

**ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВЗАЄМОДІЇ СТРИБКА УЩІЛЬНЕННЯ З
НАДЗВУКОВИМ ЛАМІНАРНИМ ПРИМЕЖОВИМ ШАРОМ ЗА НАЯВНІСТЮ
ТЕПЛОМАСООБМІНУ З ПОВЕРХНЕЮ**

Польовий О.Б.¹, Редчиць Д.О.²

¹Інститут транспортних систем і технологій НАН України,
канд.физ.-мат. наук., Україна

²Інститут транспортних систем і технологій НАН України,
доктор физ.-мат.наук., с.н.с., Україна

Анотація. Наведено результати параметричних численних експериментів по впливу тепло- та масообміну на відрив потоку при взаємодії косого стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром. Реалізовано неявний кінцево-об'ємний алгоритм розв'язку рівнянь Нав'є-Стокса, заснований на схемі Рое, із застосуванням обмежувача потоку Jameson. На основі аналізу просторових розподілів тиску, профілів щільності, динамічного коефіцієнта в'язкості, поздовжніх компонент швидкості і кількості руху в примежових ламінарних шарах виявлено основні чинники, що визначають зміни структури відривного взаємодії в умовах тепло- та масообміну з поверхнею, що обтікається. Показано, що незважаючи на різну фізичну природу впливу, тепло-і масообмін з поверхнею надає подібну результуючу дію на розміри та структуру надзвукової відривної зони. Виявлено, що за допомогою тепло- та масообміну можливо запобігання виникненню відривної зони у двовимірних надзвукових течіях.

Ключові слова. Чисельне моделювання, стрибок ущільнення, ламінарний примежовий шар, тепломасообмін.

Чисельне моделювання впливу тепло- і масообміну на відрив надзвукового ламінарного примежового шару проводилося для умов базових експериментів Hakkinen [1]. Схему течії наведено на рис. 1. Використовувався неявний кінцево-об'ємний алгоритм розв'язку рівнянь Нав'є-Стокса, заснований на схемі Рое, із застосуванням обмежувача потоку Jameson [2].

Відстань L від носика пластини до точки падіння косого стрибка по нев'язкій течії становила 0.0495 м (1.95 дюйма). Число Рейнольдса, визначене на даній відстані, дорівнювало $Re_L = 2.96 \cdot 10^5$. Розглядалося значення кута падаючого стрибка $\beta = 32.6^\circ$ при числі Маха $M_\infty = 2$ незбуреного потоку.

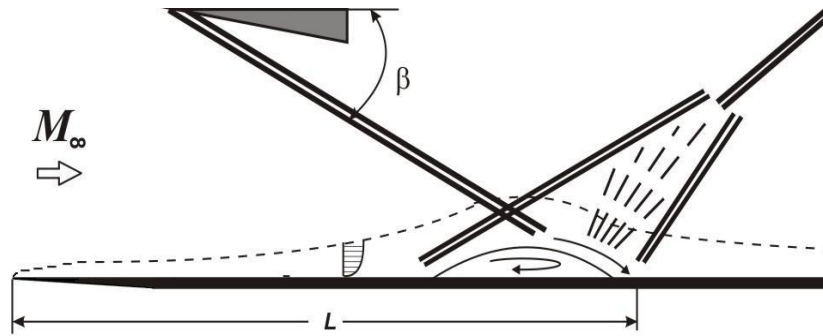


Рисунок 1 – Схема взаємодії косого стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром на плоскій пластині

Умови теплообміну визначались відношенням T_w / T_r в діапазоні від 0.4 до 1.6. Тут T_w – температура поверхні, $T_r = T_\infty \left(1 + r \frac{(\gamma - 1)}{2} M_\infty^2 \right)$ – температура відновлення з коефіцієнтом відновлення $r=0.851$ для ламінарних течій.

При моделюванні масообміну пориста ділянка знаходилася в інтервалі $0.12 \leq x/L \leq 1.38$. Інтенсивність масообміну через пористу ділянку пластини визначалась безрозмірним параметром $\lambda = (\rho v)_{\text{ср}} / (\rho U)_\infty$.

У зовнішньому надзвуковому потоці від генератора стрибка ущільнення, що є плоскою пластиною з гострою передньою кромкою, виникає ударна хвиля, що поширюється під кутом до незбуреного потоку, що набігає. Інтенсивність падаючого косого стрибка стиску досить велика, щоб викликати відрив ламінарного примежового шару на пластині. Загальний перепад тиску за відбитим стрибком стиску становив $p_2/p_\infty=1.41$. При падінні стрибка стиску на плоску пластину з наростаючим ламінарним примежовим шаром, виникає віяло хвиль стиснення поблизу точки відриву, віяло хвиль розрідження над відривною зоною і подальше віяло хвиль стиснення, що зливається у стрибок приєднання в зоні зовнішньої течії (рис. 2).

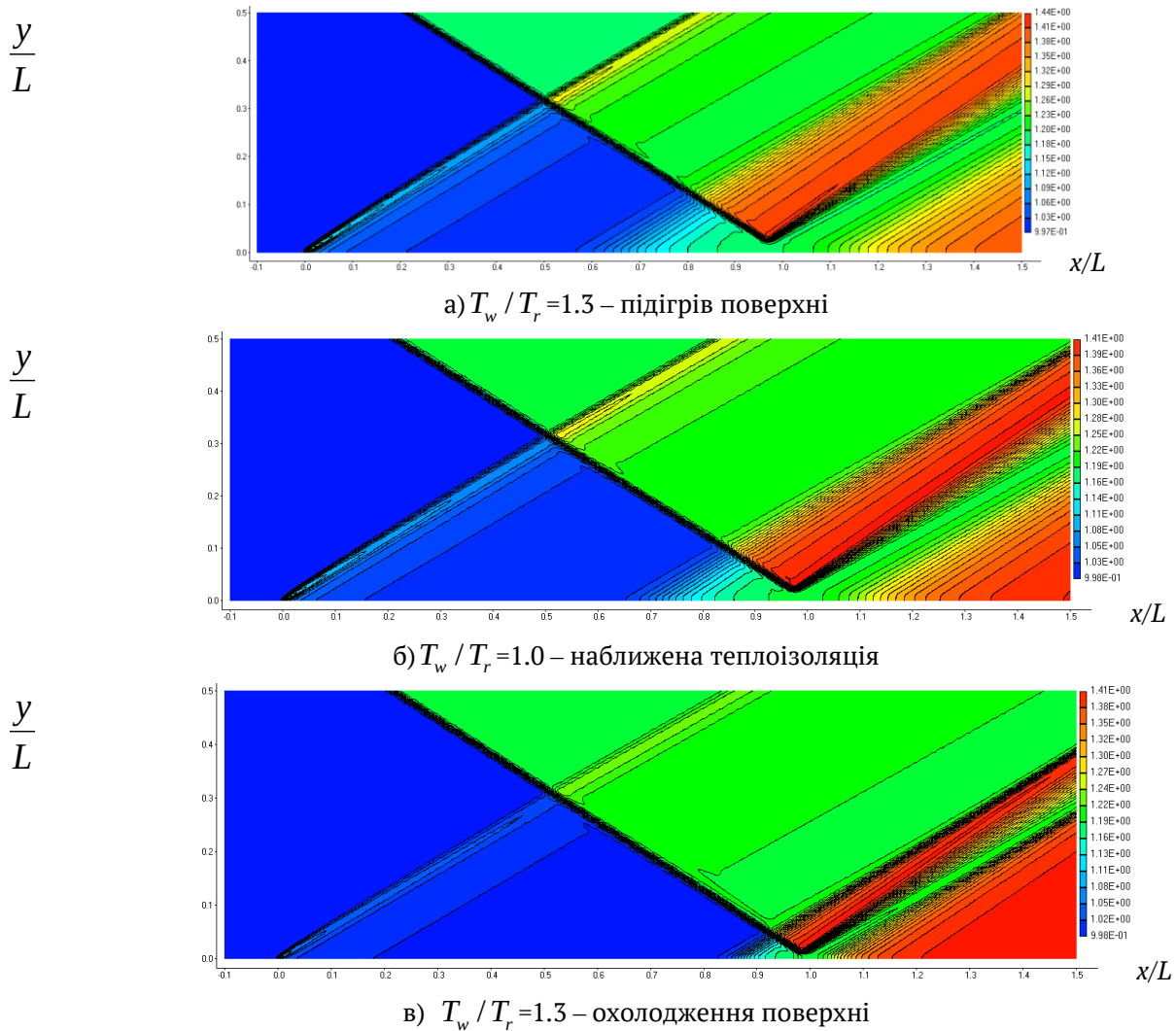


Рисунок 2 – Вплив температури поверхні на структуру взаємодії косого стрибка стиску з ламінарним примежовим шаром

Загальна структура взаємодії, положення точок відриву та приєднання, зона впливу вгору по потоку істотно залежать від теплообміну з поверхнею, що обтікається. Зменшення температури пластини призводить до зменшення області взаємодії, зближення точок відриву та приєднання, меншої передачі збурень вгору за потоком.

Видалення загальмованих частинок примежового шару при масообміні призводить до значного зменшення зони зворотної течії, що досліджується. Стрибки відриву та приєднання зближуються між собою, утворюючи при $\lambda = -0.003$ фактично регулярне відображення падаючого стрибка. При значенні $\lambda = -0.002$ течія стає безвідривною, а «плато» тиску повністю зникає.

Висновки. Проведено параметричні численні експерименти по впливу тепло- та масообміну на відрив потоку при взаємодії косого стрибка

ущільнення з ламінарним примежовим шаром. Виявлено, що за допомогою тепло- та масообміну можливо запобігання виникненню відривної зони у двовимірних надзвукових течіях.

ЛІТЕРАТУРА

1. Hakkinen R.L., Greber I., Trilling L., Arbanel S.S. The interaction of an oblique wave with a laminar boundary layer. – NASA Memo 2-18-59 W. 1959. 49 p.
2. Pylypenko A. O., Polevoy O. B., Prykhodko O. A. Numerical simulation of Mach number and angle of attack influence on regimes of transonic turbulent flows over airfoils. TsAGI Science Journal, – 2012. Vol.43, No.1. P. 1–36.

NUMERICAL SIMULATION OF THE INTERACTION OF A SHOCK WAVE WITH A SUPERSONIC LAMINAR BOUNDARY LAYER IN THE PRESENCE OF HEAT AND MASS EXCHANGE WITH THE SURFACE

Polevoy O.B., Redchyts D.O.

Abstract. *The results of parametric numerical experiments on the influence of heat and mass transfer on flow separation during the interaction of an oblique shock wave with a laminar boundary layer are presented. An implicit finite-volume algorithm for solving the Navier-Stokes equations, based on the Roe scheme, using the Jameson flow limiter, is implemented. Based on the analysis of spatial distributions of pressure, density profiles, dynamic viscosity coefficient, longitudinal components of velocity and momentum in the boundary layers, the main factors determining changes in the structure of the separation interaction are revealed. It is shown that despite the different physical nature of the influence, heat and mass transfer with the surface has a similar resulting effect on the size of the supersonic separation zone. It was found that by means of heat and mass transfer it is possible to prevent the occurrence of a separation zone in two-dimensional supersonic flows.*

Keywords. *Numerical simulation, shock wave, laminar boundary layer, heat and mass transfer.*

REFERENCE

1. Hakkinen R.L., Greber I., Trilling L., Arbanel S.S. The interaction of an oblique wave with a laminar boundary layer. – NASA Memo 2-18-59 W. 1959. 49 p.
2. Pylypenko A. O., Polevoy O. B., Prykhodko O. A. Numerical simulation of Mach number and angle of attack influence on regimes of transonic turbulent flows over airfoils. TsAGI Science Journal, – 2012. Vol.43, No.1. P. 1–36.