

УДК 532.526

А.М. Павлюченко¹, О.М. Шийко²¹ Сумський національний аграрний університет, Суми² Філія Центрального НДІ озброєння та військової техніки ЗС України, Суми

ДО ПРОБЛЕМИ РОЗРАХУНКУ ТЕПЛООБМІНУ І ОПОРУ ТЕРТЯ НАДЗВУКОВИХ ОСЕСИМЕТРИЧНИХ ОБ'ЄКТІВ В УМОВАХ ПРАЦЮЮЧИХ ДВИГУНІВ РДТП ЗА НАЯВНОСТІ В ПРИСТІННОМУ ПРИКОРДОННОМУ ШАРІ ЛАМІНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДУ, ЕФЕКТУ СТИСЛОВОСТІ І НЕІЗОТЕРМІЧНОСТІ

Проведено аналіз проблем ламінарно-турбулентного переходу в пристінних прикордонних шарах, а також масштабних ефектів при дослідженні ламінарно-турбулентного переходу в аеродинамічних трубах. Описується методика та надаються результати льотних аерофізичних досліджень чисел Рейнольдса початку переходу на головній частині льотного аерофізичного комплексу «Облако» при наявності теплообміну і працюючих двигунів РДТП. Приведені результати розрахунків аеродинамічного нагріву та локального коефіцієнту тертя на поверхні головної частини реактивного снаряда ОФ-2. На підставі проведених льотних досліджень та розрахунків робиться висновок про доцільність використання теорії турбулентних плям Емонса при розрахунках аеродинамічного нагріву і опору тертя в зоні ламінарно-турбулентного переходу. При наявності турбулентного режиму обтікання використовується асимптотична теорія турбулентного прикордонного шару С. С. Кутателадзе і А. І. Леонт'єва, що враховує ефекти стисливості та неізотермічності в прикордонному шарі.

Ключові слова: аеродинамічний опір тертя, аеродинамічний нагрів, прикордонний шар, ламінарно-турбулентний перехід, турбулентні плями Емонса, коефіцієнт переміжності, асимптотична теорія турбулентного прикордонного шару, льотний експеримент, температура стінки, граничні числа Рейнольдса.

Вступ

При створенні над- і гіперзвукових об'єктів різного призначення виникає комплекс проблем, обумовлених необхідністю отримання надійних кількісних даних по теплообміну та опору тертя в умовах працюючих двигунів при наявності в пристінному прикордонному шарі ефекту стисливості течії, неізотермічності, ламінарно-турбулентного переходу, ефекту реламінаризації турбулентної течії, вібрацій [1 – 12].

В даний час при дослідженні процесів і явищ, що визначають тепловий стан і опір тертя високошвидкісних об'єктів використовуються аеродинамічні труби і аерофізичні установки [13, 14], методи розрахунку різного рівня [7 – 9, 13 – 15] і меншою мірою льотні експерименти науково-дослідного характеру [3 – 5, 7, 16 – 18] через їх високу вартість і складність. Значний внесок у теоретичну аеродинаміку зроблено в [19, 20]. Існують різні методи розрахунку характеристик над-і гіперзвукових течій: 1) на основі чисельного рішення рівнянь прикордонного шару з використанням алгебраїчних та диференціальних моделей турбулентності [13 – 15, 21] і моделей ламінарно-турбулентного переходу по Емонсу [22]; 2) на основі чисельного інтегрування рівнянь Нав'є-Стокса з застосуванням різних моделей турбулентності [13 – 15]; 3) на основі інтегральних методів розрахунку і алгебраїчних моделей турбулент-

ності [23, 24, 26]. Найбільш складною є реалізація рівнянь Нав'є-Стокса, при чисельному рішенні яких існує ряд проблем [13, 15, 27, 28].

Найбільше поширення для вирішення практичних завдань отримали методи на основі чисельного рішення рівнянь турбулентного прикордонного шару і інтегральні методи з використанням алгебраїчних і диференціальних моделей турбулентності [13, 15, 23 – 26]. Ці методи розрахунку, незважаючи на їх успішну реалізацію, потребують експериментальної перевірки, особливо коли в турбулентному прикордонному шарі діє одночасно кілька збурюючих факторів, таких як стисливість течії, неізотермічність, вдвугазів в прикордонний шар, поздовжній градієнт тиску, гетерогенні хімічні реакції і шорсткість на обтічній поверхні, дисоціація молекул повітря при над-і гіперзвукових швидкостях різних об'єктів [13, 14, 23 – 26, 29].

Розрахунок понад-і гіперзвукових ламінарних прикордонних шарів і в цілому ламінарних пристінкових течій не викликає ускладнень. Складним завданням залишається розрахунок теплообміну і опору тертя понад-і гіперзвукових пристінкових течій при наявності в них ламінарно-турбулентного переходу і різних збурюючих факторів, згаданих вище. Ламінарно-турбулентний перехід є складною науковою і науково-технічною проблемою. Наукове значення його обумовлено складними лінійними і

нелінійними процесами, пов'язаними з впливом інтенсивності, спектру і масштабу зовнішніх збурень на розвиток коливань у ламінарних пристінкових прикордонних шарах залежно від їх сприйнятливості, з наявністю нелінійних коливань, з втратою стійкості ламінарної форми течії, з формуванням вихрових структур, турбулентних плям Еммонса, після злиття яких [30 – 42] при коефіцієнті переміжності $\gamma = 1.0$, настає турбулентна форма течії. При цьому початку переходу відповідає поява турбулентної плями Еммонса при $\gamma = 0$ [43]. Для рішень практичних завдань авіаційної, ракетної та космічної техніки необхідні надійні дані про число Рейнольдса на початку ламінарно-турбулентного переходу, про довжину області переходу в пристінкових до-, понад- і гіперзвукових прикордонних шарах при розрахунку теплообміну і опору тертя, теплового захисту.

Труднощі теоретичного дослідження стійкості ламінарних прикордонних шарів і переходу до турбулентної форми течії викладені в [30 – 43]. Перехід в понад-і гіперзвукових пристінкових прикордонних шарах залишається невирішеною проблемою. На нього і на стійкість ламінарної течії впливають завихреність набігаючого потоку, теплообмін (неізотермічність), поздовжній градієнт тиску, стисливість потоку, шорсткість поверхні, вдув газів і відсмоктування на обтічній поверхні [10, 30 – 37, 43, 44, 46]. Великі складнощі теоретичного вирішення проблеми ламінарно-турбулентного переходу [30 – 43] вимагають проведення експериментів у сучасних до-, понад- і гіперзвукових аеродинамічних установках [36, 44, 47, 48, 49], в яких отримані дані про залежність числа Рейнольдса на початку переходу від числа Маха та від зовнішніх збурень [37, 49], про вплив на перехід охолодження та відсмоктування на обтічній поверхні [37, 46]. Вплив відсмоктування повітря з надзвукового прикордонного шару на перехід при числі $M_\infty = 2,5$ на пористій плоскій поверхні вперше отримано в [46]. В [10, 46] проведено узагальнення коефіцієнта переміжності в надзвуковому прикордонному шарі на пористій пластині при впливі відсмоктування для різних інтенсивностей відсмоктування при $M_\infty = 2,5$ і показано, що коефіцієнт переміжності в області ламінарно-турбулентного переходу описується лівою гілкою функції Гауса розподілів випадкових помилок, що підтверджує концепцію про ламінарно-турбулентний перехід як про випадкове явище.

Аеродинамічні труби є дуже важливим інструментом для дослідження процесів, що супроводжують понад-і гіперзвукові обтікання тіл і визначають теплові та динамічні характеристики літальних апаратів різних типів. Однак їм властивий ряд обмежень і недоліків, що істотно ускладнюють моделювання реальних умов польоту тіл [47, 50 – 52]. У сучасних понад-і гіперзвукових аеродинамічних трубах не моделюються в повній мірі польотні (на-

турні) числа Рейнольдса потоку, не моделюються одночасно числа Рейнольдса, Маха потоку, температурний фактор (неізотермічність) в прикордонному шарі, ступінь турбулентності потоку, спектр і масштаб збурень у ньому, віброаеропружні властивості літальних апаратів, відсутня можливість моделювати вплив працюючих авіаційних і ракетних двигунів на характеристики літальних апаратів, зокрема, на ламінарно-турбулентний перехід [10 – 12].

Значним недоліком аеродинамічних труб при значеннях числа Маха $M_\infty \geq 2,0$ є наявність в них акустичного поля, що виникає у зв'язку з формуванням на поверхнях робочих частин і сопел турбулентних прикордонних шарів [36, 47, 48]. У відповідності до згаданих недоліків аеродинамічних труб, потребує вирішення проблема масштабних ефектів [50, 51]. Масштабні ефекти обумовлені розходженням між результатами випробувань моделей в аеродинамічних трубах і даними льотних експериментів [50]. Для вирішення проблеми масштабних ефектів в аеродинаміці і аерофізиці великих швидкостей, підвищення достовірності прогнозування характеристик льотних об'єктів є наступні методи:

- 1) об'єднання аеродинамічних труб і комп'ютерних технологій [52];
- 2) проведення льотних експериментів науково-дослідного характеру [3 – 6, 16 – 18, 53 – 55]
- 3) безпосереднє порівняння розрахункових і льотних даних [22, 55, 56]; 4) інтеграція чисельних методів розрахунку і льотних даних [57, 59].

Для коректного розрахунку теплообміну і опору тертя понад-і гіперзвукових об'єктів необхідно мати надійні дані про число Рейнольдса на початку зони ламінарно-турбулентного переходу і про її довжину. До теперішнього часу відсутні теоретичні методи отримання достовірних значень числа Рейнольдса на початку ламінарно - турбулентного переходу. Це обумовлено, з одного боку, неадекватністю математичних моделей і реальних фізичних процесів, що супроводжують перехід в прикордонному шарі, з іншого боку, відсутністю реальних спектрів, значень масштабів і інтенсивностей зовнішніх збурень [30, 33]. Порівняння дослідних даних про значеннях числа Рейнольдса на початку ламінарно-турбулентного переходу в понад-і гіперзвукових прикордонних шарах, отриманих на моделях в аеродинамічних трубах і в льотних умовах показало, що числа Рейнольдса на початку переходу на об'єктах у польоті до порядку перевищували відповідні величини, отримані в аеродинамічних трубах [53, 60]. Це насамперед пояснюється наявністю акустичного поля в соплах і робочих частинах труб при значеннях числа Маха потоку $M \geq 2,0$ [36, 47]. Додатковий внесок у відмінність наземних і льотних даних по величинах числа Рейнольдса переходу вносять масштабні ефекти, обговорені вище.

Таким чином, надійні дані про значення числа Рейнольдса переходу в понад-і гіперзвуком прикордонному шарі і про довжину області ламінарно-турбулентного переходу можна отримати тільки в льотних умовах, особливо для льотних об'єктів з працюючими двигунами. Льотні дані про величини числа Рейнольдса на початку переходу на осесиметричних об'єктах при відсутності працюючих двигунів отримані в роботах [53, 60]. Різницю чисел Рейнольдса на початку переходу, виміряних на моделях в трубах і на льотних об'єктах ілюструє рис. 1 (стор. 111).

Науковий і практичний інтерес представляють результати льотних аерофізичних експериментів з визначення числа Рейнольдса переходу в прикордонному шарі головної частини аерофізичного ракетного комплексу типу «Облако» в умовах працюючого двигуна твердого палива (РДТП) з використанням значень температури стінки в 3-х точках по її довжині [5, 10, 22, 46, 54].

Головна частина комплексу типу «Облако» була оснащена бортовими електронними вимірювальними системами, телеметрією, датчиками температури [5]. В якості датчиків температури були застосовані напівпровідникові діоди КД-522, чутливість яких складає 2,5 мВ / град, що майже на два порядки більше, ніж, наприклад, у хромель-алюмелевої термопарі. Бортова електронна вимірювальна система і телеметрія комплексу «Облако» забезпечила вимір температури стінки з похибкою 0,5-1,0% [5]. На рис. 6 (стор. 114) наведені для прикладу дані про зміну температури стінки головної частини «Облака» в часі при русі по траєкторії з моменту старту.

На основі результатів теорії стійкості надзвукового турбулентного прикордонного шару [37, 43, 61], наведених на рис. 3 – 5 (стор. 113), порівняння розрахункових і льотних даних про температуру стінки комплексу «Облако» за умов формування тільки ламінарного або турбулентного прикордонного шару на головної частини комплексу встановлено, що з моменту його старту формується ламінарний режим обтікання, настає втрата його стійкості (рис. 3 – 5, стор. 113) і далі настає перехідний режим обтікання [54, 57, 59, 62]. Така інтеграція теоретичних і експериментальних даних дозволила визначити значення числа Рейнольдса на початку ламінарно-турбулентного переходу в трьох точках по довжині на головної частини комплексу «Облако» в умовах працюючого двигуна твердого палива (РДТП), представлені в табл. 1 (стор. 116). В цій таблиці також наведено льотні дані, отримані в [60], про величину числа Рейнольдса переходу у вільному польоті осесиметричного тіла при відсутності роботи двигуна. Видно, що на комплексі «Облако» величини числа Рейнольдса переходу в т.1 і т.3 менше, ніж у льотному експерименті [60], що обумовлено впливом працюючого двигуна в польоті ком-

плексу «Облако». Рівність значень числа Рейнольдса переходу в т.2 на комплексі «Облако» і на об'єкті [60] пов'язано зі згладжуванням впливу двигуна на комплексі «Облако» за рахунок умов обтікання і теплообміну в цій точці в порівнянні з точками 1 і 3.

Для опису явища перенесення різних субстанцій в перехідному прикордонному шарі найбільший розвиток отримала модель турбулентних плям Емонса [39], створена на основі уявлень про формування турбулентних плям в зоні ламінарно-турбулентного переходу.

По Емонсу, область переходу характеризується переміжним виникненням турбулентних плям, які не взаємодіють між собою і які, розширюючись по потоку, зливаються, утворюючи турбулентний прикордонний шар. Переміжність турбулентних плям відносно обтічної поверхні викликає чергування ламінарної і турбулентної течій в зоні переходу. Цей процес кількісно описується за допомогою коефіцієнта переміжності γ [22, 39, 40, 63]. Вирази для γ , що змінюється від 0 до 1, використовуються при розрахунку коефіцієнту опору тертя, теплових потоків і розподілу швидкості в області ламінарно-турбулентного переходу [10, 22, 43].

Вперше процес переміжності в зоні переходу описаний в [38], де підкреслено, що ключова роль у формуванні переходу належить швидкості утворення турбулентних плям. Модифікований варіант теорії турбулентних плям Емонса запропоновано в роботі [40], де на основі теорії Емонса і аналізу експериментальних даних про перехід в надзвукових аеродинамічних трубах отримано вираз для коефіцієнта переміжності. Швидкість утворення турбулентних плям і коефіцієнт переміжності γ в пов'язані з числом Рейнольдса на початку ламінарно-турбулентного переходу, що є важливим результатом роботи [40]. Але, так як вираз для швидкості утворення турбулентних плям отримано на основі дослідних даних по переходу в аеродинамічних трубах, а число Рейнольдса на початку переходу в аеродинамічних трубах і на льотних об'єктах значно відрізняються [60] (рис. 1, стор. 111), то використання співвідношень для коефіцієнту переміжності і для швидкості утворення турбулентних плям при розрахунках теплообміну і опору тертя надзвукових льотних об'єктів вимагає обґрунтування.

Метою даної статті є дослідження стану проблеми розрахунку теплообміну і опору тертя надзвукових осесиметричних об'єктів в умовах працюючих двигунів РДТП за наявності в пристінному прикордонному шарі ламінарно-турбулентного переходу, ефекту стисливості і неізотермічності. Метою також є аналіз можливостей практичного застосування таких сучасних теорій як теорія турбулентних плям Емонса та асимптотична теорія пристінного турбулентного шару С.С. Кутателадзе і А.І. Леонтьєва, ефективність

яких перевірена льотними експериментами, для розрахунку коефіцієнтів тертя і тепловіддачі перехідного та турбулентного прикордонних шарів при обчисленні аеродинамічного нагріву на поверхні льотних об'єктів за умови швидкостей польоту, що відповідають числам Маха $M_\infty \leq 4,5$, та близьких до них. Для цього ставиться задача обчислити у якості прикладу коефіцієнт тертя та аеродинамічний нагрів на поверхні головної частини реактивного снаряда ОФ-21 РСЗВ «Град» [71] з працюючим на активній ділянці польоту двигуном РДТП, використовуючи зазначені теорії та дані по числах Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу, отримані в результаті льотних експериментів на льотному аерофізичному комплексі «Облако». Можливість таких розрахунків обумовлена близькістю польотних характеристик снаряда та об'єкту типу «Облако», зокрема по числах Маха і загальним характеристикам траєкторії.

Викладення основного матеріалу

Опір тертя – одна з вагомих складових аеродинамічного опору тіл обертання, що при надзвукових швидкостях польоту складає 20% і більше від повного опору, а при дозвукових швидкостях – значно більшу долю загального опору.

Як відомо, аеродинамічний опір тертя в першу чергу залежить від режиму течії в прикордонному шарі: ламінарного, перехідного або ж розвинутого турбулентного. У першому наближенні опір тертя тіл обертання розраховують як для пластини при відомих числах Маха M та Рейнольдса Re . Для його розрахунку необхідно, перш за все, знати місце початку зони переходу від ламінарної форми течії до турбулентної в прикордонному шарі на тілі. По-друге, необхідні залежності, за якими проводяться розрахунки локального коефіцієнту тертя C_f при різних режимах течії в прикордонному шарі.

Для визначення локального коефіцієнту тертя в точці на поверхні тіла обертання у випадку турбулентного прикордонного шару можна застосувати асимптотичну теорію пристінної турбулентності, розроблену С.С. Кутателадзе та А.І. Леонтьєвим [24]. Теорія справедлива як при числах Рейнольдса $Re \rightarrow \infty$, так і при їх довільно великих кінцевих значеннях. Заснований на цій теорії відомий метод розрахунку тепловіддачі та тертя Кутателадзе-Леонтьєва продемонстрував свою ефективність при вирішенні складних задач теплообміну і турбулентного тертя як в умовах внутрішнього обтікання (сопла, теплообмінники та ін.), так і при вирішенні задач аеродинаміки [24]. Важливою перевагою методу є його економічність та в певній мірі універсальність, що визначається можливістю роздільного врахування впливу на теплообмін та тертя стискаємості, неізотермічності і поздовжнього градієнту тиску при розрахунках тепловіддачі та тертя в прикордонному турбулентному шарі.

У відповідності з [24] локальний коефіцієнт тертя для стискаємого турбулентного прикордонного шару може бути розрахований за залежністю:

$$\frac{C_f}{2} = \frac{C_{f0}}{2} \cdot (\Psi_M \cdot \Psi_t)^{0,8} \cdot \left(\frac{\mu_w}{\mu_e} \right)^{0,2}, \quad (1)$$

де $\frac{C_{f0}}{2} = 0,0288 \cdot Re_x^{-0,2}$, $Re_e = \frac{\rho_e \cdot u_e \cdot X}{\mu_e}$, $C_{f0}/2$ –

локальний коефіцієнт тертя для турбулентного прикордонного шару нестискаємої рідини на плоскій пластинці при тому ж самому Re_x ; μ_w , μ_e – коефіцієнти динамічної в'язкості відповідно при температурі стінки та температурі потоку на зовнішній границі прикордонного шару; ρ_e, u_e – густина та швидкість потоку на зовнішній границі прикордонного шару; Re_e – число Рейнольдса на зовнішній границі прикордонного шару; Ψ_M і Ψ_t – відносні закони опору тертя, що враховують відповідно стисливість та неізотермічність в прикордонному шарі [24]^

$$\Psi_M = \left[\arctg \left\{ M_e \cdot \sqrt{r_T} \cdot \frac{k-1}{2} \right\} / \left(M_e \cdot \sqrt{r_T} \cdot \frac{k-1}{2} \right) \right]^2; \quad (2)$$

$$\Psi_t = \left[2 / \sqrt{T_w/T_{re}} + 1 \right]^2; \quad r_T = \sqrt[3]{Pr}; \quad k = 1,4;$$

M_e – число Маха на зовнішній границі прикордонного шару; T_e – температура на зовнішній границі прикордонного шару; T_w – температура стінки; T_{re} – температура відновлення, розрахована по параметрам T_e та M_e на зовнішній границі турбулентного прикордонного шару; r_T – коефіцієнт відновлення температури для турбулентного прикордонного шару, Pr – число Прандтля; k – показник адиабати;

$$T_{re} = T_e \cdot \left(1 + r_T \frac{k-1}{2} \cdot M_e^2 \right). \quad (3)$$

Для визначення локального коефіцієнту тертя в точці на поверхні тіла обертання у випадку стискаємого ламінарного прикордонного шару можна скористатися залежностями, наданими в [25] для поздовжнього обтікання плоскої пластинки:

$$\frac{C_f}{2} = \frac{C_{f0}}{2} \cdot \psi^{-0,11} \cdot \psi^*^{-0,04}, \quad (4)$$

де ψ, ψ^* – параметри, що враховують неізотермічність обтікання плоскої пластинки ламінарним прикордонним шаром; $\psi = T_w / T_e$ – температурний фактор, $\psi^* = T_{re} / T_e$ – кінетичний температурний фактор; $C_{f0}/2$ – локальний коефіцієнт тертя для ламінарного прикордонного шару нестискаємої рідини на плоскій пластинці при тому ж самому Re_x , що може бути розрахований, наприклад, за формулою Блазіуса [45]

$$\frac{C_{f0}}{2} = \frac{0,332}{\sqrt{Re_e}}. \quad (5)$$

Температура відновлення T_{re} , розрахована по параметрам T_e та M_e на зовнішній границі ламінарного прикордонного шару

$$T_{re} = T_e \cdot \left(1 + \gamma_{л} \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_e^2 \right); \quad r_{л} = \sqrt{Pr}. \quad (6)$$

Для коректного розрахунку опору тертя та теплообміну льотних об'єктів необхідно мати надійні дані про значення чисел Рейнольдса на початку області переходу та про її довжину. По даним [42,61] довжина області переходу може бути співставлена з довжиною ламінарної ділянки. В зв'язку з цим важливим є питання про моделювання турбулентності в перехідному прикордонному шарі [10,42].

Ретельні експериментальні дослідження переходу від ламінарної течії в прикордонному шарі до розвинутої турбулентної показали, що після досягнення критичного числа Рейнольдса, що визначає втрату стійкості ламінарного прикордонного шару, течія носить переміжний характер, тобто часом являється ламінарною, а часом – турбулентною [10, 22, 30, 39, 40, 42, 43, 46].

Для описання переходного прикордонного шару найбільший розвиток і застосування отримала модель турбулентних плям Емонса [10, 22, 30, 39, 40, 46]. По Емонсу область переходу характеризується виникненням турбулентних плям, що не взаємодіють між собою, перемішуються по потоку і, розширюючись при русі по потоку, зливаються, утворюючи турбулентний прикордонний шар.

Переміщення турбулентних плям відносно обтічної поверхні утворює чередування ламінарної і турбулентної течії в зоні переходу. Фізичний характер такої переміжної течії можна описати за допомогою коефіцієнта переміжності γ [64], що вказує, яку долю деякого часу в певному місці поверхні існує турбулентна течія. Таким чином, при $\gamma = 1$ течія весь час турбулентна, а при $\gamma = 0$ вона ламінарна. В [40] на підставі теорії турбулентних плям Емонса та встановленого зв'язку між швидкістю утворення плям і числом Рейнольдса на початку зони переходу, отримано вираз для коефіцієнту переміжності, який справедливий при обтіканні теплоізолюваної поверхні:

$$\gamma = 1,0 - \exp \left[-G_1 \cdot \frac{(X - X_H)^2}{u_e} \right], \quad (7)$$

де G_1 – швидкість утворення турбулентних плям; X_H – поздовжня координата точки початку переходу в прикордонному шарі; X – поздовжня координата точок шару в зоні переходу; u_e – швидкість потоку на зовнішній границі прикордонного шару. Вираз для G_1 в [40] надається у вигляді:

$$G_1 = \frac{3,507}{A^2} \cdot Re_{tr}^{-1,34} \cdot \frac{u_e^3 \cdot \rho_e}{\mu_e^2}, \quad A = 60 + 4,68 \cdot M_e^{1,92}, \quad (8)$$

де Re_{tr} – число Рейнольдса на початку зони переходу, ρ_e, μ_e, M_e – щільність, в'язкість та число Маха на зовнішній границі прикордонного шару.

Так як швидкість утворення плям і коефіцієнт переміжності зв'язані з числом Рейнольдса на початку зони переходу, то потрібні достовірні дані для цієї величини. Необхідна також перевірка співвідношень (7) та (8) на можливість їх застосування при розрахунках теплообміну і тертя в умовах переходу в льотних умовах.

Незважаючи на велику кількість теоретичних досліджень, детальний огляд яких надано вище, в теперішній час не існує визнаної завершеною теорії ламінарно-турбулентного переходу. Складності теоретичного рішення проблеми переходу частково розв'язуються за допомогою проведення досліджень в аеродинамічних трубах. Але незважаючи на те, що техніка проведення експериментів в аеродинамічних трубах продовжує вдосконалюватися, їм притаманний ряд обмежень. В сучасних над-і гіперзвукових аеродинамічних трубах одночасно не моделюються числа Рейнольдса, Маха, температурний фактор, аероупругі властивості літальних апаратів, робота двигуна, існує акустичне поле [36, 47, 48, 50, 51]. Це призводить до суттєвої різниці між результатами випробувань моделей в аеродинамічних трубах і даними льотних експериментів [50, 51, 58]. Так, наприклад, порівняння чисел Рейнольдса переходу в стискаємих прикордонних шарах, отримані на конусах в льотних умовах і в аеродинамічних трубах [60], показало, що льотні значення чисел Рейнольдса переходу перевершують трубні в декілька разів (рис. 1).

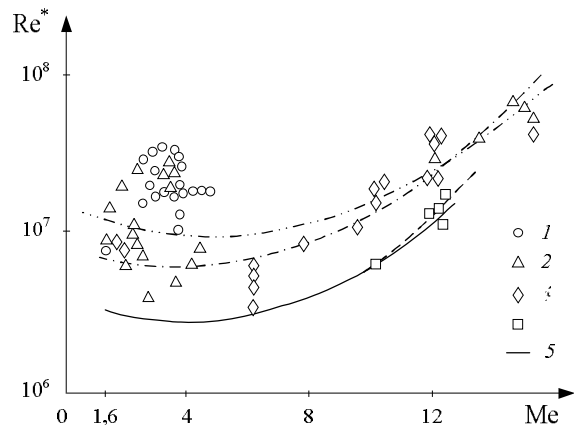


Рис. 1. Числа Рейнольдса переходу ламінарного прикордонного шару в турбулентний на гострих конусах: 1-4 – польотні дані; $Re_1 = 77 \cdot 10^6$ (1); $27,9 \cdot 10^6$ (2); $11,1 \cdot 10^6$ (3); $4,3 \cdot 10^6$ (4); 5 – результати випробувань в аеродинамічних трубах (568 точок не вказані) [60]

Таким чином, практичне значення набуває інформація про явище переходу в натурних умовах. Необхідність такої інформації підтверджується висновками про постановку окремих льотних досліджень явища переходу, наприклад, в роботах [30, 60, 65, 66].

Надзвичайно важливою задачею при розрахунках опору тертя льотних об'єктів є врахування аеродинамічного нагрівання поверхні об'єкту в результаті конвективної тепловіддачі, що здійснюється між твердою стінкою та омиваючим повітрям. Це нагрівання враховується характерними температурами T_w та $T_{г,е}$, що входять до залежностей тертя та тепловіддачі в прикордонному шарі.

Питомий тепловий потік такої тепловіддачі від розогрітого газу до стінки в практичних розрахунках звичайно виражають за допомогою формули Ньютона

$$q_w = \alpha \cdot (T - T_w),$$

де T – характерна температура потоку, обтікаючого поверхню; T_w – температура стінки; α [Вт/(м² град)] – коефіцієнт тепловіддачі, що чисельно дорівнює кількості тепла, яке сприймає (чи віддає) ділянка поверхні стінки одиничної площі в одиницю часу при різниці температур між стінкою і газом в один градус.

У випадку дозвукової течії в прикордонному шарі температура $T = T_e$, тому формулу Ньютона для дозвукових течій представляють у вигляді [25]

$$q_w = \alpha \cdot (T_e - T_w). \quad (9)$$

Для надзвукових і гіперзвукових течій формула Ньютона набуває вигляду [25]

$$q_w = \alpha \cdot (T_{г,е} - T_w). \quad (10)$$

Для характеристики тепловіддачі замість розмірного коефіцієнта тепловіддачі зручно використовувати безрозмірні критерії. Серед цих критеріїв – число Стантона

$$St = \frac{\alpha}{\rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e}} = \frac{q_w}{\rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e} \cdot (T_{г,е} - T_w)}. \quad (11)$$

В такому разі:

$$\alpha = St \cdot \rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e}. \quad (12)$$

Внаслідок схожості між процесами переносу тепла і імпульсу, існує простий зв'язок між числом Стантона St і локальним коефіцієнтом тертя $C_f/2$ у вигляді аналогії Рейнольдса [24, 45, 68]

$$St = \frac{C_f}{2} \cdot Pr^{-2/3}. \quad (13)$$

Число Стантона, що визначає тепловіддачу в стискаємому турбулентному прикордонному шарі до поверхні обтічного тіла, у відповідності з [24, 25, 68] можна обчислити за такими залежностями:

$$St_T = St_0 \cdot (\Psi_M \cdot \Psi_t)^{0,8} \cdot (\mu_w / \mu_e)^{0,2}, \quad (14)$$

де $St_0 = 0,0288 \cdot Re_x^{-0,2} \cdot Pr^{-2/3}$, $Re_x = \rho_e \cdot u_e \cdot X / \mu_e$, Ψ_M і Ψ_t – параметри, що враховують стискаємість в прикордонному шарі, неізотермічність процесу тепловіддачі та існуючий градієнт тиску і визначаються залежностями (2). В такому разі, коефіцієнт тепловіддачі для стискаємому турбулентного прикордонного шару у відповідності з (12):

$$\alpha_T = St_T \cdot \rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e}. \quad (15)$$

Алгоритм розрахунку коефіцієнту тепловіддачі для ламінарного стискаємому прикордонного шару визначається залежностями, наданими, наприклад, в [25, 68.]:

$$St_{л} = \frac{0,332}{\sqrt{Re_x}} \cdot \frac{\sqrt{\Psi_{л}}}{Pr^{2/3}}, \alpha_{л} = St_{л} \cdot \rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e}, \quad (16)$$

де $Re_x = \rho_e \cdot u_e \cdot X / \mu_e$, $\Psi_{л} = \Psi^{-0,22} \cdot \Psi^*^{-0,08}$, $\Psi = T_w / T_e$, $\Psi^* = T_{г,е} / T_e$, $T_{г,е} = T_e \cdot \left(1 + r_{л} \frac{\chi - 1}{2} \cdot M_e^2\right)$, $r_{л} = \sqrt{Pr}$.

До теперішнього часу проведено обмежену кількість льотних експериментів, в яких досліджувався перехід в надзвукових прикордонних шарах [10, 54, 58, 60, 66, 67]. Одними з досконалих з відомих вбачаються експерименти по переходу, проведені на головних частинах ракетного аерофізичного комплексу типу «Облако» Інститутом теоретичної та прикладної механіки СВ РАН, м. Новосибірськ та Новосибірським Держуніверситетом при польоті по траєкторії при $M_{\infty} \leq 2,0$, $Re_{L,\infty} \leq 2 \times 10^7$, $a \leq 12g$ до висоти $H=8$ км в умовах працюючого двигуна твердого палива РДТП, вплив якого неможливо моделювати при дослідженні ламінарно-турбулентного переходу в сучасних аеродинамічних трубах. В ході експериментів, як вже відмічалось, температура стінки головної частини аерофізичного комплексу «Облако» вимірювалася напівпровідниковими діодами КД-522, чутливість яких складає 2,5 мВ/град. Детальне описання методики проведення, технічні засоби та результати експерименту викладені, наприклад, в роботах [5, 10, 54].

На рис. 2 представлена схема аерофізичного комплексу типу «Облако». Головна частина комплексу, що після польоту рятувалася на парашуті, була оснащена борговими електронними вимірювальними системами з датчиками температури, що дозволяло безпосередньо в польоті вимірювати температуру стінки в трьох точках головної частини. Числа Рейнольдса при польоті аерофізичного комплексу «Облако», розраховані по поздовжній координаті X в точках 1-3 становили $Re_{x,\infty} \leq 10^6 - 10^7$.

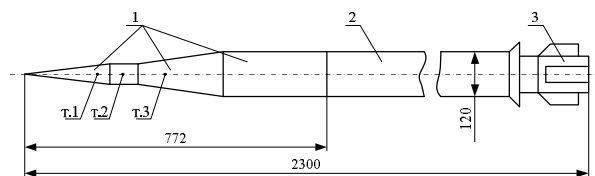


Рис. 2. Схема льотного аерофізичного комплексу багаторазового використання на основі метеоракети «Облако»: 1 – головна частина, 2 – двигун твердого палива РДТП, 3 – парашутний відсік; τ –
1 – $X = 0,25$ м; $\delta_w = 4$ мм; матеріал Д16; τ .
2 – $X = 0,28$ м; $\delta_w = 1,8$ мм; матеріал Д16; τ .
3 – $X = 0,4$ м; $\delta_w = 1$ мм; матеріал 1Х18Н9Т.

В ході виконання роботи були отримані надійні натурні кількісні дані по числах Рейнольдса на початку ламінарно-турбулентного переходу по довжині головної частини аерофізичного комплексу «Облако» в умовах польоту шляхом порівняння розрахункових та вимірних температур в трьох точках головної частини об'єкта «Облако» (рис. 2).

Для вирішення питання про режими течії в надзвуковому прикордонному шарі, в якості першого кроку були використані розрахункові криві стабілізації, що розглядаються в теорії стійкості прикордонного шару, і льотні значення температури стінки головної частини комплексу «Облако».

Якщо звернутися до робіт, присвячених втраті стійкості ламінарним прикордонним шаром [37, 61, 64, 69], та порівняти їх результати з льотними даними по температурному фактору $\psi = T_w / T_e$, то можна дати оцінку дестабілізуючого впливу аеродинамічного нагріву на можливість ламінарно-турбулентного переходу. Відповідні дані представлені на рис. 3 – 5. Наприклад, на рис. 3 наводиться діаграма стійкості прикордонного шару по Ван-Дрісту [61], на якій нанесена зона, що відповідає умовам по числах Маха M_e на зовнішній границі прикордонного шару та по температурному фактору T_w / T_e на головній частині комплексу «Облако». Місце цієї зони на діаграмі свідчить про можливість втрати стійкості ламінарного прикордонного шару, так як льотні значення T_w / T_e знаходяться поза межами повної стабілізації ламінарного потоку при реалізованих в польоті числах Маха $M_\infty \leq 2,0$.

Другим кроком для визначення режиму ламінарно-турбулентного переходу було співставлення розрахункових та льотних даних по температурі стінки головної частини комплексу «Облако». Розрахунки температури стінки проводилися за умови граничних випадків існування на головній частині комплексу «Облако» тільки ламінарного або ж тільки турбулентного прикордонного шару. Розрахункові значення температури співставлялися з льотними значеннями T_w . На рис. 6 наводяться дані про розрахунки та виміри температури стінки в трьох точках по довжині головної частини льотного комплексу «Облако» під час польоту. Ці льотні дані, наведені в [10, 56, 58], були проаналізовані і узагальнені з точки зору ламінарно-турбулентного переходу. Співставлення представлених на рис. 6 льотних та розрахункових даних по температурі стінки показує, що при $\tau \leq (6-7) \text{ с}$ має місце ламінарний прикордонний шар, а ламінарно-турбулентний перехід настає при $\tau = (6-7) \text{ с}$. Це узгоджується з даними на рис 3 – 5.

Розрахункові дані по температурі стінки в точках головної частини комплексу «Облако» під час польоту були отримані шляхом розв'язання нелінійного диференційного рівняння балансу тепла для

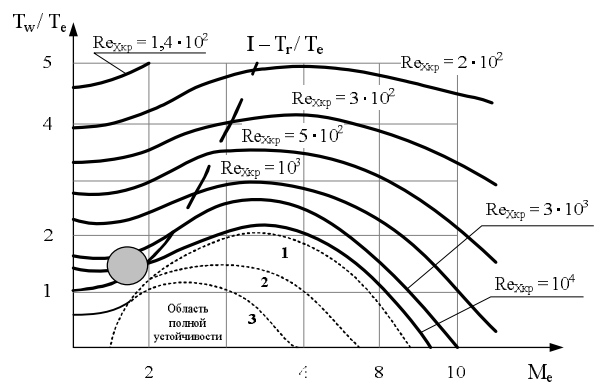


Рис. 3. Розрахунок впливу числа Маха і температури стінки на стійкість ламінарного прикордонного шару по Ван-Дрісту [61]; ● – льотні дані автора [10, 54, 58, 59]

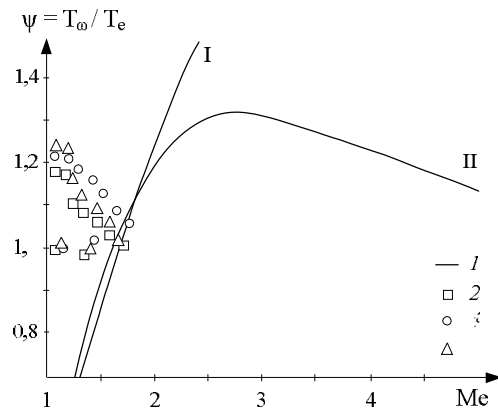


Рис. 4. Крива стабілізації надзвукового ламінарного прикордонного шару: I, II – розрахунок [61]; 2-4 – льотний експеримент на аерофізичному комплексі «Облако»: 1 – т. 1 $X = 0,25 \text{ м}$; 2 – т. 2 $X = 0,28 \text{ м}$; 3 – т. 3 $X = 0,4 \text{ м}$; I – в'язкість по Сазерленду; II – $\rho \cdot \mu = \text{const}$; $\text{Pr} = 1$

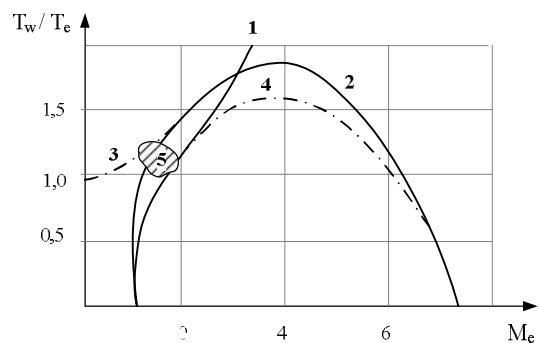


Рис. 5. Криві стабілізації надзвукового ламінарного прикордонного шару: 1, 2 – розрахунок [69]; 3, 4 – розрахунок [69], 5 – льотні дані на аерофізичному комплексі «Облако» [10, 54, 58, 59].

тонкої стінки, так як для всіх ділянок головної частини комплексу критерій Біо $Bi < 0,01$ (рис. 7). Доцільність використання моделі тонкої стінки підтверджується розрахунками температури стінки головних частин ракети «Вікінг-10» і льотного комплексу на основі метеоракети типу М-100 [12, 56].

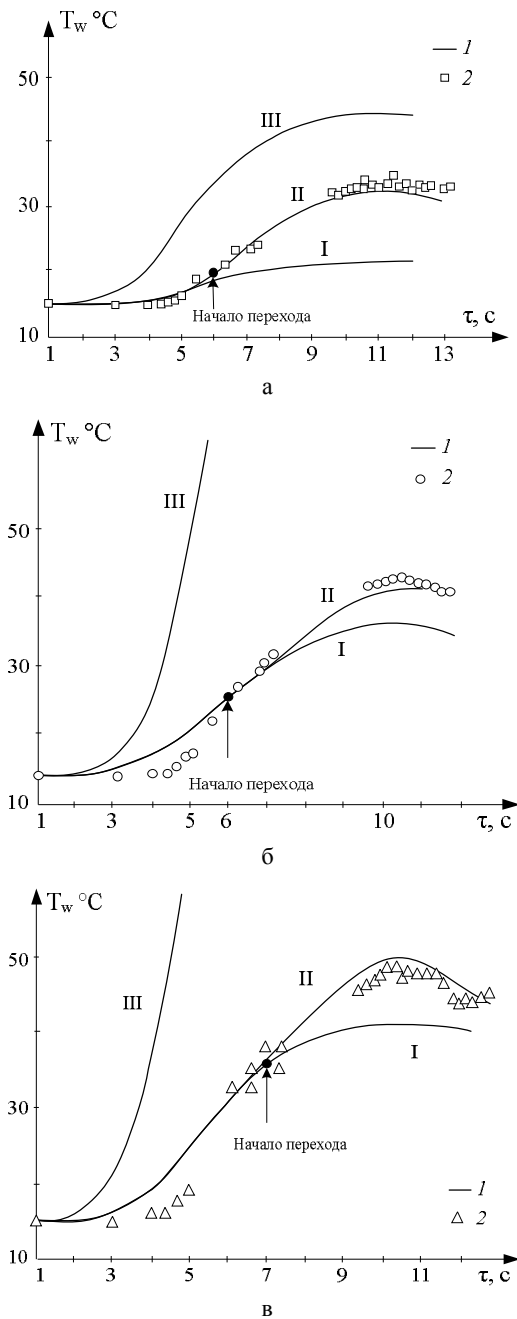


Рис. 6. Порівняння розрахункових і льотних даних по температурі стінки головної частини аерофізичного комплексу «Облако»:
 I – ламінарний прикордонний шар,
 II – перехідний режим в прикордонному шарі,
 III – турбулентний прикордонний шар;
 а – т. 1 – X = 0,25 м, δ_w = 4 мм; матеріал Д16,
 1 – розрахунок, 2 – льотний експеримент;
 б – т. 2 – X = 0,28 м, δ_w = 1,8 мм; матеріал Д16,
 1 – розрахунок, 2 – льотний експеримент;
 в – т. 3 – X = 0,4 м; δ_w = 1 мм; матеріал 1X18Н9Т,
 1 – розрахунок, 2 – льотний експеримент

Розрахукові і льотні дані по температурі стінки головної частини ракети «Вікінг-10» для ламінарного прикордонного шару відрізнялися на 1,5%, а для турбулентного на 4,5%. Дані розрахунків і льотних експериментів на аерофізичному комплексі М-100

для турбулентного режиму обтікання з урахуванням ефекту реламінаризації (зворотного переходу) відрізнялися на 8% [12,56]. Рівняння балансу тепла для тонкої стінки має вигляд

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT_w}{dt} = \alpha \cdot (T_{r,e} - T_w) - \alpha_1 \cdot (T_{w,bh} - T_{bh}^{пов}) - q_{w,\Sigma}^{rad} \tag{17}$$

де ρ_w, c_w, δ_w – щільність, теплоємність та товщина стінки; α – коефіцієнт тепловіддачі при зовнішньому ламінарному або турбулентному обтіканні, α₁ – коефіцієнт тепловіддачі в умовах теплової гравітаційної конвекції в бортовому відсіку; T_w, T_{w,bh} – відповідно температура зовнішньої і внутрішньої поверхні стінки; T_{bh}^{пов} – температура повітря всередині бортового відсіку, T_{r,e} – температура відновлення, обчислена по параметрах на зовнішній границі прикордонного шару.

В зоні ламінарно-турбулентного переходу температура поверхні розраховувалася з урахуванням коефіцієнту переміжності. В такому разі рівняння балансу тепла для тонкої стінки записувалося у вигляді [10, 22, 56]

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT_w}{dt} = [\alpha_l \cdot (1 - \gamma) + \alpha_T \cdot \gamma] \times (T_{r,e} - T_w) - \alpha_1 \cdot (T_{w,bh} - T_{bh}^{взд}) - q_w^{rad} \tag{18}$$

де α₁ – коефіцієнт тепловіддачі механізмом теплової гравітаційної конвекції від внутрішньої поверхні стінки; q_w^{rad} – щільність теплового потоку випромінювання в оточуюче середовище.

Для вирішення питання про допустимість використання умови квазістаціонарності процесу обтікання головної частини комплексу «Облако», що дає підставу вважати коефіцієнт тепловіддачі α незалежним від часу, була проведена розрахункова оцінка значень числа Струхаля Sh в рівнянні Нав'є-Стокса для пограничного шару. Число Sh є безрозмірним множником при нестационарній складовій в цьому рівнянні. Якщо Sh ≥ 1, то коефіцієнт тепловіддачі α залежить від часу, а для Sh ≤ 10⁻¹ має місце стаціонарний характер тепловіддачі.

На рис. 7 представлені залежності від часу числа Струхаля для різних точок по довжині головної частини комплексу «Облако» [12, 22, 56]. Так як по всій траєкторії руху Sh ≈ 10⁻⁴ – 10⁻⁵, то для розрахунків тертя і тепловіддачі при зовнішньому обтіканні допустимо використовувати відомі стаціонарні теорії.

Так як в прикордонному шарі на головній частині комплексу «Облако» перехід відбувався в часі і фіксованих на поверхні точках на відміну від [39], то співвідношення (7) і (8) для коефіцієнту переміжності були представлені у вигляді [22]

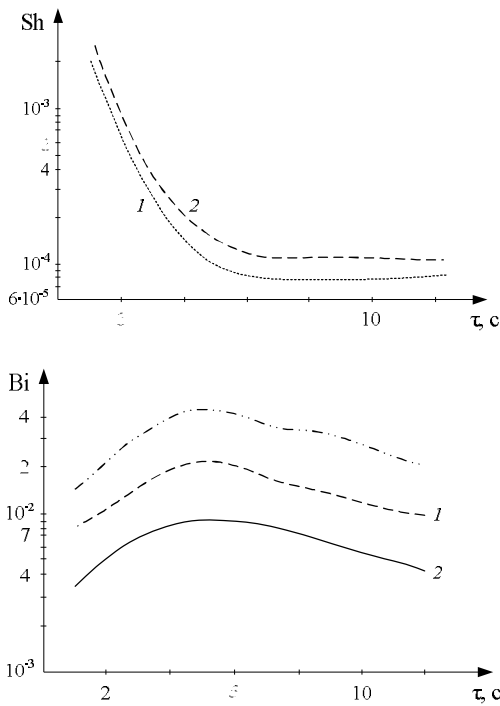


Рис. 7. Зміна числа Струхалія Sh та числа Био Bi по траєкторії для головної частини комплексу «Облако»: 1 – X = 0,25 м; 2 – X = 0,28 м; 3 – X = 0,4 м

$$\gamma \approx 1,0 - \exp \left[\frac{-3,507}{A^2} \cdot Re_{tr}^{-1,34} \cdot \frac{u_e^2 \cdot \rho_e}{\mu_e^2} \cdot \times \left(\frac{\mu_{etr}}{u_{etr} \cdot \rho_{etr}} \right)^2 \cdot (Re_{x(\tau),e} - Re_{tr})^2 \right] \quad (19)$$

З формули (19) виходить, що в момент $\tau = \tau_{tr}$ початку переходу від ламінарної форми течії до турбулентної число Рейнольдса початку зони переходу Re_{tr} дорівнює числу Рейнольдса $Re_{x,e}(\tau_{tr})$. При розрахунках температури стінки об'єкта «Облако» на основі рівняння (18) в співвідношенні (19) для визначення γ використовувалися льотні значення Re_{tr} . При $\tau \leq \tau_{tr}$ режим обтікання – ламінарний, а при $\tau > \tau_{tr}$ – перехідний, відповідаючий наявності турбулентних плям Емонса.

Диференціальне рівняння (18) з використанням співвідношення (19) для γ і льотних даних по Re_{tr} для переходного режиму обтікання при $\tau > \tau_{tr}$ і диференціальне рівняння (17) з використанням алгоритму для ламінарного режиму обтікання при $\tau < \tau_{tr}$ розв'язувались чисельно методом Рунге-Кутта. Відмінність, представлених на рис. 6 результатів розрахунків і натурального експерименту по температурі стінки об'єкта «Облако» для двох режимів течії в прикордонному шарі не перевищувала 1,5–3% для першої точки, 1,5–5% для другої точки, 1,5–7% для третьої. По розрахунковим даним сумарний вплив теплового випромінювання та теплової гравітаційної конвекції на температуру стінки не перевищував 1,5–2%.

На рис. 8 представлені розрахункові залежності від часу коефіцієнту переміжності в трьох точках головної частини «Облако» [58]. Ці залежності свідчать про значну протяжність зони переходу як в часі, так і по довжині головної частини.

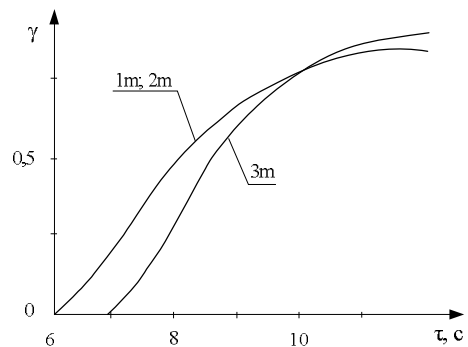


Рис. 8. Зміна коефіцієнту переміжності γ в перехідному прикордонному шарі від часу в трьох точках по довжині головної частини льотного комплексу «Облако»

Аналіз льотних даних по температурі стінки і чисельний експеримент дозволили визначити числа переходу для трьох точок на головній частині комплексу типу «Облако». Відповідні дані наведені в Таблиці. 1. Поряд наведені значення чисел Рейнольдса переходу Re_{tr} для цих трьох точок, визначені по льотним даним для гострих конусів [60, 67] при одиничних числах Рейнольдса $Re_1 \sim idem$ та Маха $Me \sim idem$.

На підставі проведених експериментів на головній частині аерофізичного комплексу типу «Облако» ($M_\infty \leq 2,0$, $Re_{L,\infty} \leq 2 \times 10^7$) та розрахунків [10, 58] була встановлена ефективність моделі ламінарно-турбулентного переходу Емонса [38, 39, 64], що пов'язана з формуванням, еволюцією та злиттям турбулентних плям в умовах надзвукового обтікання головної частини комплексу при прискореному польоті по траєкторії. На основі моделі ламінарно-турбулентного переходу Емонса в модифікації [39] достатньо коректно проводилися розрахунки теплообміну в переходному режимі стискаємого прикордонного шару та було показано, що числа Рейнольдса переходу Re_{tr} в льотних умовах на комплексі типу «Облако» для трьох досліджених точок на поверхні головної частини від $X = 0,25$ м до $X = 0,4$ м змінюються від значення $Re_{tr} = 7,5 \cdot 10^6$ до $Re_{tr} = 1,05 \cdot 10^7$. Слід ще раз відмітити, що льотні дані по числах Рейнольдса переходу отримані в умовах роботи двигуна РДТП, що неможливо моделювати в аеродинамічних трубах.

Результати роботи, пов'язаної з дослідженням ламінарно-турбулентного переходу в натурних умовах на головних частинах комплексу типу «Облако» при

надзвукових швидкостях польоту викладені в низці наукових статей [10,22,58 та ін.]. Аналіз цих результатів свідчить про можливість застосування теорії турбулентних плям Емонса для розрахунку тертя та теплопередачі в перехідній області стискаємого прикордонного шару. При цьому розрахунок коефіцієнту переміжності слід проводити, використовуючи дані по числах переходу Re_{tr} , наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Дані по числах переходу Re_{tr}

1-я точка: $X = 0,25 \text{ м}; Re_1 = 30 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$		
$\tau_{tr}, \text{с}/M_e$	$Re_{tr}, [10, 22]$	$Re_{tr}, [60]$
6 с/1,55	$7,5 \cdot 10^6$	$9 \cdot 10^6$
2-я точка: $X = 0,28 \text{ м}; Re_1 = 28,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$		
$\tau_{tr}, \text{с}/M_e$	$Re_{tr}, [10, 22]$	$Re_{tr}, [60]$
6 с/1,6	$8 \cdot 10^6$	$8 \cdot 10^6$
3-я точка: $X = 0,4 \text{ м}; Re_1 = 26,2 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$		
$\tau_{tr}, \text{с}/M_e$	$Re_{tr}, [10, 22]$	$Re_{tr}, [60]$
7 с/1,45	$1,05 \cdot 10^7$	$1,4 \cdot 10^7$

Значна кількість льотних об'єктів, що застосовуються в теперішній час мають параметри руху, співставні з параметрами ракетного аерофізичного комплексу типу «Облако» ($M_\infty \leq 2,0$, $Re_{L,\infty} \leq 2 \times 10^7$, $a \leq 12g$ до висоти $H=8 \text{ км}$). До них відносяться артилерійські снаряди, ракети типу «земля-земля», «земля-повітря», «повітря-повітря», літаки та ін. В зв'язку з цим цікаво співставити числа Рейнольдса на поверхні зазначених об'єктів та на поверхні комплексу «Облако» з метою подальшого застосування результатів льотного експерименту при розрахунках тертя та аеродинамічного нагріву. На рис. 9 представлені числа Рейнольдса для тріох точок по довжині головної частини комплексу «Облако» при русі його по траєкторії в умовах ламінарно-турбулентного переходу.

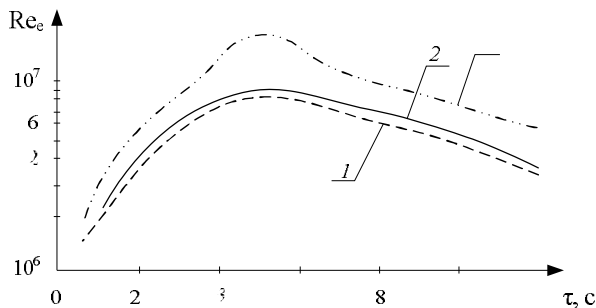


Рис. 9. Зміна числа Рейнольдса Re_e з часом при русі по траєкторії для головної частини комплексу «Облако»: 1 – $X = 0,25 \text{ м}$; 2 – $X = 0,28 \text{ м}$; 3 – $X = 0,4 \text{ м}$

В свою чергу на рис. 10 надаються розрахункові дані про зміну чисел Рейнольдса в п'яти точках по

довжині 122-міліметрового реактивного снаряда типу ОФ-21 РСЗВ «Град».

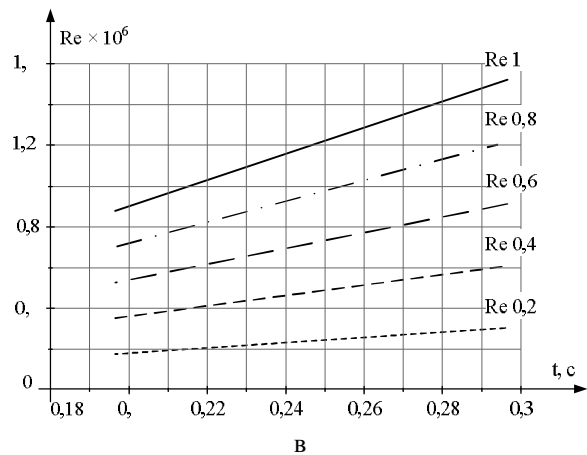
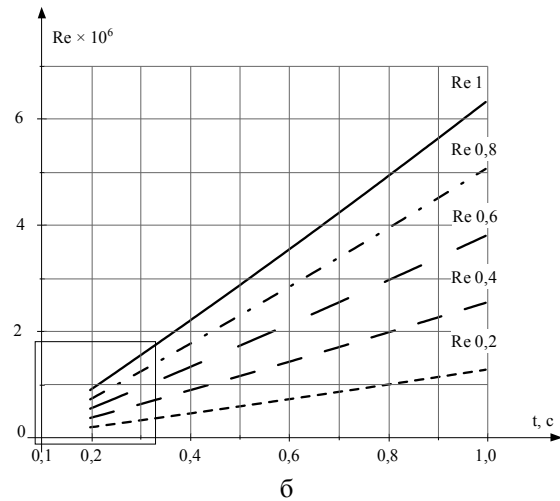
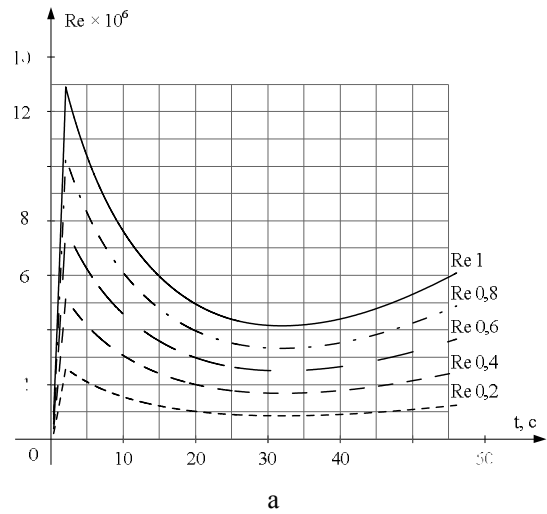


Рис. 10. Зміна числа Рейнольдса Re_{ex} з часом по довжині снаряда типу ОФ-21 РСЗВ «Град»: Re_{02} – в точці 20% довжини снаряда; Re_{04} – в точці 40% довжини снаряда; Re_{06} – в точці 60% довжини снаряда; Re_{08} – в точці 80% довжини снаряда; Re_1 – в точці 100% довжини снаряда

Даний льотний об'єкт (рис. 11) має схожі геометричні та льотні параметри [71] з комплексом

«Облако»: $M_\infty \leq 2,0$, $Re_{L,\infty} \leq 2 \times 10^7$, $a \leq 40g$ до висоти $H=4$ км в умовах працюючого двигуна РДТП. Дані по числах Рейнольдса отримані шляхом розрахунків параметрів траєкторії руху снаряда при куті стрільби 30° без тормозного кільця.

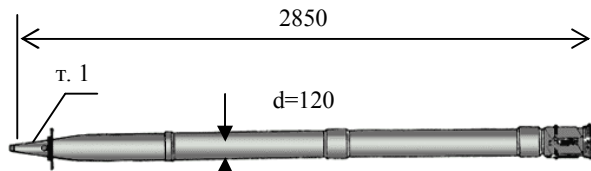


Рис. 11. 122- міліметровий реактивний снаряд типу ОФ-21 РСЗВ «Град»

Порівняння наведених даних з даними по числах Рейнольдса переходу на головній частині комплексу «Облако» свідчить про те, що на поверхні взятого за приклад льотного об'єкту типу «Град» відбувається ламінарно-турбулентний перехід. Цей перехід достатньо розвинутий в часі і в різних точках поверхні відбувається в різний час. Розраховувати опір тертя льотного об'єкта при таких умовах слід за допомогою методів, що враховують ламінарно-турбулентний перехід. В зв'язку з цим актуальним є застосування теорії турбулентних плям Емонса, перевіреної льотним експериментом [22, 46]. Послідовність дій передбачає у разі досягнення в точці обтічної поверхні чисел Рейнольдса ламінарно-турбулентного переходу Re_{tr} , значення яких наведені в табл. 1, проводити розрахунок локального коефіцієнту тертя за залежністю

$$\frac{C_f}{2} = \frac{C_{fl}}{2} \cdot (1 - \gamma) + \frac{C_{fr}}{2} \cdot \gamma, \quad (20)$$

де $C_{fl}/2$ – локальний коефіцієнт тертя для ламінарного пограничного шару, $C_{fr}/2$ – локальний коефіцієнт тертя для турбулентного пограничного шару, γ – коефіцієнт переміжності.

Коефіцієнт тертя $C_{fr}/2$ визначається по теорії Кутателадзе-Леонтєва з застосуванням залежностей (1) – (3). Для коефіцієнту тертя $C_{fl}/2$ слід використовувати залежності (4) – (6). Коефіцієнт переміжності γ обчислюється з використанням залежностей (7) – (8). При цьому температуру обтічної стінки можна визначити шляхом чисельного інтегрування диференційного рівняння (18).

Якщо брати до уваги, що по розрахунковим даним [10,58] сумарний вплив теплового випромінювання та теплової гравітаційної конвекції на температуру стінки не перевищує 1,5 – 2%, то рівняння (18) можливо використовувати у вигляді

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT_w}{dt} = [\alpha_L \cdot (1 - \gamma) + \alpha_T \cdot \gamma] \cdot (T_{T,e} - T_w) \quad (21)$$

де α_L визначається залежностями (16), а α_T – залежностями (14) – (15).

У відповідності з поставленою задачею були проведені розрахунки аеродинамічного нагріву та опору тертя на головній частині снаряда типу ОФ-21 під час польоту снаряда по траєкторії при куті стрільби 30° без тормозного кільця з використанням всіх розглянутих вище залежностей. Для цього була використана система диференційних рівнянь руху реактивного некерованого снаряда по траєкторії разом з диференційним рівнянням балансу тепла (21). Система залучених нелінійних звичайних диференційних рівнянь розв'язувалась чисельно методом Рунге-Кутта.

Розрахунки температури стінки снаряда та коефіцієнту тертя дали результати, близькі до результатів, що отримані під час льотних експериментів на льотному комплексі «Облако» при числах Маха $M_\infty \leq 2,0$. Зокрема, на рис. 12 приведені розрахункові залежності від часу числа Рейнольдса, коефіцієнта переміжності та температури стінки снаряда для точки т. 1 – $X = 0,25$ м (рис. 12); $\delta_w = 4$ мм; матеріал стінки снаряда – сталь 1Х18Н9Т. На рис. 13 надаються розрахункові залежності для числа Стантона та коефіцієнту тертя в тій самій точці.

З графіка залежності температури стінки від часу видно, що температура за час польоту збільшується приблизно на $\Delta T = 51^\circ$. Близьке до цього зростання температури стінки з того самого матеріалу зафіксовано і на комплексі «Облако» (рис.6, в).

Отримані в даній роботі результати свідчать про можливість застосування теорії турбулентних плям Емонса при розрахунках теплообміну та тертя на поверхні надзвукових осесиметричних об'єктів в умовах працюючих двигунів РДТП за наявності в пристінному прикордонному шарі ламінарно-турбулентного переходу, ефекту стисловості і неізотермічності. Базою для розрахунків є льотні дані по ламінарно-турбулентному переходу на аерофізичному комплексі «Облако», перевірка для цього об'єкту теорії турбулентних плям Емонса, перевірка теорії для ламінарного прикордонного шару і теорії турбулентного прикордонного шару на ракеті «Вікінг-10» [66] і льотному аерофізичному комплексі типу М-100 [5, 56].

Висновки

1. На підставі порівняльного аналізу чисел Рейнольдса на поверхні льотних об'єктів при швидкостях польоту, що відповідають числам Маха $M_\infty \leq 2,0$, використання граничних чисел ламінарно-турбулентного переходу, отриманих при льотному експерименті на головній частині ракетного аерофізичного комплексу «Облако», та розрахунків параметрів траєкторії польоту реактивного снаряда типу ОФ-21, слід стверджувати, що обтікання значної частини поверхні об'єктів типу ОФ-21 відбувається в умовах ламінарно-турбулентного переходу, який займає суттєву частку загального часу польоту.

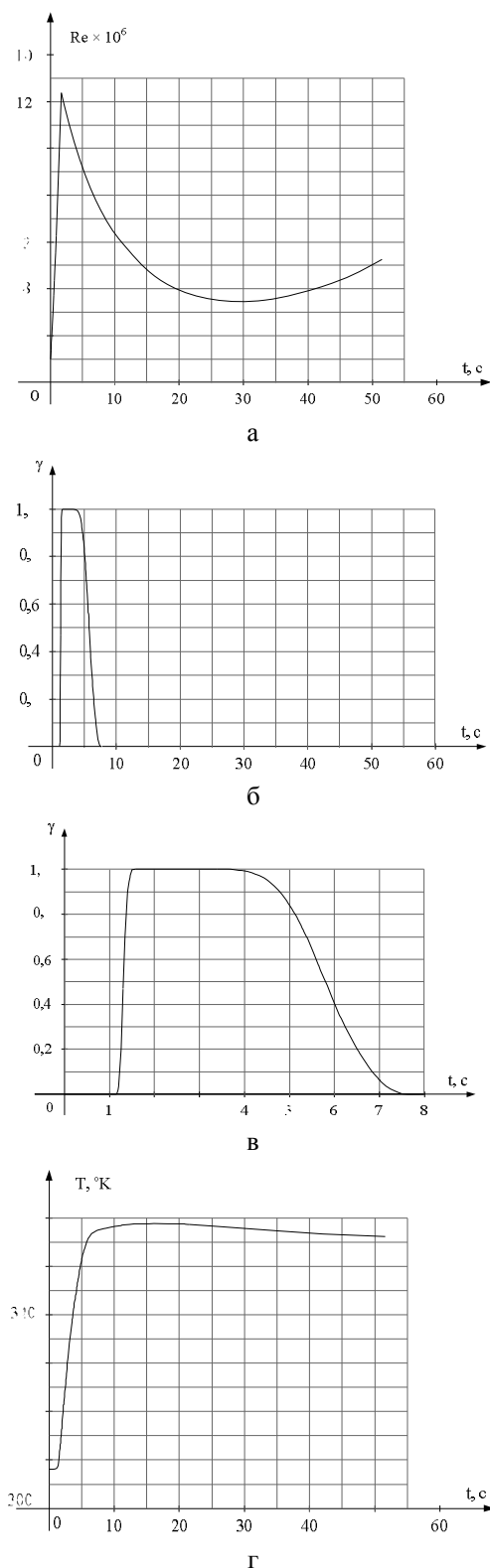


Рис. 12. Результати розрахунків аеродинамічного нагріву поверхні реактивний снаряда типу ОФ-21 в залежності від часу польоту в т. $1 - X = 0,25$ м; $\delta_w = 4$ мм; матеріал 1Х18Н9Т:
 а – місцеве число Рейнольдса;
 б – зміна коефіцієнту переміжності по траєкторії польоту снаряда;
 в – зміна коефіцієнту переміжності в зоні ламінарно-турбулентного переходу при $\tau \leq 8$ с.;
 г – температура стінки снаряда

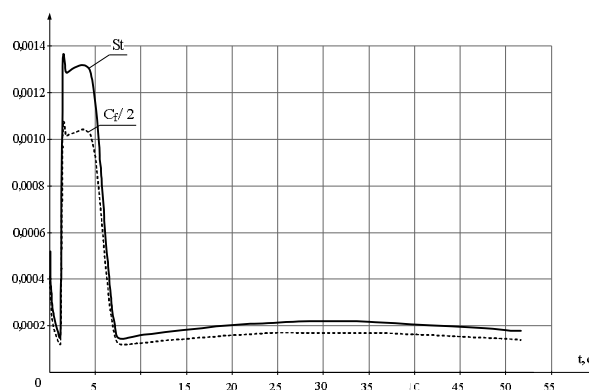


Рис. 13. Розрахункова залежність від часу польоту по траєкторії для числа Стантона та локального коефіцієнту тертя в т. $1 - X = 0,25$ м реактивного снаряда типу ОФ-21; $\delta_w = 4$ мм; матеріал стінки снаряда – сталь 1Х18Н9Т

2. Аналіз розрахункових і вимірних в льотних умовах значень температури на поверхні головної частини ракетного аерофізичного комплексу «Облако» та значень температури поверхні реактивного снаряда типу ОФ-21, отриманих при розрахунках його траєкторії, показує, що під час польоту зазначених об'єктів за відносно короткий проміжок часу відбувається аеродинамічний нагрів їх поверхні, який суттєво впливає на значення числа Рейнольдса переходу та на аеродинамічний опір тертя.

3. Шляхом порівняння значень розрахункових і льотних температур обтічної поверхні в умовах льотного експерименту на головній частині ракетного аерофізичного комплексу «Облако» при наявності ламінарно-турбулентного переходу та результатів розрахунку аеродинамічного нагріву і тертя на поверхні реактивного снаряда типу ОФ-21, підтверджена ефективність в умовах переходу теорії турбулентних плям Емонса та асимптотичної теорії пристінної турбулентності Кутателадзе-Леонтьєва при наявності турбулентного режиму течії.

4. Як підтверджено розрахунками температури поверхні головної частини ракетного аерофізичного комплексу «Облако» та розрахунками аеродинамічного нагріву поверхні реактивного снаряда типу ОФ-21 на траєкторії їх польоту, при наявності металеві стінки обтічної поверхні товщиною $\delta \approx 1-4$ мм, виготовленої з нержавіючої сталі, для розрахунку температури стінки можливо використовувати модель тонкої стінки, що описується одним диференціальним рівнянням балансу тепла на стінці при значенні критерія Біо $Bi \leq 10^{-2}$.

5. Розрахунок локальних величин коефіцієнту тертя та коефіцієнту тепловіддачі в умовах ламінарно-турбулентного переходу на поверхні льотних об'єктів при швидкостях польоту, що відповідають $M_\infty \leq 2,0$ та близьких до них, слід проводити з використанням теорії турбулентних плям Емонса, а після

настання турбулентного режиму обтікання важливим є використання асимптотичної теорії пристінного турбулентного шару Кутателадзе-Леонт'єва, з застосуванням для цього граничних значень чисел Рейнольдса переходу, отриманих під час льотних експериментів. Асимптотична теорія пристінного турбулентного шару Кутателадзе-Леонт'єва на відмінність від інших теорій справедлива при доволі великих значеннях чисел Рейнольдса і перевірена, як в наземних лабораторних експериментах, так і в льотних експериментах при надзвукових швидкостях.

Список літератури

- Hunt I. L., Jonston P. I., Ciubbo I. M. at all. Hypersonic airbreathing missile concepts under study at Langley // AIAA Paper. – 1982. – № 316 – P. 19.
- Trimpi R. L. Modern fluid dynamics of supersonic and hypersonic flight // AIAA Paper. – 1980. – № 80–0862 (Технічна інформація ЦАГИ. – 1981. – №10. – С. 1–13).
- Зоби Э.В. Анализ полученных во втором полете КЛАМИ «Спейс Шатл» экспериментальных данных по тепловым потокам и переходу от ламинарного к турбулентному пограничному слою // Аэрокосмическая техника. – 1984. – Т.2, №3. – С.110–118.
- Erllich E. Probing in flight the boundary layer of the supersonic airplane Mirage-IV // La Rech. Aerospac. – 1968. – № 122. – P. 11–19.
- Павлюченко А.М., Брагин О.А., Тютин А.А. Летные измерения температуры и давления на спасаемых головных частях метеоракет типа М-100 и «Облако» // Изв. СО АН СССР. – Сер. техн. наук. – № 3, Вып 1. – С. 46–54.
- Желтухин Н. А., Павлюченко А. М. Научные проблемы создания летного научно-исследовательского комплекса // В кн: Прикладная аэродинамика и тепловые процессы. – Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. – 1980. – С. 3–22.
- Чэпмен Д. Р. Вычислительная аэродинамика и перспективы ее развития // Ракетная техника и космонавтика. – 1980. – Т. 18, №2. – С. 3–32.
- Кутлер П. Перспективы развития теоретической и прикладной вычислительной аэродинамики // Аэрокосмическая техника. – 1985. – Т.3, №8. – С.11–29.
- Нейланд В. Я. К теории взаимодействия гиперзвукового потока с пограничным слоем для отрывных двумерных и пространных течений // Ученые записки ЦАГИ. – 1974. – № 2. – С. 82.
- Леонт'єв А. И., Павлюченко А. М. Ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях на летном осесимметричном аэрофизическом комплексе и на модели в аэродинамической трубе при наличии теплообмена и отоса воздуха // Теплофизика высоких температур. – 2008. – Т.46, №4. – С. 596 – 622.
- Павлюченко А. М., Стыцюк В. И., Брагин О. А. и др. Моделирование аэродинамического нагрева и вибраций осесимметричных тел при $M_\infty \leq 5,0$ на ЭВМ // Известия СО АН СССР. Сер. техн. наук. – 1983. – №13, вып.3. – С. 10 – 16.
- Леонт'єв А. И., Павлюченко А. М. К проблеме реламинизации сверхзвуковых турбулентных пограничных слоев на осесимметричных телах в летных условиях при наличии теплообмена // Теплофизика высоких температур. – 2004. – Т.42, №5. – С. 725 – 739.
- Турбулентное течение в пограничном слое, часть 2: Расчетные и экспериментальные исследования (по материалам иностранной печати) // Обзоры. Переводы. Рефераты. – ОНТИ ЦАГИ. – № 575. – 1980. – 187 с.
- Аэродинамика ракет. Кн. 2 // Методы аэродинамического расчета. Ред. М. Хемпи, Дж. Нилсен. – М.: Мир, 1989. – 510 с.
- Луцик В. Г., Павельев А. А., Якубенко А. Е. Уравнения переноса для характеристик турбулентности: модели и результаты расчетов // Итоги науки и техники. – Серия «Механика жидкости и газа» – Т.22. – М.: ВИНТИ. – 1988. – С. 3–56.
- Павлюченко А.М., Брагин О.А., Тучков Г.А. Аэрофизические эксперименты на метеоракете типа М100 в условиях отрыва турбулентного пограничного слоя перед ступенькой // Изв. СО АН СССР. – Сер. техн. наук. – Вып. 2, № 7. – 1987. – С.71–79.
- Павлюченко А.М., Тютин А.А., Короблев А.В. Теплообмен на метеоракете типа «Облако» при наличии отрыва пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. – 1984. Вып. I, №4. – С. 52.
- Герасимов Ю. А., Грачев В. С., Кабуров И. С. и др. Исследование обтекания крыла самолета в полете и в аэродинамической трубе // Ученые записки ЦАГИ. – Т.13. – 1982. – № 3. – С.1–11.
- Липатов И.И. Возмущенное течение в пограничном слое при локальном нестационарном нагреве поверхности // Изв. РАН. МЖГ. – 2006. – № 5. – С.19.
- Бражко В. Н., Ваганов А. В., Ковалева Н. А., Липатов И. И., Скуратов А. С. Экспериментальные исследования перехода в пограничном слое на затупленных конусах при сверхзвуковом обтекании // Ученые записки ЦАГИ. – 2008. – Т. 39, вып. 4. – С. 70.
- Колобов Б. П., Кузнецов Б. Г., Попков А. Н. и др. Пакет программ для научных исследований в области аэродинамики и гидродинамики // Вопросы разработки и эксплуатации пакетов прикладных программ. Новосибирск: Изд-во ИТПМ СО АН СССР. – 1981. – С. 3–32.
- Павлюченко А. М., Максимова Е. М. Численный метод обработки летного теплового эксперимента на метеоракете типа «Облако» с учетом теории турбулентных пятен Эммонса // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. – 1983. – Вып. 2, № 8. – С. 27–35.
- Авдеевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. – М.: Машиностроение. – 1975. – 362 с.
- Кутателадзе С. С., Леонт'єв А.И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое – М.: Энергия. – 1985. – 319 с.
- Кутателадзе С. С. Основы теории теплообмена. – М.: Атомиздат. – 1979. – 416 с.
- Лалин Ю. В. Турбулентный пограничный слой в сверхзвуковых потоках газа. – М.: Наука. – 1982. – 312 с.
- Темам Р. Уравнения Навье-Стокса. Теория и численный анализ. – М.: Мир. – 1981. – 408 с.
- Ковеня В. М., Яненко Н. Н. Метод расщепления в задачах газовой динамики. – Н-ск, Наука. – 1981. – 304 с.
- Доренс У. Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. – М.: Мир. – 1966. – 439 с.
- Решетко Э. Устойчивость ламинарного пограничного слоя и его переход в турбулентный. Вихревые движения жидкости. – М.: Мир. – 1979. – С. 11–57.
- Жигулев В. Н., Тумин А.А. Возникновение турбулентности. – Новосибирск: Наука. – 1987. – 282 с.
- Струминский В. В. К нелинейной теории развития аэродинамических возмущений // ДАН СССР. – 1963. – Т.153, №3. – С. 547.
- Алексеев М. А., Бабуев В. Ф., Кузьминский В. А. К устойчивости ламинарного пограничного слоя при сверхзвуковых скоростях потока // Уч. зап. ЦАГИ. – 1971. – Т.2, №3. – С. 42.
- Яненко Н. Н., Гапонов С. А. Инвариантные критерии устойчивости течений сжимаемой жидкости // ДАН СССР. – 1981. – Т. 259, № 5. – С. 1056–1059.
- Stuart J.T., Nonlinear Stability Theory // Ann. Rev. Fluid Mech. – 1971. – V. 3. – P. 347.

36. Кендолл Дж. М. Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентному режиму в сверхзвуковом и гиперзвуковом пограничных слоях // *Ракетная техника и космонавтика*. –1975. –Т. 13, № 3. С. 47.
37. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. – Н-ск: Наука. –1980. – 142 с.
38. Emmons H. W. The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer. Part I. *Journal of the Aeronautical Sciences*. – 1951. – v. 18, № 6. – P. 490.
39. Emmons H. W., Bryson A. E. The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer. // *Proc. Ist. U. S. Nat. Conf. Theor. and Appl. Mech. Amer. Soc. Mech. Eng.* – №4 –1951. – P. 859.
40. Chen K. K., Thyson N. A. Extension of Emmon's Spot Theory to flow on Blunt Bodies. // *AIAA Journal*. –1971. – v. 9, № 5. – P. 821.
41. Shubauer G. B., Klebanoff P. S. Contributions on the Mechanics of Boundary Layer Transition // *Rept. 1289, NASA*. –1956. – P. 28.
42. Elder I. An Experimental Investigation of Turbulent Spots and Breakdown to Turbulence// *Journal Fluid Mech.* – 1960. – v.9. – С. 253.
43. Шлихтинг Г. Возникновение турбулентности. – М.: Изд. иностр. литературы., –1962. –201 с.
44. Харитонов А.М., Черных В.В. Совместное влияние чисел Маха и Рейнольдса на переход в пограничном слое // *Изв. АН СССР. МЖГ*. –1974. – № 1. – С. 160.
45. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа: Учеб. для вузов. – 7-е изд., испр. – М.: Дрофа. – 2003. – 840 с.
46. Леонтьев А. И., Павлюченко А. М. К обобщению модели турбулентных пятен Эммонса для области ламинарно-турбулентного перехода при наличии тепло-и массообмена в летных и наземных условиях // *Теплофизика и аэромеханика*. –1997. – Т.4, № 4. – С. 353.
47. Пейт С. Р., Шюлер С. Дж. Влияние излучения аэродинамического шума на переход в сверхзвуковых и гиперзвуковых аэродинамических трубах // *Ракетная техника и космонавтика*. – 1969. – Т.7, № 3. – С. 80.
48. Струминский В. В., Харитонов А. М., Черных В. В. Экспериментальное исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях // *Изв. АН СССР. МЖГ*. –1972. – №2. – С.30–34.
49. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. – Новосибирск: Наука. –1982. – 282 с.
50. Штейнхер Дж. Замечания о масштабных эффектах // *Переводы ОНТИ ЦАГИ*. – № 543, 1980. – С. 23.
51. Блэкуэлл Дж. Масштабные эффекты на сверхкритических профилях // *Переводы ОНТИ ЦАГИ*. – № 572, 1980. – С. 24.
52. Уайтфилд Дж. Д., Пейт С. П., Кимзи У.Ф., и др. ЭВМ в аэродинамическом эксперименте // *ЭВМ в аэродинамике* / Ред. Рубин С. Дж. – М.: Машиностроение, 1982. – С. 91.
53. Bercowitz A. M., Kyrriss C. L., Martellucci A. Boundary Layer Transition Flight Test Observations // *AIAA Paper 77-125*. –1977. – P. 41.
54. Pavluchenko A. M., Bragin O. A., Tyutin A. A., Popkov A. N. Laminar-Turbulent Transition, Relaminarization, Separated Flows, Interaction of Transition and Separation on Rocket Cones Two Types in a Trajectory Flight at $Re_{L,\infty} < 10^8$, $M_\infty \leq 4,5$, $a < 32g$ // *Proc. of Int. Conf. Meth. Aerophys. Research. Pt. III. Novosibirsk: Inst. of Theor. and Appl. Mechanics. Siberian Branch of the Russia Academy of Sci.* – 1998. – P. 213.
55. Зоби Е. В., Грейвс Р. А. Сопоставление результатов расчетов турбулентных течений различными методами с данными измерений теплоотдачи в лабораторных и летных испытаниях // *Ракетная техника и космонавтика*. – 1977. –Т. 15, № 7. – С. 7.
56. Максимова Е. М., Павлюченко А. М. Сравнение расчетных и летных данных по теплообмену для осесимметричных тел, движущихся по траектории при $M_\infty \leq 5,0$ // *Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук*. – 1984, Вып. 2, № 10. – С. 40.
57. Павлюченко А. М., Максимова Е. М., Попков А. Н. и др. Численный расчет аэрофизических характеристик сверхзвуковых осесимметричных объектов с использованием летных данных в граничных условиях // *Моделирование в механике*. –1990. – Т. 4(21), № 1. – С. 136.
58. Павлюченко А. М., Максимова Е. М. Вопросы перехода и ламинаризации в сверхзвуковых пограничных слоях в летных условиях. Препринт № 2-85. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механики СО РАН. –1985. –32 с.
59. Leontjev A. I., Pavluchenko A. M. Gradient Criteria of Transition, Relaminarization and Friction Drag in Supersonic Boundary Layers in Flying Objects at Heat Transfer // *Proc. of the 10 th Int. Heat Transfer Conf. Brighton*. –1994. –V. 3. – P. 41–45.
60. Beckwith I. E., Bertram M. H. A Survey of NASA Lengley studies on high-speed transition and the quiet tunnel – NASA-TM-X-2566. – 1972. – P. 67.
61. Van Driest E. R. Calculation the Stability of the Laminar Boundary Layer in Compressible Fluid on a Flat Plate with Heat Transfer // *Journ. Aero. Sci.* –1952. –V.19. – P. 71.
62. Pavluchenko A. M. Heat Transfer. Characteristics Axisymmetric Rocket Nose Cones with Separationless and Separated Flows // *Heat Transfer Soviet Research*. –1984, V. 4, № 4. – P. 115.
63. Narasimha R., Devasia K. J., Guruani G. and Badri Narayanan M. A. Transitional intermittency in boundary layer subjected to pressure gradient // *Report 84 FM2*. – Bangalore, India. – 1984. – P.16.
64. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука. – 1969. – 742 с.
65. Гендерсон А. Переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный // *Современные проблемы газовой динамики*. – М.: Мир. –1971. – С. 88.
66. Снодграсс Р. Б. Полетные испытания по определению аэродинамического нагрева и точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на носовой конической части ракеты "Викинг- 10" // *Вопросы ракетной техники*. – 1957. – № 1. – С.28.
67. Beckwith I. E., Greel T. R., Chen F. J. Free Stream Noise and Transition Measurement in a Mach 3.5 Pilot Quiet Tunnel // *AIAA-83-21*. – P. 17.
68. Леонтьев А. И. Теория теплообмена. – М.: Высшая школа. – 1979. – 495 с.
69. Гапонов С. А., Маслов А. А. Численное решение задачи о полной стабилизации сверхзвукового пограничного слоя // *ПМТФ*. –1972. – № 2. – С. 25.
70. Dunn D. W., Lin C. C. On the Stability of the Laminar Boundary Layer in a Compressible Fluid // *L. Aeron. Sci.* – 1955. – v. 22, №7– p. 250.
71. Таблицы стрельбы осколочно - фугасными реактивными снарядами М-210Ф. – М.: Военное издательство министерства обороны СССР. – 1975. – 96 с.

Надійшла до редколегії 28.10.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.М. Фоменко, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

**К ПРОБЛЕМЕ РАСЧЕТА ТЕПЛООБМЕНА И СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ
ОСЕССИММЕТРИЧНЫХ ОБЪЕКТОВ В УСЛОВИЯХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ РДТТ
ПРИ НАЛИЧИИ В ПРИСТЕНОЧНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ЛАМИНАРНО- ТУРБУЛЕНТНОГО
ПЕРЕХОДА, ЭФФЕКТА СЖИМАЕМОСТИ И НЕИЗОТЕРМИЧНОСТИ**

А.Н. Шийко, А.М. Павлюченко

Проведен анализ проблем ламинарно-турбулентного перехода в пристенных пограничных слоях, а также масштабных эффектов при исследовании ламинарно-турбулентного перехода в аэродинамических трубах. Описывается методика и предоставляются результаты летных аэрофизических исследований чисел Рейнольдса начала перехода на головной части летного комплекса «Облако» при наличии теплообмена и работающих двигателей РДТТ. Приведены результаты расчетов аэродинамического нагрева и локального коэффициента трения на поверхности головной части реактивного снаряда ОФ-21. На основании проведенных летных исследований и расчетов делается вывод о целесообразности использования теории турбулентных пятен Эммонса при расчетах аэродинамического нагрева и сопротивления трения в зоне ламинарно-турбулентного перехода. При наличии турбулентного режима обтекания используется асимптотическая теория турбулентного пограничного слоя С. С. Кутателадзе и А. И. Леонтьева, которая учитывает эффекты сжимаемости и неизотермичности в пограничном слое.

Ключевые слова: аэродинамическое сопротивление трения, аэродинамический нагрев, пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, турбулентные пятна Эммонса, коэффициент пережимаемости, асимптотическая теория турбулентного пограничного слоя, летный эксперимент, температура стенки, граничные числа Рейнольдса.

**THE PROBLEM OF CALCULATION OF HEAT TRANSFER AND FRICTION RESISTANCE OF SUPERSONIC AX-
ISYMMETRIC OBJECTS UNDER THE SOLID PROPELLANT ENGINES OPERATING
IN THE PRESENCE OF PARIETALI BOUNDARY LAYER LAMINAR-TURBULENT
TRANSITION AND NON-ISOTHERMAL COMPRESSIBILITI EFFECTS**

A.N. Shiyko, A.M. Pavlyuchenko

The analysis of problems of laminar-turbulent transition in front of boundary layers, as well as large-scale effects in the study of laminar-turbulent transition in wind tunnels. Describes the methods and results of flight research Reynolds numbers began moving to the head of the flight of "cloud" in the presence of heat exchange and running engines of SRM. The results of calculations of aerodynamic heating and local coefficient of friction on the surface of the head of a missile ОФ-21. On the basis of flight research and calculations suggest the usefulness of theory of turbulent spots of Emmon's calculations of aerodynamic heating and friction resistance in the laminar-turbulent transition.

Key words: aerodynamic resistance of friction, heat, the aerodynamic boundary layer, laminar-turbulent transition and turbulent stains of Emmon's, the flight experiment, temperature of wall, boundary Reynolds number.

