

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

Анотація. Наведено результати параметричних чисельних експериментів по впливу тепло- та масообміну на відрив потоку при взаємодії косого стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром. Реалізовано неявний скінченно-об'ємний алгоритм розв'язку рівнянь Нав'є-Стокса, заснований на схемі Roe, із застосуванням обмежувача потоку Jameson. Чисельне моделювання проводилося з метою дослідження можливостей керування відривом потоку за допомогою тепло- та масообміну з поверхнею, що обтікається. На основі аналізу просторових розподілів тиску, профілів густини, динамічного коефіцієнта в'язкості, поздовжніх компонент швидкості і кількості руху в примежових ламінарних шарах виявлено основні чинники, що визначають зміни структури відривної взаємодії в умовах тепло- та масообміну. 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 є можливим запобігання виникненню відривної зони у двовимірних надзвукових течіях.

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

Постановка проблеми. Проблема керування відривом надзвукових відривних течій є дуже актуальною при організації теплового захисту елементів конструкцій від високотемпературних потоків та оптимізації аеродинамічної форми літальних апаратів. Зміна температури обтічної поверхні може бути одним із засобів керування відривом потоку. Видалення загальмованих частинок примежового шару крізь пористу ділянку поверхні також відноситься до засобів впливу на структуру відривної течії [1-3]. Порівняння результуючої дії цих двох різних с фізичної точки зору факторів впливу в рамках однієї і теж надзвукової течії є актуальною науково-дослідною задачею.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У 1960-1980-х роках проведено низку досліджень про вплив умов тепло- та масообміну на відрив надзвукового примежового шару для двовимірних плоских та осесиметричних течій [1, 4-6]. Основним науковим інструментом був фізичний експеримент продування в аеродинамічних трубах. Виявлено деякі емпіричні закономірності для структури течії, впливу вгору за потоком, положення точки відриву для ламінарних та турбулентних в'язко-нев'язких взаємодій.

За останні два десятиліття ситуація в наукових дослідженнях щодо цього напрямку практично не змінилася. Управління надзвуковим відривом потоку за допомогою тепло- та масообміну розглядається тільки для плоских та осесиметричних течій при надзвукових та гіперзвукових швидкостях. Проведено чисельне моделювання для падаючого косого стрибка ущільнення [7], кута стиснення, створеного осесиметричними конусами [8], надзвукової частини сопла Лавалю при перерозширеному режимі течії [9]. Окрема увага приділялася впливу температури обтічної поверхні як на взаємодію ударних хвиль з турбулентним примежовим шаром, так і на примежовий шар, що вільно розвивається, за рахунок нестационарних ефектів, властивих моделюванню великими вихорами [7, 10].

Порівняльний аналіз впливу тепло- та масообміну на структуру надзвукових відривних течій не проводився.

Постановка задачі дослідження. Чисельне моделювання впливу тепло- і масообміну на відрив надзвукового ламінарного примежового шару проводилося для умов базових експериментів Hakkinen [11]. Схему течії наведено на рис. 1.

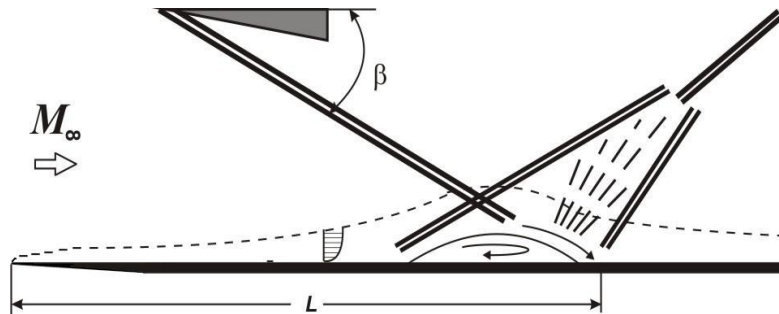


Рисунок 1 – Схема взаємодії косого стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром на плоскій пластині

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.

Умови теплообміну визначались відношенням T_w / T_r у 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 $\gamma = 1.4$.

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 $\lambda = (\rho v)_{\text{вд}} / (\rho U)_\infty$, де ρ – густина повітря; v , U_∞ – значення швидкості при масообміні та в незбуреному потоці. Параметр λ змінювався у діапазоні $-0.004 \leq \lambda \leq 0$.

Чисельний алгоритм та його верифікація. Для математичного моделювання використовувався неявний алгоритм розв'язку рівнянь Нав'є-Стокса стисливого газу,

записаних у довільних координатах [12]. Дискретний аналог вихідної системи рівнянь будувався на основі метода скінченних об'ємів [13]. Конвективні доданки розраховувались за допомогою схеми Roe [14, 15]. Другий порядок точності за простором забезпечувався використанням симетричного обмежувача потоків Jameson [16].

Чисельний алгоритм [12] було верифіковано на задачах трансзвукового обтікання аеродинамічних профілів. Для випадку надзвукової течії проведено додаткове тестування алгоритму [12] у порівнянні з експериментальними даними [11] (рис. 2-4). Розрахункова сітка містила 400x500 вузлів із рівномірним кроком за віссю ОХ. У поперечному напрямку вузли сітки згущувалися поблизу твердої стінки, щоб у примежовому шарі перед областю взаємодії знаходилося 100÷150 вузлів, а в області відриву – 200÷250 вузлів.

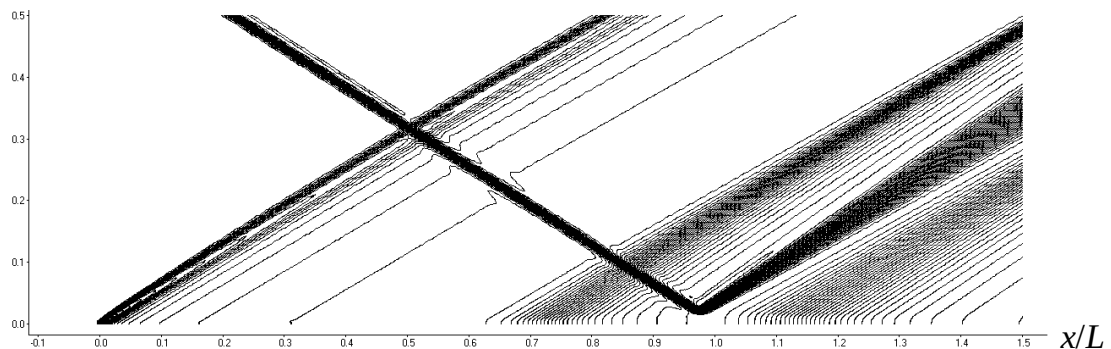
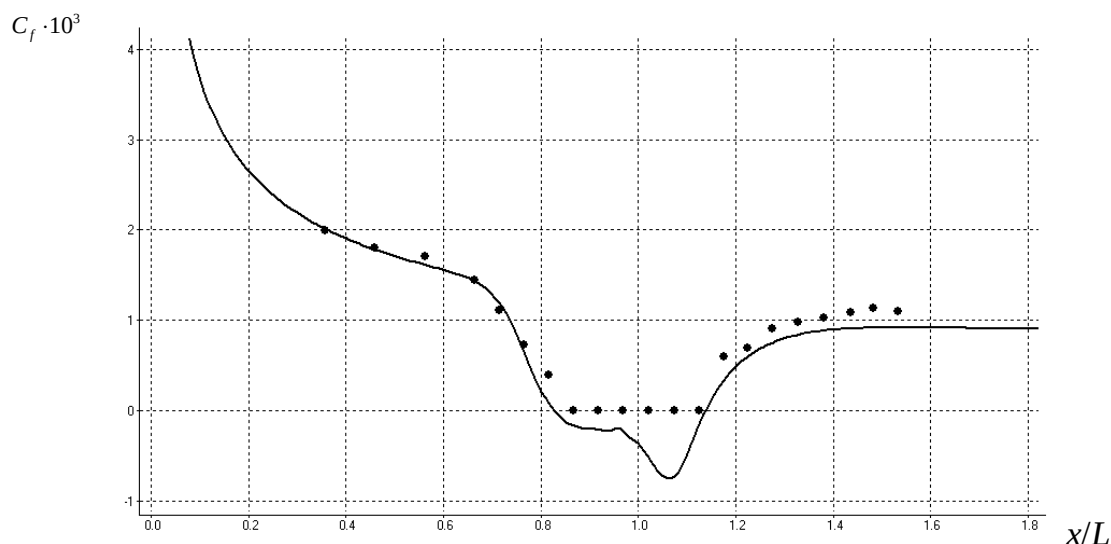


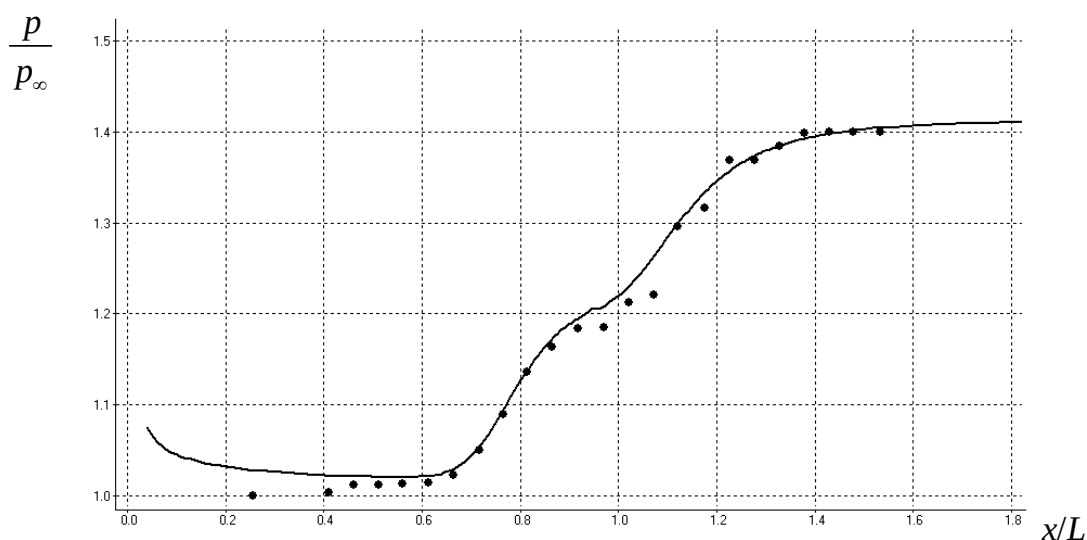
Рисунок 2 – Розподіл ізобар в області взаємодії

Падаючий від генератора стрибок ущільнення створює в надзвуковій нев'язкій течії градієнт тиску. У пристінковій ділянці дозвукової течії це підвищення тиску поширюється вгору за течією, викликаючи потовщення примежового шару та відрив потоку. Загальний перепад тиску за відбитим стрибком ущільнення становив $p_2/p_\infty=1.41$. Області відриву відповідає від'ємне значення коефіцієнта тертя, у точках відриву та приєднання коефіцієнт тертя дорівнює нулю (рис. 3а). Слід зазначити, що в експерименті [11] від'ємні значення коефіцієнта тертя та поздовжньої компоненти швидкості не вимірювалися, а замінювалися на нульові значення.

Відрив потоку, в свою чергу, призводить до утворення хвиль стискування, які у нев'язкій течії утворюють стрибок відриву. При обтіканні відривної зони формуються хвилі розрідження типу Прандтля-Майєра, що проявляється у характерному «плато» у розподілі тиску на пластині (рис. 3б). Приєднання потоку веде до утворення ще одного віяла хвиль стискування.



а) розподіл коефіцієнту тертя



б) розподіл тиску

Рисунок 3 – Розподіли газодинамічних параметрів вздовж пластини

● – експериментальні дані [11]; — – розрахунок

Зміни профілів поздовжньої компоненти швидкості наочно передають еволюцію примежового шару пластини (рис. 4). Перетин $x/L=0.564$ знаходиться досить далеко від області взаємодії. Тут профіль швидкості відповідає незбуреному ламінарному примежовому шару. Точка $x/L=0.768$ розташована на невеликій відстані перед відривною зоною ($x_{sep}/L=0.825$). Хоча коефіцієнт тертя залишається додатнім, але у профілі швидкості у твердї стінки проявляється характерний прогин, викликаний передачею збурень вгору за потоком.

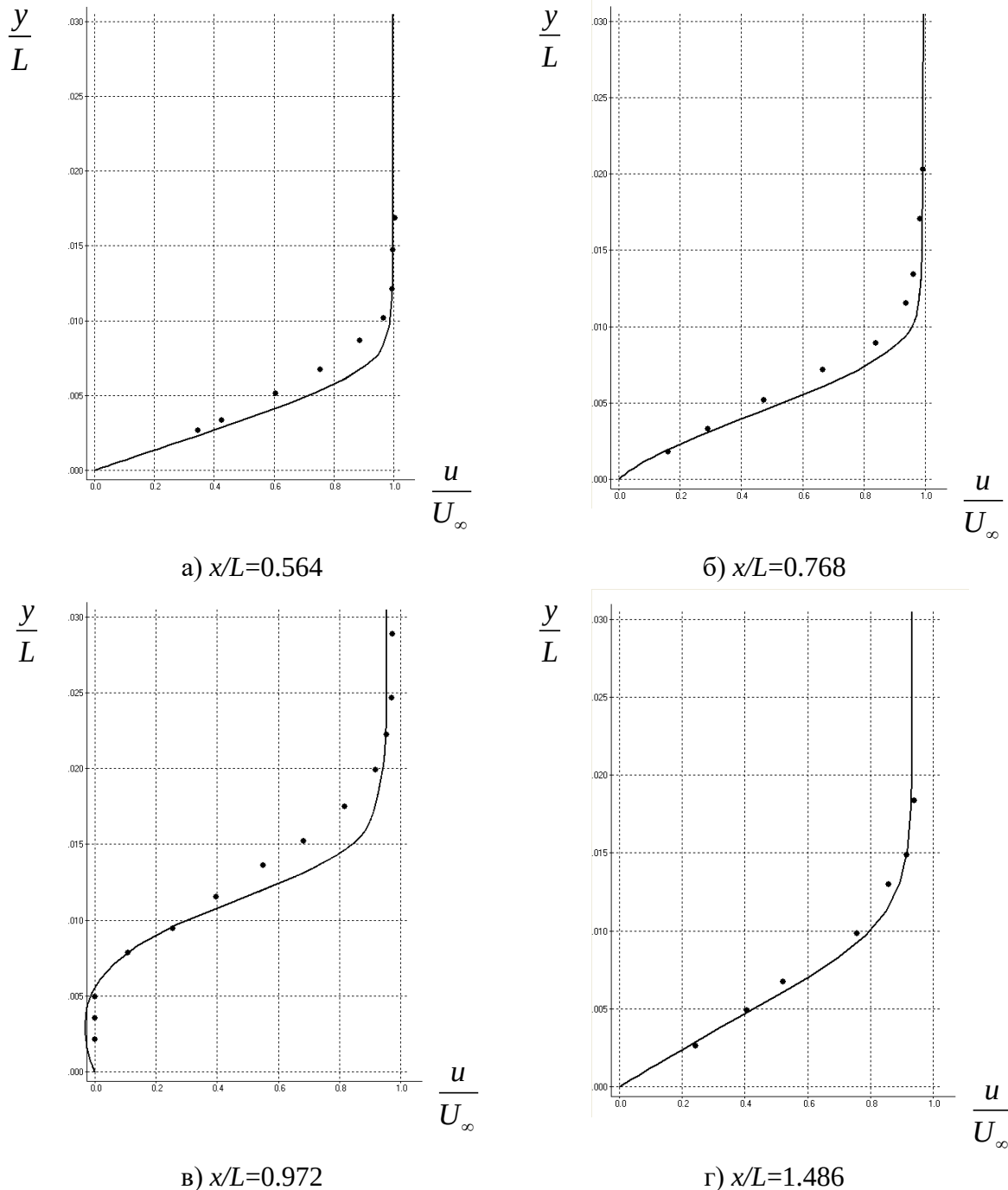


Рисунок 4 – Розподіли газодинамічних параметрів вздовж пластини

● – експериментальні дані [11]; — – розрахунок

Профіль швидкості при $x/L=0.972$ передає структуру течії всередині відривної зони. Зворотна течія є дозвуковою з невеликими від'ємними значеннями компоненти u . Слід зазначити, що значення висоти зони відриву, отримані у розрахунках та експерименті [11], узгоджуються між собою. Над відривною зоною потік прискорюється до надзвукового, потім відбувається вирівнювання профілю нев'язкої частини течії. Перетин $x/L=1.486$, розташований в області приєднаної течії, де профіль швидкості відновлюється до форми, що відповідає ламінарному прикордонному шару.

Основні результати чисельного моделювання. Перша серія чисельних експериментів була присвячена впливу теплообміну з непроникною поверхнею пластини. Загальна структура взаємодії, положення точок відриву та приєднання, зона впливу вгору за потоком 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 (рис. 5-7).

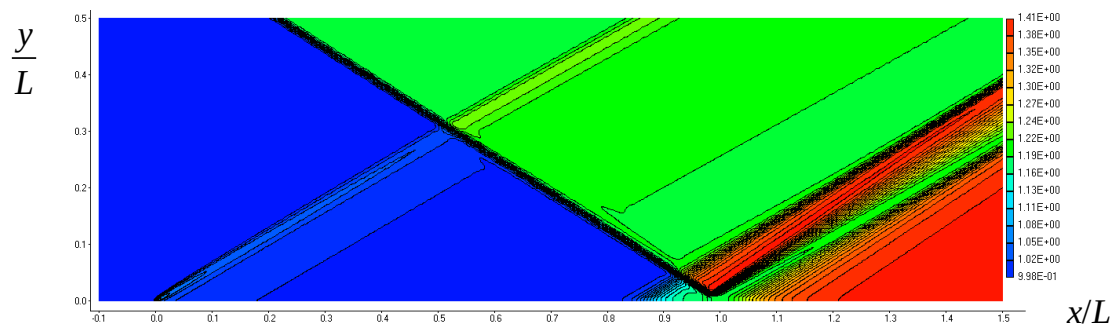
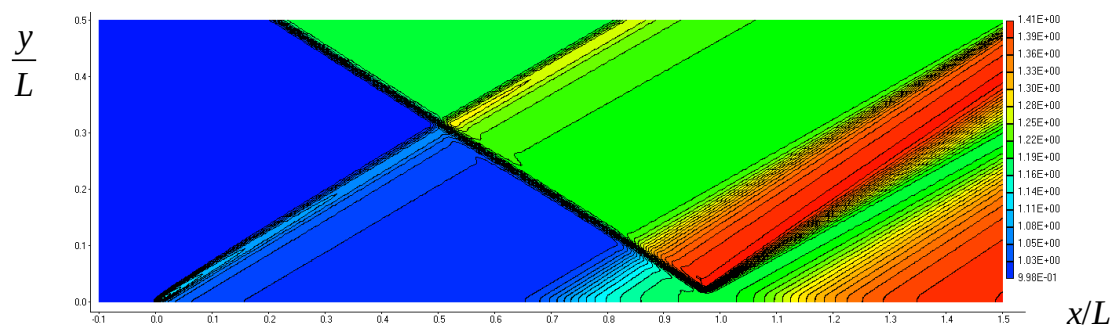
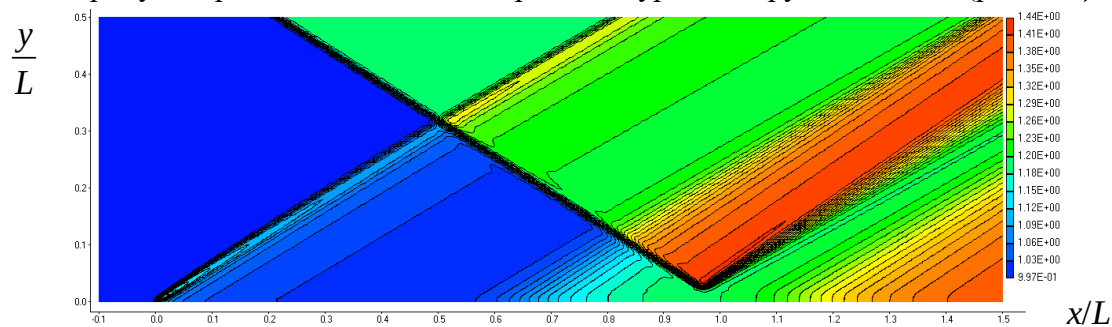
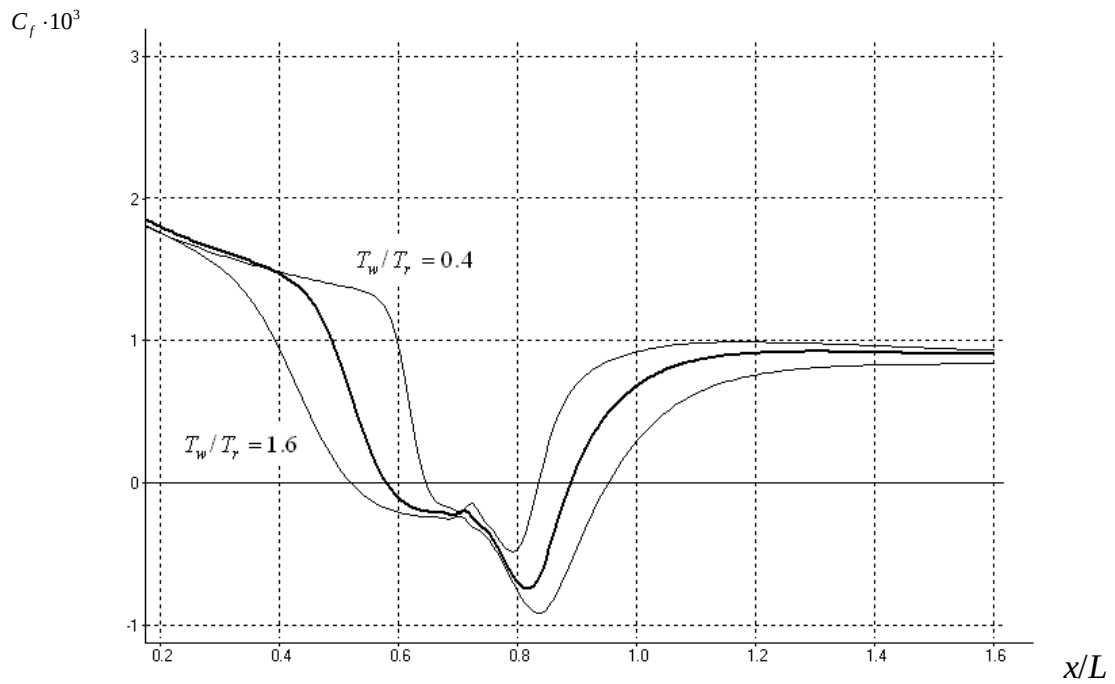
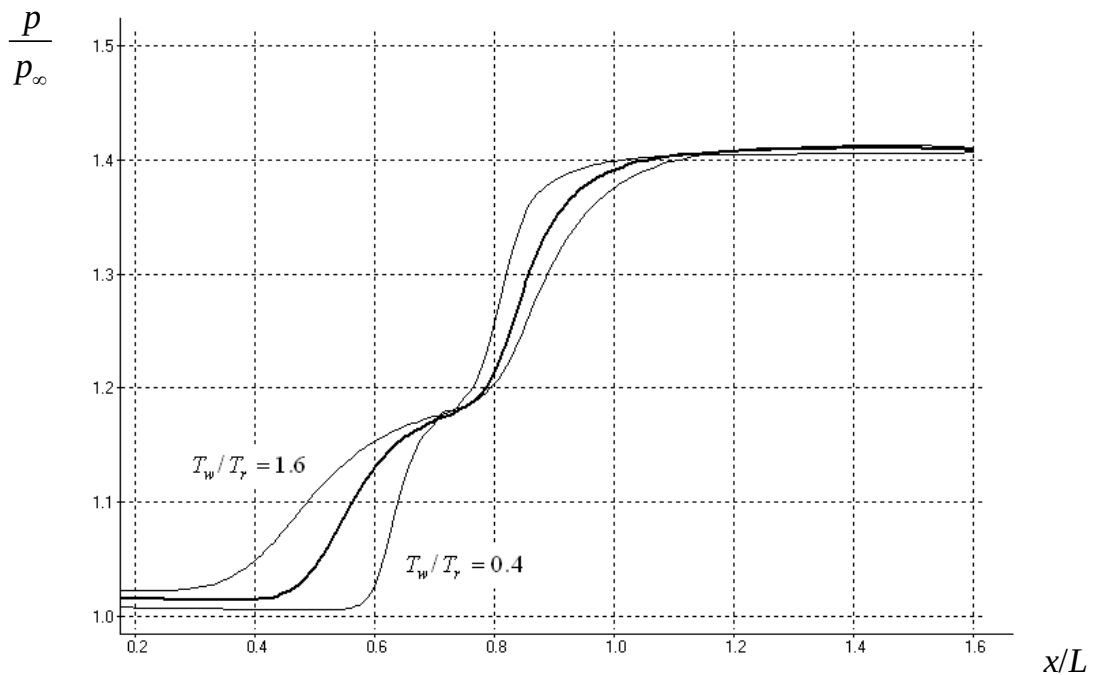


Рисунок 5 – Вплив температури поверхні на структуру взаємодії косого стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром



а) розподіли коефіцієнту тертя



б) розподіли тиску

Рисунок 6 – Вплив температури поверхні на розподіли газодинамічних параметрів вздовж пластини

Фізичні особливості впливу температури поверхні на взаємодію стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром можуть бути виявлені при аналізі профілів густини, динамічного коефіцієнта в'язкості, повздовжніх компонент швидкості та кількості руху (рис. 7).

Одним з факторів, що впливають на характеристики примежового шару, що

набігає, є розподіл густини. Зі зниженням температури пластини густина газу, що набігає, в примежовому шарі зростає (рис. 7а). Для умов цього розрахунку підвищення густини на поверхні пластини становило від $\rho_w/\rho_\infty = 0.382$ при $T_w/T_r = 1.6$ до $\rho_w/\rho_\infty = 1.497$ при $T_w/T_r = 0.4$.

Іншим фактором є значення динамічного коефіцієнта молекулярної в'язкості, яке залежить від температури потоку $\mu/\mu_\infty = (T/T_\infty)^{0.76}$. Зі збільшенням температури пластини в'язкість газу збільшується, що веде до додаткового гальмування в примежовому шарі (рис. 7б, 7в).

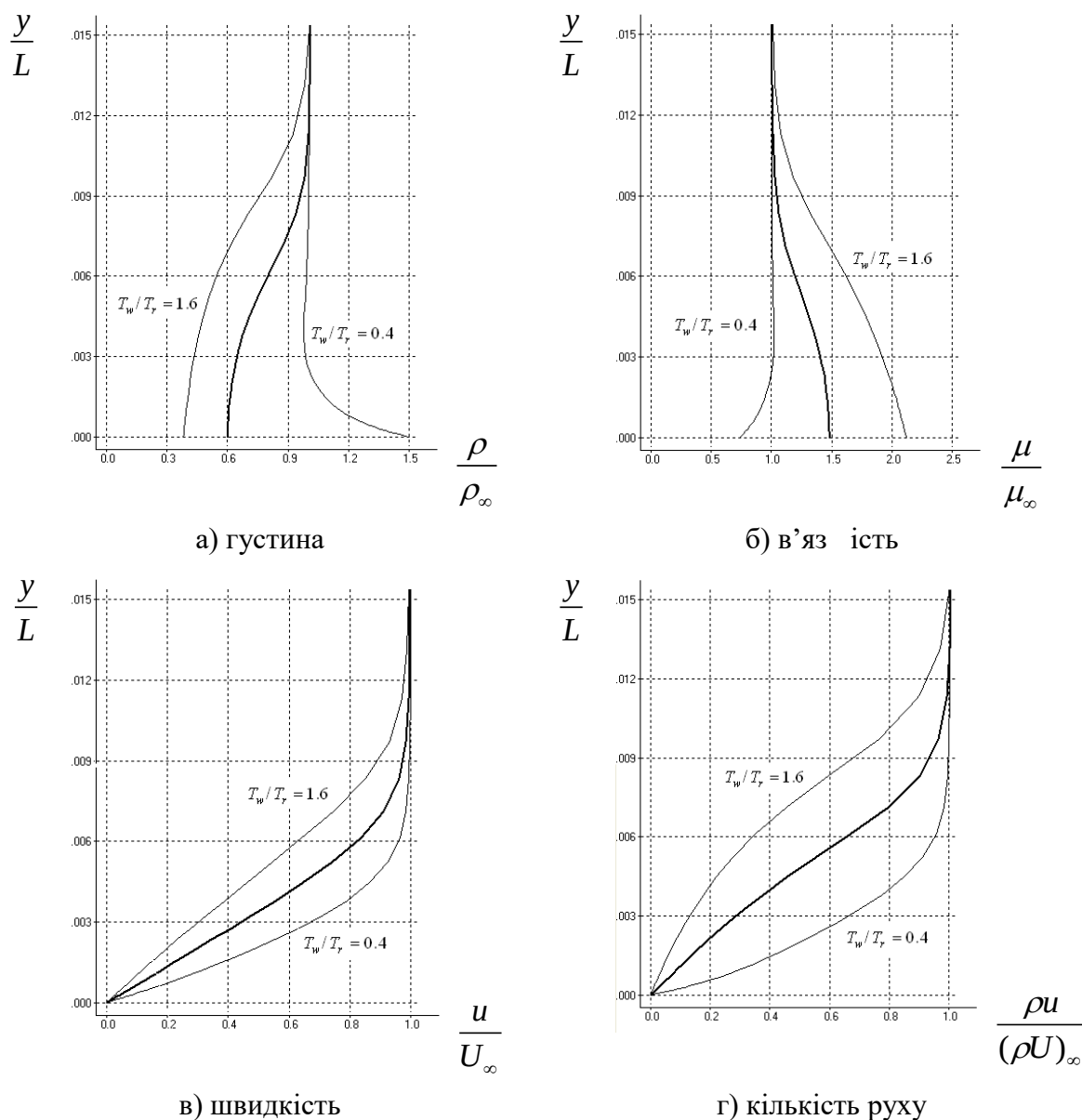


Рисунок 7 – Вплив температури поверхні на профілі газодинамічних параметрів при $x/L=0.564$

При підігріванні пластини поперечний градієнт швидкості $\partial u/\partial n$ зменшується; а при охолодженні – збільшується; профіль швидкості стає більш "наповненим". Слід за-

значити, що ці зміни фактично не стосуються значення коефіцієнта тертя в ламінарному примежовому шарі, що набігає (рис. 6а). Зі зменшенням значення поперечного градієнта швидкості одночасно зростає значення динамічного коефіцієнта молекулярної в'язкості μ_w на стінці, так що коефіцієнт тертя c_f у безградієнтному ламінарному примежовому шарі практично не залежить від температури пластини. Таким чином, на зміну поздовжньої компоненти кількості руху одночасно впливають обидва фактори. При охолодженні пластини збільшується як густина газу, так і його швидкість.

Підігрів пластини має зворотну тенденцію охолодженню. Внаслідок підвищення імпульсу в поздовжньому напрямку "охолоджений" газ стає більш інерційним, легше долає несприятливий градієнт тиску. Зона взаємодії звужується, точки відриву та приєднання зміщуються до точки падіння стрибка ущільнення за нев'язкою течією.

У другій серії чисельних експериментів було розглянуто вплив масообміну крізь пористу ділянку пластини. Вдув газу ($\lambda > 0$) через пористу ділянку не розглядався. Як показали результати розрахунків, вже при значенні $\lambda = +0.0005$ відривна зона займала всю довжину пористої ділянки. Відрив потоку розпадався на кілька вихрових зон із нестационарним характером взаємодії.

Результати розрахунків взаємодії косого стрибка ущільнення з примежовим ламінарним шаром для значень параметра масообміну $\lambda \leq 0$ представлені на рис. 8-10.

Видалення загальмованих частинок примежового шару істотно впливає на структуру течії, що розглядається. 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 (рис. 9).

Профілі густини, динамічного коефіцієнта в'язкості, поздовжніх компонентів швидкості та кількості руху прояснюють фізичні особливості впливу масообміну з поверхні, що обтікається, на взаємодію стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром (рис. 10).

При зміні параметру масообміну густина та динамічний коефіцієнт в'язкості змінюються незначним чином. Деяке підвищення густини та зменшення в'язкості пов'язане із заміщенням видалених частинок більш щільними та холодними з верхньої частини примежового шару (рис. 10а, 10б).

Основним фактором, що характеризує зміни в примежовому шарі є зміна профілю швидкості (рис. 10в).

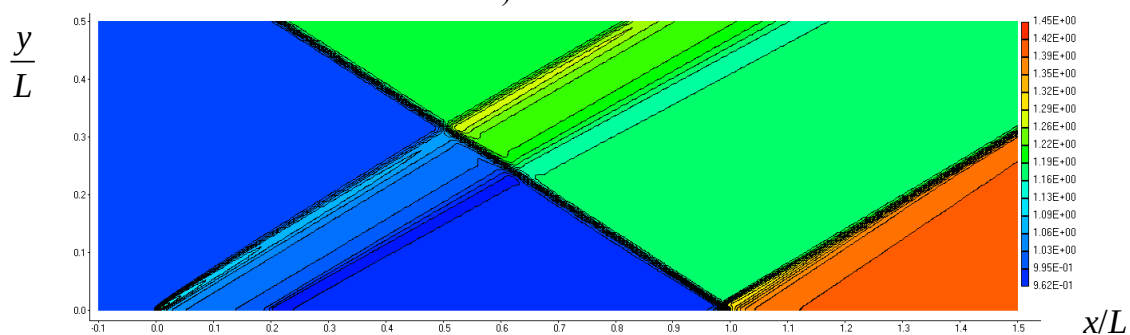
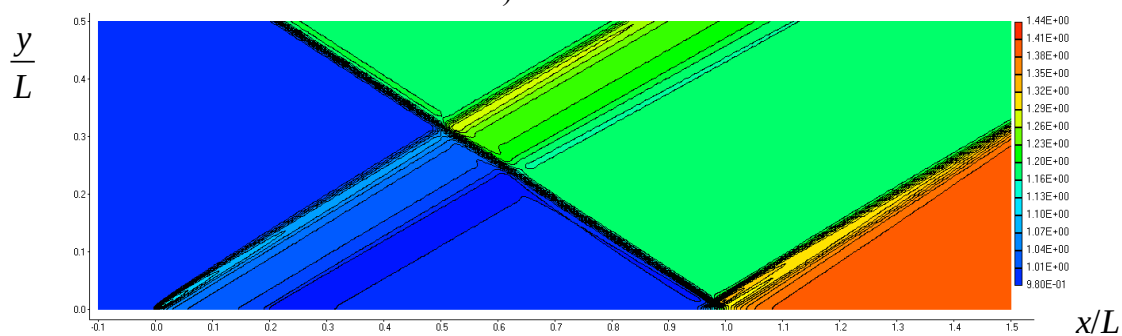
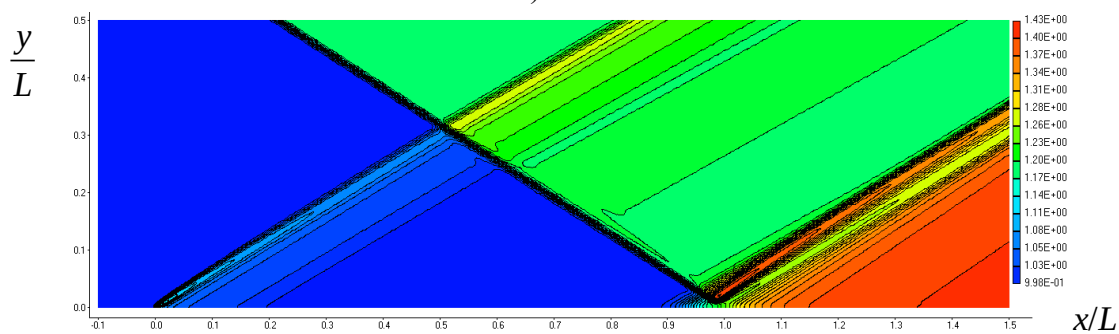
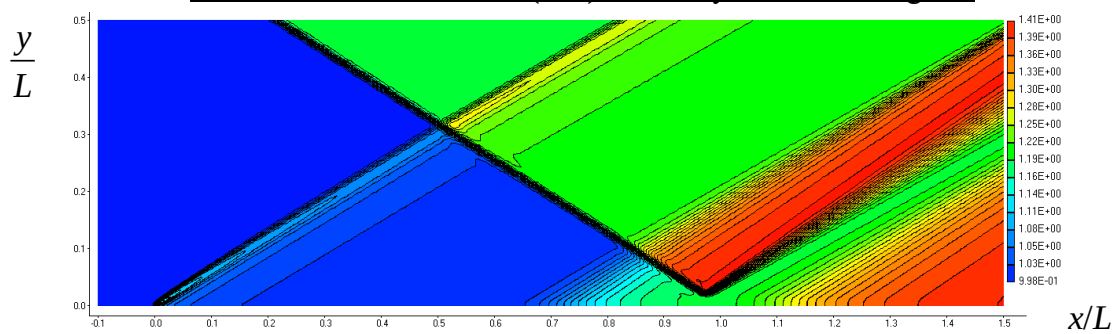
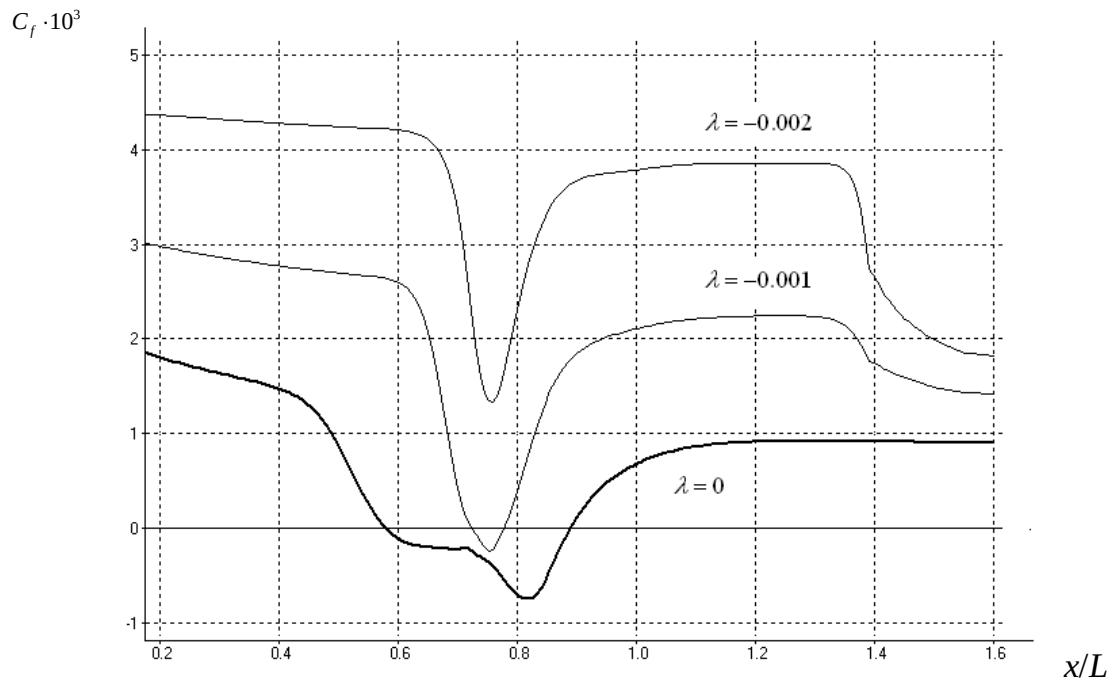
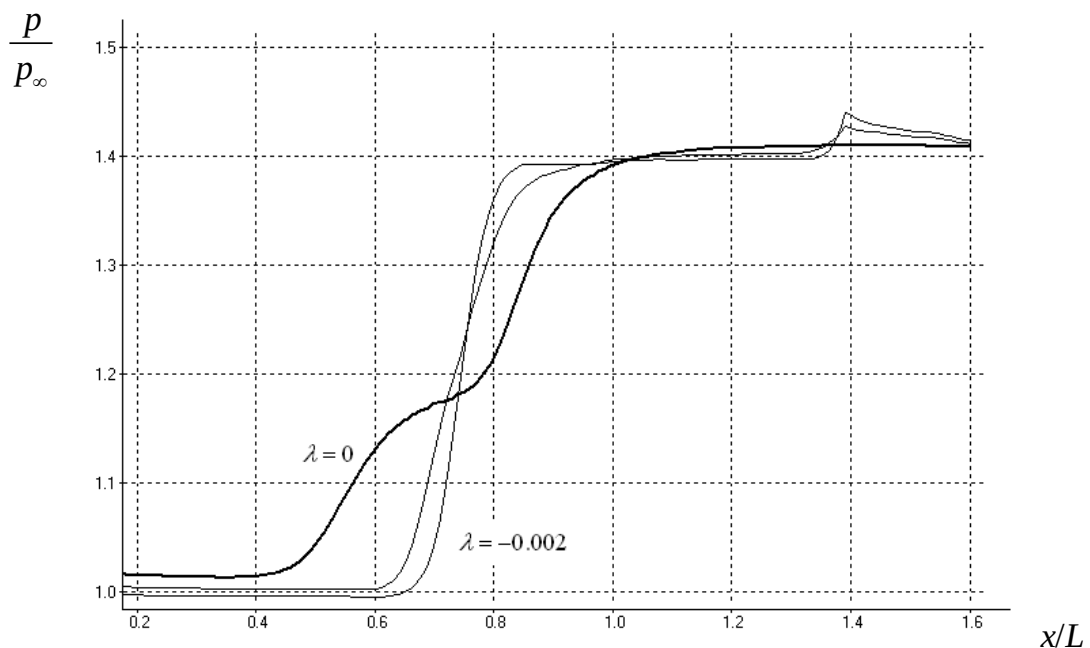


Рисунок 8 – Вплив масообміну на структуру взаємодії
косого стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром



а) розподіли коефіцієнту тертя



б) розподіли тиску

Рисунок 9 – Вплив масообміну поверхні на розподіли газодинамічних параметрів вздовж пластини

Видалення загальмованих частинок з примежового шару призводить до більшого наповнення профілю швидкості. Ця обставина, у поєднанні з практично постійним значенням динамічного коефіцієнта в'язкості на поверхні, веде до значного зростання коефіцієнта тертя в примежовому шарі (рис. 9а). Результатом цих змін у структурі примежового шару є збільшення поздовжньої компоненти кількості руху (рис. 10г).

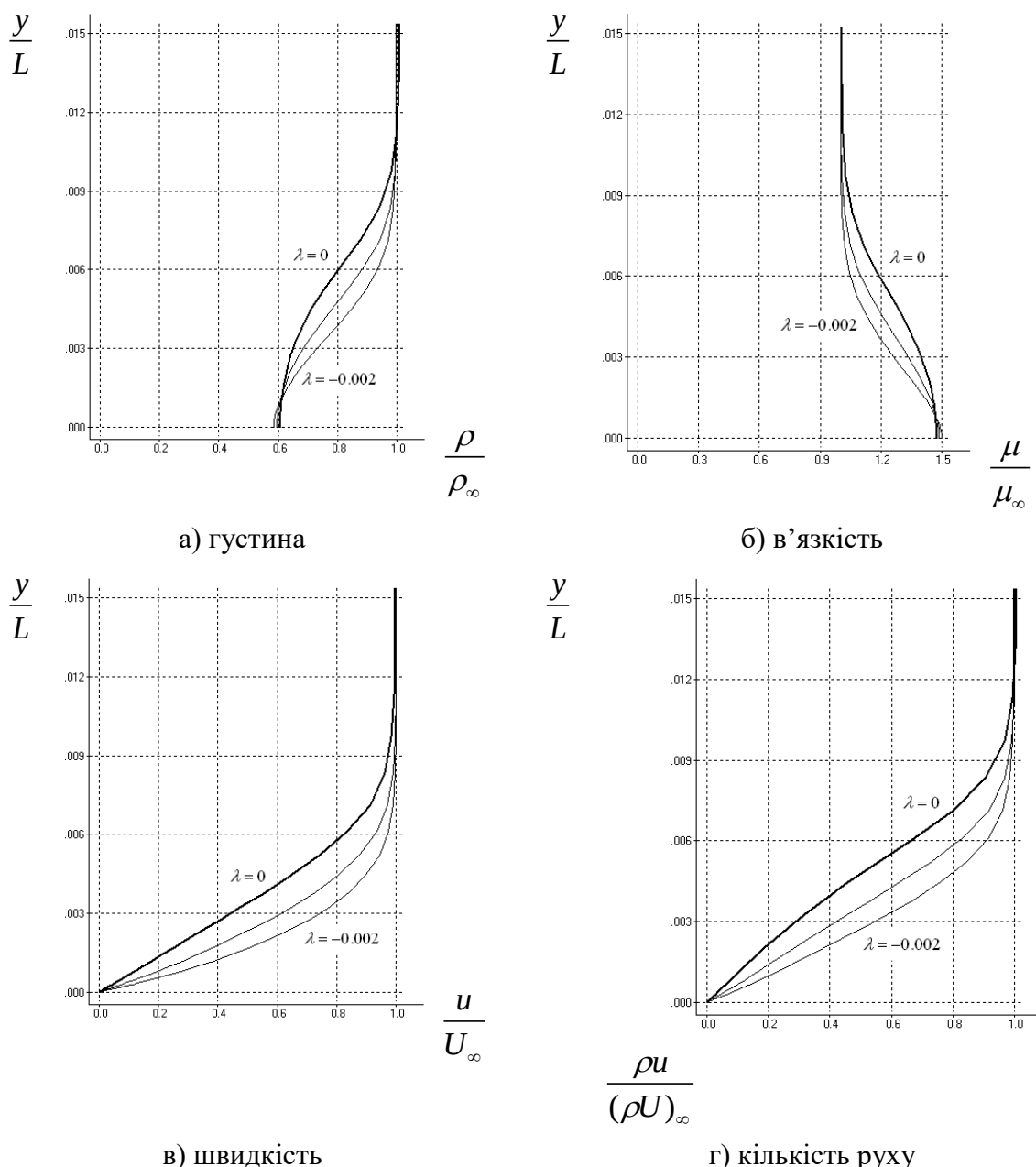


Рисунок 10 – Вплив масообміну на профілі газодинамічних параметрів при $x/L=0.564$

Висновки. Проведено порівняльний аналіз на основі параметричних чисельних експериментів по впливу тепло- та масообміну на відрив потоку при взаємодії косої стрибка ущільнення з ламінарним примежовим шаром. На основі зміни профілів густини, динамічного коефіцієнта в'язкості, поздовжніх компонент швидкості і кількості руху в примежовому шарі виявлено основні фізичні чинники, які визначають вплив умов тепло- та масообміну на структуру надзвукової відривної взаємодії з поверхнею. Виявлено, що за допомогою тепло- та масообміну можливо запобігання виникненню відривної зони у двовимірних надзвукових течіях.

ЛІТЕРАТУРА

1. Chang P.K. Separation of Flow. // Pergamon Press, 1970 – 777 p.
2. Green J.E. Interactions between shock waves and turbulent boundary layers. // Progress in aerospace sciences. Vol. 11, 1970 – p. 235-340.
3. Adamson T.C., Messiter A.F. Analysis of two-dimensional interaction between shock waves and boundary layers. // Annual review of fluid mechanics. Vol. 12, 1980. – p. 103-138.
4. Lewis J.E., Kubota T., Lees L. Experimental investigation of supersonic laminar, two-dimensional boundary-layer separation in a compression corner with and without cooling. // AIAA Journal, V. 6, No 1, 1968 – p. 7-14.
5. Spaid F.W., Frishett J.C. Incipient Separation of a Supersonic, Turbulent Boundary Layer, Including Effects of Heat Transfer. // AIAA Journal, V. 10, No 7, 1972 – p. 915-922.
6. Back L.H., Cuffel R.F. Shock wave/turbulent boundary-layer interactions with and without surface cooling. // AIAA Journal, V. 14, No 4, 1976 – p. 525-534.
7. Bernardini M., Asproulis I., Larsson J., Pirozzoli S., Grasso F. Heat transfer and wall temperature effects in shock wave turbulent boundary layer interactions // Physical Review Fluids December 2016 – 17 p.
8. Pasha A.A., Juhany K.A. Effect of wall temperature on separation bubble size in laminar hypersonic shock/boundary layer interaction flows. // Advances in Mechanical Engineering, Vol. 11, No.11, 2019 – P.1–10
9. Murugesan P, Srikrishnan, Mohammad A., Velamati R.K. Numerical Study of Wall Heat Transfer Effects on Flow Separation in a Supersonic Overexpanded Nozzle // Energies, Vol.16, 1762, 2023 – 16 p.
10. Yuan X., Tong F., Li W. Wall-attached temperature structures in supersonic turbulent boundary layers // Physics of Fluids, Vol. 34, 115116, 2022 – 14 p.
11. 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.
12. 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, Vol.43, No.1, 2012. – P. 1–36.
13. Tannehill J.C., Anderson D.A., Pletcher R.H. Computational fluid mechanics and heat transfer (Second edition) // Taylor & Francis, New York, 1997. – 785 p.
14. Roe P.L. Approximate Riemann schemes. // J. Computational Phys. Vol. 43., 1981. – P. 357-372.
15. Roe P.L. Characteristic-based schemes for the Euler equations. // Annual review of fluid mechanics. Vol. 18., 1986. – P. 337-365.
16. Jameson A. Analysis and design of numerical schemes for gas dynamics 1: Artificial diffusion, upwind biasing, limiters and their effect on accuracy and multigrid convergence // International Journal of Computational Fluid Dynamics. Vol. 4., 1995 – P.171-218.

REFERENCES

1. Chang P.K. Separation of Flow. // Pergamon Press, 1970 – 777 p.
2. Green J.E. Interactions between shock waves and turbulent boundary layers. // Progress in aerospace sciences. Vol. 11, 1970 – p. 235-340.

3. Adamson T.C., Messiter A.F. Analysis of two-dimensional interaction between shock waves and boundary layers. // Annual review of fluid mechanics. Vol. 12, 1980. – p. 103-138.
4. Lewis J.E., Kubota T., Lees L. Experimental investigation of supersonic laminar, two-dimensional boundary-layer separation in a compression corner with and without cooling. // AIAA Journal, V. 6, No 1, 1968 – p. 7-14.
5. Spaid F.W., Frisshett J.C. Incipient Separation of a Supersonic, Turbulent Boundary Layer, Including Effects of Heat Transfer. // AIAA Journal, V. 10, No 7, 1972 – p. 915-922.
6. Back L.H., Cuffel R.F. Shock wave/turbulent boundary-layer interactions with and without surface cooling. // AIAA Journal, V. 14, No 4, 1976 – p. 525-534.
7. Bernardini M., Asproulis I., Larsson J., Pirozzoli S., Grasso F. Heat transfer and wall temperature effects in shock wave turbulent boundary layer interactions // Physical Review Fluids December 2016 – 17 p.
8. Pasha A.A., Juhany K.A. Effect of wall temperature on separation bubble size in laminar hypersonic shock/boundary layer interaction flows. // Advances in Mechanical Engineering, Vol. 11, No.11, 2019 – P.1–10
9. Murugesan P, Srikrishnan, Mohammad A., Velamati R.K. Numerical Study of Wall Heat Transfer Effects on Flow Separation in a Supersonic Overexpanded Nozzle // Energies, Vol.16, 1762, 2023 – 16 p.
10. Yuan X., Tong F., Li W. Wall-attached temperature structures in supersonic turbulent boundary layers // Physics of Fluids, Vol. 34, 115116, 2022 – 14 p.
11. Hakkinen R.L., Greber I., Trilling L., Arbanell S.S. The interaction of an oblique wave with a laminar boundary layer. // NASA Memo 2-18-59 W. 1959. – 49 p.
12. 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, Vol.43, No.1, 2012. – P. 1–36.
13. Tannehill J.C., Anderson D.A., Pletcher R.H. Computational fluid mechanics and heat transfer (Second edition) // Taylor & Francis, New York, 1997. – 785 p.
14. Roe P.L. Approximate Riemann schemes. // J. Computational Phys. Vol. 43., 1981. – P. 357-372.
15. Roe P.L. Characteristic-based schemes for the Euler equations. // Annual review of fluid mechanics. Vol. 18., 1986. – P. 337-365.
16. Jameson A. Analysis and design of numerical schemes for gas dynamics 1: Artificial diffusion, upwind biasing, limiters and their effect on accuracy and multigrid convergence // International Journal of Computational Fluid Dynamics. Vol. 4., 1995 – P.171-218.

Received 26.05.2025.

Accepted 30.05.2025.

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

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 for arbitrary coordinates, based on the Roe scheme for convective terms, is

implemented. The second order of accuracy in space was provided by using the symmetric Jamecon flux limiter. The numerical algorithm was verified on the problems of transonic and supersonic laminar and turbulent flows when compared with experimental data.

The study was carried out with the aim of comparative analysis of the possibilities of the flow separation control using heat and mass transfer with a streamlined surface under the same conditions of the shock wave/boundary layer interaction.

Spatial pressure distributions, pressure and skin friction coefficient distributions along the plate, profiles of density, dynamic viscosity coefficient, longitudinal velocity components and momentum in the laminar boundary layer are presented. The main physical factors determining changes in the structure of the separation interaction under heat and mass transfer conditions were identified. The effect of heat transfer with the plate was manifested primarily in changes in the profiles of density and dynamic viscosity coefficient, which significantly depend on temperature. Removal of slowed particles from the boundary layer leads to a greater filling of the velocity profile by mass transfer with the practically constant value of the dynamic viscosity coefficient on the surface.

Based on the analysis of the results obtained, it was found that the main factor in preventing flow separation is the increase in the longitudinal component of the momentum during plate cooling by heat transfer and the removal of slowed particles by mass transfer. Therefore, despite the different physical nature of the impact, heat and mass transfer with the surface has a similar resulting effect on the size and structure of the supersonic separation zone.

Using 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.

Польовий Олег Борисович – кандидат фіз.-мат. наук, ст. науковий співробітник Інституту транспортних систем і технологій НАН України.

Редчиць Дмитро Олександрович – доктор фіз.-мат. наук, с.н.с., директор Інституту транспортних систем і технологій НАН України.

Polevoy Oleg – Ph.D., Senior Scientific Researcher of the Institute of Transport Systems and Technologies of the National Academy of Sciences of Ukraine.

Redchyts Dmytro – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Scientific Researcher, director of the Institute of Transport Systems and Technologies of the National Academy of Sciences of Ukraine.