بررسی عددی شوک حرارتی در دماغه سامانههای هوافضایی

محمد همايون فر' مسعود ميرزايي' دانشكده مهندسي هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی (تاريخ دريافت: ۹۲/۱۱/۰۸؛ تاريخ يذيرش: ۹۳/۱/۲۰)

دانشکدہ مہندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شریف

چکیدہ

در مقاله حاضر به بررسی و محاسبه تنش های حرارتی دماغههای گرافیتی مورد استفاده در سامانههای هوافضایی پرداخته شده و معادلات حاکم، شرایط مرزی، نرخ عقبنشینی سطح، مدل فناشوندگی گرافیت و تولید شبکه یویا تشریح شده است. جهت محاسبه تنش های حرارتی، ابتدا حل عددی دوبعدی انتقال حرارت هدایتی بهصورت غیردائم در یک شبکه متحرک بیسازمان بهروش 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 بهصورت 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 آیرودی

Numerical Analysis of Heating Shock on Nose of Aerospace Projectiles M. Homavoonfar M. Mirzaei Mechanical Engineering Department

Sharif University of Technology

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

m_homayoonfar@yahoo.com ا- کارشناس ارشد: ۲- دانشیار (نویسنده یاسخگو): mirzaei@kntu.ac.ir www.SID.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، بهطوری 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 میاشد. 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 سازو کارهای 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، سرهای فناشونده به دو دسته تقسیم میشوند: دسته اول که در اثر حرارت دی پلیمریزه، تصعید و یا ذوب شده و تقریباً باقیمانده ای ندارند، فناشونده غیرذغالی نامیده میشوند. به دسته دوم که در اثر فناشدن، بقایای کربنی یا سیلیسی داشته و ذغال از خود برجای می گذارند، فنا شونده ذغالی گویند.

سپرهای حرارتی فناشونده در موتور، نازل و کلاهک موشکها، بهویژه 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. متداول ترین 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 بهعنوان یک چاه حرارتی عمل میکند، دفع حرارتی بالایی نیز از طریق بازتابش از

نیروهای آیرودینامیکی است. بهمنظور 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 ذین ۲ با به کار گیری روش تبدیل های تشابهی، مدل فناشوندگی سادهای را در حالت دائم و به صورت دوبعدی در ناحیه سکون در نظر گرفت [۱ و ۲]. چانگ و همكاران مقايسهاى بين نتايج حاصل از روش انتگرالى heta ممنتوم و روش عددی اختلاف محدود در یک میدان با شار حرارتی غیردائم انجام دادند [٣]. هجران فر، فناشوندگی مواد غیر ذغالی مورد استفاده در نازل موشک را به صورت دوبعدی متقارن محوری در سامانه مختصات منحنى الخط منطبق بر مرز، به نحو مطلوبي ارائه نمود [۴]. بلکول^۳ با استفاده از روش حجم محدود با فواصل نمایی و به-صورت یک بعدی فناشوندگی را در حالت دائم مورد بررسی قرار داد [۵]. والبر أبا استفاده از روش انتكرالي، پديده فناشوندگي را با فرض ثابت بودن خواص فیزیکی ماده فناشونده، بر روی یک سطح تخت، به صورت یک بعدی، تحت شار حرارتی متغیر با زمان بررسی کرد [۶]. فن⁶ فناشوندگی کامپوزیت سیلیکا فنلیک را در حالت شبهدائم در ناحیه جدایش جریان متلاطم مورد بررسی قرار داد [۷]. پاتز² روش شبهدائم را با روش انتگرالی بالانس انرژی ترکیب و 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 پیش بینی موقعیت و حرکت سطح از الگوریتم فلر استفاده کرد [۱۰]. امر^۲ شبیهسازی فناشوندگی مواد ذغالی را با درنظر گرفتن جریان حاصل از پیرولیز در محیط متخلخل به روش حجم محدود انجام داد [11]. لـين^ شبيهسازی 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 ۲۰ مدل سازی فرآیند ییرولیز در مواد فناشونده ذغالی را به روش چند مقیاسی ارائه داد [۱۴]. درویزه تحلیل کمانش حرارتی پوسته های استوانه ای

- 1-Zein
- 2 Chung
- 3- Blackwell
- 4- Walber
- 5- Fen 6- Potts
- 7- Amar
- 8- Lin
- 9 Morozov
- 10- Cheng

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].

همان گونه 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 می شوند. از طرفی به دلیل ضریب هدایت حرارتی بالای این مواد، شار حرارتی وارده به سرعت در داخل آنها توزیع می شود. درنتیجه، بررسی حرارتی آنها می بایست در دوبعد صورت گیرد. در مقاله حاضر به بررسی گرمایش آیرودینامیکی دماغهها، بهدلیل اهمیت بالای آن پرداخته می شود. هدف از ارائه این مقاله، معرفی یک ابزار طراحی جهت بررسی شوک حرارتی دماغهها در طول زمان بازگشت به جو می باشد. 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 روش های هموارسازی فنری و شبکهبندی موضعی به طور همزمان و از قابلیت های نرمافزار فلوئنت جهت حل عددى دوبعدى انتقال حرارت هدايتي غيردائم در یک شبکه متحرک بیسازمان بهروش حجم محدود استفاده شده است. بهمنظور انجام تحليل غيردائم سازهاي، نتايج محاسبات حرارتی به همراه شبکه تولید شده توسط یک کد رابط در نرمافزار المان محدود مورد استفاده قرار گرفته و پس از اعمال فشارها و نیروها و قیود تکیه گاهی، تحلیل سازهای انجام می شود.

۲ – معادلات حاکم معادلات حـاکم شـامل معادلـه انـرژی، فناشـوندگی و تعـادل در حالت غیر دائم می باشد که در ادامه توضیح داده میشود.

۲-۱- معادله انرژی

معادلـه دیفرانسـیل انتقـال حـرارت هـدایت حرارتـی دوبعـدی در مختصات کارتزین بهصورت زیر میباشد:

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

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

$$\frac{\partial(\rho C_P T)}{\partial t}\Big|_{x,y} = k \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + k \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial k}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y}.$$
 (7)

۲-۲- شرط مرزی سطح خارجی

شکل $\mathbf{1}$ به طور شماتیک بالانس انرژی و جرم را بر روی سطح ماده فناشونده غیر ذغالی گرافیت نشان می دهد که در آن، شارهای انرژی ورودی به حجم کنترل، شار انتقال حرارت جابه جایی ناشی از وجود لایه مرزی (\dot{q}_{conv}) و شار حرارتی آنتالپی ذغال ($\dot{m}_u h_u$) می باشند. شارهای انرژی خروجی از حجم کنترل، شار حرارتی بازت ابش

از سطح (\dot{q}_r)، شار ناشی از فناشوندگی سطح در اثر تصعید($\dot{q}_{ab}h_w$) و \dot{q}_r از سطح (\dot{q}_r)، شار حرارتی خالص که به داخل ماده فناشونده منتقل می گردد(\dot{q}_{net}) هستند.



با فرض عدم سایش سطح، معادله (۳) به شرح زیر خواهد بود: $\dot{m}_{u} = \dot{m}_{ab}$ (۳) Δk (۳) Δk در آن، \dot{m}_{ab} شار انتقال جرم فناشده و \dot{m}_{u} شار جرمی مواد \dot{m}_{ab} میاشند: \dot{m}_{ab} میاشد: \dot{m}_{ab} (۴) $\dot{q}_{conv} - \dot{q}_r - \dot{m}_{ab}h_w + \dot{m}_u h_u - \dot{q}_{cond} = 0,$ (۴) $\dot{q}_{conv} - \dot{q}_r - \dot{m}_{ab}h_w + \dot{m}_u h_u - \dot{q}_{cond} = 0,$ (۴) \dot{m}_{ab} (۴)

اکسیداسیون شامل واکنش اتمهای کربن (C) در سطح خارجی گرافیت با اکسیژن مولکولی (O₂) و تشکیل منواکسیدکربن (CO) و دی اکسید کربن (CO₂) می باشد. در این مرحله سرعت واکنش (نرخ فناشوندگی) تا حدودی به غلظت واکنش گرها بستگی داشته، ولی دما نقش تعیین کنندهای در سرعت فناشوندگی دارد و اين مرحله، رژيم كنترل واكنش توسط سينتيك واكنش نام دارد. وقتی دمای سطح به حدود ۱۱۰۰ درجه سانتی گراد میرسد، نرخ نفوذ اکسیژن و محدودیت غلظت آن در سطح اهمیت زیادی پیدا مى كند. در اين دما سرعت واكنش اكسيداسيون توسط دما و محدودیتهای نفوذی کنترل می شود، یعنی دینامیک سیال و سینتیک شیمیایی هر دو اهمیت پیدا میکنند که این مرحله را رژیم گذار مینامند. در محدوده دمایی ۲۸۰۰- ۱۴۰۰ درجه سانتی گراد سرعت واکنش با غلظت اکسیژن در سطح گرافیت کنترل می شود. 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 سانتی گراد تصعید کربن از دیواره گرافیت به حدی شدت می گیرد که نرخ فناشوندگی ناشی از تصعید بیشتر از نرخ فناشوندگی رژیم کنترل با نفوذ می گردد. فرایند تصعید کربن گونههایی نظیر در محدوده $C_{4}, C_{3}, C_{2}, C(gas)$ و C_{5} را وارد لايه مرزی می کند. در محدوده دمایی ۵۵۰۰ – ۲۸۰۰ درجه سانتی گراد، علاوه بر واکنش اکسیژن با کربن جامد، نیتروژن نیز به سطح گرافیت حمله می کند و گونههای سیانوژن ₂ (CN) و سیانو CN تشکیل می شوند که این مرحله رژیم تصعید نام دارد [۱۷]. بهمنظور برآورد نرخ فناشوندگی سطح گرافیت و همچنین محاسبه آنتالپی گازهای مجاور دیواره از رابطههای (۱۴و ۱۵) استفاده می شود:

$$\begin{cases} B'_{c,eq} = B'_{DCO} + B'_{DCO} \exp(T^*) \\ T^* = (T_W - T_P)/S_P \\ T_P = (T_1)(P^*)^{q_1} \\ S_P = (T_2)(P^*)^{q_2} \\ p^* = P/P_{ref} \\ h_{weg} = \overline{h}_f + \overline{c}_P (T_w - T_{ref}) + h'_s (B'_{c,eg} - B'_{DCO})^{q_3} \end{cases}$$
(14)

مقادیر ثابتهای دو معادله بالا در مرجع [۱۷] ذکر شده است. مدل بالا، فناشوندگی تعادلی گرافیت و کامپوزیت کربن-کربن را در هـوا توصـیف مـیکنـد. در دامنـه دمـایی پـایین فناشـوندگی، نـرخ واکـنش اکسیداسـیون کنتـرل شـده مـواد کربنـی از رابطـه زیـر واکـنش اکسیداسـیون کنتـرل شـده مـواد کربنـی از رابطـه زیـر مهدست میآید: $m_{\rm R} = a_{\rm R}(X_{o2}{\rm P}^*)^{0.5} \exp(-{\rm E_R}/{\rm RT_w}),$ (۱۶)

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

$$g_h = g_{ho}. \, \phi_{blow}. \, \phi_{hal,} \tag{A}$$

که در آن، g_{ho} مریب انتقال حرارت برای یک سطح بدون فناشوندگی و ϕ_{blow} اثر نفوذ گازهای فناشوندگی به داخل لایه مرزی بوده که باعث پس زدن گرمای ورودی به سپر حرارتی شده، بنابراین سبب کاهش مقدار انتقال حرارت جابهجایی شده و شده، بنابراین سبب کاهش مقدار انتقال حرارت جابهجایی شده و فرای معلق در فضا سبب سایش سطح سپر حرارتی شده و این ذرات معلق در فضا سبب سایش سطح سپر حرارتی شده و این فامل باعث کنده شدن ذرات داغ از سطح می شود. بنابراین، همواره $1 \leq h_{hal}$ خواهد بود. لازم بهذکر است که در تحقیق حاضر از اثرات سایش صرفنظر شده است.

جهت محاسبه g_{ho} از فرض شار حرارتی دیواره سرد استفاده میشود، بهعبارت دیگر $\frac{\partial T}{\partial x}\Big|_{y=0} > 0$ میشود، بهعبارت دیگر $q_{ew} = g_{ho}h_r$. (9)

۲-۳- معادله تعادل دینامیکی گذرا

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

$$(M){\{\ddot{u}\}} + (C){\{\dot{u}\}} + (K){\{u\}} = F(t),$$
 (1.)

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

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

$$\varepsilon_{y} = \alpha_{y} \Delta T + \frac{\sigma_{y}}{E_{y}} - \frac{\nu_{xy} \sigma_{x}}{E_{y}}, \qquad (17)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\sigma_{xy}}{G_{xy}},\tag{17}$$

که در آن، ۲، ۵، ۵، ۷، ۲ و G بهترتیب 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) بهتدریج اکسید میشوند، ایـن مرحلـه از www.SID.ir $k_{ij} = \frac{1}{\sqrt{\left|\Delta \vec{x}_i - \Delta \vec{x}_j\right|}} \,. \tag{(TT)}$

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 می شود:

$$\Delta \vec{x}_i^{m+1} = \frac{\sum_j^{n_i} k_{ij} \Delta \vec{x}_j^m}{\sum_j^{n_i} k_{ij}}.$$
(77)

پس از اینکه تغییر مکان گرههای در مرز معلوم شد، معادله (۲۳) با استفاده از یک ژاکوبین بر تمام گرههای داخل حل می شود. در حالت همگرایی، موقعیتهای گرهها بدین صورت تجدید می شوند: حالت همگرایی، موقعیتهای گرهها بدین صورت تجدید می شوند: $\vec{x}_i^{n+1} = \vec{x}_i^n + \Delta \vec{x}_i^{m,converged},$ (۲۴) که در آن، 1+n و n استفاده شده به ترتیب دلالت بر گام زمانی بعدی و جاری دارد. همچنین از روش هموارسازی فنری می توان 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 می گردد.

برای غلبه بر این مشکل، می بایست سلول هایی که از معیار اسکوینس و اندازه مورد نظر تجاوز کرده اند را جمع آوری کرده و به طور موضعی سلول های جمع آوری شده را شبکه بندی کرد. اگر سلول های جدید معیار اندازه و اسکوینس را ارضاء کند، شبکه به طور موضعی با سلول های جدید (با حل میان یا بی شده از سلول های قبلی) تجدید می شود [۱۸ و ۱۹].

۵- رویه فرآیند محاسبه تنشهای حرارتی جهت محاسبه تنشهای حرارتی، ابتدا محاسبات حرارتی و فناشوندگی بر روی دماغه انجام شده و سپس محاسبات سازهای انجام می گیرد. در ادامه، روند محاسبات توضیح داده شده است.

۵-۱- محاسبه توزیع دما و میزان فناشوندگی

برای ایـن منظـور، ابتـدا دماغـه در یـک نـرمافـزار تولیـد شـبکه، مدلسازی و شبکهبندی شده و سپس در نرمافزار تحلیـل حرارتـی (فلوئنت) فراخوانی شده و خواص ترمـوفیزیکی دماغـه از قبیـل k که در آن، $\left[g/cm^{2}s\right]^{2}$ و $a_{R} = 4.71 \times 10^{5}$ $\left[g/cm^{2}s\right]^{2}$ کسر مولی اکسیژن در هوا است. معادله زیر رژیم گذار فناشوندگی سطح را بیان میکند: $m_{ab} = m_{eq}f_{tr}, f_{tr} = 1/\sqrt{1 + (m_{eq}/m_{R})^{2}},$ (۱۷) که در آن، f_{tr} فاکتور گذار است که برای نرخهای واکنش کے

به صفر و برای نرخهای واکنش زیاد به یک میل میکند. این فاکتور گذرا همچنین گذار آنتالپی گاز مجاور دیواره را به صورت رابطه (۱۸) تعریف میکند:

$$h_{w} = f_{tr} h_{w,eq} + (1 - f_{tr}) h_{wo} , \quad h_{wo} = \int_{Tref}^{T_{w}} c_{p0} dT \cdot$$
(1A)

با محاسبه $B_{c,eq}^{\prime}$ میتوان ضریب دمش معادل را طبق رابطه زیـر بهدست آورد:

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

برای فناشوندههای غیرذغالی a = 1.5 میباشد و در آخر برای محاسبه جرم فناشده باید مقدار $\dot{m}_{
m eq}$ از رابطه زیر بهدست آید: $\dot{m}_{eq} = g_{ho} \cdot \phi_{blow,eq}.$ (۲۰)

۴- شبکه یویا

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

۴-۱- روش هموارسازی فنری

در روش هموارسازی فنری، فرض می شود که اتصال هر گره با گرههای مجاور از طریق یک فنر صورت می گیرد و شبکه محاسباتی به صورت یک شبکه از فنرهای به هم پیوسته ایده آلسازی می شود. با تغییر مکان هر گره مرزی، یک هماهنگی نیرویی در تمام فنرهای متصل به گره ایجاد می شود. با استفاده از قانون هوک، نیرو در هر گره به صورت زیر نوشته می شود:

www.SID.ir

ρ و C_p بر حسب دما وارد می شود. 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 فایلی 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 می کند. سپس کد شار مش بندی مجدد موضعی کرده و معادله انرژی را در کل دماغه مش بندی مجدد موضعی کرده و معادله انرژی را در کل دماغه

۵–۲– محاسبه استحکامی دماغه

جهت محاسبه تنش حرارتی دماغه از یک نرمافزار تحلیل سازهای Ansys به همراه یک کد رابط استفاده شده است. ابت. دا خواص استحکامی دماغه از قبیل E ، α و ρ بر حسب دما وارد نرمافزار شده سپس کد در هر گام زمانی موقعیت کلیه گرهها را بههمراه دمای آنها که از تحلیل حرارتی به دست 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 تکیه گاهی را درنظر می گیرد. در انتها نرمافزار توزیع تنش حاصل از گرمایش آیرودینامیکی را محاسبه می کند.

8- نتايج

در این بخش به بررسی صحت نتایج حاصل از روش ارائه شده پرداخته می شود. بدین جهت یک دماغه مخروطی با نوک کروی درنظر گرفته شده که سطح خارجی آن در معرض فشار و شار حرارتی دیواره سرد مرجع قرار دارد [۹] به طوری که اتمسفر زمین را از فاصله ۹۰ کیلومتری سطح دریا در ۳۰ ثانیه طی زمین را از فاصله ۹۰ کیلومتری سطح دریا در ۳۰ ثانیه طی می کند. دماغه از جنس فناشونده غیرذغالی کربن – کربن با چگالی ثابت $m 3 r_{g/cm}$ وروه و شعاع آن $m 3 n_{g/cm}$ می باشد. در این مرجع از دو روش اختلاف محدود و روش تحلیلی انتگرالی (HBI) استفاده شده است که روش تحلیلی در مقایسه با روش

اختلاف محدود، بهواسطه حـذف تـرمهـای غیرخطـی معـادلات از سرعت محاسباتی بیشتر ولی دقت کمتری برخوردار است. در مقاله ارائه شده از روش حجم محدود دوبعدی استفاده شده که نتایج آن بیان می شود.

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 بهدلیل ناچیز بودن چگالی محیط، سرعت یرتابه تقریباً ثابت بوده و شار حرارتی پایین میباشد. اما از ثانیه ۲۰ تا ثانیه ۲۵ چگالی محیط افزایش یافته و درنتیجه با بالا رفتن اصطکاک سرعت پرتابه کاهش می یابد. 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 می شود. از ثانیه ۲۵ تا ۳۰ چگالی محیط به شدت افزایش می یابد، از طرفی سرعت پرتابه هم با کاهش شدیدی روبرو می شود اما میزان تأثیر کاهش سرعت پرتابه از تأثیر افزایش چگالی محیط بر شار حرارتی بیشتر بوده و در نهایت شار حرارتی کاهش می یابد. همچنین با توجه به شکل ۲ دریافته می شود 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 می سد و سپس این اختلاف کمتر می شود. 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 می شود. شکل ۴ میزان شار حرارتی جابهجایی،

¹⁻ Heat Balance Integral

www.SID.ir

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 آنتالیی گازهای مجاور دیواره شده و در نهایت هر دو عامل موجب افزایش هرچه بیشتر این اختلاف می شود، اما از ثانیه ۲۵ هم میزان جرم فناشده کاهش یافته که موجب افزایش ضریب دمش می شود و هم دمای دیواره در حال کاهش است که هر دو عامل موجب کاهش اختلاف شارحرارتی دیواره سرد و جابەجايى مىشود.



500

شکل ۵ دمای نقطه سکون در طول مدت زمان بازگشت به جو را نشان میدهد. مشاهده می شود دمای نقطه سکون حاصل از این روش با دمای حاصل از روش اختلاف محدود تطابق خوبی دارد. همچنین ملاحظه می شود 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 می دهد. لازم بهذکر است که عقب نشینی سطح از ثانیه ۱۵ با شروع فرایند فناشوندگی آغاز شده و در انتهای مدت پرواز به مقدار ۰/۳۳ cm میرسد.



ملاحظه می شود 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 می یابد. همچنین با شروع فرایند فناشوندگی از ثانیه ۱۵، اکسیداسیون سطح موجب تحمیل گرمای اضافی می شود هرچند میزان این گرما کم است. www.SID.ir

Time(s)

شکل (۴): شار حرارتی جابهجایی، بازتابش سطح و فناشوندگی.

همان طور که مشاهده می شود نمودار حاصل از این روش با نمودارهای حاصل از روش اختلاف محدود و روش انتگرالی HBI تطابق بسيار خوبي دارد. شكل ۷ ميزان شار انتقال حرارت خالص هدایت شده به داخل دماغه را نشان میدهد.





با توجه به اینکه تحلیل حرارتی در دوبعد صورت گرفته و عمق نفوذ در حالت دوبعدی نسبت به حالت یک بعدی بیشتر است بنابراین، میزان انتقال حرارت خالص به دست آمده در مقایسه با حالت یک بعدی کمتر می باشد 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 می دهد. همان طور که گفته شد، روش تحلیلی (HBI) در مقایسه با روش اختلاف محدود از دقت کمتری برخوردار می باشد. همچنین با توجه به اینکه روش ارائه شده به صورت دوبعدی صورت گرفته، نتایج دقیق تری نسبت به روش اختلاف محدود دارد.



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

بەمنظور انجام تحلیل غیردائم سازەای، ابتدا میبایست نتایج محاسبات حرارتی بەھمراہ شبکه تولید شدہ ذخیرہ شود، سپس www.SID.ir

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 بهصورت 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 ۲۹/۱ ثانیه نشان میدهد.



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

همان طور که ملاحظه می شود در سطح خارجی دماغه بهواسطه فشار آیرودینامیکی تنش فشاری و در داخل دماغه تنش کششی می باشد. شکل ۱۱ تغییر شکل دماغه را در همین لحظه نشان می دهد که بیشترین مقدار در نوک دماغه به اندازه ۱ میلی متر می باشد.



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

۷- نتیجهگیری

با بررسی نتایج ملاحظه می شود که روش ارائه شده تطابق خوبی با نتایج حل اختلاف محدود دارد، به طوری که می توان 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 عبار تند از:

۱- کاربری آسان: در روشهای کدنویسی متاول، اغلب تهیه کننده 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، تهیه کننده کد میبایست وقت بسیار زیادی صرف تولید شبکه نماید و همچنین با هربار 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 فلوئنت: در روش کدنویسی متداول میبایست معادله انرژی توسط برنامه انجام گیرد در صورتی که در روش حاضر حل عددی معادله انرژی توسط نرمافزار فلوئنت بهروش حجم محدود انجام می گیرد.

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

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.

سارهای استفاده کرده و تنایج دقیق تری از تخلیل سارهای داست.

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.
- 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).
- Blackwell, B.F. "Numerical Prediction of One-Dymensional Ablation Using Finite Control Volume Procedure with Exponen- tial Differencing," Numerical Heat Transfer, Vol. 1, pp. 17-34, 1988.
- 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.
- 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.

www.SID.ir

- 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
- 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.
- Sinclaire, 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.

- 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.
- 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.
- 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.