визначаються за формулами течії Прандтля-Майєра.

Початкові дані в передній точці тіла в кожній площині беруться із рішення задачі обтікання конуса із однаковим кутом при вершині та із тим же кутом атаки.

Для того, щоб використовувати метод стрибків-розширення, спочатку необхідно визначити лінію течії або шлях, вздовж якого будуть виконуватися розрахунки. В ідеалі таким шляхом повинна бути лінія току, але звичайно вона невідома. Справжній шлях течії апроксимується лінією течії, що визначається як перетин площини потоку з поверхнею геометрії. Площина потоку може бути задана довільно орієнтованою, а форму профілю автоматично отримуємо із чотирикутних елементів.

Форма профілю ЛА представляється послідовністю клинів або усічених конусів, як це показано на рис. 3.

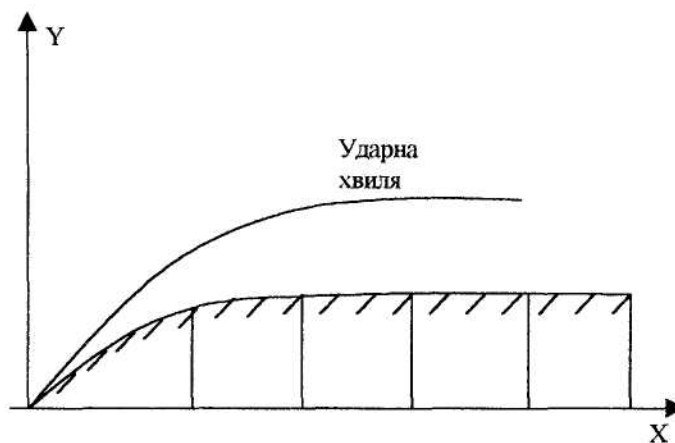


Рис. 3. Форма профілю ЛА, представлена усіченими конусами

Течія на першому сегменті задається косим стрибком або кінчною течією. Тиск на сегментах вниз за потоком задається формулою:

$$P = P_c - (P_c - P_2) * e^{-\eta}, \quad (1)$$

де P_c – тиск на конусі з тим же кутом, що і сегмент; P_2 – результуючий тиск після двовимірного розширення між послідовними сегментами; η – пропорційний градієнту тиску та відстані вниз за потоком від кута. Якщо поверхня двовимірна або потрібне розширення лише першого порядку, то $\eta = 0$ і тиск просто дорівнює $P = P_2$.

6. Методи дотичних клинів та конусів

Теорії дотичних клинів та дотичних конусів часто використовуються для розрахунку тиску на двовимірних і осесиметричних тілах відповідно. Ці методи за своєю природою емпіричні, оскільки не мають міцного теоретичного обґрунтування. Однак вони підтвердилися резуль-

татами більш точних теорій, із яких слідує, що тиск на поверхні в течії стиснення головним чином є функцією місцевого кута набігання. В роботі для розрахунку тиску на дотичному клині використовуються співвідношення для косоного стрибка.

Наближене рішення для розрахунку параметрів течії на поверхні конуса при надзвуковому обтіканні було розроблено для повного набору чисел Маха та кутів конуса, при яких реалізується приєднаний носовий стрибок. Детальне зіставлення з точними результатами показало підвищену точність в порівнянні з усіма доступними апроксимаціями.

Це новий конічний метод, який не можна сплутувати з емпіричним методом дотичних конусів.

В основі цього методу лежить поєднання двох наближених методів, один з яких дає правильні результати в діапазоні низьких надзвукових швидкостей, а другий – в діапазоні високих надзвукових швидкостей, а для забезпечення одноманітності рішення на всьому діапазоні швидкостей використовуються функції переходу, що залежать від вільних параметрів подібності. Конкретніше, при малих значеннях універсального параметра подібності використовується теорія тонкого тіла другого порядку, а при великих значеннях – наближене рішення Хемміта та Мерфі.

Знайдений тиск на поверхні тіла та кут нахилу конічного стрибка, які разом з припущенням про ідеальність газу та постійного показника адиабати є достатніми для розрахунку всіх параметрів течії на поверхні. Необхідно також відмітити, що дане рішення не потребує виконання великої кількості інтегрувань диференціальних рівнянь поперек поля течії, оскільки воно знаходиться за допомогою прямого алгебраїчного рішення, яке забезпечує швидкі результати.

Найбільш важливими величинами, які визначаються за допомогою програми розрахунку надзвукового та гіперзвукового обтікання вільного тіла, є коефіцієнт тиску та число Маха на поверхні ЛА.

Розрахункові значення коефіцієнта тиску порівнювалися з точними результатами і при числах Маха, більших за 2, максимальна похибка була 1 %, а в діапазоні гіперзвукових швидкостей середня похибка була порядку 0.25 %. Точність розрахунку чисел Маха на поверхні дуже хороша (максимальна похибка 0.30 %) в усьому діапазоні швидкостей, за винятком досягнення головного стрибка ущільнення. З цієї точки зору екстремальні умови відповідають числу Маха на поверхні, рівному 1.0, і порівняння з точними результатами показало хорошу відповідність.

7. Результати розрахунку

Повний метод стрибок-розширення розрахунку поля течії проводиться для компоновки NASA TN D-6480. Для розрахунку розподілення тиску на крилі в полі течії корпусу разом використовуються методи розрахунку тиску на поверхні, форми ударної хвилі та інтерполяції сплайном поверхні.

За допомогою графічної програми отримуємо форму компоновки в плані та область течії, що показані вище, на рис. 1.

Використовуючи наближені методи розрахунку тиску, знаходимо тиск на корпусі літального апарата.

На рис. 4 показано порівняння розрахункових даних розподілення коефіцієнта тиску за довжиною літального апарата для числа Маха 4.63 з експериментальними даними та точними розрахунками.

Як видно з графіка, значення коефіцієнта тиску, знайдене методами стрибків-розрідження другого порядку, та дотичних конусів краще співпадають з точними та експериментальними даними, ніж дані, отримані методом стрибків-розширення першого порядку. Метод стрибків-розширення першого порядку дуже чутливий до початкового конічного рішення. Метод стрибків-розширення другого порядку не має такого затруднення, оскільки тиск весь час вирівнюється за допомогою обмежуючого значення на конусі P_c . Оскільки ці результати представлені для нульового кута атаки, то P_c знаходився за допомогою методу дотичних конусів.

На рис. 5, 6, 7, 8 показано розподілення тиску на крилі в чотирьох положеннях за розмахом. При розрахунках тиску на крилі використовувалось поле течії корпусу. На рис. 5 в кореневому перерізі добре видно, що поле течії корпусу викликає ввігнутість розподілення

коефіцієнта тиску на передній половині крила і має хорошу відповідність з експериментальними даними.

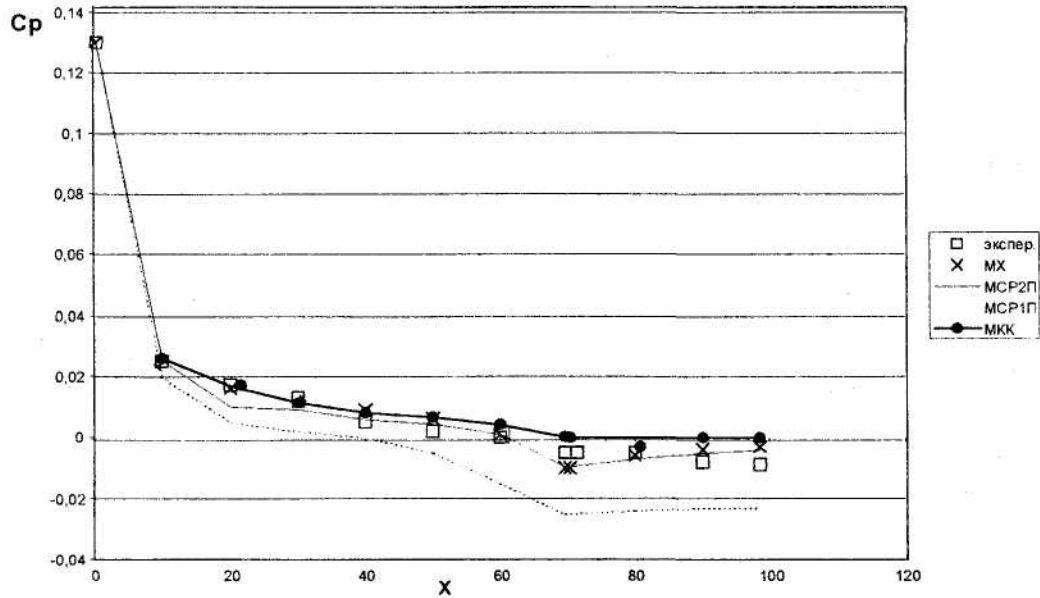


Рис. 4. Порівняння експериментальних та розрахункових даних розподілення коефіцієнта тиску вздовж довжини моделі ЛА NASA TN D - 6480 при $M = 4,63$

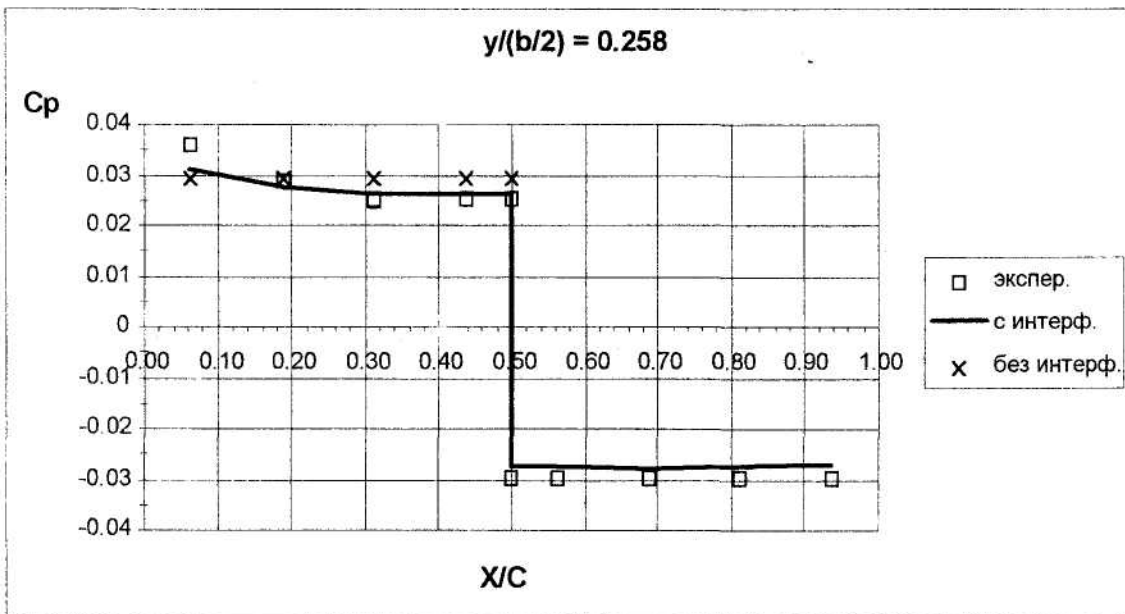


Рис. 5. Порівняння експериментальних та розрахункових даних розподілення коефіцієнта тиску вздовж довжини хорди крила моделі ЛА NASA TN D - 6480 при значеннях розмаху крила $y/(b/2) = 0.258$. $M = 4,63$

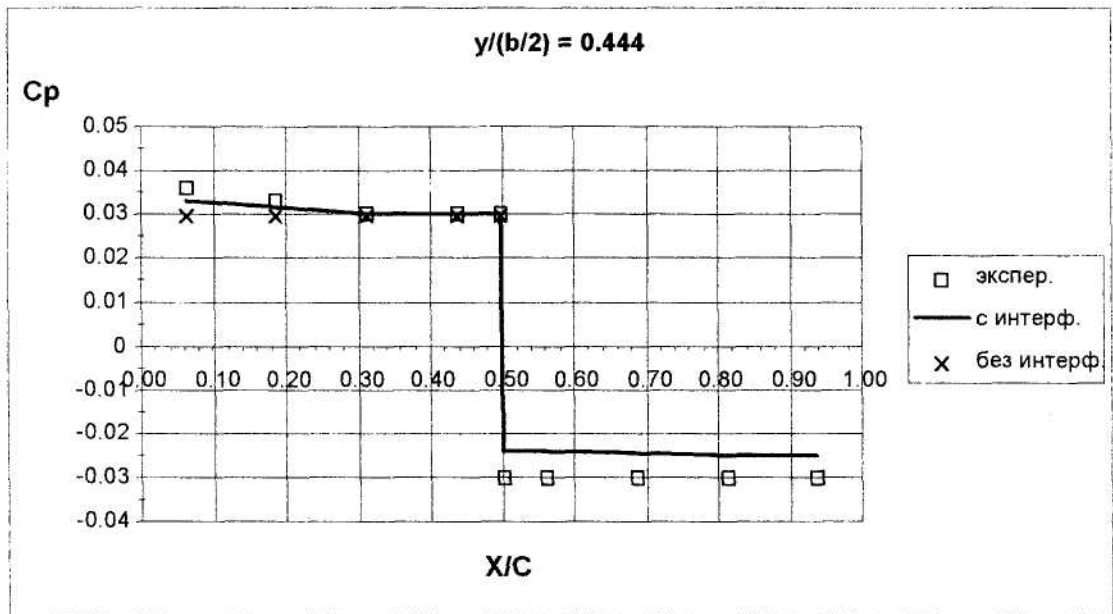


Рис. 6. Порівняння експериментальних та розрахункових даних розподілення коефіцієнта тиску вздовж довжини хорди крила моделі ЛА NASA TN D – 6480 при значеннях розмаху крила $y/(b/2) = 0.444$. $M = 4,63$

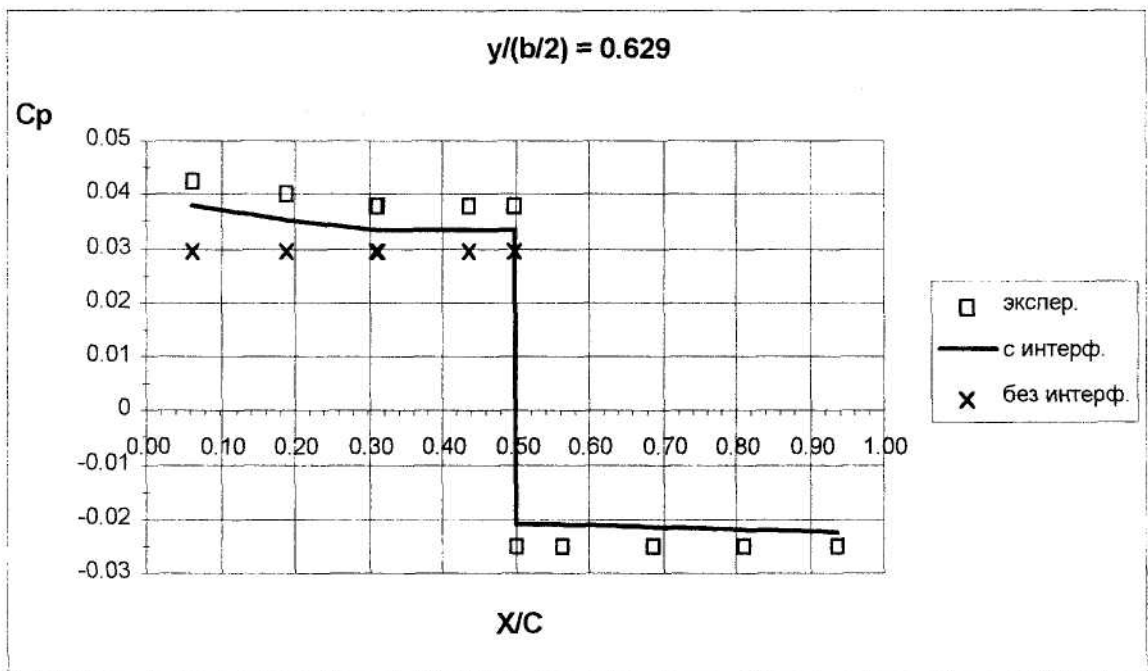


Рис. 7. Порівняння експериментальних та розрахункових даних розподілення коефіцієнта тиску вздовж довжини хорди крила моделі ЛА NASA TN D – 6480 при значеннях розмаху крила $y/(b/2) = 0.629$. $M = 4,63$

В кінцевому перерізі (рис. 8) явно видно ефект перетину головної ударної хвилі корпусу з крилом.

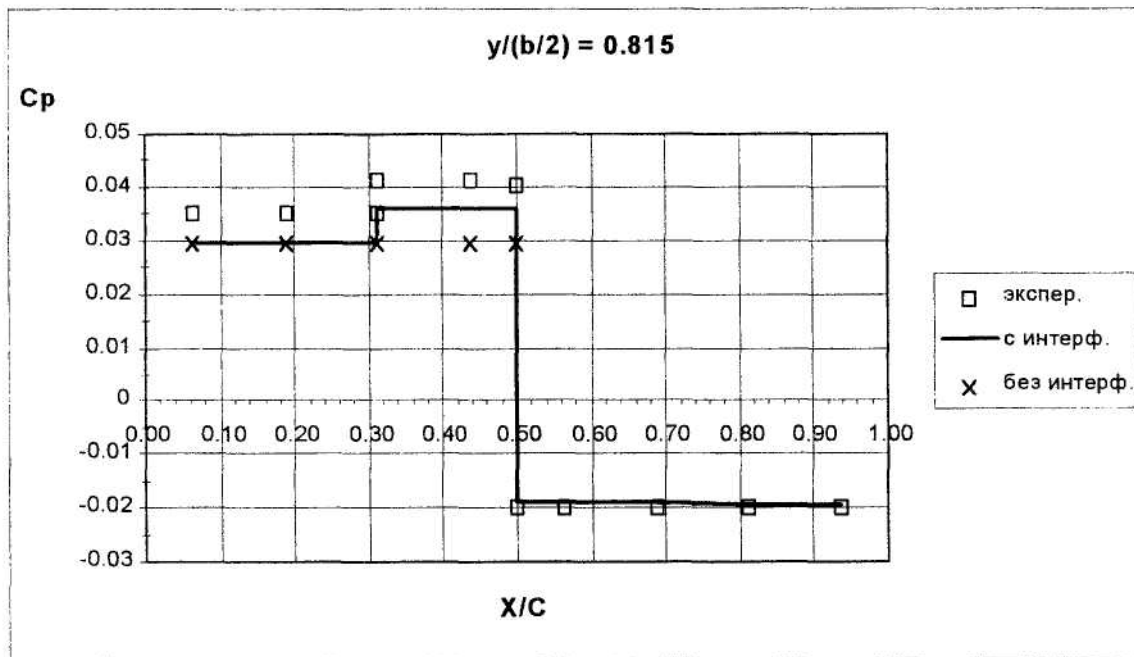


Рис. 8. Порівняння експериментальних та розрахункових даних розподілення коефіцієнта тиску вздовж довжини хорди крила моделі ЛА NASA TN D – 6480 при значеннях розмаху крила $y/(b/2) = 0.815$. $M = 4,63$

На цих рисунках проводиться порівняння розрахункових даних, які враховують ефекти інтерференції від корпусу та без них. На всіх чотирьох графіках добре видно, що при врахуванні ефектів інтерференції ми отримуємо значно точніші значення, які добре співпадають з експериментальними даними.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Саранцев А.И., Сягаев В.Ф. Об одной модификации метода эквивалентных конусов: Ученые записки ЦАГИ. – Том 17. – № 6. – 1986.
2. Бабенко К.И., Воскресенский Г.П., Любимов А.Н., Русанов В.В. Пространственное обтекание гладких тел идеальным газом. – М.: Наука. 1964.
3. Хардер Р.Л., Десмерайс Р.Н. Интерполяция с помощью сплайнов поверхности. Journal of Aircraft 1972 г. Том 9. № 2.
4. Gentry A.E. Aerodynamic characteristics of arbitrary three-dimensional shapes at hypersonic speeds. 1966 г. ICAS Paper, № 66-25.

БЕЛЯКОВ Ігор Васильович – науковий керівник, провідний інженер відділу аеродинаміки Державного конструкторського бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля.

Наукові інтереси:

- аеродинаміка літальних апаратів у польоті;
- математичне моделювання.

КОЛЯДА Олена Олександрівна – інженер I категорії відділу аеродинаміки Державного конструкторського бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля.

Наукові інтереси:

- аеродинаміка літальних апаратів у польоті;
- математичне моделювання.