

Експериментальна структура пристінної турбулентної течії при дії теплового випромінювання CO₂-лазера

А.М. Павлюченко, О.М. Шийко

Сумський національний аграрний університет, вул. Г. Кондратьєва 160, 40021 Суми, Україна

(Отримано 28.07.2018; в відредактованій формі 22.10.2018; опубліковано online 29.10.2018)

Реалізовано метод дослідження структури у неізотермічному турбулентному приграничному шарі на обтічній плоскій пористій поверхні у надзвуковій аеродинамічній трубі з використанням теплового випромінювання CO₂-лазера для створення теплового потоку на цій поверхні. Виміряні профілі швидкості на пористій пластині при наявності вдування повітря і неізотермічності. Застосування теплового випромінювання CO₂-лазера в аеродинамічному експерименті відкриває можливості дослідження теплового захисту поверхонь шляхом пористого вдування газів та на абляційних поверхнях, дослідження теплообміну конвекцією і тепловим випромінюванням при вдуванні через пористу поверхню оптично активних газів (CO₂, SF₆ та ін.)

Ключевые слова: Турбулентний надзвуковий приграничний шар, Пориста пластина, Вдування повітря, Нагрівання, Неізотермічність, Теплове випромінювання, CO₂-лазер.

DOI: 10.21272/jnep.10(5).05019

PACS number: 47.85.Gj

1. ВСТУП

При створенні над- і гіперзвукових об'єктів самольотного і ракетного типів виникає комплекс проблем, обумовлених необхідністю отримання надійних кількісних даних про теплові процеси у зв'язку з аеродинамічним нагрівом цих апаратів, про опір тертя і динамічні характеристики при наявності у пристінному приграничному шарі турбулентного режиму течії, ламінарно-турбулентного переходу, ефектів реламінаризації турбулентної течії, стисливості потоку, неізотермічності.

2. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ У ЗАГАЛЬНОМУ ВИГЛЯДІ

Питання управління характеристиками надзвукових турбулентних приграничних шарів на поверхнях над- і гіперзвукових літальних апаратів, у камерах згорання і соплах ракетних двигунів, на лопатках газових турбін шляхом вдування повітря і інших газів через пористі поверхні є актуальними для вирішення задачі їх теплового захисту і зниження опору тертя. Особливо ефективним з цієї точки зору виглядає вдування газів з малою молекулярною масою через пористу обтічну поверхню, про що свідчать експериментальні і теоретичні дослідження.

У реальних умовах пристінні турбулентні приграничні шари являються неізотермічними, що обумовлюється різницею температур між обтічною поверхнею і набігаючим газовим потоком [1, 2]. Таким чином, важливою задачею є моделювання у надзвуковій аеродинамічній трубі сумісної дії на характеристики надзвукових турбулентних пристінних течій на пористій поверхні вдування повітря через обтічну пористу пластину та неізотермічності, яка має місце при наявності різниці температур обтічної поверхні і зовнішнього потоку. Однією із найбільш важливих характеристик турбулентних пристінних течій є профіль швидкості по їх висоті. При цьому актуальним є питання моделювання неізотермічності у приграничному шарі при наявності вдування повітря

через пористу поверхню у надзвуковій аеродинамічній трубі.

3. АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

До теперішнього часу проведені фундаментальні теоретичні та експериментальні дослідження впливу вдування газів через обтічні пористі поверхні на теплообмін та опір тертя у дозвукових і надзвукових турбулентних приграничних шарах і показана ефективність цього методу теплового захисту поверхні та зниження опору тертя [3, 4, 5, 10]. В експериментальній роботі [3] встановлений ефект відтиснення турбулентної пристінної течії на пористій поверхні для числа Маха потоку $M_\infty = 6,0$ при вдуванні повітря. Коефіцієнт опору тертя і тепловий потік до пористої поверхні зменшились практично до нуля.

Для умов відтиснення надзвукової турбулентної пристінної течії при пористому вдуванні газів існує поняття критичного параметру вдування $b_{\text{вд}} = (\rho_w \cdot V_w) / (\rho_\infty \cdot U_\infty \cdot C_f/2)$, де ρ_w, V_w – відповідно щільність та швидкість вдуваного газу, (ρ_∞, U_∞) – відповідно щільність та швидкість набігаючого потоку, $C_f/2$ – локальний коефіцієнт тертя з урахуванням неізотермічності і вдування газів. Для квазіізотермічних умов обтікання пористої поверхні нестискаємим дозвуковим турбулентним потоком $b_{\text{вд}} = 4,0$. В [3] отримана формула для формпараметра профіля швидкості у вигляді $f_w = (\rho_w \cdot V_w) / (\rho_\infty \cdot U_\infty \cdot St)$, де St – критерій Стантона, який є безрозмірним коефіцієнтом тепловіддачі і показано, що при величині $f_w = 0,619$ тертя на пористій стінці практично дорівнює нулю. У такому разі f_w з фізичної точки зору є критичним параметром при вдуванні газів у турбулентну пристінну течію при числі Маха $M_\infty = 6,0$ потоку і наявності ефекту його стисливості. Експериментальні дані про вплив вдування газів у пристінну надзвукову турбулентну течію, приведені наприклад у роботі [3], дозволяють фізично обґрунтовано моделювати для ре-

альних гіперзвукових об'єктів вплив вдування газів у турбулентний прикордонний шар в умовах термічного руйнування абляційних (виносимих) теплозахисних покриттів. Результати робіт [3,4] актуальні з наукової і практичної точок зору. Дослідженню впливу неізотермічності, що утворюється шляхом нагрівання або охолодження обтічної поверхні, на ламінарно-турбулентний перехід надзвукових прикордонних шарів присвячена робота [6].

Неізотермічність у пристінній течії при наявності вдування створюється або в умовах обтікання поверхні турбулентним потоком при $T_\infty > T_w$ (T_∞ – температура набігаючого потоку, T_w – температура пористої стінки), або при вдуванні відносно гарячого газу у відносно холодну пристінну течію при $T_w > T_\infty$. В останньому випадку становить інтерес використання інфрачервоних джерел теплового випромінювання. Наприклад, при дослідженні теплообміну у дозвуковому турбулентному приграничному шарі повітря на пористій поверхні при вдуванні газу CO_2 у повітря авторами використовувалося джерело інфрачервоного випромінювання, генерованого стержнем із SiC. Штучний підігрів обтічної поверхні при дослідженні явища ламінарно-турбулентного переходу використовувався у роботах [6, 8, 11]. Дані по вимірам профіля температури у приграничному шарі, заснованим на зондуванні середовища структурованим лазерним випромінюванням, наведені в [7]. Випромінювання CO_2 -лазера використовувалося при моделюванні газодинамічної структури, що виникає при обтіканні надзвуковим потоком пульсуючого теплового джерела [9].

Актуальною задачею являється вимір у надзвуковій аеродинамічній трубі профіля швидкості у турбулентній пристінній течії на пористій поверхні при вдуванні через неї повітря в умовах неізотермічності для $T_w > T_\infty$, сформованої дією на пористу пластину теплового потоку при використанні інфрачервоного джерела теплового випромінювання.

4. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

При дослідженні на моделях в аеродинамічних трубах структури надзвукових турбулентних приграничних шарів, яка характеризується профілями швидкості та температури, особливостями генерації і дисипації турбулентності, каскадним механізмом перенесення енергії вихорів і т. д., одночасно моделювати натурні числа Рейнольдса, Маха, значення температурного фактора доки не представляється можливим. Кожне з вказаних вище чисел Рейнольдса і Маха, температурний фактор (неізотермічність) складним чином впливають на профілі швидкості, температури у пристінних турбулентних приграничних шарах. Особливо складним є фізичний механізм спільного впливу, наприклад, на профілі швидкості і температури чисел Рейнольдса і Маха турбулентного потоку, температурного фактора (неізотермічності), вдування газів через обтічну пористу поверхню. Виміри профілів повної температури здійснені у польоті на непроникних поверхнях льотних об'єктів при одночасному впливі чисел Рейнольдса, Маха і температурного чинника в умовах роботи двигунів [1], що неможливо моделювати в аеродина-

мічних трубах. Дані про вплив на структуру надзвукових турбулентних приграничних шарів, наприклад, на профіль швидкості пористого вдування повітря і неізотермічності приведені в [3].

Приймаючи до уваги роль температурного фактора (неізотермічності), виникає необхідність у пошуку нового фізичного способу його моделювання у надзвуковій аеродинамічній трубі при обтіканні пористої поверхні турбулентним потоком в умовах вдування повітря. Перспективним видається спосіб моделювання неізотермічності (температурного фактора) у турбулентному приграничному шарі на пористій пластині за наявності вдування повітря, заснований на використанні теплового випромінювання CO_2 -лазера, працюючого в безперервному режимі. Є ряд робіт, в яких застосовувалися лазери різних типів для дослідження і моделювання складних процесів тепло- і масообміну у пристінних течіях [7-9, 11].

Перевага монохроматичного лазерного випромінювання полягає у тому, що з його допомогою можна створювати локальні теплові потоки на обтічних газами поверхнях. Цю обставину доцільно використати для моделювання неізотермічності (температурного фактора) при $T_w > T_\infty$ у надзвуковому турбулентному приграничному шарі, що формується на моделі пористої пластини у надзвуковій аеродинамічній трубі.

У даній роботі ставиться завдання дослідити структуру у надзвуковому турбулентному приграничному шарі на пористій плоскій поверхні при вдуванні через неї повітря за наявності неізотермічності (температурного фактора) при $T_w > T_\infty$, створюваної на пористій поверхні локальним тепловим потоком ІЧ випромінювання CO_2 -лазера, у надзвуковій аеродинамічній трубі. Мета роботи полягає у вимірі профіля швидкості у надзвуковій турбулентній пристінній течії на пористій поверхні при спільній дії вдування повітря і неізотермічності з використанням для її створення монохроматичного теплового випромінювання CO_2 -лазера.

5. ВИКЛАДЕННЯ ОСНОВНОГО МАТЕРІАЛУ ДОСЛІДЖЕННЯ

Експерименти по виміру профіля швидкості у надзвуковому турбулентному приграничному шарі на пористій плоскій поверхні за наявності вдування повітря і неізотермічності при $T_w > T_\infty$ проведені у надзвуковій малотурбулентній аеродинамічній трубі Т-325 при числі Маха потоку $M_\infty = 2,5$, одиничному числі Рейнольдса потоку $Re_{1,\infty} = 30 \cdot 10^4$ 1/м. Модель пористої пластини з шорсткістю $R_z = 20$ встановлювалася в робочій частині аеродинамічної труби на її боковій стінці у рівень з обтічною поверхнею робочої частини. У ході експериментів вимірювалися профілі повного тиску $P_0(y)$ за допомогою насадка повного тиску, встановленого на координатнику, з розмірами приймальної частини насадка заввишки $h = 0,3$ мм, шириною $b = 1$ мм. По довжині пористої пластини у 9-ти точках вимірювався статичний тиск $P_w(x)$, температура пористої пластини по її довжині вимірювалася термопарами. Також вимірювалася витрата повітря на вдування через пористу пластину і його температура. На основі вимірянних значень

повного тиску $P_0(y)$ і статичного тиску $P_w(x)$, розраховувалися профілі швидкості $U(y)$. Тут y – вертикальна координата, x – поздовжня координата.

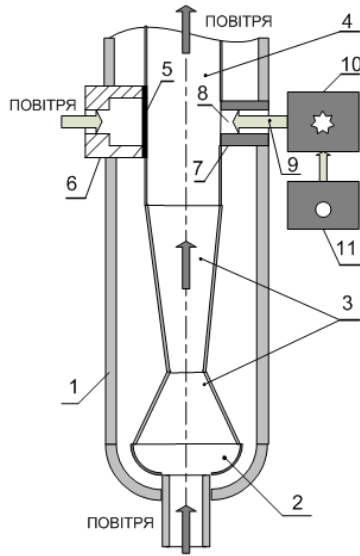


Рис. 1 – Схема надзвукової аеродинамічної труби з CO₂-лазером: 1 – корпус надзвукової аеродинамічної установки; 2 – форкамера сопла; 3 – надзвукове сопло; 4 – робоча частина установки; 5 – пориста пластина; 6 – зйомна бокова заглушка; 7 – зйомна бокова заглушка; 8 – кристал NaCl; 9 – теплове (інфрачервоне) випромінювання CO₂-лазера; 10 – CO₂-лазер; 11 – блок живлення CO₂-лазера

Для створення неізотермічності у турбулентному приграничному шарі використовувався потік монохроматичного інфрачервоного випромінювання безперервного CO₂-лазера з довжиною хвилі випромінювання $\lambda = 10,6$ мкм. Лазер мав максимальну потужність у багатомодовому режимі $N = 40$ Вт. При експериментах в аеродинамічній трубі Т-325 лазер працював в одномодовому режимі і номінальній потужності $N = 10$ Вт. Розмір теплової плями, що створювалась пучком лазерного випромінювання на пористій пластині, складав в діаметрі $d_1 = 8$ мм. Теплове випромінювання CO₂-лазера проходило у робочу частину аеродинамічної труби і далі на пористу пластину, встановлену у рівень на протилежній стінці робочої частини, через кристал NaCl на заглибці, розташований на бічній стінці робочої частини труби, протилежної від пористої пластини. Виміри профілів швидкості проводилися на відстані 1 мм вниз за течією основного потоку від теплової плями на пористій пластині, що створювалась CO₂-лазером, для того, щоб його випромінювання не потрапляло на насадок і не нагрівало його. Важливо, що виміри профілів повного тиску $P_0(y)$ у турбулентному приграничному шарі на пористій стінці і розподілу статичного тиску по її довжині $P_w(x)$ проведені для умов стаціонарного теплового режиму, який контролювався по температурі пористої пластини, що вимірювалась за допомогою хромель-алюмелевих термопар при дії теплового випромінювання CO₂-лазера.



Рис. 2 – Робоча частина надзвукової аеродинамічної труби Т-325

Для отримання надійних даних про профілі швидкості у надзвуковому турбулентному приграничному шарі на пористій поверхні при спільній дії вдування повітря через неї і неізотермічності спочатку був виміряний профіль швидкості $U(y)$ на пористій пластині за відсутності вдування повітря в малотурбулентній надзвуковій аеродинамічній трубі Т-325 при числі Маха потоку $M_\infty = 2,5$ і одиничному числі Рейнольдса $Re_{1,\infty} = 30 \cdot 10^4$ 1/м, який порівнювався з профілем швидкості, виміряним далі у надзвуковому турбулентному приграничному шарі на плоскій моделі у надзвуковій аеродинамічній трубі Т-313 при ідентичних параметрах основного потоку газу. На рис.3 приведені профілі швидкості $U(y)$, отримані відповідно в аеродинамічних трубах Т-325 (точки 1) і Т-313 (точки 2).

Ці профілі швидкості добре узгоджуються між собою, описуються степеневою залежністю $U(y)/U_\infty = (y/\delta)^{1/7}$ (y - вертикальна координата, відлік якої ведеться від обтічної стінки при переміщенні насадка повного тиску за допомогою координатника з електричним приводом, δ – товщина турбулентного приграничного шару), що дозволило перейти до основних вимірів в трубі Т-325:

1) профіль швидкості $U(y)$ у турбулентному приграничному шарі на пористій пластині без вдування у квазіізотермічних умовах обтікання за відсутності випромінювання CO₂-лазера при $M_\infty = 2,5$;

2) профіль швидкості на пористій пластині у турбулентному приграничному шарі за наявності вдування повітря і відсутності випромінювання CO₂-лазера у квазіізотермічних умовах обтікання при $M_\infty = 2,5$;

3) профіль швидкості на пористій пластині за наявності вдування повітря у турбулентний приграничний шар і неізотермічності (температурного фактора), що створюється при локальній дії теплового випромінювання CO₂-лазера на пористу пластину при $M_\infty = 2,5$.

На рис. 4 наведені три профілі швидкості $U(y)$ у надзвуковому турбулентному приграничному шарі, які розраховані по дослідним профілям повного тиску $P_0(y)$ з використанням вимірюючого статичного тиску на пористій пластині $P_w(x)$ у заданому перетині по x . Три профілі виміряні в одному і тому ж перетині

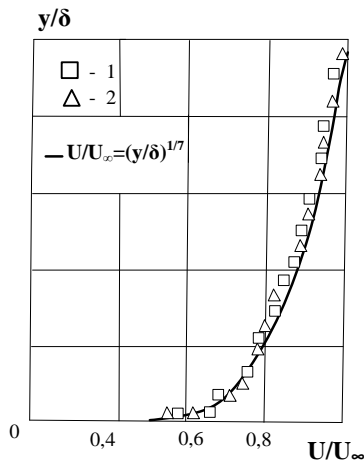


Рис. 3 – Профілі швидкості у квазіізотермічному турбулентному приграничному шарі без лазерного випромінювання і вдування повітря при $M_\infty = 2,5$: 1 – досліді в аеродинамічній трубі Т-313; 2 – досліді в аеродинамічній трубі Т-325; y – вертикальна координата; δ – товщина турбулентного приграничного шару; ∞ – індекс швидкості U в незбуреному потоці

по довжині пористої пластини. На рис.4 профіль швидкості 1 отриманий за відсутності вдування повітря і лазерного випромінювання і відповідає дослідним даним на рис.3. Профіль швидкості 2 на рис.4 виміряний за наявності вдування повітря і відсутності лазерного випромінювання, тобто за відсутності неізотермічності. Видно, що наявність вдування повітря з відносною масовою витратою повітря $j_w = 0,007$ ($j_w = (\rho_w \cdot V_w) / (\rho_\infty \cdot U_\infty)$) призводить до зменшення наповненості профілю швидкості, до зменшення градієнту швидкості на пористій пластині, отже, до зниження локального коефіцієнту тертя.

Профіль швидкості 3 на рис.4, отриманий при одночасній дії на турбулентний примежовий шар на пористій пластині вдування повітря при $j_w = 0,007$ і теплового потоку, що створювався випромінюванням CO_2 -лазера. Тепловий потік, генерований CO_2 -лазером, що падає на пористу пластину в одномодовому режимі його роботи, складає $q_w \approx 2 \cdot 10^5$ Вт/м². Температурний фактор (неізотермічність) - $T_w / T_\infty = 1,2$.

Послідовні вимірювання профілів швидкості (рис. 4), дозволив, з одного боку, вперше показати можливість моделювання неізотермічності у надзвуковій аеродинамічній трубі за допомогою теплового випромінювання CO_2 -лазера, з іншого боку, – встановити вплив неізотермічності на профіль швидкості при спільній на пористій пластині дії вдування повітря і теплового випромінювання CO_2 -лазера.

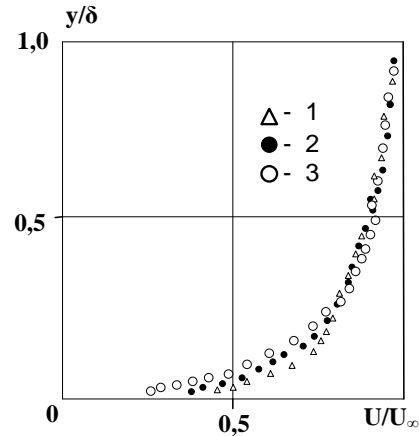


Рис. 4 – Профілі швидкості у турбулентному приграничному шарі на пористій пластині при $M_\infty = 2,5$: 1 – без вдуванні повітря за відсутності лазерного випромінювання; 2 – за наявності вдування повітря без лазерного випромінювання; 3 – за наявності вдування повітря і лазерного випромінювання

ВИСНОВКИ

1. Проведені виміри профілів швидкості дозволяють констатувати можливість дослідження впливу неізотермічності на структуру поля течії у надзвуковому турбулентному приграничному шарі у надзвуковій аеродинамічній трубі з використанням теплового випромінювання CO_2 -лазера при $M_\infty = 2,5$ і $T_w / T_\infty = 1,2$.

2. Проведений експеримент з використанням CO_2 -лазера відкриває можливості для дослідження впливу температурного фактора T_w / T_∞ на структуру надзвукових турбулентних приграничних шарів (профілі швидкості, температури) при великих рівнях неізотермічності у разі застосування CO_2 -лазерів, потужність яких вимірюється майже у кВт, як на непроникних абляційних поверхнях, так і на пористих в умовах вдування повітря і інших оптично прозорих газів (гелію, водню, азоту та ін.) з різною молекулярною масою.

3. Проведені експерименти із застосуванням CO_2 -лазера відкривають можливості вперше досліджувати ефективність різних типів теплового захисту поверхонь, включаючи абляційні (виносимі) їх види, у надзвукових аеродинамічних трубах.

4. Реалізована методика дозволяє також моделювати у надзвукових аеродинамічних трубах складний теплообмін при наявності теплообміну конвекцією і тепловим випромінюванням при вдуванні у турбулентний приграничний шар оптично активних газів, що взаємодіють з випромінюванням CO_2 -лазера (CO_2 , SF_6 та ін.)

The Experimental Structure of a Wall Turbulent Flow under the Action of Thermal Radiation from a CO₂-laser

A.M. Pavlyuchenko, O.M. Shyiko

Sumy National Agricultural University, 160, G. Kondratyeva Str., 40021 Sumy, Ukraine

A method for investigating the structure in a nonisothermal turbulent boundary layer of a streamlined flat porous surface in a supersonic wind tunnel with the use of thermal radiation from a CO₂-laser was developed to create a heat flux on this surface. The velocity profiles on the porous plate are measured with air blowing and non-isothermicity. The use of CO₂-laser radiation in an aerophysical experiment opens up the possibility of studying the thermal protection of a surface by means of porous injection of gases and on ablating surfaces, the study of heat transfer by convection and heat radiation when injected through a porous surface of optically active gases (CO₂, SF₆, etc.).

Keywords: Turbulent supersonic boundary layer, Porous plate, Air injection, Heating, Nonisothermicity, Thermal radiation, CO₂-laser.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. A.I. Leontiev, A.M. Pavlyuchenko, *High Temp+* **46** No4, 596 (2008).
2. А.М. Павлюченко, А.Н. Шийко, *Авиационно-космическая техника и технология* **130** No 3, 68 (2016). (A.M. Pavljuchenko, A.N. Shijko, *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija* **130** No 3, 68 (2016)) [In Ukrainian].
3. Н.И. Сидняев, *Теплофизика и аэромеханика* **13** No 1, 19 (2006) (N.I. Sidnyayev, *Терлофизика и аеромеханика* **13** No 1, 19 (2006)) [In Russian].
4. A.I. Leontiev, V.G. Lushchik, A.E. Yakubenko, *KV* (2007).
5. A.V. Fedorov, N.D. Malmuth, A. Rasheed, H.G. Hornung, *AIAA J.* **39** No. 4, 605 (2001).
6. M.C. Shadloo, A. Hadjadj, *Numer. Heat. Tr. A–Appl.* **72** No 1, 40 (2017).
7. И.Л. Расковская, Б.С. Ринкевичюс, А.В. Толкачев, *Инженерно-физический журнал* **83** №6, 1149 (2010) (I.L. Raskovskaya, B.S. Rinkevichyus, A.V. Tolkachev, *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal* **83** No 6, 1149 (2010)). [In Belarusian].
8. B.K. Craford, G.T. Duncan, D.E. West, W.S. Saric, *Opt. Photon. J.* No 3, 233 (2013).
9. В.Н. Зудов, П.К. Третьяков, А.В. Тупикин, *Вестник Новосибирского государственного университета. Серия: Физика* **5** No 2, 43 (2010). (V.N. Zudov, P.K. Tret'jakov, A.V. Tupikin, *Vestnik NGU. Serija: Fizika* **5** No 2, 43 (2010)). [In Russian].
10. S.V. Lukashevich, S.O. Morozov, A.N. Shipliyuk, *J. Appl. Mech. Tech. Phys* **57** No 5, 873 (2016).
11. S. Zuccer, W.S. Saric. *Exp. Fluid.* **44**, 145 (2008).