



A XVI-a Conferință internațională – multidisciplinară
„Profesorul Dorin PAVEL – fondatorul hidroenergeticii românești”
SEBEȘ, 2016

ASPECTE PRIVIND CARACTERISTICILE STRATULUI LIMITĂ TERMIC LA MOTOARELE RACHETĂ

Maria-Costina AVĂDANEI, Constantin AVĂDANEI

ASPECTS CONCERNING THE CHARACTERISTICS OF THE LAYER LIMIT THE HEAT SHIELD AT THE ROCKET MOTORS

The work addresses the results of recent research on the influence of the characteristics of the layer thermal limit on energy yields of the motors missile.

Keywords: gas jet, thermal boundary layer, engine rocket, nozzle, heat transfer, Reynolds number

Cuvinte cheie: jet de gaze, strat limită termic, motor rachetă, ajutoraj, transfer termic, număr Reynolds

1. Introducere

Într-un motor rachetă clasic are loc combustia și dezvoltarea forței propulsive prin formarea jeturilor de curgere a gazelor de ardere. În proiectarea acestor motoare se ține cont de factorul fundamental, randamentul energetic și de procesele de transfer termic cu mediul exterior, în complexitatea lor [1].

Unul din aspecte este fenomenul de transfer termic în stratul limită termic.

2. Stratul limită termic

Racheta se consideră un corp de revoluție alungit care se deplasează pe traiectorie cu viteză subsonică.

Temperatura în dreptul motorului rachetă este mai mare decât temperatura curentului de aer din jurul acestuia, iar fenomenul transmiterii căldurii se pune în evidență numai într-o zonă de grosime mică din vecinătatea corpului, denumit în tehnică strat limită termic [4].

Stratul limită termic este caracterizat prin ecuația conductibilității termice.

În ipoteza că viteza rachetei este subsonică, fluidul care curge în jurul corpului fiind incompresibil, fenomenul de transmitere a căldurii este descris de ecuația generalizată Fourier [4], [5]:

$$\rho c \frac{dT}{dt} = \lambda \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + Q_0 \quad (1)$$

unde T - este temperatura hidrodinamică, λ - este coeficientul de conductibilitate termică, Q - este căldura degajată de surse calorice în unitatea de timp.

Dacă se consideră $Q = 0$ și se notează $\frac{\lambda}{\rho c} = a \left(\frac{m^2}{s} \right)$, relația (1) devine [5], [6]:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + v_x \frac{\partial T}{\partial x} + v_y \frac{\partial T}{\partial y} + v_z \frac{\partial T}{\partial z} = a \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) \quad (2)$$

În cazul mișcărilor plane permanente relația (2) ia forma:

$$v_x \frac{\partial T}{\partial x} + v_y \frac{\partial T}{\partial y} = a \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) \quad (3)$$

Introducând mărimile adimensionale [1], [5]:

$$x^* = \frac{x}{l}; \quad y^* = \frac{y}{\delta_t}; \quad T^* = \frac{T}{T_0}; \quad v_x^* = \frac{v_x}{V_x}; \quad v_y^* = \frac{v_y}{V_y}; \quad a^* = \frac{a}{a_0} \quad (4)$$

ecuația (3) devine:

$$\frac{V_x \delta_t}{V_y \cdot l} \cdot v_x^* \frac{\partial T^*}{\partial x^*} + v_y^* \frac{\partial T^*}{\partial y^*} = \frac{a_0 \delta_t}{V_y \cdot l^2} a^* \frac{\partial^2 T^*}{\partial x^{*2}} + \frac{a_0}{V_y \delta_t} a^* \frac{\partial^2 T^*}{\partial y^{*2}} \quad (5)$$

Coeficientul $\frac{V_x \delta_t}{V_y \cdot l} \approx 1$ și:

$$\frac{a_0 \delta_t}{V_y \cdot l^2} = \frac{a_0 V_x \delta_t}{V_x \cdot l \cdot V_y \cdot l} = \frac{1}{\Re_{e_t}} \cdot \frac{V_x \cdot \delta_t}{V_y \cdot l} \sim \frac{1}{\Re_{e_t}} \sim \frac{1}{\Re_e} \sim 0 \quad (6)$$

unde $\Re_{e_t} = \frac{V_x \cdot l}{a_0}$ reprezintă numărul Reynolds termic [5].

Mărimea $\frac{a_0}{V_y \delta_t}$ se exprimă prin:

$$\frac{a_0}{V_y \delta_t} = \frac{a_0}{\nu} \cdot \frac{\nu}{V_x \cdot l} \cdot \frac{V_x}{V_y} \cdot \frac{l}{\delta_t} \sim \frac{1}{P_r} \cdot \frac{1}{\Re_e} \cdot \sqrt{\Re_e} \cdot \sqrt{\Re_e} \sim \frac{1}{P_r} \quad (7)$$

Pentru gaze $P_r \sim 1$, deci $\frac{a_0}{V_y \delta_t} \sim 1$, iar relația (5) devine:

$$v_x \frac{\partial T}{\partial x} + v_y \frac{\partial T}{\partial y} = a \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \quad (8)$$

denumită ecuația conductibilității pentru stratul limită termic [4], [5]. La ecuația(8) se atașează ecuația de continuitate [6] scrisă sub forma :

$$\frac{\partial v_x T_\infty}{\partial x} + \frac{\partial v_y T_\infty}{\partial y} = 0 \quad (9)$$

care scăzută din relația (8) și prin efectuarea integrării după y de la zero la δ_t permite deducerea ecuației integrale a stratului limită termic:

$$\frac{d\delta_t^{**}}{dx} = \frac{a}{(T_\infty - T_p)} \cdot \frac{1}{V_\infty} \left. \frac{\partial(T - T_p)}{\partial y} \right|_{y=0} \quad (10)$$

$$\text{în care: } \delta_t^{**} = \int_0^{\delta_t} \frac{v_x}{V_\infty} \left(1 - \frac{T - T_p}{T_\infty - T_p} \right) dy, \quad (11)$$

T_p fiind temperatura peretelui (la $y = \delta_t$; $T = T_\infty$; $\frac{\partial T}{\partial y} = 0$).

3. Concluzii

- În stratul limită termic căldura degajată la frecarea dintre fluid și corp se neglijează.
- Similitudinea profilului temperaturilor și profilului vitezelor în stratul limită termic va avea loc în cazul coincidenței condițiilor la limită, la peretele corpului (rachetei).
- În funcție de configurația corpului pe lungime se pot calcula coeficienți locali ai cedării de căldură dintre pereții ajutorului și mediul exterior.
- Cunoașterea fenomenelor reale de transfer termic permite proiectanților utilizarea unui algoritm de calcul adecvat și optimizarea randamentelor energetice ale motoarelor rachetă.

BIBLIOGRAFIE

- [1] Avădanei, C., *Contribuții în studiul optimizării fenomenelor gazodinamice din dispozitivele armamentului de calibru redus*, Teză de doctorat, Academia Tehnică Militară, București, 1999.
- [2] Crafoli, E., Constantinescu, V.N., *Dinamica fluidelor incompresibile*, Editura Academiei Române, București, 1981.
- [3] Niță, M.M., ș.a., *Avioane și rachete. Concepte de proiectare*, Editura Militară, București, 1985.
- [4] Săvulescu, Șt.N., ș.a., *Cercetări matematice în teoria modernă a stratului limită*, Editura Academiei RSR, București, 1981.
- [5] Ștefan, S., *Mecanica fluidelor*, Editura Academiei Tehnice Militare, București, 1992.
- [6] Ștefan, S., *Ecuațiile mecanicii fluidelor*, Editura Academiei Tehnice Militare, București, 1996.

Informatician Maria-Costina AVĂDANEI,
Cluj-Napoca
Lector Univ. Dr.Ing. Constantin AVĂDANEI,
membru AGIR
E-mail: costi_av_2003@yahoo.com