

بررسی عددی شوک حرارتی در دماغه سامانه‌های هوافضایی

مسعود میرزایی^۲

دانشکده مهندسی هوافضا
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
(تاریخ دریافت: ۹۲/۱۱/۰۸؛ تاریخ پذیرش: ۹۳/۱/۲۰)

محمد همایون فر^۱

دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه صنعتی شریف

چکیده

در مقاله حاضر به بررسی و محاسبه تنش‌های حرارتی دماغه‌های گرافیتی مورد استفاده در سامانه‌های هوافضایی پرداخته شده و معادلات حاکم، شرایط مرزی، نرخ عقب‌نشینی سطح، مدل فناشوندگی گرافیت و تولید شبکه پویا تشریح شده است. جهت محاسبه تنش‌های حرارتی، ابتدا حل عددی دوبعدی انتقال حرارت هدایتی به صورت غیردائم در یک شبکه متحرک بی‌سازمان به روش حجم محدود در کل مدت زمان بازگشت به جو انجام شده است. سپس نتایج محاسبات تحلیل حرارتی توسط یک کد رابط به نرم‌افزار تحلیل سازه‌ای منتقل شده و در هر گام زمانی با اعمال فشار آیرودینامیکی به صورت متغیر با زمان و مکان، تنش حرارتی ایجادشده در مدت زمان بازگشت به جو محاسبه شده است. در بررسی اعتبارسنجی روش ارائه شده، ملاحظه گردید نتایج محاسبات با نتایج سایر مراجع تطابق خوبی دارد.

واژه‌های کلیدی: تنش حرارتی، دماغه، فناشوندگی، گرمایش آیرودینامیکی

Numerical Analysis of Heating Shock on Nose of Aerospace Projectiles

M. Homayoonfar

Mechanical Engineering Department
Sharif University of Technology

M. Mirzaei

Aerospace Engineering Department
K.N. Toosi University of Technology

(Received: 28 January, 2014; Accepted: 09 April, 2014)

ABSTRACT

In this article thermal stress of graphite nose of aerospace projectiles is investigated. The governing equations, boundary conditions, rate of surface recession, ablation model of graphite, and also moving mesh generation are described. In order to calculate thermal stress, at first unsteady heat transfer equation in an unstructured moving mesh is solved using finite volume method for reentry period, then the results of the thermal analysis are transferred to a structure analysis software. Aerodynamic pressure is applied as a variable with time and position and thermal stress is calculated for the reentry flight. There is a good agreement between the current results and those of the other researchers.

Keywords: Thermal Stress, Nose, Ablation, Aerodynamic Heating

۱- کارشناس ارشد: m_homayoonfar@yahoo.com

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

۱- مقدمه

با پیشرفت دانش بشری و بالا گرفتن فعالیت‌های هوافضایی، نیاز به عایق و محافظ‌های حرارتی نمود بیشتری یافته است. پرتاب راکت‌ها و موشک‌های مختلف، پرواز سفینه‌ها و شاتل‌ها برای فتح فضا، همگی مرهون نقش حفاظتی سپرهای حرارتی هستند، به طوری که اگر این پرتابه‌ها، با عایق‌ها و سپرهای مناسب محافظت نشوند در طی مسیر از بین می‌روند. یکی از روش‌های حفاظت حرارتی در پرتابه‌ها استفاده از مواد فناشونده می‌باشد. در تعریف فناشوندگی می‌توان گفت که در این پدیده، موادی با فنا کردن خود، راه ورود حرارت را به سامانه‌های اصلی محدود می‌کنند.

سپرهای حرارتی فناشونده از طریق سازوکارهای بازتابش سطح، جذب انرژی حرارتی توسط بالا رفتن دما و تغییر ساختار شیمیایی خود و کاهش انتقال حرارت توسط تزریق گازهای ناشی از تغییر ساختار شیمیایی (پیرولیز) به داخل لایه مرزی، سامانه اصلی را در برابر حرارت محافظت می‌نمایند. به طور کلی، سپرهای فناشونده به دو دسته تقسیم می‌شوند: دسته اول که در اثر حرارت دی پلیمریزه، تصعید و یا ذوب شده و تقریباً باقیمانده‌ای ندارند، فناشونده غیرذغالی نامیده می‌شوند. به دسته دوم که در اثر فناشدن، بقایای کربنی یا سیلیسی داشته و ذغال از خود برجای می‌گذارند، فنا شونده ذغالی گویند.

سپرهای حرارتی فناشونده در موتور، نازل و کلاهک موشک‌ها، به ویژه موشک‌های سوخت جامد، نقش مهمی را ایفا می‌نمایند. این پرتابه‌ها از دوسو در معرض گرمای شدید و کوتاه مدت هستند. گرما در سطح خارجی به دلیل اصطکاک شدید بین مولکول‌های هوا و سامانه بوده که این مسئله در دماغه‌ها بسیار بحرانی است و در سطح داخلی به خاطر احتراق سوخت می‌باشد.

برای حفاظت از دماغه پرتابه‌های هوافضایی از مواد فناشونده‌ای استفاده می‌شود که علاوه بر مقاومت بالا در برابر شوک‌های حرارتی و نیرویی، قابلیت جذب و ذخیره گرما را دارا باشد. این نوع مواد به هنگام اعمال شار حرارتی، با جذب و ذخیره گرما موجب می‌شود لایه‌های زیرین از آسیب مصون بمانند. متداول‌ترین ماده‌ای که در حفاظت اجسام پرنده به روش جذب و ذخیره انرژی به کار می‌رود گرافیت و کامپوزیت کربن-کربن است. گرافیت علاوه بر اینکه به عنوان یک چاه حرارتی عمل می‌کند، دفع حرارتی بالایی نیز از طریق بازتابش از سطح دارد. مزیت دیگر گرافیت تغییر شکل اندک آن در مقابل

نیروهای آیرودینامیکی است. به منظور برآورد نرخ فناشوندگی سپرهای حرارتی در اثر شار حرارتی آیرودینامیکی و نیز طراحی ضخامت مناسب آن در کاربردهای عملی، مطالعات زیادی صورت گرفته است. برای مثال دین^۱ با به کارگیری روش تبدیل‌های تشابهی، مدل فناشوندگی ساده‌ای را در حالت دائم و به صورت دوبعدی در ناحیه سکون در نظر گرفت [۱ و ۲]. چانگ^۲ و همکاران مقایسه‌ای بین نتایج حاصل از روش انتگرالی θ ممنتوم و روش عددی اختلاف محدود در یک میدان با شار حرارتی غیردائم انجام دادند [۳]. هجران‌فر، فناشوندگی مواد غیرذغالی مورد استفاده در نازل موشک را به صورت دوبعدی متقارن محوری در سامانه مختصات منحنی‌الخط منطبق بر مرز، به نحو مطلوبی ارائه نمود [۴]. بلکول^۳ با استفاده از روش حجم محدود با فواصل نامایی و به صورت یک‌بعدی فناشوندگی را در حالت دائم مورد بررسی قرار داد [۵]. والبر^۴ با استفاده از روش انتگرالی، پدیده فناشوندگی را با فرض ثابت بودن خواص فیزیکی ماده فناشونده، بر روی یک سطح تخت، به صورت یک‌بعدی، تحت شار حرارتی متغیر با زمان بررسی کرد [۶]. فن^۵ فناشوندگی کامپوزیت سیلیکا فنلیک را در حالت شبه‌دائم در ناحیه جدایش جریان متلاطم مورد بررسی قرار داد [۷]. پاتز^۶ روش شبه‌دائم را با روش انتگرالی بالانس انرژی ترکیب و یک روش مرکب جهت افزایش دقت فناشوندگی کامپوزیت کربن فنلیک ارائه نمود [۸ و ۹]. شعبانی فناشوندگی کامپوزیت کربن فنلیک را در یک شبکه ثابت دوبعدی به روش اختلاف محدود ارائه و جهت پیش‌بینی موقعیت و حرکت سطح از الگوریتم فلر استفاده کرد [۱۰]. امر^۷ شبیه‌سازی فناشوندگی مواد ذغالی را با در نظر گرفتن جریان حاصل از پیرولیز در محیط متخلخل به روش حجم محدود انجام داد [۱۱]. لین^۸ شبیه‌سازی فناشوندگی مواد فناشونده ذغالی را به روش شبه‌دائم ارائه داد [۱۲]. مروزوف^۹ شبیه‌سازی سازه‌ای - حرارتی گلوگاه نازل یک موتور کامپوزیتی را به روش المان محدود بیان کرد [۱۳]. چنگ^{۱۰} مدل‌سازی فرآیند پیرولیز در مواد فناشونده ذغالی را به روش چند مقیاسی ارائه داد [۱۴]. درویزه تحلیل کماتش حرارتی پوسته‌های استوانه‌ای

1- Zein

2 - Chung

3- Blackwell

4- Walber

5- Fen

6- Potts

7- Amar

8- Lin

9 - Morozov

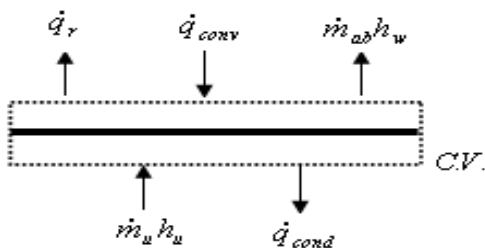
10- Cheng

اگر ماده فناشونده غیر ایزوتروپ باشد، ضریب هدایت حرارتی در جهت‌های مختلف با یکدیگر متفاوت است، در نتیجه می‌توان نوشت:

$$\frac{\partial(\rho C_p T)}{\partial t} \Big|_{x,y} = k \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + k \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial k}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y} \quad (2)$$

۲-۲- شرط مرزی سطح خارجی

شکل ۱ به‌طور شماتیک بالانس انرژی و جرم را بر روی سطح ماده فناشونده غیرذغالی گرافیت نشان می‌دهد که در آن، شارهای انرژی ورودی به حجم کنترل، شار انتقال حرارت جابه‌جایی ناشی از وجود لایه مرزی (\dot{q}_{conv}) و شار حرارتی آنتالپی ذغال ($\dot{m}_u h_u$) می‌باشند. شارهای انرژی خروجی از حجم کنترل، شار حرارتی بازتابش از سطح (\dot{q}_r)، شار ناشی از فناشوندگی سطح در اثر تصعید ($\dot{m}_{ab} h_w$) و شار حرارتی خالص که به داخل ماده فناشونده منتقل می‌گردد (\dot{q}_{cond}) هستند.



شکل (۱): بالانس انرژی روی سطح ماده فناشونده غیرذغالی.

با فرض عدم سایش سطح، معادله (۳) به شرح زیر خواهد بود:

$$\dot{m}_u = \dot{m}_{ab} \quad (3)$$

که در آن، \dot{m}_{ab} شار انتقال جرم فناشونده و \dot{m}_u شار جرمی مواد جامد است. معادله قانون بقای انرژی به شرح زیر می‌باشند:

$$\dot{q}_{conv} - \dot{q}_r - \dot{m}_{ab} h_w + \dot{m}_u h_u - \dot{q}_{cond} = 0, \quad (4)$$

که در آن، h_w آنتالپی مخلوط گازهای مجاور سطح، h_u آنتالپی مواد جامد ذغالی سطح می‌باشد. با جایگذاری رابطه (۳) در رابطه (۴) رابطه زیر موجود است:

$$\dot{q}_{conv} - \dot{q}_r - \dot{m}_{ab}(h_w - h_u) - \dot{q}_{cond} = 0. \quad (5)$$

آنتالپی مواد جامد ذغالی از طریق رابطه (۶) به‌دست می‌آید:

$$h_u = \int_{T_{ref}}^{T_w} C_p dT \quad (6)$$

کامپوزیتی نسبتاً ضخیم تحت بار حرارتی متقارن محوری را به روش المان محدود ارائه نمود [۱۵]. کیهانی فرآیند انتقال حرارت هدایتی در لمینیت‌های کامپوزیتی استوانه‌ای گرافیت اپوکسی را به‌روش تحلیل مورد بررسی قرار داد [۱۶].

همان‌گونه که قبلاً بیان شد، مقاومت گرافیت و به‌ویژه کامپوزیت کربن-کربن در برابر شوک‌های حرارتی و نیرویی بسیار بالا است. بنابراین، اغلب دماغه‌های پرتابه‌های هوافضایی از این دو ماده ساخته می‌شوند. از طرفی به‌دلیل ضریب هدایت حرارتی بالای این مواد، شار حرارتی وارده به‌سرعت در داخل آنها توزیع می‌شود. در نتیجه، بررسی حرارتی آنها می‌بایست در دو بعد صورت گیرد. در مقاله حاضر به بررسی گرمایش آیرودینامیکی دماغه‌ها، به‌دلیل اهمیت بالای آن پرداخته می‌شود. هدف از ارائه این مقاله، معرفی یک ابزار طراحی جهت بررسی شوک حرارتی دماغه‌ها در طول زمان بازگشت به جو می‌باشد. در روش ارائه شده، ابتدا نحوه محاسبات گرمایشی و فناشوندگی دماغه‌های گرافیتی بررسی شده و سپس به‌منظور تحلیل حرارتی، معادلات حاکم، شرایط مرزی، نرخ عقب‌نشینی سطح ناشی از فناشوندگی و الگوریتم جبهه متحرک در قالب یک کد رایانه‌ای تهیه شده است. جهت تولید شبکه پویا از روش‌های هموارسازی فوری و شبکه‌بندی موضعی به‌طور همزمان و از قابلیت‌های نرم‌افزار فلونت جهت حل عددی دوبعدی انتقال حرارت هدایتی غیردائم در یک شبکه متحرک بی‌سازمان به‌روش حجم محدود استفاده شده است. به‌منظور انجام تحلیل غیردائم سازه‌ای، نتایج محاسبات حرارتی به‌همراه شبکه تولید شده توسط یک کد رابط در نرم‌افزار المان محدود مورد استفاده قرار گرفته و پس از اعمال فشارها و نیروها و قیود تکیه‌گاهی، تحلیل سازه‌ای انجام می‌شود.

۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم شامل معادله انرژی، فناشوندگی و تعادل در حالت غیر دائم می‌باشد که در ادامه توضیح داده می‌شود.

۲-۱- معادله انرژی

معادله دیفرانسیل انتقال حرارت هدایت حرارتی دوبعدی در مختصات کارتزین به‌صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{\partial(\rho C_p T)}{\partial t} \Big|_{x,y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k_{xx} \frac{\partial T}{\partial x} + k_{xy} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_{yx} \frac{\partial T}{\partial x} + k_{yy} \frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (1)$$

اکسیداسیون شامل واکنش اتم‌های کربن (C) در سطح خارجی گرافیت با اکسیژن مولکولی (O_2) و تشکیل منواکسید کربن (CO) و دی‌اکسید کربن (CO_2) می‌باشد. در این مرحله سرعت واکنش (نرخ فناشوندگی) تا حدودی به غلظت واکنش‌گرها بستگی داشته، ولی دما نقش تعیین‌کننده‌ای در سرعت فناشوندگی دارد. این مرحله، رژیم کنترل واکنش توسط سینتیک واکنش نام دارد. وقتی دمای سطح به حدود ۱۱۰۰ درجه سانتی‌گراد می‌رسد، نرخ نفوذ اکسیژن و محدودیت غلظت آن در سطح اهمیت زیادی پیدا می‌کند. در این دما سرعت واکنش اکسیداسیون توسط دما و محدودیت‌های نفوذی کنترل می‌شود، یعنی دینامیک سیال و سینتیک شیمیایی هر دو اهمیت پیدا می‌کنند که این مرحله را رژیم گذار می‌نامند. در محدوده دمایی ۲۸۰۰ - ۱۴۰۰ درجه سانتی‌گراد سرعت واکنش با غلظت اکسیژن در سطح گرافیت کنترل می‌شود. در این رژیم، دما و در نتیجه سینتیک واکنش‌های اکسیداسیون، تأثیری بر سرعت واکنش ندارد که این مرحله، رژیم کنترل سرعت با نفوذ نام دارد. در دماهای بالاتر از ۲۸۰۰ درجه سانتی‌گراد تصعید کربن از دیواره گرافیت به حدی شدت می‌گیرد که نرخ فناشوندگی ناشی از تصعید بیشتر از نرخ فناشوندگی رژیم کنترل با نفوذ می‌گردد. فرایند تصعید کربن گونه‌هایی نظیر $C(gas)$, C_2 , C_3 , C_4 و C_5 را وارد لایه مرزی می‌کند. در محدوده دمایی ۵۵۰۰ - ۲۸۰۰ درجه سانتی‌گراد، علاوه بر واکنش اکسیژن با کربن جامد، نیتروژن نیز به سطح گرافیت حمله می‌کند و گونه‌های سیانوزن $(CN)_2$ و سیانو CN تشکیل می‌شوند که این مرحله رژیم تصعید نام دارد [۱۷]. به منظور برآورد نرخ فناشوندگی سطح گرافیت و همچنین محاسبه آنتالپی گازهای مجاور دیواره از رابطه‌های (۱۴) و (۱۵) استفاده می‌شود:

$$\begin{cases} B'_{c,eq} = B'_{DCO} + B'_{DCO} \exp(T^*) \\ T^* = (T_w - T_p) / S_p \\ T_p = (T_1)(P^*)^{q_1} \\ S_p = (T_2)(P^*)^{q_2} \\ P^* = P / P_{ref} \end{cases} \quad (14)$$

$$h_{w,eq} = \bar{h}_f + \bar{c}_p(T_w - T_{ref}) + h'_s(B'_{c,eq} - B'_{DCO})^{q_3} \quad (15)$$

مقادیر ثابت‌های دو معادله بالا در مرجع [۱۷] ذکر شده است. مدل بالا، فناشوندگی تعادلی گرافیت و کامپوزیت کربن-کربن را در هوا توصیف می‌کند. در دامنه دمایی پایین فناشوندگی، نرخ واکنش اکسیداسیون کنترل شده مواد کربنی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\dot{m}_R = a_R(X_{O_2}P^*)^{0.5} \exp(-E_R/RT_w), \quad (16)$$

\dot{q}_{conv} شار انتقال حرارت جابه‌جایی است که به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\dot{q}_{conv} = g_h(h_r - h_w), \quad (7)$$

$$g_h = g_{ho} \cdot \Phi_{blow} \cdot \Phi_{hal}, \quad (8)$$

که در آن، g_{ho} ضریب انتقال حرارت برای یک سطح بدون فناشوندگی و Φ_{blow} اثر نفوذ گازهای فناشوندگی به داخل لایه مرزی بوده که باعث پس‌زدن گرمای ورودی به سپر حرارتی شده، بنابراین سبب کاهش مقدار انتقال حرارت جابه‌جایی شده و $\Phi_{blow} \leq 1$ خواهد بود [۸ و ۹]. اثر ساییش را نشان می‌دهد. ذرات معلق در فضا سبب ساییش سطح سپر حرارتی شده و این عامل باعث کنده شدن ذرات داغ از سطح می‌شود. بنابراین، همواره $\Phi_{hal} \geq 1$ خواهد بود. لازم به ذکر است که در تحقیق حاضر از اثرات ساییش صرف نظر شده است.

جهت محاسبه g_{ho} از فرض شار حرارتی دیواره سرد استفاده می‌شود، به عبارت دیگر $\left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{y=0} > 0$ است.

$$q_{ew} = g_{ho} h_r. \quad (9)$$

۲-۳- معادله تعادل دینامیکی گذرا

به منظور محاسبه پاسخ دینامیکی دماغه گرافیتی تحت بارهای وابسته به زمان، معادله کلی زیر به روش انتگرال زمانی نیومارک حل می‌شود:

$$(M)\{\ddot{u}\} + (C)\{\dot{u}\} + (K)\{u\} = F(t), \quad (10)$$

که در آن، M ، C و K به ترتیب ماتریس جرمی، میرایی و سختی و $\{\ddot{u}\}$ ، $\{\dot{u}\}$ و $\{u\}$ به ترتیب بردار شتاب، سرعت و تغییر مکان هر گره و $\{F(t)\}$ بردار بار است. روابط تنش و کرنش دوبعدی تحت بارهای حرارتی و سازه‌ای به شرح زیر است:

$$\varepsilon_x = \alpha_x \Delta T + \frac{\sigma_x}{E_x} - \frac{\nu_{xy} \sigma_y}{E_x}, \quad (11)$$

$$\varepsilon_y = \alpha_y \Delta T + \frac{\sigma_y}{E_y} - \frac{\nu_{xy} \sigma_x}{E_y}, \quad (12)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\sigma_{xy}}{G_{xy}}, \quad (13)$$

که در آن، ε ، σ ، E ، ν و G به ترتیب کرنش، ضریب انبساط حرارتی، تنش، مدول یانگ، ضریب پواسون و مدول برشی می‌باشد.

۳- مدل فناشوندگی

کامپوزیت کربن-کربن و گرافیت با بالا رفتن دما (در حدود ۵۵۰ درجه سانتی‌گراد) به تدریج اکسید می‌شوند، این مرحله از

$$k_{ij} = \frac{1}{\sqrt{|\Delta \bar{x}_i - \Delta \bar{x}_j|}} \quad (22)$$

در حال تعادل، نیروی خالص بر یک گره به علت اتصال به تمام فنرهای متصل به گره باید صفر شود، این شرط در معادله تکرار بدین صورت نتیجه می‌شود:

$$\Delta \bar{x}_i^{m+1} = \frac{\sum_j^{n_i} k_{ij} \Delta \bar{x}_j^m}{\sum_j^{n_i} k_{ij}} \quad (23)$$

پس از اینکه تغییر مکان گره‌های در مرز معلوم شد، معادله (۲۳) با استفاده از یک ژاکوبین بر تمام گره‌های داخل حل می‌شود. در حالت همگرایی، موقعیت‌های گره‌ها بدین صورت تجدید می‌شوند:

$$\bar{x}_i^{n+1} = \bar{x}_i^n + \Delta \bar{x}_i^{m,converged} \quad (24)$$

که در آن، n و $n+1$ استفاده شده به ترتیب دلالت بر گام زمانی بعدی و جاری دارد. همچنین از روش هموارسازی فنی می‌توان جهت تجدید کردن هر سلول واقع در ناحیه‌ای که مرز آن در حال حرکت یا تغییر شکل است، استفاده کرد [۱۸ و ۱۹].

۴-۲- روش تولید شبکه مجدد موضعی

زمانی که تغییر مکان هر گره مرزی در مقایسه با اندازه سلول خود بزرگ باشد، کیفیت سلول بسیار پایین آمده یا ممکن است منجر به تولید سلول با حجم منفی شود که این مسئله شبکه را بی‌اعتبار کرده و در نتیجه زمانی که حل برای گام زمانی بعدی تجدید می‌شود، منجر به بروز مشکلاتی در همگرایی می‌گردد.

برای غلبه بر این مشکل، می‌بایست سلول‌هایی که از معیار اسکیننس و اندازه مورد نظر تجاوز کرده‌اند را جمع‌آوری کرده و به‌طور موضعی سلول‌های جمع‌آوری شده را شبکه‌بندی کرد. اگر سلول‌های جدید معیار اندازه و اسکیننس را ارضاء کند، شبکه به‌طور موضعی با سلول‌های جدید (با حل میان‌یابی شده از سلول‌های قبلی) تجدید می‌شود [۱۸ و ۱۹].

۵- روبه فرآیند محاسبه تنش‌های حرارتی

جهت محاسبه تنش‌های حرارتی، ابتدا محاسبات حرارتی و فناشوندگی بر روی دماغه انجام شده و سپس محاسبات سازه‌ای انجام می‌گیرد. در ادامه، روند محاسبات توضیح داده شده است.

۵-۱- محاسبه توزیع دما و میزان فناشوندگی

برای این منظور، ابتدا دماغه در یک نرم‌افزار تولید شبکه، مدل‌سازی و شبکه‌بندی شده و سپس در نرم‌افزار تحلیل حرارتی (فلوئنت) فراخوانی شده و خواص ترموفیزیکی دماغه از قبیل k

که در آن، $a_r = 4.71 \times 10^5 [g/cm^2 s]$ و $X_{o_2} = 0.21$ کسر مولی اکسیژن در هوا است. معادله زیر رژیم گذار فناشوندگی سطح را بیان می‌کند:

$$\dot{m}_{ab} = \dot{m}_{eq} f_{tr}, \quad f_{tr} = 1 / \sqrt{1 + (\dot{m}_{eq} / \dot{m}_R)^2} \quad (17)$$

که در آن، f_{tr} فاکتور گذار است که برای نرخ‌های واکنش کم به صفر و برای نرخ‌های واکنش زیاد به یک میل می‌کند. این فاکتور گذار همچنین گذار آنتالیپی گاز مجاور دیواره را به‌صورت رابطه (۱۸) تعریف می‌کند:

$$h_w = f_{tr} h_{w,eq} + (1 - f_{tr}) h_{wo}, \quad h_{wo} = \int_{T_{ref}}^{T_w} c_{p0} dT \quad (18)$$

با محاسبه $B'_{c,eq}$ می‌توان ضریب دمش معادل را طبق رابطه زیر به‌دست آورد:

$$\phi_{blow,eq} = \ln(1 + aB'_{c,eq}) / (aB'_{c,eq}) \quad (19)$$

برای فناشونده‌های غیرذغالی $a = 1.5$ می‌باشد و در آخر برای محاسبه جرم فناشده باید مقدار \dot{m}_{eq} از رابطه زیر به‌دست آید:

$$\dot{m}_{eq} = g_{ho} \cdot \phi_{blow,eq} \quad (20)$$

۴- شبکه پویا

روش‌های مختلفی جهت تولید مجدد مش‌هایی که مرز آنها در حال تغییر شکل می‌باشد، وجود دارد که در این برنامه از دو روش هموارسازی فنی و مش‌زنی موضعی به‌طور هم‌زمان به‌کار گرفته شده است.

۴-۱- روش هموارسازی فنی

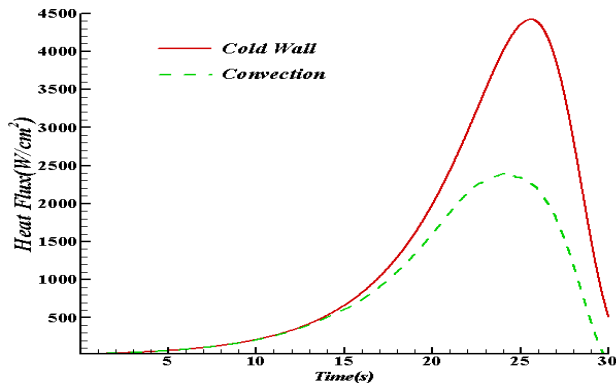
در روش هموارسازی فنی، فرض می‌شود که اتصال هر گره با گره‌های مجاور از طریق یک فنر صورت می‌گیرد و شبکه محاسباتی به‌صورت یک شبکه از فنرهای به‌هم پیوسته ایده‌آل‌سازی می‌شود. با تغییر مکان هر گره مرزی، یک هماهنگی نیرویی در تمام فنرهای متصل به گره ایجاد می‌شود. با استفاده از قانون هوک، نیرو در هر گره به‌صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\vec{F}_i = \sum_j^{n_i} k_{ij} (\Delta \bar{x}_j - \Delta \bar{x}_i) \quad (21)$$

که در آن، $\Delta \bar{x}_i$ و $\Delta \bar{x}_j$ تغییر مکان‌های گره i و همسایه‌اش j هستند و n_i تعداد گره‌های همسایه متصل به گره i می‌باشد و k_{ij} ثابت فنر (سختی) بین گره i و همسایه‌اش j است. ثابت فنر برای لبه متصل به گره‌های i و j به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

اختلاف محدود، به واسطه حذف ترم‌های غیرخطی معادلات از سرعت محاسباتی بیشتر ولی دقت کمتری برخوردار است. در مقاله ارائه شده از روش حجم محدود دوبعدی استفاده شده که نتایج آن بیان می‌شود.

شکل ۲ منحنی‌های شار حرارتی دیواره سرد به‌عنوان ورودی نرم‌افزار و شار حرارتی جابه‌جایی محاسبه شده توسط نرم‌افزار را بر روی دماغه نشان می‌دهد.



شکل (۲): شار حرارتی دیواره سرد و شار جابه‌جایی.

تا قبل از ثانیه ۲۰ به دلیل ناچیز بودن چگالی محیط، سرعت پرتابه تقریباً ثابت بوده و شار حرارتی پایین می‌باشد. اما از ثانیه ۲۰ تا ثانیه ۲۵ چگالی محیط افزایش یافته و در نتیجه با بالا رفتن اصطکاک سرعت پرتابه کاهش می‌یابد. در مجموع، تأثیر افزایش چگالی محیط از تأثیر کاهش سرعت پرتابه به‌واسطه بالا رفتن اصطکاک بر شار حرارتی بیشتر بوده و موجب افزایش شار حرارتی می‌شود. از ثانیه ۲۵ تا ۳۰ چگالی محیط به‌شدت افزایش می‌یابد، از طرفی سرعت پرتابه هم با کاهش شدیدی روبرو می‌شود اما میزان تأثیر کاهش سرعت پرتابه از تأثیر افزایش چگالی محیط بر شار حرارتی بیشتر بوده و در نهایت شار حرارتی کاهش می‌یابد. همچنین با توجه به شکل ۲ دریافته می‌شود که میزان اختلاف شار حرارتی جابه‌جایی و شار حرارتی دیواره سرد بعد از ثانیه ۱۵ در حال افزایش بوده تا جایی که در ثانیه ۲۵ به نصف شار حرارتی دیواره سرد می‌رسد و سپس این اختلاف کمتر می‌شود. علت این است که از ثانیه ۱۵ از یک طرف به‌واسطه آغاز فرایند فناشوندگی مطابق با شکل ۳ جرم فناشده وارد لایه مرزی شده و در نتیجه مقدار شار جابه‌جایی کم می‌شود. شکل ۴ میزان شار حرارتی جابه‌جایی،

p و C_p بر حسب دما وارد می‌شود. جهت محاسبه شرایط مرزی شامل شار حرارتی هدایتی و مقدار پسروی سطح، یک کد جانبی نوشته شده است. این کد در هر گام زمانی، از دمای هر گره مرزی و همچنین شار حرارتی دیواره سرد، فشار و آنتالپی بازیابی که قبلاً با توجه به شرایط پروازی و موقعیت مکانی گره مرزی محاسبه و در فایل دیگر ذخیره شده است، استفاده کرده و مقادیر آنتالپی سطح و گازهای مجاور سطح، جرم فناشده و ضریب دم‌ش و شار حرارتی فناشوندگی، بازتابش، جابه‌جایی و هدایتی و میزان پسروی سطح را محاسبه می‌کند. سپس کد شار حرارتی هدایتی و میزان پسروی سطح را به نرم‌افزار داده و آن مش‌بندی مجدد موضعی کرده و معادله انرژی را در کل دماغه حل و توزیع دمای به‌دست آمده را ذخیره می‌کند.

۲-۵- محاسبه استحکامی دماغه

جهت محاسبه تنش حرارتی دماغه از یک نرم‌افزار تحلیل سازه‌ای Ansys به همراه یک کد رابط استفاده شده است. ابتدا خواص استحکامی دماغه از قبیل E ، α و p بر حسب دما وارد نرم‌افزار شده سپس کد در هر گام زمانی موقعیت کلیه گره‌ها را به‌همراه دمای آنها که از تحلیل حرارتی به‌دست آمده، وارد نرم‌افزار کرده و از طرفی فشار آیرودینامیکی را با توجه موقعیت مکانی هر گره، از فایل دیگری که قبلاً تهیه شده است، روی گره‌های سطح خارجی دماغه اعمال کرده و در اتصالات، قیود تکیه‌گاهی را در نظر می‌گیرد. در انتها نرم‌افزار توزیع تنش حاصل از گرمایش آیرودینامیکی را محاسبه می‌کند.

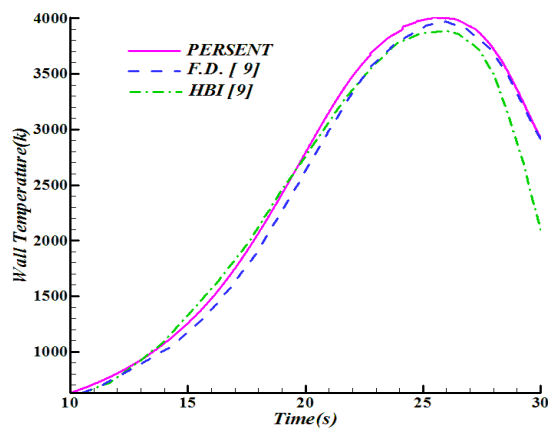
۶- نتایج

در این بخش به بررسی صحت نتایج حاصل از روش ارائه شده پرداخته می‌شود. بدین جهت یک دماغه مخروطی با نوک کروی در نظر گرفته شده که سطح خارجی آن در معرض فشار و شار حرارتی دیواره سرد مرجع قرار دارد [۹] به‌طوری‌که اتمسفر زمین را از فاصله ۹۰ کیلومتری سطح دریا در ۳۰ ثانیه طی می‌کند. دماغه از جنس فناشونده غیرذغالی کربن-کربن با چگالی ثابت $\rho = 1.9 \text{ g/cm}^3$ بوده و شعاع آن 5 cm می‌باشد. در این مرجع از دو روش اختلاف محدود و روش تحلیلی انتگرالی (HBI)^۱ استفاده شده است که روش تحلیلی در مقایسه با روش

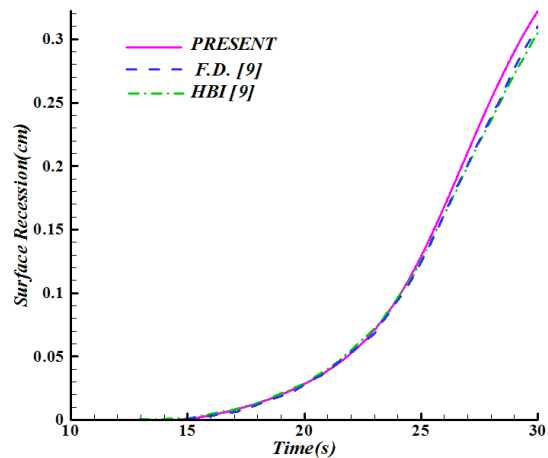
1- Heat Balance Integral

شکل ۵ دمای نقطه سکون در طول مدت زمان بازگشت به جو را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود دمای نقطه سکون حاصل از این روش با دمای حاصل از روش اختلاف محدود تطابق خوبی دارد. همچنین ملاحظه می‌شود که روش تحلیلی HBI در زمان سرد شدن دماغه ضعف داشته و نتایج مناسبی را ارائه نمی‌دهد.

شکل ۶ نیز میزان عقب‌نشینی سطح را، در طول مدت بازگشت به جو نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که عقب‌نشینی سطح از ثانیه ۱۵ با شروع فرایند فناشوندگی آغاز شده و در انتهای مدت پرواز به مقدار ۰/۳۳ cm می‌رسد.



شکل (۵): نمودار دمای نقطه سکون.

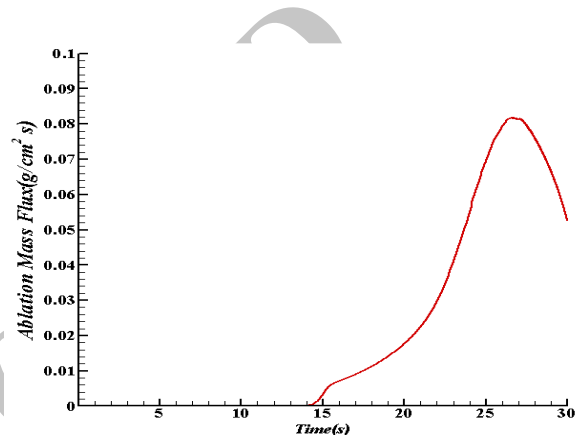


شکل (۶): نمودار عقب‌نشینی سطح.

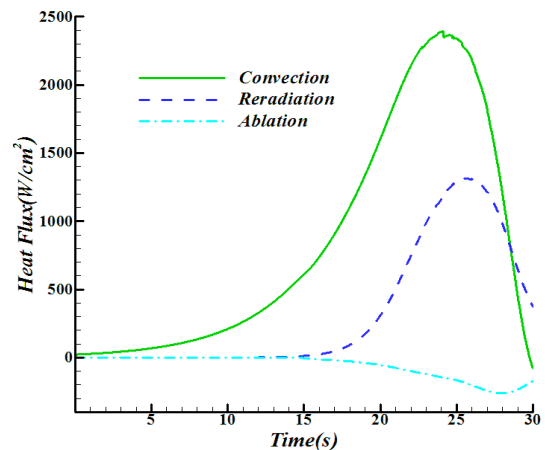
همان‌طور که مشاهده می‌شود نمودار حاصل از این روش با نمودارهای حاصل از روش اختلاف محدود و روش انتگرالی HBI تطابق بسیار خوبی دارد. شکل ۷ میزان شار انتقال حرارت خالص هدایت شده به داخل دماغه را نشان می‌دهد.

شار حاصل از بازتابش سطح و میزان گرمای ناشی از پدیده فناشوندگی را نشان می‌دهد.

همچنین طبق نمودار شکل ۵ دمای دیواره افزایش یافته که موجب افزایش آنتالپی گازهای مجاور دیواره شده و در نهایت هر دو عامل موجب افزایش هرچه بیشتر این اختلاف می‌شود، اما از ثانیه ۲۵ هم میزان جرم فناشده کاهش یافته که موجب افزایش ضریب دمش می‌شود و هم دمای دیواره در حال کاهش است که هر دو عامل موجب کاهش اختلاف شارحرارتی دیواره سرد و جابه‌جایی می‌شود.



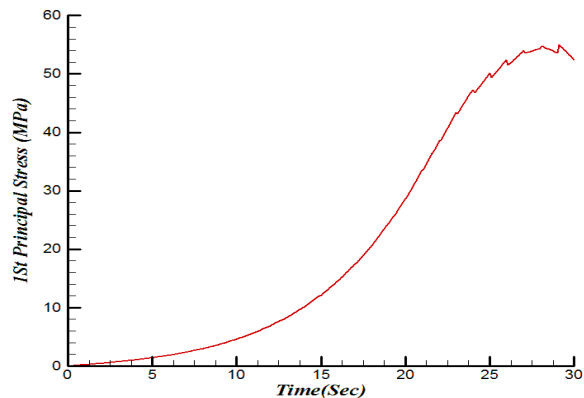
شکل (۷): شار جرمی ناشی از فناشوندگی سطح.



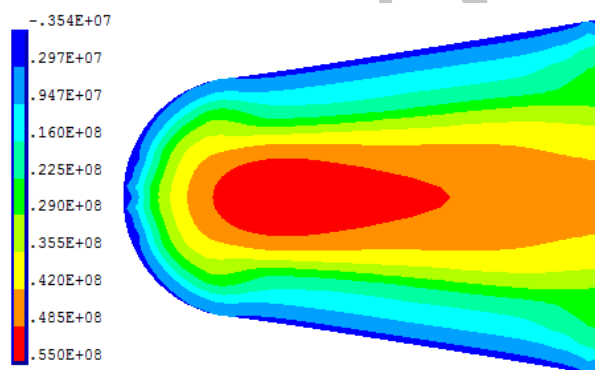
شکل (۸): شار حرارتی جابه‌جایی، بازتابش سطح و فناشوندگی.

ملاحظه می‌شود که با افزایش دمای دیواره، میزان شار حرارتی بازتابش سطح افزایش یافته و از ثانیه ۲۵ به بعد با کاهش دمای دیواره میزان این شار کاهش می‌یابد. همچنین با شروع فرایند فناشوندگی از ثانیه ۱۵، اکسیداسیون سطح موجب تحمیل گرمای اضافی می‌شود هرچند میزان این گرما کم است.

با استفاده از یک کد رابط در هر گام زمانی، دمای کلیه گره‌ها و همچنین فشار آیرودینامیکی روی سطح خارجی دماغه و قیود تکیه گاهی در نرم‌افزار المان محدود اعمال شده و تحلیل غیردائم سازه‌ای به صورت دوبعدی متقارن محوری انجام می‌شود. با توجه به اینکه گرافیت و یا کامپوزیت کربن - کربن مواد تردی می‌باشند، بنابراین می‌بایست از معیار بیشینه تنش اصلی برای بررسی استحکامی این مواد استفاده گردد. شکل ۹ نمودار بیشینه تنش اصلی دماغه را در طول مدت باز گشت به جو نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود بیشترین تنش اصلی در لحظه ۲۹/۱ ثانیه به میزان ۵۵ MPa است. شکل ۱۰ نیز کانتور تنش اصلی دماغه را در لحظه ۲۹/۱ ثانیه نشان می‌دهد.

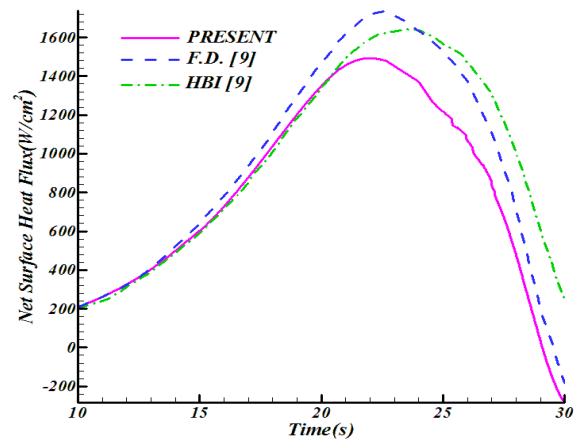


شکل (۹): بیشینه تنش اصلی دماغه.



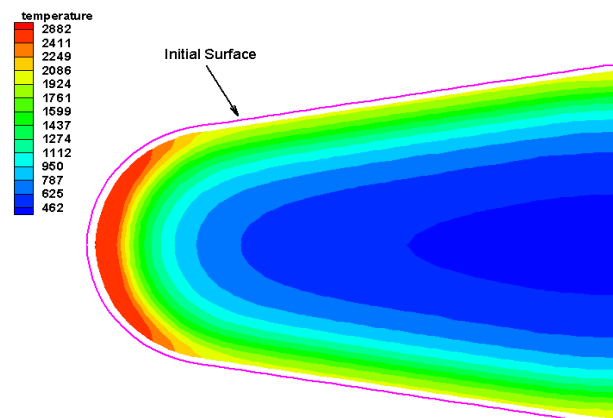
شکل (۱۰): کانتور تنش اصلی دماغه در لحظه ۲۹/۱ ثانیه.

همان‌طور که ملاحظه می‌شود در سطح خارجی دماغه به واسطه فشار آیرودینامیکی تنش فشاری و در داخل دماغه تنش کششی می‌باشد. شکل ۱۱ تغییر شکل دماغه را در همین لحظه نشان می‌دهد که بیشترین مقدار در نوک دماغه به اندازه ۱ میلی‌متر می‌باشد.



شکل (۷): نمودار شار حرارتی هدایتی.

با توجه به اینکه تحلیل حرارتی در دوبعد صورت گرفته و عمق نفوذ در حالت دوبعدی نسبت به حالت یک‌بعدی بیشتر است بنابراین، میزان انتقال حرارت خالص به دست آمده در مقایسه با حالت یک‌بعدی کمتر می‌باشد که حداکثر اختلاف روش ارائه شده با روش اختلاف محدود ۲۴ درصد است. شکل ۸ پروفیل اولیه و نهایی سطح و کانتور توزیع دمای دماغه هنگام برخورد به زمین را نشان می‌دهد. همان‌طور که گفته شد، روش تحلیلی (HBI) در مقایسه با روش اختلاف محدود از دقت کمتری برخوردار می‌باشد. همچنین با توجه به اینکه روش ارائه شده به صورت دوبعدی صورت گرفته، نتایج دقیق‌تری نسبت به روش اختلاف محدود دارد.



شکل (۸): پروفیل اولیه و نهایی سطح و کانتور دمای دماغه هنگام برخورد به زمین.

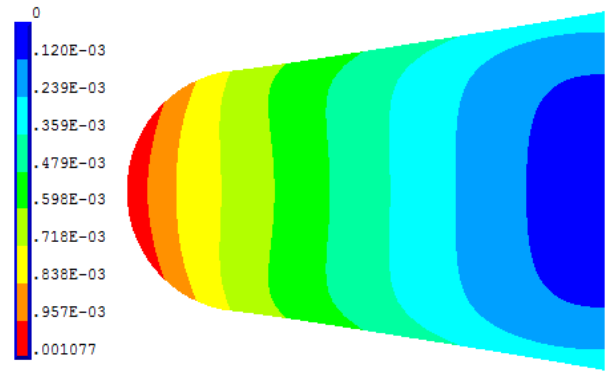
به منظور انجام تحلیل غیردائم سازه‌ای، ابتدا می‌بایست نتایج محاسبات حرارتی به همراه شبکه تولید شده ذخیره شود، سپس

پارامترهای حل عددی و کنترل دقیق مرزها و شبکه پویا در صورت ایجاد سلول با کیفیت پایین، به صورت خودکار اصلاح شده و پایداری و همگرایی حل بسیار بالا است.

۵- استفاده از نتایج محاسبات حرارتی جهت انجام محاسبات سازه‌ای: در روش کدنویسی متداول به صورت مستقیم نمی‌توان از نتایج تحلیل حرارتی برای تحلیل سازه‌ای استفاده نمود و تنها می‌توان مقادیر دما را به صورت متوسط برای چند نقطه به صورت دستی وارد نرم‌افزارهای المان محدود نمود، در صورتی که در روش حاضر، اولاً می‌توان از همان شبکه تولید شده برای محاسبات حرارتی، برای محاسبات سازه‌ای استفاده نمود و ثانیاً کلیه محاسبات حرارتی در تمامی گره‌ها و در کلیه گام‌های زمانی را می‌توان به صورت مستقیم و خودکار جهت تحلیل سازه‌ای استفاده کرده و نتایج دقیق تری از تحلیل سازه‌ای داشت.

۸- مراجع

1. Zein, T.F. "Heat Transfer in the Melt Layer of a Simple Ablation Model", J. Thermophysics and Heat Transfer. Vol. 13, No. 4, pp. 450-459, 1999.
2. Zien, T.F. "Integral Calculation of Melt-Layer Heat Transfer in Aerodynamic Ablation", J. Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 15, No.1, pp. 116-124, 2001.
3. Chung, B.T.F., Chang, T.Y., Hsiao, J.S., and Chang, C.I. "Heat Transfer with Ablation in a Half-Space Subjected to Time Variant Heat Flux", Journal of Heat Transfer, Vol. 2, No. 105, pp. 200-203, 1983.
4. Hejranfar, K. "Numerical Analysis of Heat Transfer and Experimental Determination of Ablation Heat in Non-Charring Ablative Materials", Msc Thesis of Tehran University, 1994 (In Persian).
5. Blackwell, B.F. "Numerical Prediction of One-Dimensional Ablation Using Finite Control Volume Procedure with Exponential Differencing," Numerical Heat Transfer, Vol. 1, pp. 17-34, 1988.
6. Walber, F.B. and Marcia, B.H.M. "Approximate Analytical Solution for One-Dimensional Ablation with Time-variable Heat Flux", 36th AIAA Thermophysics Conf. Orlando, Florida, 23-26 June 2003.
7. Fen, R., Sun, H.S., and Gang, D. "A Theoretical Calculation Method of Local Ablation in Region of Shock-Boundary Layer Interaction", AIAA, pp. 94-2089, 1994.
8. Potts, R.L. "Hybrid Integral/Quasi-Steady Solution of Charring Ablation", AIAA Paper 80-1688, 1990.
9. Potts, R.L. "Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, a Review", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 2, No. 2, pp. 200-209, 1995.



شکل (۱۱): تغییر شکل دماغه در لحظه ۲۹/۱ ثانیه.

۷- نتیجه‌گیری

با بررسی نتایج ملاحظه می‌شود که روش ارائه شده تطابق خوبی با نتایج حل اختلاف محدود دارد، به طوری که می‌توان از این روش به عنوان یک ابزار طراحی جهت تحلیل تنش‌های حرارتی ایجاد شده در دماغه‌های پرتابه‌های فضایی استفاده نمود. مزیت‌های روش ارائه شده نسبت به روش‌های کدنویسی متداول عبارتند از:

۱- کاربری آسان: در روش‌های کدنویسی متداول، اغلب تهیه‌کننده کد بر روی برنامه مسلط بوده و می‌تواند از آن استفاده کند، در صورتی که در روش حاضر هر کاربری با اندکی آموزش قادر است از آن استفاده کند.

۲- استفاده از مدل‌سازی و تولید شبکه سایر نرم‌افزارها: در روش‌های کدنویسی متداول، تهیه‌کننده کد می‌بایست وقت بسیار زیادی صرف تولید شبکه نماید و همچنین با هر بار تغییر شکل جسم، مجبور خواهد بود کد تولید شبکه خود را تغییر دهد، اما در روش حاضر جهت تولید شبکه از هر نوع نرم‌افزارهای تجاری تولید شبکه استفاده می‌شود و مشکلات تولید شبکه حتی برای اشکال پیچیده را ندارد و تسلط کاربر بر تولید شبکه با استفاده از نرم‌افزارهای تجاری بیشتر است.

۳- استفاده از حل عددی معادله انرژی نرم‌افزار فلونت: در روش کدنویسی متداول می‌بایست معادله انرژی توسط برنامه انجام گیرد در صورتی که در روش حاضر حل عددی معادله انرژی توسط نرم‌افزار فلونت به روش حجم محدود انجام می‌گیرد.

۴- پایداری و همگرایی سریع حل: در روش‌های کدنویسی متداول پایداری و همگرایی حل به ویژه هنگام پسروی سطح به دلیل احتمال تداخل گره‌های مرزی و تولید شبکه نامطلوب، پایین بوده در صورتی که در روش حاضر کاربر با تنظیم

15. Darvizeh, M., Darvizeh, A., Shaterzadeh, A.R., and Ansari, R. "Thermal Buckling Analysis of Moderately Thick Composite Cylindrical Shells under Axisymmetric Thermal Loading", *Mech. & Aero. Eng. J.*, Vol. 3, No. 2, pp. 99-107, 2007
16. Kayhani, M.H., Norouzi, M., and Amiri-Delouei, A. "Analytical Investigation of Heat Conduction in Graphite-Epoxy Cylindrical Composite Laminates", *Mech. & Aerospace Eng. J.* Vol. 8, No. 2, pp. 31-44, 2012.
17. Sinclair, S.M. and Gilbert, L.M. "Sublimation of Graphit at Hypersonic Speeds", *AIAA J.*, Vol. 3, No. 9, pp. 1635-1644, 1995.
18. "FLUENT 6.1 User's Guide", February 2003.
19. "FLUENT 6.3 UDF Manual", September 2006.
10. Shabani, M. "Study of Heat Transfer and Ablation in Heat Shield Materials", Msc Thesis of Tehran Univ., 2003 (In Persian).
11. Amar, A.J. "Modeling of One-Dimensional Ablation with Porous Flow Using Finite Control Volume Procedure", North Carolina State Univ., 2006.
12. Lin. W.S. "Quasi-Steady Solutions for the Ablation of Charring Materials", *J. Heat and Mass Transfer*, Vol. 50, Is. 5-6, pp. 1196-1201, 2007.
13. Morozov. E.V. and Pitot de la Beaujardiere, J.F.P. "Numerical Simulation of the Dynamic Thermostructural Response of a Composite Rocket Nozzle Throat", *J. Composite Structures*, 2009.
14. Cheng, G.C., Venkatachari, I.B.S., and Cozmuta, O. "Multi-scale Simulations of In-Depth Pyrolysis of Charring Ablative Thermal Protection Material", *J. Computers & Fluids*, Vol. 45, Is. 1, pp. 191-196, 2011.

Archive of SID