

МЕТОДИ І СИСТЕМИ ОПТИЧНО-ЕЛЕКТРОННОЇ ТА ЦИФРОВОЇ ОБРОБКИ СИГНАЛІВ

УДК 536.23:535.318

РОЗРАХУНОК НЕСТАЦІОНАРНОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ОБТІКАЧА ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕННЯ

Кузьменко Б. М., Ткаченко О. А., Чиж І. Г.

*Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»,
м. Київ, Україна*

У статті пропонується метод розрахунку нестационарного температурного поля сферичного обтікача надзвукового літального апарату, що рухається у щільних шарах атмосфери. Визначення аеродинамічного нагріву, що виникає внаслідок перетворення кінетичної енергії набігаючого потоку повітря в теплоту, проводиться чисельним методом у два етапи. На першому етапі за методом ефективної довжини знаходять коефіцієнт тепловіддачі пограничного шару, а на другому, вирішуючи диференціальне рівняння теплопровідності, – розподіл температур. За допомогою запропонованої методики проведено розрахунок нестационарного температурного поля обтікача літального апарату для типового режиму польоту. Приведено результати розрахунку та їх аналіз.

Ключові слова: *нестационарне температурне поле, сферичний обтікач, аеродинамічний нагрів, пограничний шар.*

Вступ

У процесі польоту літального апарату (ЛА) з надзвуковими швидкостями в щільних шарах атмосфери Землі його корпус піддається аеродинамічному нагріву. Носова частина ЛА потрапляє у зону найбільш інтенсивного нагріву. Оскільки у носовій частині ЛА встановлюється головка самонаведення (ГС), то велике теплове навантаження припадає на її обтікач. Це призводить до теплової неоднорідності матеріалу, з якого він виготовлений, і сприяє виникненню значних градієнтів температурного поля по товщині, що призводить до суттєвих градієнтів фізичних параметрів обтікача і може викликати додаткові похибки у роботі оптичної системи ГС [1]. Також нагрів обтікача до високої температури може знизити чутливість приймача випромінювання ГС внаслідок збільшення вкладу в фонове температурне випромінювання конструкції ГС [2, 4].

На етапі проектування для врахування і подальшої компенсації теплових спотворень виникає задача визначення величини нагріву обтікача.

Постановка задачі

Аеродинамічний нагрів виникає внаслідок перетворення кінетичної енергії набігаючого потоку повітря в теплоту. Він обумовлений тертям набігаючого потоку з поверхнею обтікача і стисненням потоку в зонах гальмування у лобових поверхнях. Тому перед обтікачем виникає від'єднаний стрибок ущільнення (ударна хвиля), а безпосередньо перед його поверхнею – пограничний шар.

Пограничний шар – це область обтікання в'язкого газу з своїми фізичними параметрами, які змінюються залежно від швидкості ЛА, а також від висоти на якій він рухається [3].

Нагрів обтікача значною мірою визначається характером обтікання набігаючого потоку, що, в свою чергу, залежить від його форми [4].

У пасивних головках самонаведення обтікач виконано в формі осесиметричного (сферичного) затуплення з концентричними поверхнями.

Отже під впливом температури матеріал, з якого виготовлений обтікач, змінює свої оптичні та механічні властивості, а тому виникає задача розрахунку нестационарного температурного поля обтікача ГС, дані про яке можна використати при аналізі залежності рефракційних властивостей обтікача від режиму польоту.

При розрахунку поля необхідно врахувати те, що кожна точка на твірній обтікача має власний коефіцієнт тепловіддачі, а також те, що властивості матеріалу, з якого він виготовлений, залежать від температури.

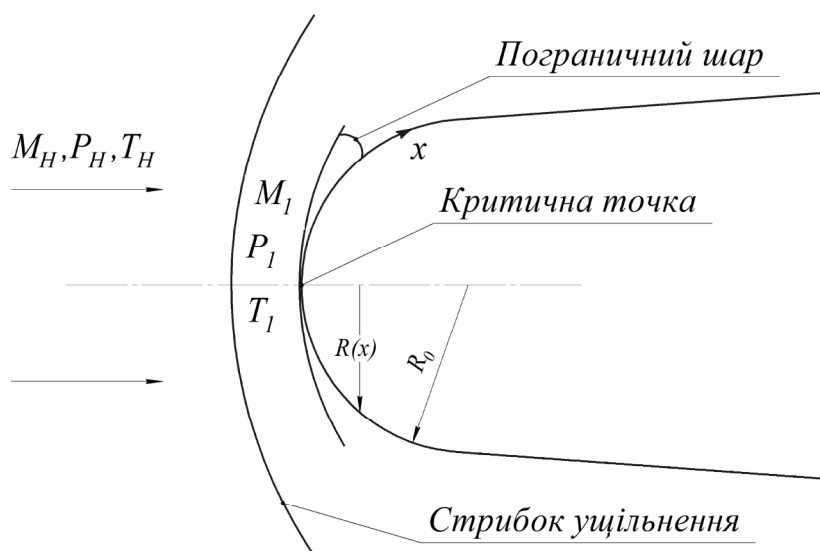


Рис. 1. Схема, яка пояснює утворення пограничного шару

У критичній точці швидкість потоку дорівнює нулю, а тиск має максимальне значення, рівне тиску гальмування. По мірі віддалення від критичної точки швидкість потоку збільшується, а тиск зменшується.

Біля критичної точки, на поверхні обтікача, виникає ламінарний пограничний шар. При віддаленні від критичної точки, зі збільшенням числа Рейнольдса, ламінарний пограничний шар може перейти в турбулентний.

При віддаленні від критичної точки зміна параметрів потоку залежить від форми тіла, то в загальному випадку потрібно розраховувати тепловий потік при довільному розподілу параметрів за твірною тіла. Довільний розподіл параметрів потоку зустрічається при вирішенні багатьох технічних задач. У тако-

му випадку для визначення теплового потоку необхідно вирішувати систему рівнянь пограничного шару в частинних похідних.

Через те, що при розрахунку температурного поля аналітичними методами урахувати всі особливості неможливо, розрахунок буде проведено чисельним методом.

Метод рішення задачі

Вирішення задачі можливо умовно розкласти на два етапи. Перший етап – знаходження коефіцієнту тепловіддачі пограничного шару, а другий – знаходження температурного поля конструкції обтікача.

1. Розрахунок коефіцієнту тепловіддачі

На сьогодні розроблено багато методів чисельного розрахунку коефіцієнту тепловіддачі. Одним із таких методів є метод ефективної довжини, запропонований академіком В. С. Авдуським.

Цей метод базується на використанні особливостей розвитку пограничного шару, а саме на тому, що у випадку прискорених потоків теплообмін в перетині, що розглядається, визначається параметрами потоку і товщиною пограничного шару в цьому перетині. Значно меншою мірою тепловий потік залежить від умов, в яких пограничний шар розвивався від точки його утворення до перетину, що розглядається.

Метод полягає в тому, що при розрахунках теплообміну дійсна течія газу замінюється на течію над пластиною (для осесиметричного тіла – над циліндром) з параметрами потоку, які дорівнюють параметрам в перетині, що розглядається. Довжина пластини (циліндра) вибирається з умови наростання на ній теплового пограничного шару товщиною, яка дорівнює товщині шару в перетині [5].

1.1. Розрахунок коефіцієнту тепловіддачі в критичній точці пограничного шару

Коефіцієнт тепловіддачі в критичній точці розраховується за допомогою критеріального рівняння Нуссельта [6] і має вигляд

$$\alpha = 0,71 \left(1 + 0,08 \frac{T_w}{T_{01}} \right) \left(\frac{\mu_1 \rho_1}{\mu_w \rho_w} \right)^{1/3} \sqrt{\mu_w \rho_w \beta c_{p_w}} Pr^{-0,6}, \quad (1)$$

де T_w – температура поверхні обтікача; T_{01} – температура повітря в критичній точці (температура гальмування); μ_1, ρ_1 – коефіцієнт кінематичної в'язкості і густина газу при температурі яка дорівнює температурі в критичній точці; μ_w, ρ_w – коефіцієнт кінематичної в'язкості і густина газу при температурі, яка дорівнює температурі поверхні обтікача; β – градієнт швидкості в критичній точці; c_{p_w} – теплоємність газу при температурі яка дорівнює температурі поверхні обтікача; Pr – число Прандтля [5].

1.2. Розрахунок коефіцієнту тепловіддачі в пограничному шарі при ламінарному обтіканні

Коефіцієнт тепловіддачі в пограничному шарі розраховується за допомогою критеріального рівняння Нуссельта [6] для ламінарної течії газу над циліндром і має вигляд

$$\alpha_{\text{Л}} = \frac{0,332 \text{Re}_{\omega}^{0,5} \text{Pr}_{\omega}^{1/3} K K_1 \lambda_{\omega}}{x_{\text{ефЛ}}}, \quad (2)$$

де Re – число Рейнольдса [5]; K – коефіцієнт що враховує вплив стиснення газу; K_1 – коефіцієнт що враховує вплив градієнта повздовжнього тиску; λ_{ω} – теплопровідність газу при температурі поверхні обтікача; $x_{\text{ефЛ}}$ – ефективна довжина циліндра (товщина пограничного шару в перетині) при обтіканні ламінарним потоком [6].

1.3. Розрахунок коефіцієнту тепловіддачі в пограничному шарі при турбулентному обтіканні

Коефіцієнт тепловіддачі в пограничному шарі розраховується за допомогою критеріального рівняння Нуссельта [6] для турбулентної течії газу над циліндром і має вигляд

$$\alpha_{\text{Т}} = \frac{0,0296 \text{Re}_{\omega}^{0,8} \text{Pr}_{\omega}^{0,43} K_{\text{Т}} \lambda_{\omega}}{x_{\text{ефТ}}}, \quad (3)$$

де $K_{\text{Т}}$ – коефіцієнт що враховує вплив стиснення газу; $x_{\text{ефТ}}$ – ефективна довжина циліндра (товщина пограничного шару в перетині) при обтіканні турбулентним потоком [6].

2. Розрахунок температурного поля

Розподіл температур в літальному апараті, що рухається в щільних шарах атмосфери Землі, визначається тепловим потоком q_{ω} , який підводиться до поверхні, тепловим потоком $q_{\text{Г}}$, що поверхня випромінює в навколишнє середовище, і теплою, $q_{\text{ВН}}$, яка відводиться в середину конструкції.

Баланс енергії на поверхні можна записати у вигляді рівняння

$$q_{\omega} - q_{\text{Г}} = q_{\text{ВН}}.$$

Конвективний тепловий потік визначається за формулою Ньютона

$$q_{\omega} = \alpha (T_{\text{е}} - T_{\omega}),$$

де α – коефіцієнт тепловіддачі; $T_{\text{е}}$ – температура газу (повітря) біля поверхні; T_{ω} – температура поверхні обтікача.

У розрахунках конвективного потоку використовують більші з отриманих значень коефіцієнту тепловіддачі.

Тепловий потік, що випромінюється поверхнею

$$q_{\text{Г}} = \varepsilon_{\omega} \sigma_0 T_{\omega}^4,$$

де σ_0 – коефіцієнт випромінювання абсолютно чорного тіла; ϵ_ω – ступінь чорноти.

2.1. Температура в середині конструкції

Температура в середині конструкції визначається з рішення одновимірної нестационарної задачі

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a_M \frac{\partial^2 T}{\partial y^2}, \quad (4)$$

де a_M – температуропровідність матеріалу конструкції.

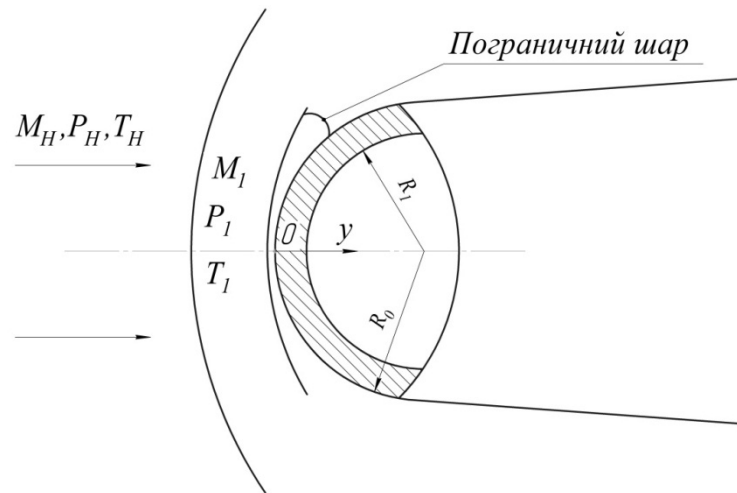


Рис. 2. Схема, яка пояснює розрахунок температури в середині конструкції

Початкова умова:

$$\tau = 0 \quad T = T(y) = \text{const}.$$

Граничні умови:

$$y=0; \quad \alpha(T_e - T_\omega) - \epsilon_\omega \sigma_0 T_\omega^4 = -\lambda_M \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_M;$$

$$y=\delta; \quad T(\delta, \tau) = T_H = \text{const};$$

де λ_M – коефіцієнт теплопровідності.

Для кінцево-різницевої апроксимації диференціального рівняння (4) використаємо неявну шести точкову схему [7].

Ввівши безрозмірні параметри

$$\bar{\tau} = \tau / \tau_{\text{кін}}; \quad \bar{y} = y / R_0; \quad \bar{T} = T / T_H;$$

де $\tau_{\text{кін}}$ – час польоту ЛА; R_0 – радіус зовнішньої поверхні; T_H – температура поверхні в початковий момент часу.

Диференційне рівняння і умови однозначності можна записати у вигляді:

$$\frac{\partial \bar{T}}{\partial \bar{\tau}} = a_M \frac{\partial^2 \bar{T}}{\partial \bar{y}^2}. \quad (5)$$

Початкова умова:

$$\bar{\tau} = 0; \bar{T} = 1.$$

Граничні умови:

$$\bar{y} = 0; \alpha(\bar{T}_e - \bar{T}_\omega) - \varepsilon_\omega \sigma_0 T_H^3 \bar{T}_\omega^4 = -\frac{\lambda_M}{R_0} \left(\frac{\partial \bar{T}}{\partial \bar{y}} \right);$$

$$\bar{y} = \delta; \bar{T} = 1.$$

Апроксимуємо отримане диференціальне рівняння і умови однозначності наступною різницевою схемою

$$\frac{\bar{T}_m^{(n)} - \bar{T}_m^{(n-1)}}{\Delta \bar{\tau}} = \frac{a_M \tau_{\text{кін}}}{R_0^2} \left[\left(\frac{\bar{T}_{m-1}^{(n)} - 2\bar{T}_m^{(n)} + \bar{T}_{m+1}^{(n)}}{2\Delta \bar{y}^2} \right) + \left(\frac{\bar{T}_{m-1}^{(n-1)} - 2\bar{T}_m^{(n-1)} + \bar{T}_{m+1}^{(n-1)}}{2\Delta \bar{y}^2} \right) \right],$$

$\Delta \bar{\tau} = 1/K$; $\Delta \bar{y} = (1 - R_1/R_0)/N$; $\bar{y} = m \cdot \Delta \bar{y}$; $\bar{\tau} = n \cdot \Delta \bar{\tau}$; $m = 1, 2, \dots, N$ – номер вузла по осі $\bar{y}$; $n = 1, 2, \dots, K$ – номер вузла по осі $\bar{\tau}$; K, N – кількість проміжків, на які розбивається час і товщина відповідно.

Оскільки температура в середині конструкції в $(n-1)$ – й момент часу відома, то рівняння матиме вигляд

$$\begin{aligned} \frac{2\Delta \bar{y}^2}{\Delta \bar{\tau}} (\bar{T}_m^{(n)} - \bar{T}_m^{(n-1)}) = & \bar{T}_{m-1}^{(n)} \left(\frac{a_M \tau_{\text{кін}}}{R_0^2} \right) - \bar{T}_m^{(n)} \left(-2 \frac{a_M \tau_{\text{кін}}}{R_0^2} \right) + \\ & + \bar{T}_{m+1}^{(n)} \left(\frac{a_M \tau_{\text{кін}}}{R_0^2} \right) + \left(\frac{a_M \tau_{\text{кін}}}{R_0^2} \right) (\bar{T}_{m-1}^{(n-1)} - 2\bar{T}_m^{(n-1)} + \bar{T}_{m+1}^{(n-1)}). \end{aligned}$$

Позначимо

$$d = 2 \left(\frac{\Delta \bar{y}^2}{\Delta \bar{\tau}} + \frac{a_M \tau_{\text{кін}}}{R_0^2} \right); \quad \gamma = \frac{a_M \tau_{\text{кін}}}{R_0^2}; \quad \delta = \gamma (\bar{T}_{m-1}^{(n-1)} - 2\bar{T}_m^{(n-1)} + \bar{T}_{m+1}^{(n-1)}).$$

З урахуванням останніх позначень отримаємо систему алгебраїчних рівнянь

$$d\bar{T}_m^{(n)} = \gamma \bar{T}_{m+1}^{(n)} + \gamma \bar{T}_{m-1}^{(n)} + \delta.$$

Підставивши рекурентне співвідношення

$$\bar{T}_{m-1}^{(n)} = A_{m-1} \bar{T}_m^{(n)} + B_{m-1},$$

отримуємо

$$\bar{T}_m^{(n)} = \frac{\gamma}{d - \gamma A_{m-1}} \bar{T}_{m+1}^{(n)} + \frac{\delta + \gamma B_{m-1}}{d - \gamma A_{m-1}}. \quad (6)$$

Для знаходження коефіцієнтів A_0, B_0 використаємо граничні умови на поверхні

$$\left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_e - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_\omega - \left(\frac{\alpha_\Lambda R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_\omega = \frac{\bar{T}_1 - \bar{T}_\omega}{\Delta \bar{y}}$$

$$, \alpha_{\Lambda} = \varepsilon_{\omega} \sigma_0 \left(T_{\omega}^{(n-1)} \right)^3.$$

З останнього рівняння

$$\bar{T}_{\omega} = \frac{1}{1 - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \Delta \bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_{\Lambda}}{\alpha} \right)} \bar{T}_1 - \frac{\left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_e \Delta \bar{y}}{1 - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \Delta \bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_{\Lambda}}{\alpha} \right)}.$$

Таким чином

$$A_0 = \frac{1}{1 - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \Delta \bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_{\Lambda}}{\alpha} \right)}; \quad B_0 = \frac{\left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_e \Delta \bar{y}}{1 - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \Delta \bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_{\Lambda}}{\alpha} \right)}.$$

Із системи (6) знаходимо вирази для прогоночних коефіцієнтів

$$A_m = \frac{\gamma}{d - \gamma A_{m-1}}; \quad B_m = \frac{\delta + \gamma B_{m-1}}{d - \gamma A_{m-1}}.$$

Прямою прогоною знаходимо прогоночні коефіцієнти A_m , B_m , а оберненою (при $\bar{T}_N = 1$) визначаємо профіль температури

$$\bar{T}_{m'}^{(n)} = A_{m'} \bar{T}_{m'+1}^{(n)} + B_{m'}; \quad m' = N-1, N-2, \dots, 2, 1, 0.$$

3. Порядок розрахунку температурного поля

1. Задавши температуру поверхні в n -й момент часу (температура повітря на висоті польоту в початковий момент часу), знаходимо коефіцієнт тепловіддачі за формулами (1-3), при цьому для подальшого розрахунку використовувати більші зі значень.

2. Методом скалярної прогонки вирішуємо диференціальне рівняння теплопровідності.

Прямою прогоною знаходимо прогоночні коефіцієнти A_m, B_m , зворотною – профіль температури.

3. Задача вирішується методом ітерацій.

Результат розрахунку

В якості прикладу був проведений розрахунок нестационарного температурного поля обтікача головки самонаведення для типового режиму польоту літального апарату на висоті 10 км.

Розраховано коефіцієнт тепловіддачі пограничного шару (рис. 3) при обтіканні ламінарним (штрих пунктирна лінія) і турбулентним (суцільна) потоком по осі ординат, по осі абсцис приведено кут від осі симетрії. Значення розрахованих коефіцієнтів відповідають 16-й секунді польоту, яка є кінцем фази активного польоту.

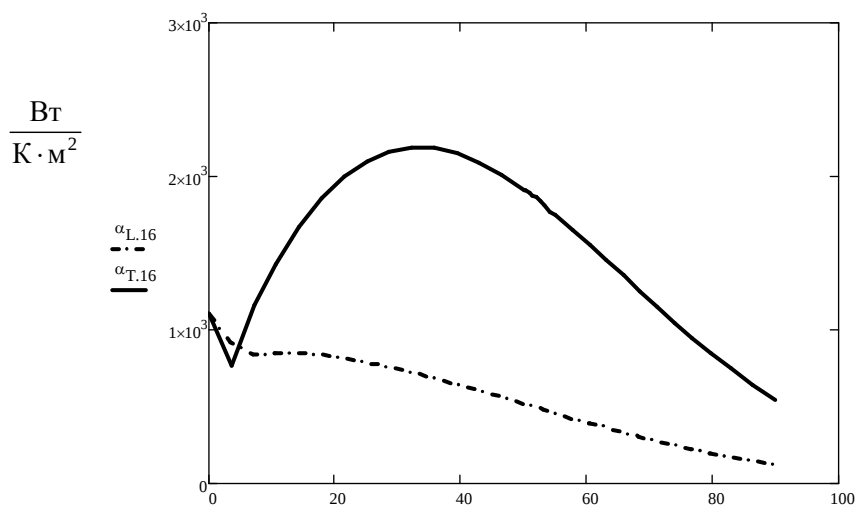


Рис. 3. Коефіцієнт тепловіддачі пограничного шару

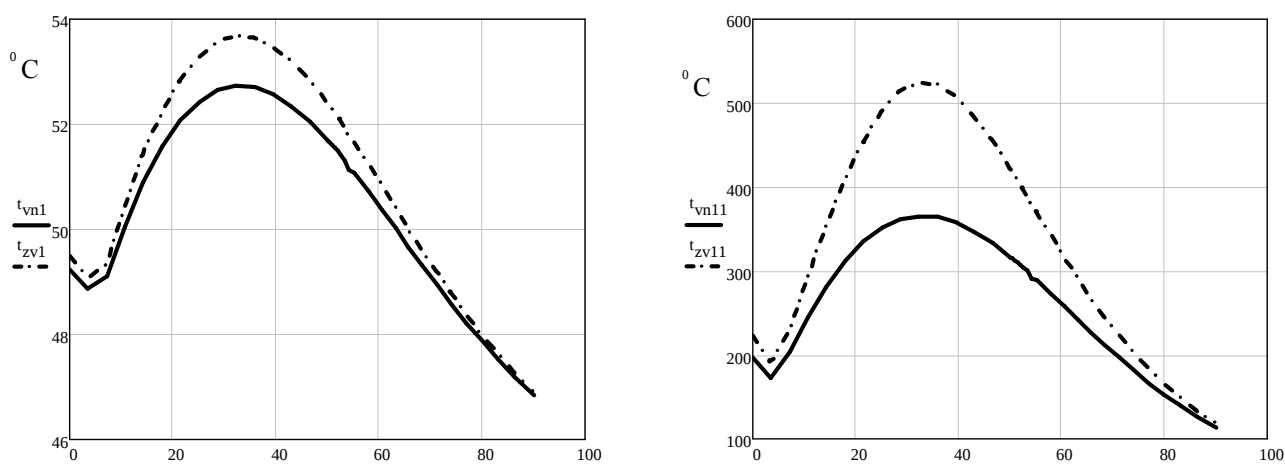


Рис. 4. Температура зовнішньої і внутрішньої поверхні обтікача з KO12

На рис.4 представлено температуру на внутрішній (суцільна лінія) і зовнішній (штрих-пунктирна лінія) поверхні обтікача після 1-ї (лівий рисунок) і після 11-ї (правий рисунок) секунди польоту. Обтікач виконаний з матеріалу KO12.

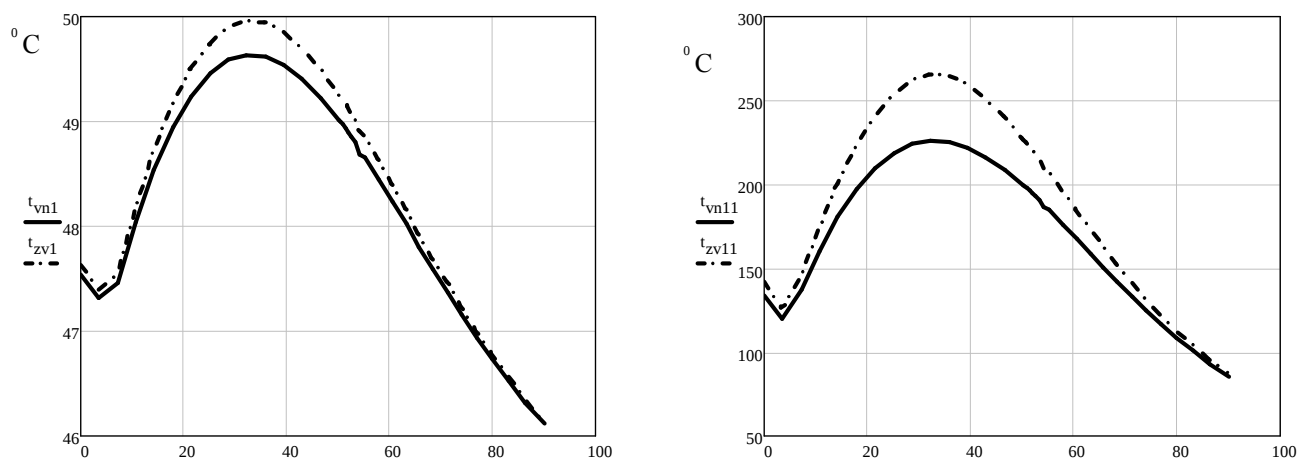


Рис. 5. Температура зовнішньої і внутрішньої поверхні обтікача з Al_2O_3

На рис. 5 також представлено температуру на внутрішній (суцільна лінія) і зовнішній (штрих-пунктирна лінія) поверхні обтікача після 1-ї (лівий рисунок) і після 11-ї (правий рисунок) секунди польоту. Обтікач виконаний з сапфіру (Al_2O_3).

Висновок

Отримана математична модель дозволяє оцінити нестационарне температурне поле, яке в подальшому буде використане для знаходження аберацій обтікача. Також дозволяє знайти характеристики потоку для подальшого знаходження зміни показника заломлення пограничного шару.

З графіку, приведеному на рис. 3, можна побачити, що при обтіканні турбулентним потоком коефіцієнт тепловіддачі більший ніж при обтіканні ламінарним і максимум припадає на область, яка лежить на 32° .

З графіків, приведених на рис. 4 і рис. 5, можна побачити, що нагрівання обтікача з Al_2O_3 менш інтенсивне ніж обтікача з КО12, і градієнт температури також менший. Це обумовлено термофізичними параметрами матеріалу, з якого він виготовлений.

Якщо проаналізувати розрахунок, то можна зробити висновок про те, що конструкція обтікача, як ми і прогнозували, нагрівається нерівномірно по товщині і по радіусу. При цьому виникає, у межах $\approx 20^\circ \dots \approx 60^\circ$, зона підвищеної температури, що пояснюється зміною ламінарного обтікання турбулентним.

Література

1. Орлов С. В. Математична модель навігації літальних апаратів, включаючи парировання додаткових кутових похибок внесених гострокінцевим антенним обтікачем, обумовлених аеродинамічним нагрівом / С. В. Орлов // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2004. – 3 (7). – С. 77 – 79.
2. Орлов С. В. Метод розрахунку нестационарного температурного поля кінцевого обтікача антени перспективних надзвукових літальних апаратів / С. В. Орлов // Системи управління, навігації та зв'язку. – 2009. – 3 (11). – С. 135 – 138.
3. Шлихтинг Г. М. Теорія пограничного шару. – М.: Наука, 1974. – 712 с.
4. Лазарев Л. П. Інфрачервоні і світлові прилади самонаведення і наведення літальних апаратів: Підручник для студентів вузів. – М.: Машиностроение, 1966. – 383 с.
5. Авдеевский В. С. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Підручник для студентів вузів / В. С. Авдеевский, Б. М. Галицкий, Г. А. Глебов. – М.: Машиностроение, 1975. – 624 с.
6. Исаченко В. П. Теплопередача: Підручник для вузів / В. П. Исаченко, В. А. Осипова, А. С. Сукомел. – М.: Энергоиздат, 1981. – 461 с.
7. Самарский А. А. Введение в теорию разрывных схем. – М.: Наука, 1971. – 552 с.

*Надійшла до редакції
2 серпня 2012*

© Кузьменко Б. М., Ткаченко О. А., Чиж І. Г., 2012