

(یادداشت مهندسی)

تحلیل گرمایشی و آیرودینامیکی سامانه‌های هوافضایی با استفاده از یک روش مهندسی

محمد همایون فر^۲

دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه صنعتی شریف

مسعود میرزایی^۱

قطب طراحی و شبیه‌سازی سامانه‌های فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت: ۹۲/۰۶/۲۱؛ تاریخ پذیرش: ۹۲/۱۱/۰۱)

چکیده

در این مقاله یک روش مهندسی بسیار سریع جهت تخمین شار حرارتی جابجایی بر روی سامانه‌های ابرصوتی متقارن محوری معرفی شده است. جهت محاسبه خواص جریان در لبه لایه مرزی (شامل فشار، دما، سرعت و ...) از جداول حاصل از حل عددی جریان غیرلزج یک مرجع روسی استفاده شده و برای حل جریان ناحیه لزج، معادلات انتقال حرارت جابجایی "ذوبی" به کار گرفته شده است. همچنین برای محاسبه خواص ترموفیزیکی سیال از مدل گاز حقیقی استفاده شده است. هدف اصلی از این پژوهش، تهیه یک نرم‌افزار رایانه‌ای بسیار سریع جهت محاسبات آیرودینامیکی سامانه‌های ابرصوتی است که در طراحی سپرهای حرارتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. نتایج حاصل از نرم‌افزار، با نتایج محققان دیگر مقایسه شده و از صحت روش مهندسی مورد استفاده و نیز کد تهیه شده اطمینان حاصل شده است.

واژه‌های کلیدی: روش‌های مهندسی، شار حرارتی جابجایی، سامانه‌های هوافضایی، سپر حرارتی.

Heating and Aerothermodynamic Analysis of Aerospace Vehicles Using an Engineering Method

M. Mirzaei

Center of excellence for design and simulation of space systems, Aerospace Engineering Department, K.N. Toosi University of Technology.

(Received: 22 September, 2013; Accepted: 21 January, 2014)

M. Homayoonfar

Mechanical Engineering Department
Sharif University of Technology

ABSTRACT

In this paper, a very fast engineering method is introduced to estimate convection heat flux on axisymmetric and hypersonic projectiles. For calculation of properties flow at the edge of boundary layer (pressure, temperature and velocity), the results of in viscid flow analysis reported in tables (from a Russian reference) was used and for viscous region, Zoby's convection heat transfer equations was implemented. Moreover, real gas assumption was used for thermo physical properties of the fluid, The main goal of this research is to develop a very fast computer code for aero thermodynamic calculations of hypersonic cvehicles that may be used as a tool forde signing of heat shields. The results of the present method were compared with those of the other researchers and there is good agreement between them.

Keywords: Convection Heat Flux, Aerospace Vehicles, Heat Shield, Engineering Methods.

۱- دانشیار (نویسنده پاسخگو): mirzaei@kntu.ac.ir

۲- کارشناس ارشد: m_homayoonfar@yahoo.com

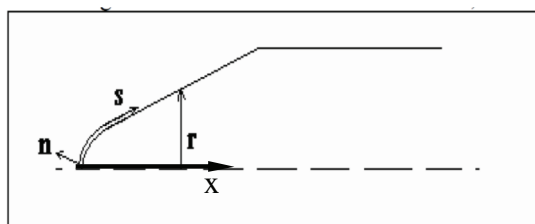
۱- مقدمه

نمودند. رایلی [۱۷] و رایلی و دجارنت [۱۸] با ارائه یک روش مهندسی و بسیار ساده، انتقال حرارت در جریان مافوق صوت را بررسی نموده و در حالات مختلف با نتایج قبلی مقایسه نمودند. پرهیزکار و کریمیان [۱۹] در مقاله‌ای روش مهندسی ارائه شده توسط مراجع [۱۷ و ۱۸] را مورد استفاده قرار داده و نتایج قابل قبولی کسب نمودند.

در مقاله حاضر یک روشی مهندسی بسیار سریع جهت محاسبه شار حرارتی آیرودینامیکی ارائه شده، بدین صورت که ابتدا با استفاده از جداول حاصل از حل عددی سالتنسف^۶ و همکاران [۲۰]، مشخصات جریان از قبیل سرعت، فشار و عدد ماخ در لایه مرزی در هندسه‌های گوناگون در هر نقطه از سطح محاسبه شده، سپس شار حرارتی براساس آخرین روابط نیمه تجربی، محاسبه می‌شود. این روابط بر پایه تعریف ضخامت مومنتوم لایه مرزی و استفاده از آن در روابط مربوط به صفحه تخت بنا شده است. همچنین برای محاسبه خواص ترموفیزیکی هوا در دماهای بالاتر از ۲۰۰۰ درجه سانتی‌گراد با توجه به تجزیه مولکول‌های هوا از جداول ترمودینامیکی استفاده شده است.

۲- محاسبه شار حرارتی جابجایی

در شکل ۱ نمایی شماتیک از سامانه مورد مطالعه و سیستم مختصات آورده شده است. در این تحقیق شار حرارتی در چهار بخش نوک سامانه، ناحیه جریان آرام، ناحیه گذار از جریان آرام به متلاطم و ناحیه متلاطم محاسبه می‌گردد.



شکل (۱): نمایی از سامانه

۲-۱- نوک سامانه (نقطه سکون)

برای محاسبه شار حرارتی در نوک سامانه تاکنون روش‌های گوناگونی معرفی شده‌اند. یکی از این روابط رابطه فی - ریدل است [۷]:

محاسبه شار حرارتی وارد بر یک سامانه ابرصوتی، مهم‌ترین پارامتر در طراحی سپرهای حرارتی که به طور معمول عایق‌های فناشونده هستند، می‌باشد. به منظور بررسی شار حرارتی می‌توان از روش‌های عددی، تجربی و نیز ترکیبی از روش‌های عددی و تجربی استفاده نمود. روش‌های عددی، بدون ساده‌سازی، بسیار زمان‌بر بوده و به مراکز محاسباتی بسیار پیشرفته نیازمند است. از سوی دیگر استفاده از روش‌های تجربی مانند تونل‌های باد نیز بسیار پر هزینه و فاقد کارایی در تمامی شرایط می‌باشند. برخی از نتایج به دست آمده از این روش‌ها در مراجع [۸ تا ۱] آورده شده است.

نخستین ساده‌سازی در حل عددی معادلات حاکم را می‌توان با توجه به مفهوم لایه مرزی و با غیر لزج فرض کردن ناحیه خارج از آن (تقسیم جریان را به دو ناحیه لایه مرزی نازک در اطراف جسم و لایه غیر لزج خارج از آن) در نظر گرفت [۹]. این فرض در ناحیه بسیار وسیعی از اعداد رینولدز دارای اعتبار است و می‌توان اثرات لزجت و هدایت حرارتی را تنها به ناحیه درون لایه مرزی محدود کرد. در سال ۱۹۶۴ مزین^۱ روش ساده‌ای را برای محاسبه مشخصات جریان در لایه شوک ارائه داد [۱۰ و ۱۱]. در سال ۱۹۹۰ رایلی و دجارنت^۲ [۱۲] روش مزین را بهبود داده و موفق شدند فشار روی سطح جسم را با دقت بالاتری محاسبه نمایند. اشکال عمده در این روش، ضعف آن در پیش‌بینی فشار در ناحیه پشت به باد سامانه است. در سال ۲۰۰۱ ملک‌زاده و کریمیان [۱۳] با پیشنهاد استفاده از میان‌یابی خطی برای تعیین خطوط جریان در ناحیه پشت به باد، جواب‌های مناسبی برای این ناحیه به دست آوردند.

پس از محاسبه مشخصات جریان در ناحیه غیر لزج، می‌توان با حل معادلات حاکم در لایه مرزی، شار حرارتی را محاسبه نمود. در سال ۱۹۸۱ زوبی^۳ معادلات تقریبی انتقال حرارت جابجایی را ارائه نمود [۱۴]. گرانتز^۴ و همکاران [۱۵] در سال ۱۹۹۰ معادلات تقریبی برای به دست آوردن انتقال حرارت در حالت تقارن محوری و گوپتا^۵ و همکاران [۱۶] معادلات حاکم در جریان مافوق صوت آرام و مغشوش بر روی یک پرند باریک ارائه

1-Maslen
2-Riley and Dejarnette
3-Zoby
4-Grantz
5-Gupta

6-Riley and Dejarnette
7-Solntsev

$$h_{aw} = h_e + \frac{1}{2} Pr^{0.5} u_e^2. \quad (۶)$$

با توجه به متغیرهای عنوان شده، شار حرارتی در جریان آرام تراکم‌پذیر به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$q_{wL} = 0.22(Re_0)^{-1} \frac{\rho^*}{\rho_e} \left(\frac{\mu^*}{\mu_e} \right) \rho_e u_e (h_{aw} - h_w) (Pr_w)^{-0.6}, \quad (۷)$$

در رابطه (۴) و (۷)، ρ^* و μ^* ، چگالی و لزجت در شرایط آنتالپی مرجع اکرت هستند. همچنین زیرنویس e و w به ترتیب نشان‌دهنده شرایط در لبه لایه مرزی و روی دیواره سامانه است.

۲-۳- ناحیه جریان متلاطم

به عنوان یک فرض قابل قبول می‌توان از قانون توانی برای پروفیل سرعت در جریان مغشوش استفاده نمود:

$$\frac{u}{u_e} = \left(\frac{y}{\delta} \right)^{1/N}. \quad (۸)$$

در تحقیقات مختلف به طور معمول برای محاسبه پروفیل سرعت لایه مرزی مغشوش، از قانون توانی یک هفتم استفاده شده و مقدار N ثابت و برابر عدد ۷ در نظر گرفته می‌شود. در محاسبه شار حرارتی جریان مغشوش، ضخامت مومنتوم لایه مرزی تراکم‌ناپذیر و آنتالپی دیواره آدیاباتیک به صورت زیر تعریف می‌شوند: [۱۷ و ۱۹]

$$\theta_T = \frac{C_2 \left[\int_0^s \rho^* \mu^{*m} r^{C_3} ds \right]^{C_4}}{\rho_e u_e r}, \quad (۹)$$

$$h_{aw} = h_e + \frac{1}{2} Pr^{1/3} u_e^2. \quad (۱۰)$$

با تعریف ضخامت مومنتوم لایه مرزی و آنتالپی دیواره آدیاباتیک، شار حرارتی جریان مغشوش به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$q_{wT} = C_1 (Re_0)^{-m} \frac{\rho^*}{\rho_e} \left(\frac{\mu^*}{\mu_e} \right)^m \rho_e u_e (h_{aw} - h_w) (Pr_w)^{-0.4}, \quad (۱۱)$$

در روابط (۹) و (۱۱) ρ^* و μ^* ، چگالی و لزجت در شرایط آنتالپی مرجع اکرت هستند و ضرایب نیز با توجه قانون توانی و به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$m = \frac{2}{N+1},$$

$$C_1 = \left(\frac{1}{C_s} \right)^{\frac{2N}{N+1}} \left[\frac{N}{(N+1)(N+2)} \right]^m, \quad (۱۲)$$

$$C_3 = 1+m \quad C_2 = (1+m)C_1,$$

$$C_4 = \frac{1}{C_3} \quad C_5 = 2.2433 + 0.93N.$$

$$q = 0.763 Pr_w^{-0.6} (\rho_e \mu_e)^{0.4} (\rho_w \mu_w)^{0.1} \left(\frac{du_e}{dx} \right)^{0.5} (h_e - h_w) \quad (۱)$$

$$\left(\frac{du_e}{dx} \right) = \frac{1}{R} \sqrt{2 \frac{P_e - P_h}{\rho_e}},$$

در این رابطه Pr_w ، u_e ، μ_e ، ρ_e ، μ_w ، ρ_w ، h_e ، h_w به ترتیب آنتالپی بر روی دیواره، آنتالپی در لبه لایه مرزی، چگالی در دمای دیواره، چگالی در لبه لایه مرزی، ویسکوزیته در دیواره، ویسکوزیته در لبه لایه مرزی، سرعت در لبه لایه مرزی و عدد پرانتل در دیواره می‌باشند. همچنین P_e و P_h فشار در نقطه سکون و فشار در جریان آزاد و R شعاع قسمت ابتدایی سامانه است.

دیگر عامل تعیین‌کننده در محاسبه شار حرارتی در نقطه سکون، فشار سکون، P_e ، است و مرجع [۲۰]، با توجه به عدد ماخ جریان آزاد، M_h ، رابطه زیر را پیشنهاد می‌دهد:

$$P_e = P_h \left[\frac{166.92 M_h^7}{(7 M_h^2 - 1)^{2.5}} \right]. \quad (۲)$$

۲-۲- ناحیه جریان آرام

بر اساس نتایج مربوط به صفحه تخت، روابط تقریبی انتقال حرارت جابجایی توسط زوی [۱۴ و ۱۷] به دست آمده است. در این روابط عدد رینولدز بر مبنای ضخامت مومنتوم لایه مرزی و برای جریان آرام به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Re_0 = \frac{\rho_e u_e \theta}{\mu_e}. \quad (۳)$$

$$\theta = \frac{0.663 \left[\int_0^s \rho^* \mu^* u_e r^2 ds \right]^{1/2}}{\rho_e u_e r}. \quad (۴)$$

لازم به ذکر است که روابط صفحه تخت برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر می‌باشد. برای جریان‌های تراکم‌پذیر می‌توان از روش آنتالپی مرجع اکرت [۹] استفاده نمود. بر اساس روش آنتالپی مرجع، در صورتی که کلیه خواص فیزیکی جریان را در آنتالپی یا دمای مرجع اندازه‌گیری شوند، آن‌گاه می‌توان از روابط و متغیرهای جریان تراکم‌ناپذیر برای جریان تراکم‌پذیر استفاده نمود. آنتالپی مرجع به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$h^* = \frac{1}{2} (h_e - h_w) + 0.22 (h_{aw} - h_w), \quad (۵)$$

در رابطه بالا h_e آنتالپی در لبه لایه مرزی و h_{aw} آنتالپی دیواره آدیاباتیک می‌باشد و برای جریان آرام به صورت رابطه (۶) تعریف می‌گردد:

۰/۷۳ در نظر گرفت. اما در دما و فشار بالاتر، با توجه به تجزیه هوا، از نتایج همین مرجع استفاده شده است. ظرفیت حرارتی پس از محاسبه عدد پراتل، ضریب هدایت حرارتی و ویسکوزیته، به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$cp = Pr \frac{k}{\mu}. \quad (۱۶)$$

۴- محاسبه دما، چگالی و فشار در لبه لایه مرزی

برای محاسبه شار حرارتی می‌بایست دما، چگالی و فشار در لبه لایه مرزی در نقاط مختلف سامانه محاسبه شوند. در این پژوهش از نتایج به دست آمده در مرجع [۲۰] استفاده شده است. در این مرجع از روش عددی کلاسیک مشخصه‌ها، استفاده شده و نتایج بر اساس عدد ماخ، فشار بی‌بعد و شکل هندسی در حالات گوناگون ارائه گردیده است. بخش دیگری از کد تهیه شده با دریافت نتایج این مرجع و استفاده از مدل گاز حقیقی، خروجی‌های مورد نظر را محاسبه می‌کند. شایان ذکر است که استفاده از این روش، تأثیر بسیار زیادی بر سرعت اجرای برنامه دارد.

جهت درک بیشتر اختلاف استفاده از مدل گاز حقیقی نسبت به گاز ایده‌آل، یک جسم هوافضایی را در نظر بگیرید که در ارتفاع ۵۳ کیلومتری و با سرعت ۱۱ کیلومتر بر ثانیه وارد جو می‌شود در صورت استفاده از مدل گاز ایده‌آل نسبت دما و چگالی بعد از شوک به قبل از شوک به ترتیب ۲۰۶ و ۶ می‌باشد در صورتیکه همین مقادیر با در نظر گرفتن مدل گاز حقیقی به ترتیب ۴۲ و ۱۵ می‌باشد [۹].

۴-۱- نوک سامانه

در نوک سامانه به علت وقوع موج ضربه‌ای، تغییرات بسیار زیادی در دما، فشار، چگالی و آنتالپی به وجود می‌آید. وقوع شوک در سرعت‌های بالا (عدد ماخ بالا) با ایجاد بارهای حرارتی بسیار زیاد همراه است. این بارهای حرارتی دمای سیال را به شدت افزایش می‌دهد. با افزایش بسیار زیاد دمای سیال، امکان تجزیه ترکیبات آن (اکسیژن و نیتروژن) وجود دارد. با افزایش دما ابتدا اکسیژن و سپس نیتروژن شروع به تجزیه می‌کنند. اگر در دمای کمتر از ۲۰۰۰ کلون باشد که مولکول‌های هوا تجزیه نشده، تنها عامل مؤثر بر دمای هوا، وقوع شوک می‌باشد و دمای سکون به صورت رابطه (۱۷) قابل محاسبه است:

$$T_0 = T_h \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_h^2\right). \quad (۱۷)$$

۲-۴- ناحیه گذار از جریان آرام به متلاطم

در این ناحیه، مقدار شار حرارتی که برای جریان آرام و مغشوش محاسبه شده با استفاده از یک تابع وزنی، توزیع نرخ انتقال حرارت در ناحیه گذرا به صورت زیر محاسبه می‌شود [۱۷ و ۱۹]:

$$\begin{aligned} q_w &= q_{wL} + \omega_f (q_{wT} - q_{wL}), \\ \omega_f &= 1 - \exp(-0.412 \xi_r^2), \\ \xi_r &= \frac{4(x - x_{beg})}{(x_{end} - x_{beg})}. \end{aligned} \quad (۱۳)$$

در رابطه (۱۳) beg و end بیانگر نقطه آغاز و پایان ناحیه گذار است.

۳- محاسبه خواص سیال با تغییرات دما و فشار

در محاسبه شار حرارتی نیازمند محاسبه خواص سیال در دیواره و در لبه لایه مرزی می‌باشد، در حالی که به علت پرواز سامانه با سرعت‌های بسیار بالا و وقوع موج ضربه‌ای بر روی آن، دما، چگالی و فشار و نیز خواص سیال به شدت تغییر می‌کند. برای محاسبه این خواص که شامل عدد پراتل، ظرفیت حرارتی، ضریب هدایت حرارتی و ویسکوزیته می‌باشند، از مرجع [۲۱] استفاده شده و با تهیه یک برنامه رایانه‌ای بر اساس این مرجع، پارامترهای مورد نیاز محاسبه شده‌اند.

جهت محاسبه لزجت و ضریب هدایت حرارتی در این مرجع با توجه به تجزیه هوا در دمای بالاتر از ۲۰۰۰ کلون، مقادیر به صورت جدولی آورده شده است. شایان ذکر است مقادیر به دست آمده در این مرجع در دماهای پایین‌تر از ۲۰۰۰ درجه کلون منطبق بر رابطه ساترلند است. برای محاسبه لزجت نسبت η/η_0 ارائه شده و η_0 به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\eta_0 = 1.462 \times 10^{-5} T^{1/2} \left(1 + \frac{111}{T}\right)^{-1}. \quad (۱۴)$$

$$\mu = \eta_0 \left(\frac{\eta}{\eta_0}\right).$$

برای محاسبه ضریب هدایت حرارتی نیز نسبت k/k_0 ارائه شده که در این جدول، k_0 و ضریب هدایت حرارتی سیال به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$k_0 = 1.994 \times 10^{-5} T^{1/2} \left(1 + \frac{112}{T}\right)^{-1}, \quad (۱۵)$$

$$k = k_0 \left(\frac{k}{k_0}\right).$$

عدد پراتل نیز در محاسبه شار حرارتی مورد نیاز می‌باشد. در دماهای کمتر از ۵۰۰ کلون عدد پراتل را می‌توان برابر

محاسبات عددی جریان مافوق صوت را بر اجسام گنبدی شکل تحت زاویه حمله صفر درجه به روش کلاسیک مشخصه‌ها در قالب جداولی با مقادیر بدون بعد ارائه کرده است. که در مرجع [۲۰] این جداول معرفی شده و ادعا شده که خطای محاسبات در حدود ۰/۱ الی ۰/۵ درصد می‌باشد. این جداول با توجه به عدد ماخ جریان آزاد، زاویه مخروط و نسبت فاصله منحنی‌الخط هر نقطه بر شعاع دماغه، مقدار عدد ماخ و نیز فشار بی‌بعد در لبه لایه مرزی نقطه موردنظر برآورد می‌شود. با توجه به این اعداد بی‌بعد و همچنین روابط ۲۰ الی ۲۴ خواص جریان شامل دما، فشار و سرعت در نقاط مختلف با استفاده از روش تکراری قابل استخراج است:

$$\bar{P} = \frac{P_e}{\frac{1}{2}\rho_h V_h^2} \quad (22)$$

$$u_e = M_e \sqrt{\gamma R T_e} \quad (23)$$

$$h_e = h_o - \frac{u_e^2}{2} \quad (24)$$

باید توجه داشت که برای محاسبه چگالی سیال بر روی سطح سامانه، از فشار در لبه لایه مرزی (P_e) استفاده می‌شود. بنابراین با استفاده از رابطه (۲۱) چگالی سیال دیواره (ρ_w) محاسبه می‌شود.

۵- روند محاسبه شار حرارتی

به صورت خلاصه برای محاسبه شار حرارتی در هر نقطه از سطح سامانه، مراحل زیر طی می‌شود:

- ۱- محاسبه مشخصات جریان در نقطه سکون
- ۲- محاسبه مشخصات جریان در نقاط مختلف سامانه
- ۳- محاسبه خواص سیال بر روی دیواره و در لبه لایه مرزی
- ۴- انتخاب رژیم جریان و روابط مناسب
- ۵- ضخامت مومنتوم لایه مرزی و عدد رینولدز
- ۶- محاسبه دمای آدیاباتیک دیواره
- ۷- محاسبه شار حرارتی

۶- نتایج

بخش اصلی این تحقیق عبارت است از تهیه یک برنامه رایانه‌ای که برای محاسبه شار حرارتی و فشار در نقاط گوناگون مورد استفاده قرار گرفته است. شایان ذکر است که کد تهیه شده می‌بایست از لحظه پرتاب سامانه، نتایج مورد نیاز را محاسبه و در اختیار کاربر قرار دهد. به منظور اطمینان از صحت این کد، نتایج به دست آمده با نتایج پژوهش‌های قبلی در هندسه‌ها، شرایط پروازی و رژیم‌های مختلف، مقایسه شده است.

اما همان‌گونه که گفته شد در اعداد ماخ بالا امکان تجزیه هوا وجود دارد. با تجزیه هوا، بخشی از بار حرارتی جذب سیال شده و دمای سکون کاهش می‌یابد. به این منظور ابتدا باید آنتالپی سکون را محاسبه کنیم:

$$h_0 = h_h + \frac{V_h^2}{2} \quad (18)$$

در محاسبه آنتالپی سکون عامل تعیین‌کننده سرعت و آنتالپی جریان آزاد سیال است. به منظور محاسبه فشار سکون مرجع [۲۲] رابطه زیر را پیشنهاد می‌دهد:

$$P_o = P_h \left[\left(\frac{\bar{\gamma} + 1}{2} \right)^{\frac{\bar{\gamma} + 1}{\bar{\gamma} - 1}} \left(\frac{2}{\bar{\gamma} - 1} \right)^{\frac{1}{\bar{\gamma} - 1}} \frac{M_h \left(\frac{2\bar{\gamma}}{\bar{\gamma} - 1} \right)}{\left(\frac{2}{\bar{\gamma} - 1} M_h^2 - 1 \right)^{\frac{1}{\bar{\gamma} - 1}}} \right] \quad (19)$$

با در دست داشتن آنتالپی و فشار سکون می‌توان چگالی سکون را به صورت زیر محاسبه کرد.

$$\rho = \left(\frac{P}{h} \right) \left(\frac{\bar{\gamma}}{\bar{\gamma} - 1} \right), \quad (20)$$

$$\bar{\gamma} = C_1 + C_2 Y + C_3 Z + C_4 YZ + \frac{C_5 + C_6 Y + C_7 Z + C_8 YZ}{1 + \exp[C_9(X + C_{10} Y + C_{11})]}$$

$$Y = \log \left(\frac{\rho}{1.292} \right),$$

$$X = \log \left(\frac{P}{1013400} \right),$$

$$Z = X - Y.$$

معادلات فوق را می‌توان با استفاده از یک روش تکراری و با یک حدس اولیه به طور مثال $\bar{\gamma} = 1.4$ حل نمود. سپس دمای نقطه سکون با استفاده از معادلات زیر به دست می‌آید.

$$\log \left(\frac{T}{151.78} \right) = b_1 + b_2 Y + b_3 Z + b_4 YZ + b_5 Z^2 + b_6 Y^2 + b_7 Y^2 Z + b_8 Z^2 Y + \frac{b_9 + b_{10} Y + b_{11} Z + b_{12} YZ + b_{13} Z^2}{1 + e^{(b_{14} Y + b_{15}) (Z + b_{16})}}, \quad (21)$$

$$Y = \log \left(\frac{\rho}{1.225} \right),$$

$$X = \log \left(\frac{P}{1013400} \right),$$

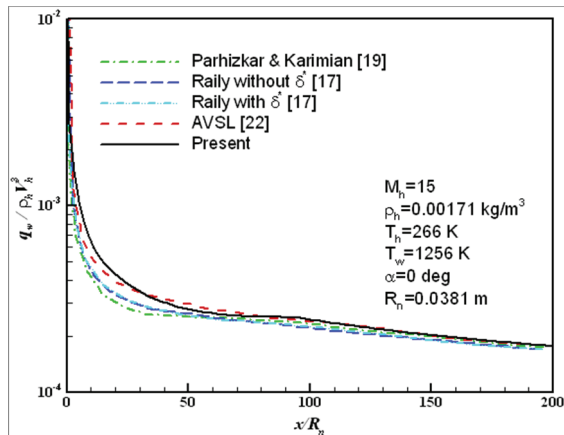
$$Z = X - Y.$$

۴-۲- سایر نقاط سامانه

برای محاسبه فشار، چگالی و دما در هر نقطه از سامانه، نیازمند مشخصات دینامیکی جریان از قبیل عدد ماخ و فشار بی‌بعد می‌باشد.

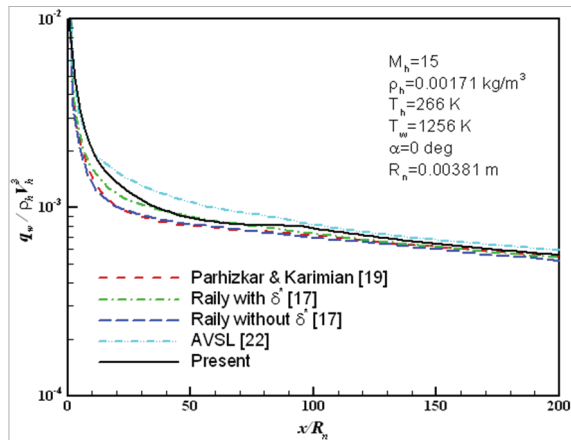
با توجه به اینکه در حال حاضر روش‌های دقیق تحلیلی برای مسائل مافوق صوت بر روی اجسام با نوک پخ وجود ندارد، به ناچار می‌بایست از روش‌های عددی برای به دست آوردن پارامترهای لازم در لبه لایه مرزی استفاده کرد. از طرفی به دلیل زمان‌بر بودن روش‌های عددی، مرکز محاسبات آکادمی علوم روسیه کلیه

جریان آزاد با ماخ ۱۵، دانسیته ۰/۰۱۷۱ کیلوگرم بر مترمکعب، دمای ۲۶۶ کلوین و دمای سطح ۱۲۵۶ کلوین نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که نتایج به دست آمده با مراجع [۱۹، ۲۵] از نوک جسم تا $x/R_n=50$ با یکدیگر اختلاف داشته و بعد از آن کم می‌شود. علت آن اختلاف در تخمین خواص جریان در لبه لایه مرزی و خواص ترموفیزیکی سیال توسط روش‌های مختلف می‌باشد.



شکل (۴): جریان آرام روی یک مخروط.

$$R_n = 0.0381m, \theta = 5^\circ$$

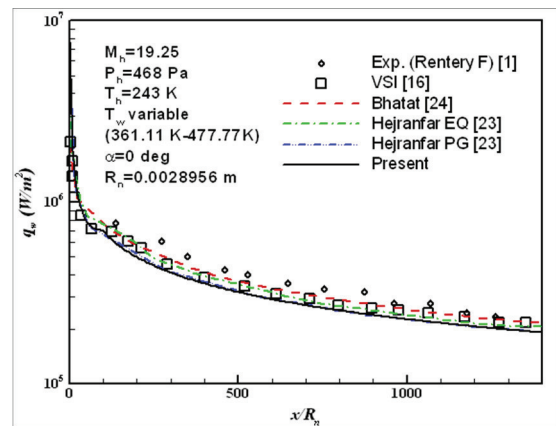


شکل (۵): جریان آرام روی یک مخروط.

$$R_n = 0.00381m, \theta = 10^\circ$$

شکل ۶ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۳۸۱ متر و نیم زاویه ۵ درجه و مشخصات جریان آزاد با ماخ ۲۵، فشار ۵۴/۵۸ پاسکال، دمای ۲۶۶ کلوین و دمای سطح ۱۲۵۶ کلوین نشان می‌دهد. شار حرارتی محاسبه شده با نتایج روش لایه شوک لزج مرجع [۱۶] و کد عددی Laura اختلاف کمی دارد.

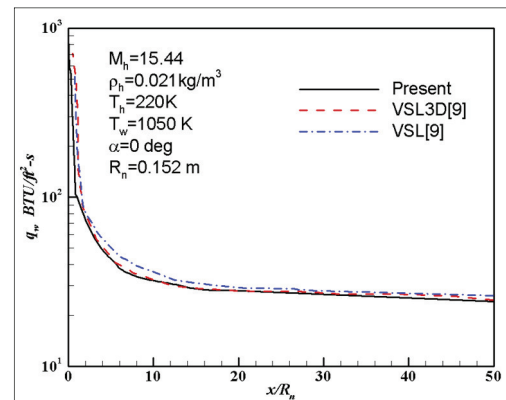
شکل ۲ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۰۲۹ متر و نیم زاویه ۵ درجه و مشخصات جریان آزاد با ماخ ۱۹/۲۵، فشار ۴۶۳ پاسکال، دمای ۲۴۳ کلوین و دمای سطح متغیر ۳۶۱ الی ۴۷۷ کلوین نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود نتایج حاصل از روش ارائه شده با مدل گاز کامل مرجع [۲۳] تطابق کامل داشته و با مراجع [۱۶ و ۲۴] اختلاف کمی دارد.



شکل (۲): جریان آرام روی یک مخروط.

$$R = 0.0029m, \theta = 5^\circ$$

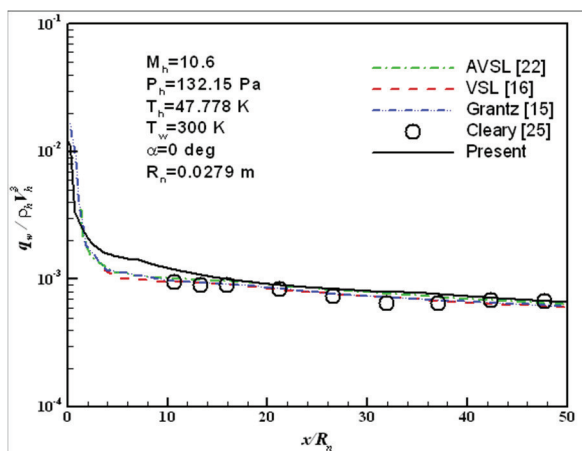
شکل ۳ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۱۵۲ متر و نیم زاویه ۱۰ درجه و مشخصات جریان آزاد با ماخ ۱۵/۴۴، دانسیته ۰/۰۲۱ کیلوگرم بر مترمکعب، دمای ۲۲۰ کلوین و دمای سطح ۱۰۵۰ کلوین نشان می‌دهد. شار حرارتی محاسبه شده توسط روش ارائه شده با نتایج روش لایه شوک لزج سه بعدی مرجع [۹] اختلاف کمی دارد.



شکل (۳): جریان آرام روی یک مخروط.

$$R = 0.152m, \theta = 10^\circ$$

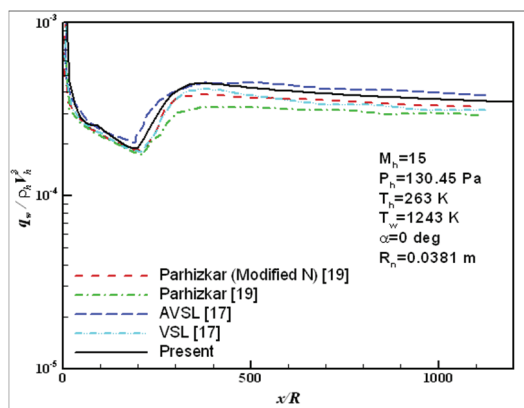
شکل ۴ و ۵ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۳۸۱ متر و نیم زاویه به ترتیب ۵ و ۱۰ درجه و مشخصات



شکل (۸): جریان آرام روی یک مخروط.

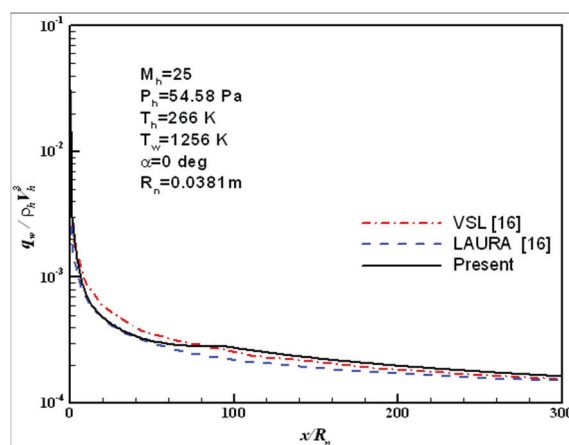
$$R_n = 0.0279m, \theta = 15^\circ$$

شکل ۹ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۳۸۱ متر و نیم زاویه ۵ درجه و مشخصات جریان آزاد با ماخ ۱۵، فشار ۱۳۰/۴۵ پاسکال، دمای ۲۶۳ کلوین و دمای سطح ۱۲۴۳ کلوین و شکل ۱۰ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۰۳۵۶ متر و نیم زاویه ۵ درجه و مشخصات جریان آزاد با ماخ ۱۹/۹۷، دانسیته ۰/۰۴۴۶ کیلوگرم بر مترمکعب، دمای ۲۲۱ کلوین و دمای سطح متغییر ۴۳۱ الی ۶۰۴ کلوین نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود در هر دو مورد، روش ارائه شده تغییر رژیم جریان را به خوبی تشخیص داده و مقادیر شار حرارتی به دست آمده مابین نتایج مراجع [۱۷ و ۱۹] قرار دارد.



شکل (۹): جریان آرام، گذرا و متلاطم بر روی یک مخروط.

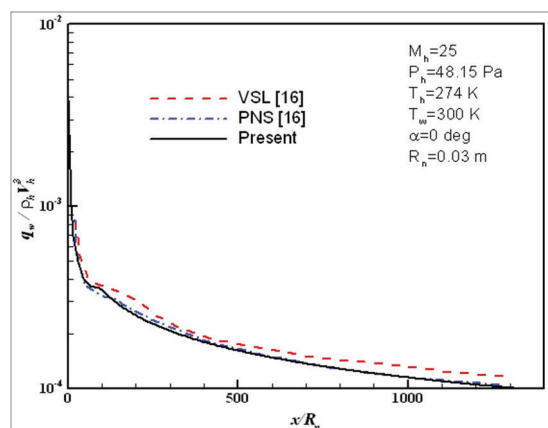
$$R = 0.0381m, \theta = 5^\circ$$



شکل (۶): جریان آرام روی یک مخروط.

$$R_n = 0.0381m, \theta = 5^\circ, \alpha = 0^\circ$$

شکل ۷ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۰۳ متر و نیم زاویه ۵ درجه و مشخصات جریان آزاد با ماخ ۲۵، فشار ۴۸/۱۵ پاسکال، دمای ۲۷۴ کلوین و دمای سطح ۳۰۰ کلوین نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود نتایج حاصل با نتایج روش ناویر استوکس سهموی شده مرجع [۱۶] تطابق دارد.



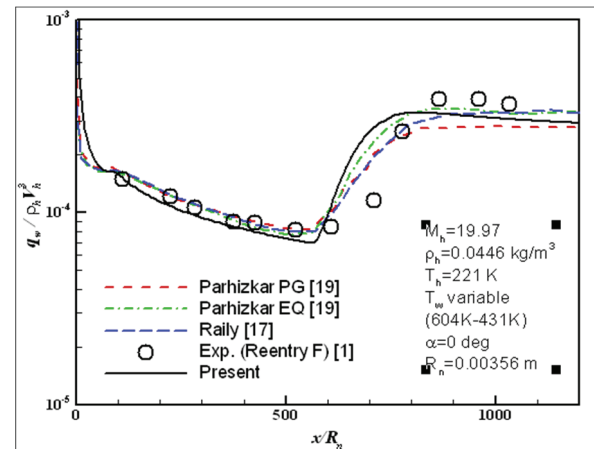
شکل (۷): جریان آرام روی یک مخروط.

$$R_n = 0.03m, \theta = 5^\circ$$

شکل ۸ نمودار شار حرارتی را بر روی یک مخروط با شعاع دماغه ۰/۰۲۷۹ متر و نیم زاویه ۱۵ درجه و مشخصات جریان آزاد با ماخ ۱۰/۶، فشار ۱۳۲/۱۵ پاسکال، دمای ۴۷/۷۷۸ کلوین و دمای سطح ۳۰۰ کلوین نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که نتایج حاصل از روش ارائه شده با مراجع [۱۵، ۱۶، ۲۵ و ۲۶] در محدوده ۵-۱۰ x/R_n اختلاف دارد. همان‌طور که بیان گردید علت آن اختلاف در تخمین خواص جریان در لبه لایه مرزی می‌باشد.

شار حرارتی برای کلیه نقاط سطح خارجی یک سامانه در کل مسیر پرواز در کمتر از یک دقیقه انجام می‌شود.

۲- محاسبه دقیق خواص جریان: در بعضی از روش‌های مهندسی از مدل گاز ایده‌آل جهت محاسبه دما و چگالی سیال و از معادله ساترلند جهت محاسبه خواص ترموفیزیکی لزجت و ضریب هدایت حرارتی استفاده می‌شود که در دماهای بالای ۲۰۰۰ درجه سانتی‌گراد به واسطه تجزیه مولکول‌های هوا اعتبار ندارد، اما در روش ارائه شده از مدل گاز حقیقی استفاده شده و سایر خواص ترموفیزیکی به طور مستقیم از جداول ترمودینامیکی برداشت می‌شود.



شکل (۱۰): جریان آرام، گذرا و متلاطم بر روی یک مخروط.

$$R = 0.00356m, \theta = 5^\circ$$

۸- مراجع

1. Stainback, P.C. Johnson, C.B. Boney, L.B. and Wicker, K.C. "Comparison of Theoretical Predictions and Heat Transfer Measurements for a Flight Experiment at Mach 20 (Reentry F)", NASA TMX-2560, 1972.
2. Toro, P.G.P. Minucci, M.A.S. Ramos, A.G. Chancs, J.B. Percira, A.L. Korcnowski, H. Nagamatsu, H.T. and Myrabo, L.N. "Experimental Pressure Investigation of Blunt Body at Mach 8", AIAA A 2001-0644, 2001.
3. Nagamatsu, H.T. Myrabo, L.N. Messitt, D.G. and Sheer, R.E. "Summary of Theoretical, Experimental, and Computational Investigation of Flow Over Flat Plate to Mach 25", AIAA 2005-506, 2005.
4. Holden, M.S. Wadhams, T.P. Harvey, J. and Walker, B.J. "Experimental and Numerical Studies on Hypersonic Vehicle Performance in the LENS Shock and Expansion Tunnels", AIAA 2006-125, 2006.
5. Wadhams, T.P. and Mundy, E. "Experimental and Analytical Studies of Transition in High Speed Flows at CUBRC", AIAA 2008-4395, 2008.
6. Schneider, S.P. "Hypersonic Boundary-Layer Transition on Blunt Bodies with Roughness", AIAA 2008-501, 2008.
7. Saravanan, S. Jagadeesh, G. and Reddy, K.P.J. "Convective Heat-Transfer Rate Distributions Over a Missile Shaped Body Flying at Hypersonic Speeds, Experimental Thermal and Fluid Science", vol. 33, pp. 782-790, 2009.
8. Lee, H.J. Jeung, I.S. "Heat Flux Measurement Techniques Over the Protuberance at the Hypersonic Flow of Mach 7", AIAA 2009-7258.
9. Anderson, J.D. "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill Book Company", 1989.
10. Maslen, S.H. "Inviscid Hypersonic Flow Past Smooth Symmetric Bodies", AIAAJ. v.12, No.6, pp. 1055-1061, 1964.

با نگاه دقیق‌تر به نتایج حاصل از روش ارائه شده به خصوص در جریان آرام ملاحظه می‌شود که یک تغییر شیب ملایم در اواسط بدنه مخروط رخ می‌دهد که علت آن استفاده از جداول جهت تخمین خواص لایه مرزی و خواص ترموفیزیکی سیال می‌باشد که در عمل ممکن است شیب نمودار به طور صاف نباشد.

همان‌گونه که گفته شد نتایج به دست آمده قابل قبول بوده و با نتایج سایر مراجع مطابقت دارند در نتیجه روش مهندسی مورد استفاده و کد رایانه‌ای تهیه شده کارایی مناسبی داشته و با توجه به کاهش بسیار زیاد هزینه‌های محاسباتی در این روش نسبت به روش‌های معمول عددی، می‌توان از آن به منظور محاسبه عایق حرارتی استفاده نمود.

۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق محاسبه شار حرارتی بر روی چند سامانه با هندسه‌ها و شرایط پروازی مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به دست آمده در این پژوهش بیانگر دقت مناسب این روش مهندسی در محاسبه شار حرارتی جایجایی سامانه‌های ابرصوتی در نواحی آرام، گذار و متلاطم است.

مزیت روش ارائه شده نسبت به سایر روش‌های مهندسی:

۱- تخمین سریع مشخصات جریان بر روی لبه لایه مرزی: در اکثر روش‌های مهندسی برای تخمین مشخصات جریان بر روی لبه لایه مرزی به طور معمولاً از طریق حل معادله اویلر یا حل معادله لایه شوک لزج عمل می‌کنند که زمان محاسبه شار حرارتی برای یک مسیر پروازی طولانی خواهد شد اما در روش ارائه شده با استفاده از نتایج حاصل از حل عددی که در مرجع [۲۰] معرفی شده، محاسبه

20. Solntsev, V.P. Galitseisky, B.M. Glebov, G.A. "Heat Transfer on the Surface of the Aircraft: Guidelines for Settlement and Graphic Works", Moscow Aviation Institute, 1987.
21. Hansen, C. F. "Approximations for the Thermodynamic and Transport Properties of High-Temperature Air", NASA TN-4150, 1958.
22. Tannehill, J. C. and Mugege, P. H. "Improved Curve Fits for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air Suitable for Numerical Computer Using Time-Dependent or Shock-Capturing Methods", NASA CR-2470, 1974.
23. Hejranfar, K. Moghadam, R.K. and Esfahanian, V. "Dual-code Solution Procedure for Efficient Computing Equilibrium Hypersonic Axisymmetric Laminar Flows", Aerospace Sci. and Tech. Vol.12, pp.135-149, 2008.
24. Bhutta, B.A. and Lewis, C.H. "Comparison of Hypersonic Experiments and PNS Predictions, Part I: Aerothermodynamics", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 28, pp. 234-240, 1991.
25. Cheatwood, F.M. and DeJarnette, F.R. "Approximate Viscous Shock Layer Technique for Calculating Hypersonic Flows About Blunt-Nosed Bodies", J. Spacecraft and Rockets, Vol.31, No.4, pp. 621-628, 1994.
26. Cleary, J.W. "The Effects of Nose Bluntness on the Flow Separation and Longitudinal Characteristics of Ellipsoidal-Nosed Cylinder-Flare Models at Transonic Speeds", NASA TN D-5450.
11. Maslen, S.H. "Asymmetric Hypersonic Flow", NASA CR-2123, 1972.
12. Riley, C.J. and DeJarnette, F.R. "Approximate Method for Calculation Three Dimensional Inviscid Hypersonic Flow Fields", NASA TP3018, 1990.
13. Karimian, S.M.H. and Mehdizade, A. "Approximate Solution of Inviscid Flow Around the Nose of Hypersonic Bodies at Angle of Attack", Amirkabir J. vol.12, No.47, 2001.
14. Zoby, E.V. Moss, J.J. and Sutton, K. "Approximate Convective Heating Equations for Hypersonic Flows", J. Spacecraft and Rockets, vol.18, No.1, pp. 64-70, 1981.
15. Grantz, A.C. DeJarnette, F.R. and Thompson, R.A. "Approximate Viscous Shock Layer Method for Hypersonic Flow Over Blunt-Nosed Bodies", J. Spacecraft and Rockets, vol.27, No.6, pp. 597-605, 1990.
16. Gupta, R.N. Lee, K.P. Zoby, E.V. Moss, J.N. and Thompson, R.A. "Hypersonic Viscous Shock Layer Solution Over Long Slender Bodies- Part 1: High Reynolds Number Flows", J. Spacecraft and Rockets, vol.27, No.2, pp. 175-184, 1990.
17. Riley, C.J. "An Engineering Method for Interactive Inviscid-Boundary Layer in Three-Dimensional Hypersonic Flow", PhD Thesis, North Carolina State Univ. 1992.
18. Riley, C.J. and DeJarnette, F.R. "An Engineering Aerodynamic Heating Method for Hypersonic Flow", AIAA Paper, 92-0499, 1992.
19. Parhizkar, H. and Karimian, S.H.M. "Laminar and Turbulent Aeroheating Predictions Around Multi-Cone Configurations in Hypersonic Equilibrium-Air Flow", J. Aerospace Science and Technology, Vol.3, pp.159-166, 2006.