

مدلسازی فرایند تخریب کامپوزیتهای فدا شونده

Modelling the Degradation Process of Ablative Composites

احمد رضا بهرامیان، مهرداد کوکی*

تهران، دانشگاه تربیت مدرس، دانشکده فنی و مهندسی، گروه مهندسی پلیمر، صندوق پستی 14155/111

دریافت: ۸۲/۴/۴ پذیرش: ۸۲/۷/۲۶

چکیده

اجسامی مانند سرچنگی و دماغه موشک یا افشانک و محافظه احتراق راکت که در معرض گرمای شدیداند، اگر بطور مناسب در برابر گرما حفاظت نشوند، قادر به انجام وظایف تعیین شده نخواهند بود. یکی از روشهای مناسب برای حفاظت گرمایی سیستمهای یاد شده استفاده از عایقهای فداشونده است. در این پژوهش، رفتار گرمایی کامپوزیت فداشونده با زمینه لاستیک سیلیکون و الیاف تقویت کننده شیشه بررسی و مدلسازی شده است. برای این منظور، معادلات جرم و انرژی در شرایط فدا شدن بطور همزمان با استفاده از روش اختلاف محدود حل عددی شده و پارامترهای مختلف عایق یاد شده به شکل تابعی از نما و زمان محاسبه شده است. مدلسازی انجام شده در این پژوهش امکان انتخاب ضخامت مناسب را برای کامپوزیت فدا شونده در شرایط کاری واقعی فراهم می کند. همچنین از این روش می توان در طراحی سایر کامپوزیتهای فداشونده نیز استفاده کرد.

واژه های کلیدی

کامپوزیت فدا شونده،
تخریب گرمایی، مدل سازی،
روش اختلاف محدود،
لاستیک سیلیکون

مقدمه

می رود که عایق در اثر گرمایش با آنتالپی زیاد تخریب می شود. در نتیجه، تمام فرایندهای ممکن نظیر ذوب، تصعید، تبخیر لایه مایع، سوختن، کک شدن و شکسته شدن زنجیرهای پلیمری انجام می شود [۱]. در نتیجه، فرایند انتقال گرما از جریان گرم خارجی که در اطراف

امروزه، پیشرفت بسیاری از علوم و فناوری مدیون روشهای نوین حفاظت گرمایی است. این اثر بویژه در صنایع هوا فضا و فناوری دستگاههای پرنده با قابلیت بازگشت پذیری به جو زمین نمود پیدا می کند [۱].
اصطلاح فداشوندگی در مواردی بکار

Key Words

ablative composite,
thermal degradation, modelling,
finite different method,
silicon rubber

در تحلیل اخیر، فرایند فدا شدن به کمک واکنش زیر بیان می شود:

گازهای واکنش کرده + زغال → کامپوزیت

تعیین تغییرات دما در سطح و عمق عایق فدا شونده به شکل تجربی هزینه و زمان زیادی را می طلبد، از این رو دستیابی به روشهایی برای تخمین این تغییرات بسیار ضروری است. به منظور پیش بینی تغییرات دما در عایق فدا شونده در معرض شارهای گرمایی زیاد، می توان فرایند فدا شدن را مدلسازی ریاضی کرد. برای دستیابی به مدل مناسب، مسأله با پیش بینی رفتار تخریب گرمایی توده ماده و تعیین شرایط مرزی در سطح ماده فدا شونده قابل بررسی و حل است.

مدل ریاضی رفتار گرمایی مواد فدا شونده

رسانایی گرمایی

با توجه به شکل ۱ فرضهای زیر به منظور ساده کردن مدلسازی ریاضی سپر گرمایی فدا شونده در نظر گرفته می شود:

- جریان گاز فقط در جهت عمود بر سطح یعنی جهت ۷ وجود دارد.

- گازهای خروجی از توده در تعادل گرمایی با زغال اند. یعنی گاز خروجی و زغال همدمما هستند و از واکنشهای شیمیایی بین زغال و گازهای خروجی صرف نظر می شود [۶].

موازنه جرم

برای نوشتن معادلات موازنه جرم نیز باید ساده سازیهایی انجام شود. فرضیات انجام شده در موازنه جرم به شرح زیر است:

- حجم کنترل برای موازنه جرم انتخاب می شود.

- سطح حجم کنترل نسبت به تغییرات ارتفاع ثابت فرض می شود.
- از جرم گاز خروجی نسبت به جرم فاز جامد صرف نظر می شود.
- زمان اقامت گاز در هر نقطه از حجم کنترل بسیار کوتاه فرض می شود.

با در نظر گرفتن فرضیات بالا، معادله موازنه جرم برای ضخامت واحد به شکل زیر نوشته می شود:

$$\frac{\partial(\dot{m}_g)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial t}(\rho S) \quad (1)$$

در این معادله، ρ چگالی مواد واکنش نکرده، \dot{m}_g سرعت تولید گاز و S مساحت سطح مقطع است. با توجه به ثابت بودن S ، سرعت تولید گاز را می توان از معادله ۲ دست آورد:

کامپوزیت فدا شونده وجود دارد، تحت تأثیر پدیده هایی مانند تجزیه، ترکیب مجدد، یون شدن و تابش، که در گاز دارای آنتالپی زیاد رخ می دهد، قرار می گیرد [۳]. در شرایط کاری، خواسته ها و انتظارات اصلی از کامپوزیتهای فدا شونده عبارتند از:

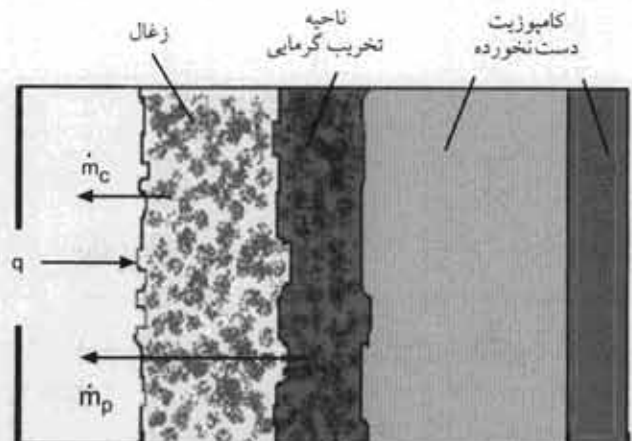
- استحکام و مقاومت مکانیکی زیاد در دما و بسامدهای ارتعاشی بالا.
- نفوذ گرمایی کم، که مانع انتقال گرمای بیش از موقع از منطقه تخریب گرمایی به سطح سازه می شود.
- قابلیت تخریب گرمایی و تشکیل محصولات احتراق با ظرفیت گرمایی زیاد.
- سادگی فناوری ساخت و تولید.
- در دسترس بودن مواد اولیه و
- استحکام چسبندگی و پیوستگی زیاد [۴،۵].

شکل ۱ نمودار فرضی فرایند فدا شدن را در سپر گرمایی نشان می دهد. در این شکل، فرایند به صورت انتقالی در نظر گرفته شد که تخریب از سطح به سمت توده در حرکت است.

فرایند تخریب گرمایی با تولید مقدار زیادی کک متخلخل همراه است که به اندازه کافی متراکم بوده و از نظر مکانیکی آن قدر مقاوم و مستحکم است که می تواند تابش مؤثر و حداکثر جذب را بوسیله محصولات گازی حاصل از تخریب گرمایی تأمین کند.

در این فرض ماده به سه ناحیه تقسیم می شود [۱]

- ۱- ناحیه زیرین، ماده دست نخورده یا همان کامپوزیت اولیه،
- ۲- ناحیه تخریب، ناحیه ای که در آن تخریب بطور مؤثر اتفاق می افتد و دارای گازهای تولید شده است.
- ۳- ناحیه زغالی، از زغال و گازهای واکنش داده تشکیل شده است. فرض می شود که در این ناحیه هیچ واکنشی اتفاق نمی افتد.



شکل ۱- نمای فرضی از فرایند فدا شدن [۶].

Archive of SID

با انتگرال گیری از معادله ۵ و با در نظر گرفتن معادلات ۶ و ۷ سرعت تغییر آنتالپی محاسبه می شود:

$$\frac{\partial(\rho H)}{\partial t} = \frac{\rho_p H_p - \rho_c H_c}{\rho_p - \rho_c} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (8)$$

در معادله موازنه انرژی عبارت مربوط به گازهای ایجاد شده به شکل زیر نوشته می شود:

$$\frac{\partial(\dot{m}_g H_g)}{\partial y} = \dot{m}_g \frac{\partial H_g}{\partial y} + H_g \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial y} \quad (9)$$

با جایگزینی معادله موازنه جرم (معادله ۱) در معادله ۹، داریم:

$$\frac{\partial(\dot{m}_g H_g)}{\partial y} = \dot{m}_g \frac{\partial H_g}{\partial y} + H_g S \frac{\partial \rho}{\partial t} \quad (10)$$

در نهایت با ترکیب معادلات ۸ تا ۱۰ با معادله موازنه انرژی، مدل کامل مسأله مورد نظر به شکل زیر بدست می آید:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = -\bar{H} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial y} \left(K \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \dot{m}_g \frac{\partial H_g}{\partial y} + H_g \frac{\partial \rho}{\partial t} \quad (11)$$

$$\bar{H} = \frac{\rho_p H_p - \rho_c H_c}{\rho_p - \rho_c}$$

یادآور می شود که در تمام کارهایی که تا کنون روی مدلسازی فرایند فدا شدن انجام شده، معادلات فداشدن به یکی از دو شکل زیر حل شده است:

- مسأله به سه ناحیه دست نخورده، تخریب شده گرمایی (پیرولیز) و زغالی تقسیم شده و بطور مجزا مورد تحلیل قرار گرفته است.
- تمام ضرایب معادلات موازنه انرژی و جرم ثابت در نظر گرفته شده است.

در این پژوهش، سعی شده است معادلات به شکل واقعی و با ضرایب متغیر و بطور همزمان برای سه ناحیه یاد شده حل شود.

محاسبه پارامترها و ضرایب مدل کامل

به منظور طراحی کامپوزیت‌های فداشونده و تعیین ضخامت بهینه آنها باید تابع توزیع دما در آنها معلوم باشد، بنابراین باید معادلات پیوستگی و موازنه انرژی به شکل همزمان حل شوند تا بتوان تابع توزیع دما را بر حسب زمان (t) و ضخامت کامپوزیت معین کرد. برای حل معادله یاد شده، محاسبه پارامترهایی مانند آنتالپی گازها، رسانایی گرمایی، گرمای

$$\dot{m}_g = \int_y^{y_b} S \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right) dy \quad (2)$$

موازنه انرژی

در موازنه انرژی، توابع زیر برای آنتالپی (H)، دما (T) و چگالی (ρ) در نظر گرفته می شود:

$$H = H(y,t)$$

$$T = T(y,t)$$

$$\rho = \rho(y,t)$$

انرژی ورودی به المان مورد تحلیل از دو قسمت رسانایی، $-KS \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_y$ و انرژی همراه جرم، $\dot{m}_g H_g \Big|_y$ تشکیل شده است که در آن آنتالپی گاز است [۷].

با ایجاد توازن بین انرژیهای ورودی و خروجی، معادله موازنه انرژی به شکل زیر نوشته می شود:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho H S)_y = \frac{\partial}{\partial y} \left(K S \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} (\dot{m}_g H_g)_y \quad (3)$$

برای بدست آوردن تغییرات آنتالپی به شکل تابعی از دما و چگالی، مدل را طوری در نظر می گیریم که نمونه مورد مطالعه در هر لحظه ترکیبی از ماده کاملاً واکنش داده و کاملاً واکنش نداده است. اگر کسر حجمی ماده واکنش نداده، ϵ_p فرض شود، چگالی ترکیب از معادله ۴ به ترتیب زیر بدست می آید. p و c به ترتیب نشان دهنده ماده واکنش نداده و زغال است:

$$\rho = \epsilon_p \rho_p + (1 - \epsilon_p) \rho_c \quad (4)$$

و آنتالپی کل عبارت است از:

$$\rho H = \epsilon_p \rho_p H_p + (1 - \epsilon_p) \rho_c H_c \quad (5)$$

با استفاده از معادله ۴، می توان $\frac{\partial \epsilon_p}{\partial t}$ را به شکل زیر بدست آورد:

$$\frac{\partial \epsilon_p}{\partial t} = \frac{1}{\rho_p - \rho_c} \frac{\partial \rho}{\partial t} \quad (6)$$

همچنین، گرمای ویژه کل ترکیب را می توان از معادله ۷ بدست آورد:

$$\rho C_p = \rho_p C_{pp} \epsilon_p + (1 - \epsilon_p) \rho_c C_{pc} \quad (7)$$

Archive of SID

m_p نیز از معادله ۱۷ بدست می آید:

$$m_p = \int_0^{\delta} \frac{\partial(\rho_p \epsilon_p)}{\partial \tau} dx = \int_0^{\delta} \rho_p A (\beta X_g - \epsilon(x, \tau)) e^{-\frac{E}{RT(x, \tau)}} dx \quad (11)$$

در این معادله β جزء حجمی رزین در کامپوزیت، X_g جزء جرمی رزین که در دمای T تخریب می شود نسبت به جرم کل رزین و ϵ جزء جرمی گاز تولید شده نسبت به جرم کل کامپوزیت است. با مشخص شدن سایر پارامترهای معادله کامل، یعنی ضریب رسانایی گرمایی $(K(T))$ ظرفیت گرمایی $(C_p(T))$ و سرعت تولید گاز (\dot{m}_g) معادله مدل کامل معادله ای دیفرانسیلی با مشتقات جزئی مرتبه دوم غیرخطی است که با روش اختلاف محدود حل می شود.

خواص فیزیکی - گرمایی کامپوزیت فداشونده مورد نظر در جدول ۱ درج شده است.

جدول ۱- خواص فیزیکی - گرمایی کامپوزیت ۱۰۳۰ ESM [۱۱]

مقدار	خواص
۳۳۰/۹	چگالی عایق دست نخورده، P (kg/m^3)
۳۳/۳	چگالی زغال، P_c (kg/m^3)
۰/۶۸	گرمای ویژه گاز تخریب گرمایی، C_{pg} ($kJ/kg K$)
۲	درجه واکنش، n
۳۰۰۰	ضریب، A (s^{-1})
۱۰۳۸۷۳۳۵	انرژی فعالساز، ΔE ($kJ/kg mol$)
	گرمای ویژه، C_p ($kJ/kg K$) در
۰/۳۰۱	۳۳۳ K
۰/۳۵	۳۹۴/۱ K
۰/۴۳	۶۷۷/۲ K
۰/۴۳	۱۱۵۲/۴۵ K
	رسانندگی گرمایی (kJ/msK)، $K \times 10^{-7}$ در عایق دست نخورده
۴۳/۳	۳۳۸/۵ K
۴۷/۲	۴۷۷/۴۵ K
۵۷/۰۸	۷۴۷۳ K
۴۴/۹	۹۴۹/۷ K
	زغال
۲۹/۳	۷۴۱/۳ K
۳۳/۴/۶	۹۴۹/۷ K
۳۹۳/۶	۱۲۲۷/۴ K

ویژه و سرعت تخریب، یعنی سینتیک واکنش ضروری است [۸]. محاسبه \bar{H} و H_g بسیار پیچیده است، زیرا برای این منظور باید مقادیر دقیق اجزای شیمیایی ماده اولیه و محصولات نهایی را معین کرد. ولی با استفاده از روشهای تجزیه گرمایی تفاضلی و تجزیه گرماوژنی (DTA-TGA) می توان به سادگی مقدار $\bar{H} - H_g$ را مستقیماً محاسبه کرد:

$$\frac{\Delta H}{m_p - m_c} = \frac{\rho_p H_p - \rho_c H_c}{\rho_p - \rho_c} - H_g = \bar{H} - H_g \quad (12)$$

عبارت سمت چپ معادله ۱۲ همان گرمای فداشدن است که از روشهای تجزیه یاد شده (DTA-TGA) بدست می آید. تغییرات چگالی با زمان مستقیماً با سینتیک تخریب مواد رابطه دارد. معادله تغییرات چگالی با درجه تخریب به شکل زیر نوشته می شود [۹،۱۰]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = (\rho_0 - \rho_f) \frac{\partial \alpha}{\partial t} \quad (13)$$

در این معادله، ρ_0 چگالی اولیه و ρ_f چگالی نهایی نمونه است. درجه تخریب (α) نیز با نسبت کاهش وزن در هر لحظه به کل کاهش وزن تعریف می شود. در مدل سینتیکی، تغییرات α به زمان به شکل زیر تعریف می شود:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} = A \exp(-E/RT)(1-\alpha)^n \quad (14)$$

α از انتگرالگیری معادله ۱۴ محاسبه می شود [۱۰]:

$$\alpha = 1 - (1 - (1 - \pi)F(\alpha))^{1/(1-n)} \quad n \neq 1 \quad (15-الف)$$

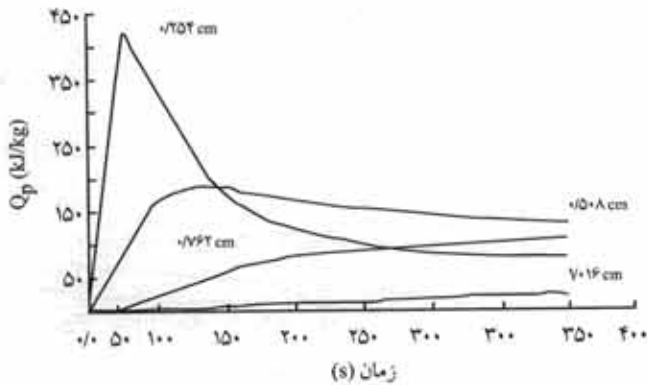
$$\alpha = 1 - \exp(-F(\alpha)) \quad n = 1 \quad (15-ب)$$

$$F(\alpha) = \frac{ART^n}{q(E + \tau RT)} \exp(-\frac{E}{RT}) \quad q = \frac{dT}{dt} \quad (15-ج)$$

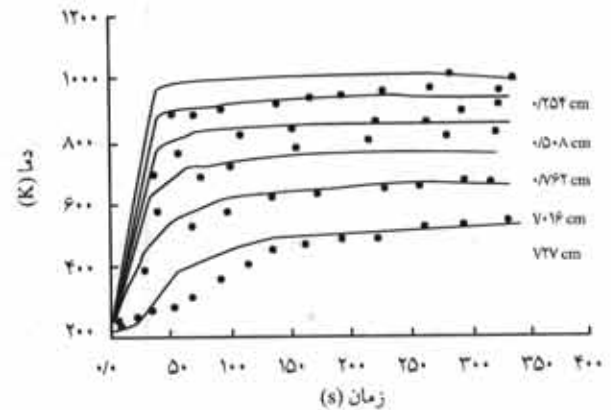
با توجه به سینتیک تخریب کامپوزیت، ناحیه تخریب گرمایی حرکتی به سمت عقب دارد. موقعیت مکانی سطح پس رونده با استفاده از معادله ۱۶ محاسبه می شود [۱۱]:

$$S_f(\tau) = \int_0^{\tau} \frac{m_p}{\rho_0 - \rho_c} dt \quad (16)$$

Archive of SID



شکل ۴ - تغییرات توزیع تابع منبع گرما با زمان در ضخامت‌های مختلف عایق ESM 1030.



شکل ۲ - توزیع دما با زمان در ضخامت‌های مختلف عایق ESM 1030 (نقطه‌ها نتایج تجربی اند).

در شکل ۲ توزیع دما در ضخامت‌های مختلف کامپوزیت تا زمان ۳۴۰s نمایش داده شده است. این نمودار کاهش دما را با افزایش ضخامت کامپوزیت نشان می‌دهد، بطوری که اگر دمای سطح عایق حدود ۹۹۴ K باشد، دمای سطح زیر عایق با گذشت زمان حدود ۳۰۰s به ۵۵۵/۱ K می‌رسد. البته، همان‌طور که در منحنی دیده می‌شود در ۴۰s اول دما زیر عایق از ۳۱۶/۲۳ K تجاوز نمی‌کند. بنابراین، با دانستن توزیع مناسب دما در ضخامت‌های مختلف کامپوزیت فداشونده بر حسب زمان، با استفاده از مدلسازی رایانه‌ای، می‌توان بدون صرف هزینه‌های آزمایشگاهی بسیار زیاد ضخامت مناسب کامپوزیت فداشونده روی سطح تحت تأثیر شار گرمایی را برای سازه‌های پرنده بدست آورد. در این تحلیل، کمترین مقدار ضخامت کامپوزیت زمانی بدست می‌آید که دمای زیر کامپوزیت یا به عبارت دیگر دمای روی سطح زیر سازه کامپوزیت، معادل دمای تحمل زیرسازه در نظر گرفته شود. در شکل ۴ توزیع تابع منبع گرما، که به شکل زیر تعریف می‌شود، در ضخامت‌های مختلف رسم شده است:

$$Q_p = -\frac{\partial p}{\partial t}(\bar{H} - H_g) \quad (18)$$

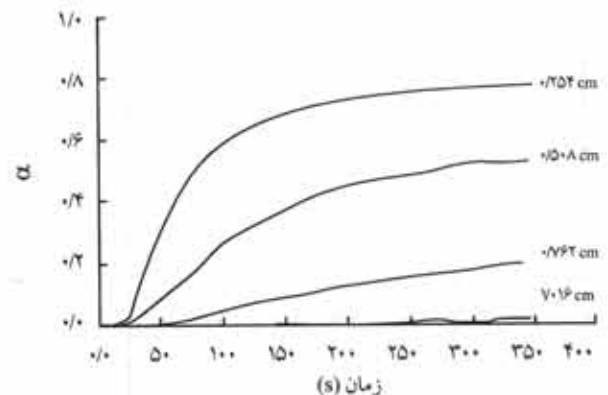
پارامتر $\bar{H} - H_g$ معادل گرمای فدا شدن کامپوزیت است. بدیهی است که هر چه مقدار گاز تولید شده بیشتر و دمای گاز نیز بیشتر باشد، آنتالپی گاز (H_g) نیز افزایش می‌یابد، عبارت Q_p بیشتر می‌شود و همان‌طور که در شکل ۴ دیده می‌شود، تغییرات Q_p تا عمق ۰/۲۵ cm نسبتاً زیاد است. زیرا، در این عمق دمای عایق بالا بوده و فشار گازی که از آن می‌گذرد نیز قابل توجه است. از نظر فیزیکی منظور از تابع یاد شده گرمای ایجاد شده بوسیله گازهای ناشی از تخریب گرمایی در کامپوزیت است. همچنین، در شکل ۵ تغییرات توزیع شار جرمی گاز تولید شده در

نتایج و بحث

کانوس و همکاران در سال ۱۹۹۹ نوعی کامپوزیت فدا شونده بر مبنای لاستیک سیلیکون و الیاف شیشه موسوم به ESM 1030 ساختند و با قراردادن ترموکوپلهایی در ضخامت‌های مختلف آن و تحت تأثیر شار گرمایی مشخص دما را اندازه گیری کردند [۱۱].

مشخصات عایق یاد شده در جدول ۱ آورده شده است. با استفاده از اطلاعات این جدول معادله کامل فدا شدن (معادله ۱۱) حل شده و نتایج مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است که کارهای تجربی گروه یاد شده با تحلیل حاضر تطابق خوبی نشان می‌دهد.

نتایج حل عددی معادله مدل کامل فدا شدن برای عایق ESM 1030 در شکل‌های ۲ تا ۵ آورده شده است. نمونه انتخاب شده کامپوزیت به ضخامت ۱/۲ cm بوده که تحت تأثیر شار گرمایی $94/2 \text{ kJ/sm}^2$ قرار گرفته است.



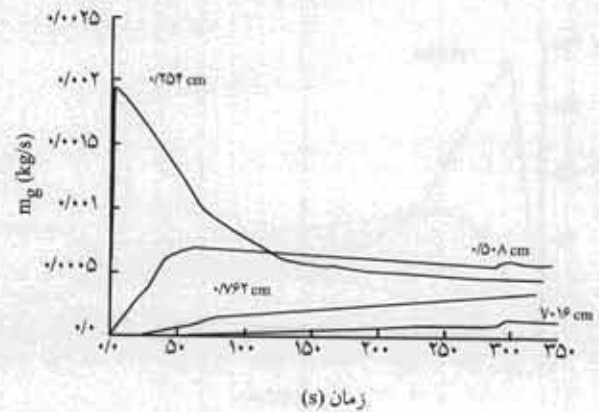
شکل ۳ - تغییرات درجه تخریب عایق با زمان در ضخامت‌های مختلف عایق ESM 1030.

نتیجه گیری

برای جلوگیری از تخریب وسایل پرنده در مقابل گرمایش آئرو دینامیکی در فاز برگشت استفاده از سپرهای گرمایی الزامی است. بر اساس مطالعات نظری انجام شده، یکی از بهترین روشهای محافظت گرمایی استفاده از کامپوزیتهای فداشونده است. البته، پیچیدگی زیاد روش عملکرد این سامانه ها و اینکه اثر بسیاری از پارامترها را نمی توان بطور نظری بررسی کرد، مشکلات طراحی آن را افزون کرده است. در این پژوهش، مدلی ریاضی برای پیشگویی توزیع دما در عمق عایق ارائه شده است. براساس مدل و طرح پیشنهاد شده در این پژوهش، با دانستن شرط مرزی دمای سطح عایق در شارهای گرمایی مختلف، می توان توزیع دما را در ضخامتهای مختلف عایق بدست آورد. این امر امکان محاسبه حداقل ضخامت مورد نیاز عایق را با دانستن دمای زیر آن یا دمای حد مجاز روی سطح سازه امکان پذیر می سازد.

مراجع

1. Rasky D.J. and Tran H. K., Low-Cost Entry Systems for Future Planetary Exploration, *Acta Astronautica*, **45**, 347-355, 1999.
2. Cho D. and Yoon B.J., Micro Rural Interpretation of Effect of Various Matrices on the Ablation Properties of Carbon-Fiber Reinforced, *Compos. Sci. Technol.*, **61**, 271-280, 2001.
3. Patton E.D., Pittman C.V., Wang J.L., and Day A., Ablation Mechanical and Thermal Conductivity Properties of Vapor Grown Carbon Fiber/Phenolic Matrix, *Composites*, **A33**, 243-251, 2002.
4. Beusman C.C. and Wesman J., Comparison of Transpiration and Ablation Cooling, American Rododenron Society (*ARS J.*), 573-575, June 1960.
5. Torre L. and Kenny J.M., Degradation Behavior of Composite Material for Thermal Protection Systems. Part II, Char Characterization, *J. Mater. Sci.*, **35**, 4563- 4565, 2000.
6. Torre L., Kenny J.M. and Maffezzoli A.M., Degradation Behavior of a Composite Material for Thermal Protection Systems. Part II, Process Simulation, *J. Mater. Sci.*, **33**, 3145-3149, 1998.
7. Zivorad R. and Hrabar J.P., Modelling the Postcure Regime of Ablative Composite Materials, *J. Thermophys.*, **6**, 2150-2162, 1992.
8. Torre L., Kenny J.M. and Maffezzoli A.M., Degradation Behavior of a Composite Material for Thermal Protection Systems. Part 1, Experimental Characterization, *J. Mater. Sci.*, **33**, 3137-3143, 1998.
9. Nikolay A., Reshetnikov I.S. and Yabolokova M.Y., Microkinetics of High Temperature Pyrolysis, *Fire Mater.*, **22**, 47-54, 1998.
10. Nam J.D. and Seferis J.C., Generalized Composite Degradation Kinetics for Polymeric Systems under Isothermal and Non-isothermal Condition, *J. Polym. Sci., Polym. Phys. Ed.*, **30**, 455-463, 1992.
11. Kanevce L.P. and Kanevce G.H., Comparison of Two Kinds of Experiment for Estimation of Thermal Properties of Ablative Composite, *3rd International Conference on Inverse Problems in Engineering*, Portludlow, Washington, USA, June 13-18, 1999.
12. Hitz A.A., Florence D.E. and Lowe D.L., Thermal Protection Systems of Mars-Entry Vehicle, *J. Spacecraft*, **5**, 142-153, 1968.



شکل ۵ - تغییرات توزیع شار جرمی گاز تولید شده در عایق با زمان در ضخامتهای مختلف عایق ESM ۱۰۳۰.

کامپوزیت با زمان در ضخامتهای مختلف نشان داده شده است. همان طور که شکل‌های ۴ و ۵ نشان می دهند، روند تغییرات توزیع تابع منبع گرما در درون کامپوزیت و توزیع شار جرمی گاز تولید شده یکسان است. بنابراین، منبع درونی گرما رابطه مستقیم با شار جرمی گاز ناشی از تخریب دارد و از این رو می توان فهمید که منبع گرمای درون کامپوزیت،