

А. М. Павлюченко, д.т.н., профессор, О. М. Шийко, к.т.н., доцент (Сумський національний аграрний університет, м. Суми, Україна)

До розрахунку аеродинамічного опору тертя і теплообміну при ламінарно-турбулентному переході в прикордонному шарі

Проведені дослідження і даються рекомендації до практичного застосування теорії турбулентних плям Емонса та асимптотичної теорії турбулентного шару С. С. Кутателадзе і А. І. Леонтьєва, ефективність яких перевірена експериментами при польоті в атмосфері дослідницького аерофізичного комплексу, для розрахунку коефіцієнтів тертя і тепловіддачі перехідного та турбулентного прикордонних шарів при обчисленні аеродинамічного нагріву і тертя на обтічних поверхнях.

Ключові слова: конвективна тепловіддача, аеродинамічний опір тертя, аеродинамічний нагрів, прикордонний шар, ламінарно-турбулентний перехід.

Проведены исследования и даны рекомендации к практическому применению теории турбулентных пятен Еммонса и асимптотической теории турбулентного слоя С. С. Кутателадзе и А. И. Леонтьева, эффективность которых проверена экспериментами при полете в атмосфере исследовательского аэрофизического комплекса, для расчета коэффициентов трения и теплоотдачи переходного и турбулентного пограничных слоев при вычислении аэродинамического нагрева и трения на обтекаемых поверхностях.

Ключевые слова: конвективная теплоотдача, аэродинамическое сопротивление трения, аэродинамический нагрев, пограничный слой, ламинарно - турбулентный переход.

Researches are conducted and given recommendations to practical application of the theory of turbulent spots of Emmons and the asymptotic theory of a turbulent layer of S. S. Kutateladze and A. I. Leontyeva which efficiency is checked by experiments when flying in the atmosphere of a research aero physical complex, for calculation of coefficients of friction and a thermolysis of transitional and turbulent boundary layer at calculation of aerodynamic heating and friction on streamline surfaces.

Key words: convective thermolysis, aerodynamic resistance of friction, aerodynamic heating, boundary layer, laminarno - turbulent transition.

Постановка проблеми в загальному вигляді

Процеси конвективного теплообміну надзвичайно широко розповсюджені в техніці. Проблема конвективної тепловіддачі безпосередньо пов'язана з проблемою тертя в пристінному прикордонному шарі. Прикладами об'єктів для розрахунку тепловіддачі і тертя є різного роду енергетичне обладнання (трубчасті та пластинчаті теплообмінники, рекуператори), магістральні газопроводи, проточні частини компресорів, поверхні літальних апаратів і т.ін. Особливо складним завданням залишається розрахунок теплообміну і опору тертя понадзвукових пристінкових течій при наявності в них ламінарно-турбулентного переходу. Великі складності теоретичного вирішення проблеми ламінарно-турбулентного переходу вимагають проведення експериментів в сучасних до-, понад- і гіперзвукових аеродинамічних установках, проведення льотних експериментів. 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 на порядок перевищували відповідні величини, отримані в аеродинамічних трубах.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

В більшості літературних джерел, присвячених тепловіддачі і тертю, наводяться залежності, які дозволяють проводити розрахунки коефіцієнтів тепловіддачі та тертя для випадків суто ламінарної чи турбулентної пристінної течії [3, 4, 8, 9, 10]. В той же час, зна-

чна кількість існуючих публікацій [1, 2, 5, 6, 7] вказує на необхідність розробки методів розрахунку пристінного тертя і тепловіддачі за умови існування на обтічній поверхні ламінарно-турбулентного переходу. Появляється це з тим, що зона переходу від моменту втрати стійкості ламінарним прикордонним шаром і до повністю сформованого турбулентного прикордонного шару займає значну частину обтічної поверхні і точність розрахунків на цій частині поверхні суттєво впливає на загальний результат.

Мета статті

Метою даної статті є аналіз можливостей практичного застосування теорії турбулентних плям Емонса та асимптотичної теорії пристінного турбулентного шару С. С. Кутателадзе і А. І. Леонтьєва, для розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів тертя і тепловіддачі перехідних та турбулентних надзвукових прикордонних шарів на обтічних поверхнях шляхом обчислення у якості прикладу коефіцієнта тертя та аеродинамічний нагріву на поверхні головної частини гіпотетичного надзвукового літального апарата, використовуючи зазначені теорії та дані по числах Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу, отримані в результаті льотних експериментів.

Викладення основного матеріалу досліджень

Для визначення локальних коефіцієнтів тертя і тепловіддачі в точці на обтічній поверхні тіла у випадку турбулентного прикордонного шару можна застосувати асимптотичну теорію пристінної турбулентності, розроблену С. С. Кутателадзе та А. І. Леонтьєвим [3]. У

відповідності з [3] локальний коефіцієнт тертя для стискаемого турбулентного прикордонного шару може бути розрахований за залежністю:

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

$$\frac{C_{f0}}{2} = 0,0288 \operatorname{Re}_x^{-0,2}, \operatorname{Re}_e = \frac{\rho_e \cdot u_e \cdot X}{\mu_e} \quad (1)$$

де $C_{f0}/2$ – 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 [3].

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

$$r_T = \sqrt[3]{\operatorname{Pr}}; k=1,4;$$

де 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.

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

Для визначення локального коефіцієнту тертя в точці на поверхні тіла обертання у випадку стискаемого ламінарного прикордонного шару можна скористатися залежностями, наданими в [4] 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 [8]

$$\frac{C_{f0}}{2} = \frac{0,332}{\sqrt{\operatorname{Re}_e}} \quad (5)$$

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

прикордонного шару

$$T_{re} = T_e \cdot \left(1 + r_L \cdot \frac{k-1}{2} \cdot M_e^2\right); r_L = \sqrt{\operatorname{Pr}} \quad (6)$$

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

$$q_w = \alpha \cdot (T - T_w) \quad (7)$$

тут T – характерна температура потоку, обтікаючого поверхню; T_w – температура стінки; α [Вт/(м²·град)] – коефіцієнт тепловіддачі. У випадку дозвукової течії в прикордонному шарі температура $T = T_e$, для надзвукових течій $T = T_{r,e}$. Для характеристики тепловіддачі замість розмірного коефіцієнта тепловіддачі зручно використовувати безрозмірний критерій – число Стантона

$$\operatorname{St} = \frac{\alpha}{\rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e}} = \frac{q_w}{\rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e} \cdot (T_{r,e} - T_w)} \quad (8)$$

В такому разі

$$\alpha = \operatorname{St} \cdot \rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e} \quad (9)$$

Число Стантона, що визначає тепловіддачу в стискаемому турбулентному прикордонному шарі до поверхні обтічного тіла, у відповідності з [3,4,10] можна обчислити за такими залежностями:

$$\operatorname{St}_T = \operatorname{St}_0 \cdot (\Psi_M \cdot \Psi_t)^{0,8} \cdot \left(\frac{\mu_w}{\mu_e}\right)^{0,2}, \operatorname{St}_0 = 0,0288 \cdot \operatorname{Re}_x^{-0,2} \cdot \operatorname{Pr}^{\frac{2}{3}},$$

$$\operatorname{Re}_x = \frac{\rho_e \cdot u_e \cdot X}{\mu_e}, \quad (10)$$

де Ψ_M і Ψ_t – параметри, що враховують стискаємість в прикордонному шарі, неізотермічність процесу тепловіддачі та існуючий градієнт тиску і визначаються залежностями (2).

Алгоритм розрахунку коефіцієнту тепловіддачі для ламінарного стискаемого прикордонного шару визначається залежностями, наданими, наприклад, в [4,10]:

$$\operatorname{St}_L = \frac{0,332}{\sqrt{\operatorname{Re}_x}} \cdot \frac{\sqrt{\psi_L}}{\operatorname{Pr}^{\frac{2}{3}}}, \alpha_L = \operatorname{St}_L \cdot \rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e} \quad (11)$$

$$\text{де } \operatorname{Re}_x = \frac{\rho_e \cdot u_e \cdot X}{\mu_e}, \quad \psi_L = \psi^{-0,22} \cdot \psi^*^{-0,08}, \quad \psi = T_w/T_e,$$

$$\psi^* = T_{re}/T_e, \quad T_{re} = T_e \cdot \left(1 + r_L \cdot \frac{k-1}{2} \cdot M_e^2\right), \quad r_L = \sqrt{\operatorname{Pr}}. \text{ Для}$$

опису перехідного прикордонного шару значний розвиток і застосування отримала модель турбулентних плям Емонса [1,2,5,6,7]. По Емонсу область переходу характеризується виникненням турбулентних плям, що не взаємодіють між собою і, розширюючись при русі по потоку, зливаються, утворюючи турбулентний прикордонний шар. Фізичний характер такої переміжної течії можна описати за допомогою коефіцієнту перемежаємості γ [9], що вказує, яку долю деякого часу в певному місці поверхні існує турбулентна течія. При $\gamma=1$ течія весь час турбулентна, а при $\gamma=0$ вона ламінарна. В [8] 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 перемешуваності, який справедливий при обтіканні теплоізоляованої поверхні:

$$\gamma = 1,0 - \exp \left[-G_1 \cdot \frac{(X - X_n)^2}{u_e} \right], \quad G_1 = \frac{3,507}{A^2} \cdot Re_{tr}^{-1,34} \cdot \frac{u_e^3 \cdot \rho_e}{\mu_e^2},$$

$$A = 60 + 4,68 \cdot M_e^{1,92} \quad (12)$$

де G_1 - швидкість утворення турбулентних плям; X_n - 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.

Для коректного розрахунку опору тертя та теплообміну обтічних поверхонь необхідно мати надійні дані про значення чисел Рейнольдса на початку області переходу. Незважаючи на велику кількість теоретичних досліджень, в теперішній час не існує визнаної завершеною теорії ламінарно-турбулентного переходу. В той же час експерименти в аеродинамічних трубах мають ряд обмежень. В сучасних над-і гіперзвукових аеродинамічних трубах одночасно не моделюються числа Рейнольдса, Маха, температурний фактор, існує акустичне поле [1]. В зв'язку з цим льотний експеримент є найбільш достовірним при дослідженні явища переходу.

В ході льотних експериментів, проведених на головній частині ракетного аерофізичного комплексу типу «Облако» (рис.1) 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 ламінарно-турбулентний перехід фіксувався по результатах виміру температури стінки головної частини напівпровідниковими діодами КД-522, чутливість яких складає 2,5 мВ/град [1, 2]. Числа Рейнольдса при польоті аерофізичного комплексу «Облако», розраховані по поздовжній координаті X в точках 1-3 становили $Re_{x,\infty} \leq 10^6 - 10^7$. В ході виконання роботи були отримані надійні натурні кількісні дані по числах Рейнольдса на початку ламінарно-турбулентного переходу шляхом порівняння розрахункових та вимірних температур в трьох точках головної частини об'єкта «Облако» (рис.1).

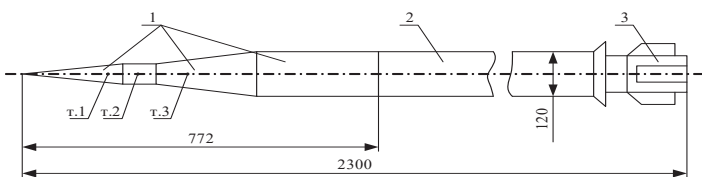


Рис. 1. Схема льотного аерофізичного комплексу багаторазового використання на основі метеорокети «Облако»: 1 - головна частина, 2 - двигун твердого палива РДТП, 3 - парашутний відсік; т. 1 - $X = 0,25$ м; $\delta_w = 4$ мм; матеріал Д16; т. 2 - $X = 0,28$ м; $\delta_w = 1,8$ мм; матеріал Д16; т. 3 -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

Так як в прикордонному шарі на головній частині комплексу «Облако» перехід відбувався в часі в фіксованих на поверхні точках на відміну від [7], то співвідношення (12) для коефіцієнту перемешуваності були представленні у вигляді [2]

$$\gamma \approx 1,0 - \exp \left[- \frac{3,507}{A^2} \cdot Re_{tr}^{-1,34} \cdot \frac{u_e^3 \cdot \rho_e^2}{\mu_e^2} \cdot \frac{\mu_{etr}}{u_{etr} \cdot \rho_{etr}} \times \left(Re_{x(\tau),e} - Re_{tr} \right)^2 \right] \quad (13)$$

де $Re_{x(\tau),e}$ - місцеве число Рейнольдса, 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. При $\tau \leq \tau_{tr}$ режим обтікання - ламінарний, а при $\tau > \tau_{tr}$ - перехідний, відповідаючий наявності турбулентних плям Емонса.

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». На рис.2 наводиться діаграма стійкості прикордонного шару по Ван-Дрісту [11], на якій нанесена дані, що відповідають 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 розміщення зони даних на діаграмі свідчить про можливість втрати стійкості ламінарного прикордонного шару, так як більшість льотних значень T_w/T_e знаходяться поза межами повної стабілізації ламінарного потоку при реалізованих в польоті числах Маха $M_\infty \leq 2,0$.

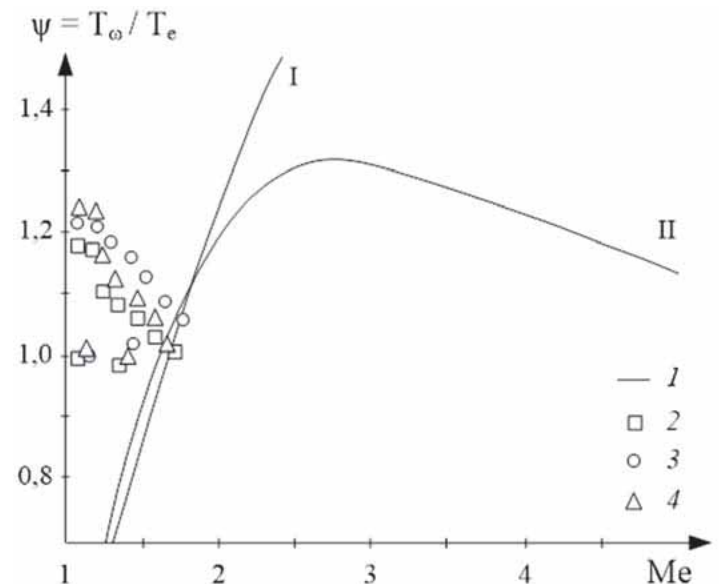


Рис. 2. Крива стабілізації надзвукового ламінарного прикордонного шару: I, II - розрахунок [11]; 2-4 - льотний експеримент на аерофізичному комплексі «Облако»: 1 - т. 1 $X = 0,25$ м; 2 - т. 2 $X = 0,28$ м; 3 - т. 3 $X = 0,4$ м; I - в'язкість по Сазерленду; II - $\rho \cdot \mu = const$; $Pr = 1$

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. 3 наводяться дані про розрахунки та виміри температури стінки в одній з точок по довжині головної частини льотного комплексу «Облако» під час польоту. Співставлення представлених на рис.3 льотних та розрахункових даних по температурі стінки показує, що ламінарно-турбулентний перехід наставав

при $\tau = (6-7)$ с.

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 тонкої стінки, так як для всіх ділянок головної частини комплексу критерій Біо становив $Bi < 0,01$:

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT_w}{d\tau} = \alpha \cdot (T_{r,e} - T_w) - \alpha_1 \cdot (T_{w,вн} - T_{вн}^{нов}) - q_{w,\Sigma}^{rad} \quad (14)$$

де ρ_w, c_w, δ_w – щільність, теплоємність та товщина стінки; α – коефіцієнт тепловіддачі при зовнішньому ламінарному або турбулентному обтіканні, α_1 – коефіцієнт тепловіддачі в умовах теплової гравітаційної конвекції в бортовому відсіку; $T_w, T_{w,вн}$ – відповідно температура зовнішньої і внутрішньої поверхні стінки; $T_{вн}^{нов}$ – температура повітря всередині бортового відсіку, $T_{r,e}$ – температура відновлення, обчислена по параметрах на зовнішній границі прикордонного шару.

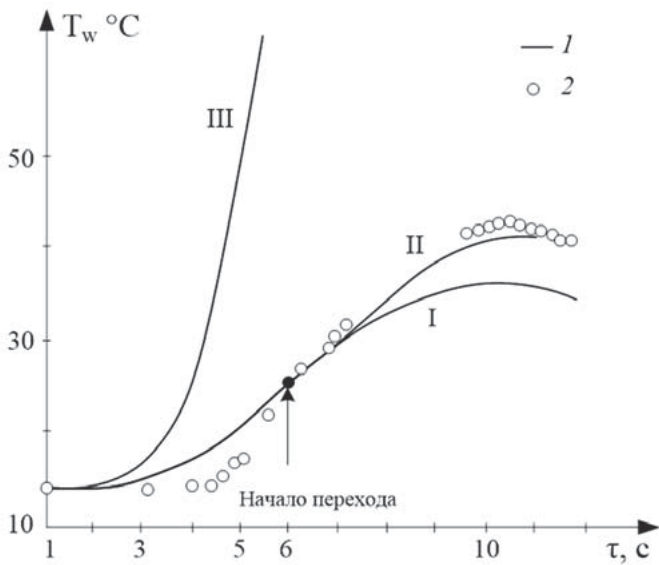


Рис. 3. Порівняння розрахункових і льотних даних по температурі стінки головної частини аерофізичного комплексу «Облако»: I – ламінарний прикордонний шар, II – перехідний режим в прикордонному шарі, III – турбулентний прикордонний шар; $X = 0,28$ м, $\delta_w = 1,8$ мм; матеріал Д16, 1 – розрахунок,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

В зоні ламінарно-турбулентного переходу температура поверхні розраховувалася з урахуванням коефіцієнту перемешуваності. В такому разі рівняння балансу тепла для тонкої стінки записувалося у вигляді

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT_w}{d\tau} = [\alpha_l \cdot (1 - \gamma) + \alpha_T \cdot \gamma] \cdot (T_{r,e} - T_w) - \alpha_1 \cdot (T_{w,вн} - T_{вн}^{нов}) - q_w^{rad} \quad (15)$$

де α_1 – коефіцієнт тепловіддачі механізмом теплової гравітаційної конвекції від внутрішньої поверхні стінки; q_w^{rad} – щільність теплового потоку випромінювання в оточуюче середовище, α_l визначається залежностями (11), а α_T – залежностями (9) – (10).

У разі досягнення в точці обтічної поверхні чисел Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу Re_{τ} розрахунок локального коефіцієнту тертя на основі теорії турбулентних плям Емонса виконувався за залежністю

$$\frac{C_f}{2} = \frac{C_{f,l}}{2} \cdot (1 - \gamma) + \frac{C_{f,t}}{2} \cdot \gamma \quad (16)$$

де $C_{f,l}/2$ – локальний коефіцієнт тертя для ламінарного пограничного шару, $C_{f,t}/2$ – локальний коефіцієнт тертя для турбулентного пограничного шару, γ – коефіцієнт перемешуваності.

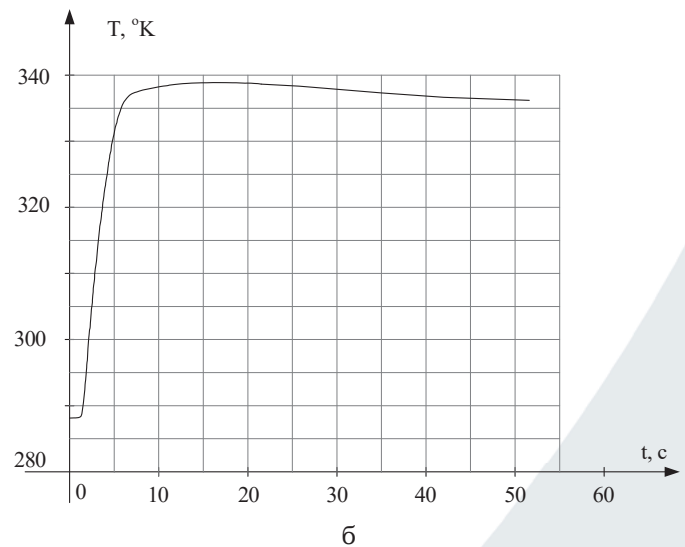
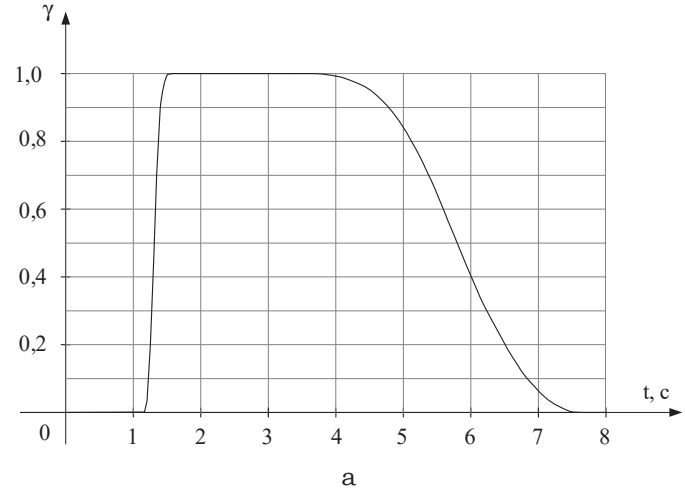


Рис. 4. Результати розрахунків коефіцієнту перемешуваності та аеродинамічного нагріву поверхні надзвукового літального апарата в залежності від часу: $X = 0,25$ м, $\delta_w = 1,4$ мм; матеріал стінки – сталь 1X18H9T

Аналіз льотних даних по температурі стінки і чисельний експеримент дозволили визначити числа переходу для трьох точок на головній частині комплексу типу «Облако» [1] та довести ефективність моделі ламінарно-турбулентного переходу Емонса [6,7] та асимптотичної теорії [3].

За допомогою перевічених льотним експериментом теорій були проведені розрахунки аеродинамічного нагріву та опору тертя на головній частині гіпотетичного літального апарату при числах Маха польоту по траєкторії $M_{\infty} \leq 2,0$. Для цього була використана система диференціальних рівнянь руху реактивного некерowanego літального апарату по траєкторії разом з диференціальними рівняннями балансу тепла для тонкої стінки (14)-(15), а також дані по критичному значенню числа Рейнольдса переходу з роботи [1]. Система залучених нелінійних диференціальних рівнянь розв'язувалась чисельно методом Рунге-Кутта. Результати розрахунків наведені на рис.4. Зокрема, на рис. 4,а приведені розрахункові залежності від часу коефіцієнту пе-

ремежаємості, а на рис. 4,б температури стінки літального апарата в точці на обтічній поверхні при $X=0,25$ м; $\delta_w=4$ мм; матеріал стінки – сталь 1X18H9T.

Висновки

Проведені дослідження та отримані в даній роботі результати свідчать про можливість застосування теорії турбулентних плям Емонса і асимптотичної теорії прикордонного шару при розрахунках теплообміну та тертя за наявності в пристінному прикордонному шарі ламінарно-турбулентного переходу, ефекту стисливості і неізотермічності при розрахунках нагріву і тертя як на обтічних поверхнях літальних апаратів, так і різного роду енергетичного та промислового обладнання (трубчастих та пластинчатих теплообмінників, рекуператорів, проточних частин компресорів та ін.).

Список літератури

1. Леонтьев, А. И. Ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях на летном осесимметричном аэрофизическом комплексе и на модели в аэродинамической трубе при наличии теплообмена и отсоса воздуха [Текст] / А. И. Леонтьев, А. М. Павлюченко // Теплофизика высоких температур. – 2008. – Т. 46, № 4. – С. 596 – 622.
2. Павлюченко, А. М. Численный метод обработки летного теплового эксперимента на метеоракете типа "Облако" с учетом теории турбулентных пятен Эммонса [Текст] / А. М. Павлюченко, Е. М. Максимова // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. – 1983. – Вып. 2,

№ 8. – С. 27–35.

3. Кутателадзе, С. С. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое [Текст] / С. С. Кутателадзе, А. И. Леонтьев // М.: Энергия. – 1985. – 319 с.
4. Кутателадзе, С. С. Основы теории теплообмена / С. С. Кутателадзе // М.: Атомиздат. – 1979. – 416 с.
5. Решотко, Э. Устойчивость ламинарного пограничного слоя и его переход в турбулентный / Э. Решотко // Вихревые движения жидкости. – М.: Мир. – 1979. – С. 11–57.
6. Emmons, H. W. The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer / H. W. Emmons, A. E. Bryson // Proc. Ist. U. S. Nat. Conf. Theor. and Appl. Mech. Amer. Soc. Mech. Eng. – №4 – 1951. – P. 859.
7. Chen, K. K. Extension of Emmon's Spot Theory to flow on Blunt Bodies. / K. K. Chen, N. A. Thyson // AIAA Journal. – 1971. – v. 9, № 5. – P. 821.
8. Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа / Л. Г. Лойцянский // Учеб. для вузов. – 7-е изд., испр. – М.: Дрофа. – 2003. – 840 с.
9. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг // М.: Наука. – 1969. – 742 с.
10. Леонтьев, А. И. Теория теплообмена / А. И. Леонтьев // М.: Высшая школа. – 1979. – 495 с.
11. Van Driest, E. R. Calculation the Stability of the Laminar Boundary Layer in Compressible Fluid on a Flat Plate with Heat Transfer / E. R. Van Driest E. R // Journ. Aero. Sci. – 1952. – V.19. – P. 71.



ГЕРВИКОН + НАСОСЫ
HERVICON + PUMPS



5 - 8 сентября 2017, СумГУ, г. Сумы, Украина

XV-я Международная научно-техническая конференция
"Герметичность, вибронадежность и экологическая
безопасность насосного и компрессорного
оборудования",

III-й Международный форум

"Компьютерное моделирование, проектирование,
изготовление и эксплуатация насосного оборудования"

XVII-й Специализированный семинар

"Проблемы безопасной эксплуатации компрессорного и
насосного оборудования в химической промышленности"

Организационный комитет
Сумский государственный университет,
ул. Римского-Корсакова, 2,
г. Сумы, 40007, УКРАИНА
Тел./Факс: (0542) 33-35-94
E-mail: a.zagorulko@omdm.sumdu.edu.ua
Web: www.hervicon.sumdu.edu.ua

Организаторы

Сумский государственный университет,
Управляющая компания «Гидравлические машины и системы»,
ООО «ТРИЗ».

Тематика

- Проблемы снижения стоимости жизненного цикла насосного и компрессорного оборудования.
- Уплотнения неподвижных, аксиально-подвижных соединений и вращающихся валов, повышение надежности и эффективности уплотнительных устройств насосов и компрессоров.
- Вопросы гидрогазодинамики, оптимизации, динамики и прочности турбомашин и их узлов.
- Снижение шума и вибрации, вибродиагностика и прогнозирование остаточного ресурса, балансировка и динамика роторов насосов и компрессоров.
- Вопросы трибологии и метрологии подшипников и уплотнений, новые материалы и технологии.
- Экологически безопасная эксплуатация насосного и компрессорного оборудования, проблемы энерго- и ресурсосбережения.

Последний срок подачи заявок на участие в Конференции
с докладом – 15.04.2017 г., без доклада – 15.08.2017 г.