



## شبیه‌سازی استفاده از مواد فنا شونده جهت کپسول زیستی برگشت پذیر حامل فضاورد

هادی صیدگر<sup>۱</sup>، کوروس نکوفار<sup>۲\*</sup>، قدیر اسماعیلی<sup>۳</sup>

۱- کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد آیت الله آملی

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد چالوس

۳- استادیار دانشگاه تخصصی فناوری های نوین آمل

\*چالوس، پست الکترونیک nekoufar@iauc.ac.ir

### چکیده

یکی از مهم‌ترین مشکلات پروازی با سرعت‌های بالا ناشی از گرمایش آئرو دینامیکی است. دمای سطح جسم در چنین سرعت‌هایی به حدی افزایش می‌یابد که بیشتر فلزات در این دما ذوب یا حتی تبخیر می‌شوند. این مشکلات، به‌ویژه، در پرتاب‌های فضایی که موضوع بازگشت به جو غلیظ مطرح است بحرانی است و ملاک طراحی محافظ‌های حرارتی است. این محافظ‌ها که عمدتاً به سپرهای حرارتی معروف‌اند از لایه‌های زیرین پرتابه که ممکن است از نوع سرنشین دار باشد در برابر شارهای حرارتی بسیار زیاد محافظت می‌کند. مواد مورد استفاده در این سپرهای حرارتی با جذب انرژی حرارتی در فرایند تبخیر و واکنش گرماگیر عمدتاً از بین رفته و لایه‌های پایینی خود را حفاظت می‌کند از این رو اهمیت بررسی بر روی مواد فنا شونده اهمیت زیادی دارد.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۱۲ تیر ۱۳۹۹

پذیرش: ۲۵ آبان ۱۳۹۹

ارائه در سایت: ۲۵ آبان ۱۳۹۹

### کلیدواژگان

کپسول زیستی

ماده فنا شونده

شار حرارتی

زیر مداری

## Simulation of using self-destruction for renewable bio-capsule carrying astronauts

Hadi Seydgar<sup>1</sup>, Kouros Nekoufar<sup>2\*</sup>, Ghadir Esmaili<sup>3</sup>

1- MSc, Islamic Azad University, Amol Branch, Amol, Iran.

2- Department of Mechanical Engineering, Chalous Branch, **Islamic Azad University**, Chalous, Iran

3- Assistant Professor, Amol University of Special Modern technologies, Amol, Iran

\* Chalous, Iran, Nekoufar@iauc.ac.ir

### Article Information

Original Research Paper

Received 2 July 2020

Accepted 15 November 2020

Available Online 15

November 2020

### Keywords

Biological capsule

Ablative material

Thermal flux

Suborbital

### ABSTRACT

Aerodynamic heating is one of the main problems in flying at high speed. At such a rate the surface temperature of the object will increase so that at this temperature the most metals melt or even evaporate. Specially, this problems occur in launch into space when return to the atmosphere is critical and thermal protection is targeted. These protectives which are mainly known as heat shields, protects projectile substrates that may be of manned, against extreme heatfluxes. Heat shields materials destroy by absorption thermal energy used in the evaporation process and endothermic reactions and protect its lower layers, hence study on the sacrificial material is important.

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Hadi Seydgar, Kouros Nekoufar, Ghadir Esmaili, Simulation of using self-destruction for renewable bio-capsule carrying astronauts, *Journal of Mechanical Engineering and Vibration*, Vol. 11, No. 3, pp. 7-13, 2020s (In Persian)

## ۱- مقدمه

رفتن به فضا یکی از آرمان‌های بشری بوده است و امروزه دانش بشری این امکان را برای او فراهم کرده که به این آرزوی دیرین خود برسد. گرچه این آرزو جز برای چند صد نفر دانشمند و فضانورد و تعداد انگشت‌شماری از افراد ثروتمند بلندپرواز محقق نشده است، ولی بی‌شک روزی خواهد رسید که سفر به فضا مانند بسیاری از فعالیت‌های روزانه بشر بازندگی او عجین شود.

اکنون به تحقیقات فضایی به‌عنوان ابزاری برای حل مشکلات بشر در زمین نگریسته می‌شود. بنابراین، هنگامی که سفر انسان به فضا در زمره فعالیت‌های روزانه او قرار گیرد می‌توان انتظار داشت که وضعیت سیاره زمین در حال بهتر شدن است. با این حال یکی از مهم‌ترین مشکلات پروازی با سرعت‌های بالا ناشی از گرمایش آئرودینامیکی است. این موضوع که حاصل تبدیل انرژی دینامیکی به انرژی حرارتی است، در ناحیه سکون نوک جسم متحرک یا در لایه‌مرزی در طول جسم رخ می‌دهد. در هر دو مورد به‌نوعی سرعت ذرات هوا به سمت صفر میل می‌کند و قانون بقای انرژی به‌صورت افزایش دما نمایان می‌شود. پدیده گرمایشی آئرودینامیکی در پروازهای ماورای صوت که سرعت پرواز بسیار زیاد است نمود فراوانی دارد. دمای سطح جسم در چنین سرعت‌هایی به حدی افزایش می‌یابد که بیشتر فلزات در این دما ذوب یا حتی تبخیر می‌شوند. این مشکلات، به‌ویژه، در پرتاب‌های فضایی که موضوع بازگشت به جو غلیظ مطرح است بحرانی است و ملاک طراحی محافظ‌های حرارتی است. این محافظ‌ها که عمدتاً به سپرهای حرارتی معروف‌اند از لایه‌های زیرین پرتابه که ممکن است از نوع سرنشین دار باشد در برابر شارهای حرارتی بسیار زیاد محافظت می‌کند. مواد مورد استفاده در این سپرهای حرارتی با جذب انرژی حرارتی در فرایند تبخیر و واکنش گرماگیر عمدتاً از بین رفته و لایه‌های پایینی خود را حفاظت می‌کند و لذا مواد فنا شونده نام گرفتند. بسیاری از دانشمندان و کارشناسان بر این باور هستند که باید برای انتقال بخشی از جمعیت جهان به خارج از کره زمین چاره‌ای اندیشیده شود و بدین منظور جهت ارسال موجود زنده و یا فضانورد در کپسول زیستی باید از عوامل مخرب مانند تشعشعاتی که در فضا هستند و بر روی انسان و یا کپسول زیستی تأثیرات مخرب و جبران‌ناپذیر دارند جلوگیری کنیم و بدین جهت از مواد فنا شونده نیز استفاده گردد.

انتخاب مواد فناشونده مناسب برای سپر حرارتی و ضخامت مناسب از این نوع ماده در فرایند طراحی و ساخت مهم‌ترین قسمت در تحلیل مسئله گرمایش آئرودینامیکی در پرتاب‌های فضایی است. در این تحقیق بر اساس فرضیات ساده کننده شبیه‌سازی عددی مسئله انجام شده و مقدار دمای اعمال شده در زمان مشخص بررسی و تحلیل می‌گردد. با استفاده از این تحلیل می‌توان ماده فنا شونده مناسب به‌عنوان سپر حرارتی در پروازهای بازگشت‌پذیر طراحی کرد. محافظت از سرنشین در مقابل سرما، اشعه‌های پرتانرژی و خطرناک خورشید، بارهای حرارتی و شتاب‌های ناگهانی در حین خروج از جو و بازگشت آن.

## ۲- پیشینه تحقیق

مویر<sup>۱</sup> و ریندال<sup>۲</sup> (۱۹۶۸) تحقیقات اولیه در مورد مدل سازی عددی TPS و ضخامت لایه مواد استفاده شده در لایه کپسول را بررسی نمودند [۳۶]. پیکه<sup>۳</sup> و همکاران (۱۹۷۱) به بررسی تجزیه شیمیایی مواد در اثر حرارت پرداختند [۱۴]. در ادامه کلارک<sup>۴</sup> (۱۹۷۳) اقدام به آنالیز لایه‌های شیمیایی ناشی از حرکت کپسول و تغییرات آن پرداخت [۲۷]. بارلت و همکاران (۱۹۸۰) نیز به بررسی سطح مواد فنا شونده و نسبت تخلخل ماده به سرعت واکنش و تجزیه مواد فناشونده در تماس با حرارت که به شرایط تعادل شیمیایی باشد، پرداختند [۱۸].

ایاسوفی<sup>۵</sup> و همکاران (۱۹۸۱) اقدام به بررسی اثر غیرتعادلی شیمی تجزیه در اثر حرارت گاز بر عملکرد ذغال سنگ در بدنه کپسول پرداختند [۱۵]. اما پس از گذشت سال‌ها مجدداً بررسی این موضوع توسط چن<sup>۶</sup> و میلوس<sup>۷</sup> (۱۹۹۹) در مرکز تحقیقات Ames ناسا به بررسی فرسایش و تجزیه تحلیل ماده FIAT اقدام نمودند و توانستن پاسخ‌های حرارتی را در شبیه‌سازی دو بعدی در برنامه فضا پیما Titan در زمینه فرسایش و سوختن مواد بدست آوردند که پس از موفقیت در آنالیز مدل دو بعدی اقدام به مدل سازی سه بعدی مواد و بررسی‌های دیگر از نقطه نظر گازهای تولیدی بررسی نمودند [۲۸]. بلک ول<sup>۸</sup> و هوگان<sup>۹</sup> (۱۹۹۴) به بررسی ضخامت بهینه مواد فنا شونده و میزان انتقال حرارت

<sup>1</sup> Moyer

<sup>2</sup> Rindal

<sup>3</sup> Pike

<sup>4</sup> Clark

<sup>5</sup> Ayasoofi

<sup>6</sup> Chen

<sup>7</sup> Milos

<sup>8</sup> Blackwell

<sup>9</sup> Hogan

بررسی و مقایسه مواد پیشنهادی در رابطه با مواد استفاده شده در فضا پیمای اورپون و ضخامت مناسب آن پرداختند [۱۰].

### ۳- مواد و روش‌ها

توسعه دانش بشری در حوزه زیست فضایی دستاوردهای زیادی برای سفرهای فضایی در برداشته است و نقش حیوانات به‌عنوان نخستین مسافران فضا بر کسی پوشیده نیست. البته مطالعات زیستی در فضا منحصر به حضور حیوانات در فضا نیست و بخش زیادی از تحقیقات بر روی گیاهان، سلول‌ها و سایر ارگانیسم‌های زیستی صورت می‌پذیرد. باید توجه داشت که اعزام موجودات به فضا یک تقلید محض از سایر کشورهای پیشرو نیست و نتایج مطالعات پیشین دنیا مدنظر متخصصان کشور قرار می‌گیرد اما همه درس آموخته‌های ذی‌قیمت فضایی به‌راحتی در اختیار علاقه‌مندان قرار ندارد و هر کشوری برای حضور در این عرصه به‌ناچار برنامه بومی خود را شکل می‌دهد. از این‌رو تحقیق در این حوزه اهمیت فراوانی در عصر جدید دارد. کپسول‌های زیستی بخش اصلی فضاپیماهای سرنشین‌دار هستند. در این کپسول‌ها انواع سامانه‌های پشتیبانی از حیات چون کاهنده‌ی دی‌اکسید کربن، تولیدکننده اکسیژن، محافظ تشعشعات خورشیدی و متعادل‌کننده دمایی وجود دارد. برحسب مأموریت، در فضاپیماهایی که قرار است بلندمدت در فضا حضور یابند، سامانه‌هایی برای تأمین آب و خوراک، خواب، دارورسانی، مدیریت پسماندهای انسانی وجود دارد. تمامی این سامانه‌ها باید قادر باشند در شرایط سخت پرواز فضایی به‌درستی و با اطمینان بالا کار کنند. در کنار تجهیزات مقابله با شرایط سخت فضایی، ارتعاشات و ضربه‌های مکانیکی در طول پرواز از تهدیدهای دیگری است که موجود زنده را تهدید می‌کند. برای کاهش این مجموعه از شرایط محیطی از تجهیزات خاصی استفاده می‌شود که وظیفه‌شان کاهش انرژی ارتعاشی و ضربه انتقال‌یافته به سرنشین فضاپیما است. این تجهیزات به‌صورت معمول در نشیمنگاه سرنشین نصب می‌شوند و تا حدودی به سامانه تعلیق خودرو شباهت دارند.

یک فضاپیما به‌منظور فراهم کردن شرایط مناسب برای پرواز فضایی انسان نیاز به زیرسیستم‌های مختلفی دارد. زیرسیستم سازه بخش پیکربندی کلی یک کپسول زیستی را تشکیل می‌دهد و معمولاً به دو قسمت سازه درونی به‌عنوان یک محفظه تحت‌فشار و سازه بیرونی به‌عنوان یک سپر حرارتی تقسیم می‌شود. ملزوماتی که در طراحی این زیرسیستم باید در نظر گرفته شود عبارت‌اند از: تحمل بارهای دینامیکی در طول مسیر

آن و صرفه اقتصادی مواد پیشنهادی پرداختند [۲۵]. چن و میلوس (۱۹۹۷) در رابطه با بررسی ماده فنا شونده در کپسول برگشت‌پذیر مدل آزمایشی به نام استارداست که دو ماده مورد بررسی قرار گرفته شد که یکی به نام فیات و دیگری پیکا که به بررسی ضخامت و گازهای تولید شده در اثر سوختن می‌باشد [۱۶].

کندلر و بوس (۱۹۹۸) نیز به بررسی ماده سرامیک جهت سپرحرارتی و تاثیر حرارت بر روی آن پرداخته‌اند [۱۷]. بلک ول و هوگان (۱۹۹۸) به بررسی ضخامت مواد فناشونده تحت تاثیر شار گرمایی پرداختند [۲۶]. چن و میلوس (۲۰۰۱) اقدام به بررسی دو ضخامت مختلف از مواد فنا شونده نمودند و تاثیر ضخامت بر سوختن مواد بررسی نمودند [۲۹]. چن و میلوس (۲۰۰۵) اقدام به بررسی سه ضخامت مختلف از مواد فنا شونده نمودند و تاثیر ضخامت بر سوختن مواد بررسی نمودند [۳۰]. عمار<sup>۱</sup> (۲۰۰۶) نیز به بررسی تخلخل مواد فناشونده و تاثیر آن روی شار حرارتی پرداختند [۲۴]. عمار و همکاران (۲۰۰۸) نیز به بررسی عددی شبیه‌سازی یک بعدی حرارتی گذرا پرداختند و اقدام به تجزیه و تحلیل گازهای تولیدی ناشی از سوختن پرداختند [۲۲]. مارتین و بوید<sup>۲</sup> (۲۰۰۸) به شبیه‌سازی ماده فنا شونده و تاثیر گازهای خروجی ناشی از حرارت خارج کپسول پرداختند [۳۲]. مارتین و بوید (۲۰۰۹) نیز به بررسی فرسایش و تجزیه مواد فناشونده در اثر حرارت جریان گاز پرداختند [۳۳]. عمار و همکاران (۲۰۰۹) نیز به بررسی عددی شبیه‌سازی یک بعدی حرارتی گذرا پرداختند و اقدام به تجزیه و تحلیل گازهای تولیدی ناشی از سوختن و صرفه اقتصادی مواد استفاده شده در پژوهشگاه ناسا پرداختند [۲۳].

مارتین و بوید (۲۰۰۹) که به بررسی تغییرات شکل کپسول و تاثیرات آن بر روی مواد فنا شونده که ناشی از دمای دیواره و توزیع دما و شار جرم گاز که به منظور دستیابی در بهبود دقت و محاسبات و صحت نتایج پرداختند [۳۴]. مارتین و بوید (۲۰۱۰) به بررسی لایه‌های زیرین مواد فناشونده که با مش بندی بدنه به بررسی تاثیر سرعت مافوق صوت بر روی بدنه پرداختند [۳۵]. چن و میلوس (۲۰۱۰) اقدام به شبیه‌سازی و صحت اطلاعات در سه لایه پیشنهادی که در پژوهشی که در سال ۲۰۰۵ ارائه نمودند پرداختند. [۳۱]. چن و میلوس (۲۰۱۳) به

<sup>1</sup> Amar

<sup>2</sup> Martin

<sup>3</sup> Boyd

جدول ۲ مقایسه خواص مواد

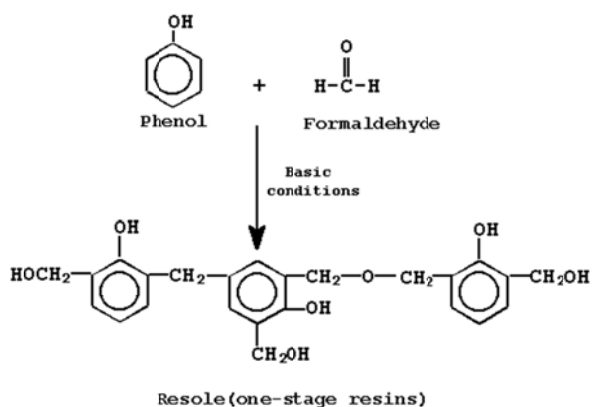
مقایسه الیازهای فلزی					
طراحی مواد	کنش نهایی MPa	تراکم الاستیک نهایی MPa	مدول MPa	گرانش ویژه	مدول ویژه
2024-T3 Al	۴۲۶	۲۹۰	۷۴	۲,۷۷	۲۷
7075-T3 Al	۵۸۶	۵۳۱	۷۲	۲,۸۰	۲۶
7175-T73 Al	۵۰۴	۴۳۶	۷۰	۲,۸۰	۲۵
Ti6 Al-4 V	۹۱۳	۹۰۹	۱۱۰	۴,۴۳	۲۵
300M steel	۱۹۳۱	۱۷۰۳	۲۰۰	۷,۸۴	۲۵
Graphite/Epoxy	۱۶۶۱	۱۶۹۸	۱۳۰	۱,۶۱	۸۱

## ۳-۱ مواد فنا شونده بکار رفته در کپسول زیستی

## رزین فنولیک

رزین‌های فنولیک از واکنش تراکمی فنلها و فرم آلدهید تهیه می‌شوند مطابق شکل (۱). مکانیزم واکنش بین فنل و فرم آلدهید هنوز به‌طور کامل شناخته‌شده نیست [۵]. با این وجود این مشخص است که واکنش شروع توسط فعال شدن حلقه بنزنی با گروه‌های هیدروکسیل مانند متیلول صورت می‌گیرد.

رزین‌های رزول دارای گروه‌های فعال متیلول و هیدروکسیل هستند. در دمای بالاتر، رزولها بدون افزودن عامل پخت، مولکول‌های بزرگ‌تر و با شبکه‌های متیلنی تشکیل می‌دهند. در این حالت واکنش فنل-آلدئید یک نوع واکنش تراکمی است چون آب به‌عنوان محصول جانبی خارج می‌شود.



شکل ۱ واکنش فنل و فرم آلدهیدها مرحله اول [۱۳] پلیمریزاسیون فنل- فرم آلدهید به رزین نوالاک با حضور یک کاتالیزت اسیدی انجام می‌شود. اسید اکسالیک و اسیدسولفوریک دو کاتالیزت مرسوم در این واکنش هستند مطابق شکل (۲). معمول است که نسبت فنل به فرم آلدهید ۱

آترودینامیک، اینرسی، نیروهای وارده از پرتابگر، نیروهای حاصل از باز شدن چترها، نیروهای حاصل از فعال شدن زیرسیستم فرار، نیروی برخورد با سطح آب یا سطح خشکی، نیروی وارده از سیستم پیشرانش و غیره، تحمل بارهای حرارتی و دماهای بسیار بالا، تحمل نیروهای فشاری حاصل از اختلاف فشار درون و بیرون کپسول، ایجاد زیستی مناسب برای قرار دادن زیرسیستم‌های مختلف در کپسول زیستی، ملزومات طراحی سازه‌های زیرسیستم‌ها تانک‌های سوخت، مخازن زیرسیستم کنترل محیطی و غیره. پارامترهایی که باید در پایان طراحی به‌دست‌آمده باشند شامل ضخامت، هندسه و نوع مواد به‌کاررفته است. در طراحی این زیرسیستم باید به معیارهایی نظیر استحکام ویژه، سختی، مقاومت در برابر تمرکز تنش، مقاومت در برابر خستگی و شکست، پارامترهای حرارتی و راحتی ساخت نیز به‌عنوان معیارهای اصلی طراحی توجه داشت. به دلیل محدودیت جرمی، مدارگرد نیاز به انتخاب مواد مؤثر و دقیق دارد. در جدول (۱) نشان دهنده نتایجی است که از مطالعه روی مواد ویژه و شاخصه‌ای آن‌ها از الیاف مواد مرکب و الیازهای فلزی بدست آمده است.

جدول ۱ مطالعه خواص مواد

مواد	نقاط قوت
الیاف مواد مرکب	استحکام و سفتی بالا مقاوم در برابر خستگی ضریب انبساط حرارتی پایین قابلیت انتخاب روش تولید
الیازهای فلزی	آلومینیوم و تیتانیوم دارای نسبت مقاومت به وزن بالایی هستند راحتی ساخت تیتانیوم برای حرارت‌های بالا مناسب است مقاومت در برابر خوردگی
	نقاط ضعف
الیاف مواد مرکب	گران قیمت ضعف و کاهش قابلیت در اثر حرارت
الیازهای فلزی	وزن بالا تغییر شکل حرارتی

با تحقیقات آقای وی زینی<sup>۱</sup> در دانشگاه مرلند<sup>۲</sup> در استفاده از مواد مرکب، مشخص شد که رسیدن به روش تحلیل دقیق نسبت به دانش موجود دور از دسترس است. جدول (۲) زیر تعدادی از مواد هردو مورد الیازهای فلزی و مواد مرکب را شامل می‌شود.

<sup>۱</sup> Viziny<sup>۲</sup> Meriland

هوایماهای باری از الیاف بافته شده‌ای که به رزین آغشته شده‌اند و از الیاف بلندی که به روش پیچش الیاف یا به روش پالتروژن تولید گشته‌اند استفاده می‌گردد. در اکثر موارد برای آغشته کردن الیاف کامپوزیتی بافته‌شده یا الیاف کامپوزیتی بلند از حلال یا رزول فنولیک محلول در آب استفاده می‌شود. علاوه بر رزول ها، رزین‌های فنولیک دیگری نیز وجود دارند که در پلیمرهای تقویت‌شده با الیاف مورد استفاده قرار می‌گیرند. گونه‌های بنزوکسازین، استرهای سیانات و رزین جدید Calidur TM که بر پایه رزین نوالاک و فنیلین بیس اکسازولین است، از جمله رزین‌های مذکور می‌باشند. از تولید رزین تا مرحله نهایی تولید قطعاتی از جنس فنولیک، مراحل حد واسط متعددی وجود دارد. جدول (۳) انواع فرایندهای تولید با الیاف بافته‌شده / الیاف بلند را نشان می‌دهد که در آن‌ها رزین‌های رزول فنولیک مورد استفاده قرار می‌گیرد. نوع الیاف، مقدار رزین رزول فنولیک و کاربرد نهایی الیاف تولیدشده نیز در این جدول آورده شده است.

### جدول ۳. فرایند تولید الیاف کامپوزیتی با استفاده از رزین

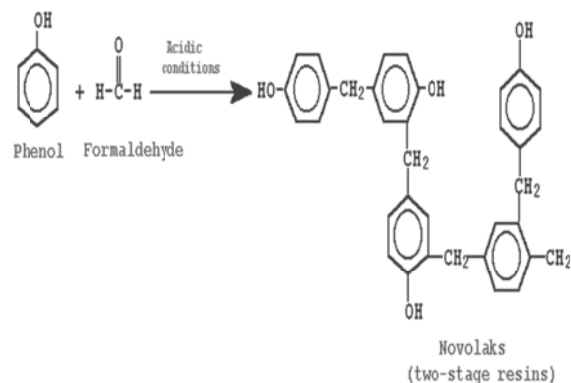
#### فنولیک [۱۳]

کاربرد	درصد رزین	الیاف	فرایند
صنحات و کف هوایماها و هوایماهای باری	۳۰-۴۰	الیاف شیشه (نوع E یا S-2)	پیش‌آغشته کردن
سلاح‌های جنگی	۲۰-۲۵	آرامید، S-2	
سازه‌های ساندویچی	۵۰	الیاف شیشه، کربن، کاغذ	لانزه‌نبوری
لوله، سکوی نفت، لوله آبرسانی	۳۰-۴۰	الیاف شیشه، کربن	پیچش الیاف
عرشه سکوی نفت، قطعات مقاوم در برابر حریق که دود نمی‌کنند و مواد سمی به محیط وارد نمی‌کنند	۴۰-۵۰	الیاف شیشه	پالتروژن

روش‌های نظیر پیچش الیاف، پیش‌آغشته کردن، پالتروژن، لانزه‌نبوری، قالب‌گیری فشاری و چیدمان دستی از جمله روش‌های تولید قطعه می‌باشند. از پیش‌مرطوب کردن الیاف با رزین را اصطلاحاً پیش‌آغشته کردن می‌نامند. پیش‌آغشته‌ها شامل رزین و الیاف تقویت‌کننده هستند. انواع مختلف الیاف شیشه نظیر نوع E، R (مخصوص کاربردهای هوافضا) و الیاف شیشه نوع S، الیاف کربن، الیاف بازالت و آرامید همگی الیاف تقویت‌کننده هستند. ساختار و ظاهر الیاف تقویت‌کننده می‌تواند به یکی از صورت‌های بافته‌شده، بافته نشده یا تک‌جهته باشد. اصولاً در فرایند پیش‌آغشته کردن بیش از ۹۵٪ رزین فنولیک بر پایه حلال می‌باشد و بسته به نوع تجهیزات آغشته‌سازی مقدار رزین بین ۵۵ تا ۷۰٪ متغیر است. این مقدار رزین برای آغشته‌سازی عمومی مورد استفاده قرار می‌گیرد و برای آغشته‌سازی افقی رزین کمتری لازم است. برای هر دو روش آغشته

به ۸/۰ باشد، محصول مذاب حاصل سرد می‌شود و به‌تدریج شیشه‌ای می‌گردد. این ماده شیشه‌ای به‌دقت خردشده، پودر حاصل با کاتالیست پخت هگزامتیلن تترامین (HMTA)، فیلر و تقویت‌کننده مخلوط می‌گردد تا یک ترکیب قالب‌گیری به دست آید.

رزین‌های فنولیک معمولاً کدر هستند و رنگ آن‌ها از کهربایی (amber) کم‌رنگ و قهوه‌ای تیره تا سیاه تغییر می‌کند. رزین‌های فنولیک در اشکال پولک، فیلم مایع و پودر موجودند.



### شکل ۲ واکنش فنل و فرم آلدهیدها مرحله دوم [۱۳]

رزین‌های فنولیک جزء رزین‌های با کاربرد عمومی محسوب می‌شوند ولی می‌توان آن‌ها را برای سازه‌های مهندسی آمیزه‌سازی نمود. فنولیکها دومین رتبه را در رزین‌های گرامسخت پرمصرف دارا هستند [۶]. رزین‌های فنولیک بدون فیلرها شکننده هستند و کاربرد فیلرها و سایر افزودنی‌ها به‌منظور ایجاد خواص مطلوب در آن‌ها عادی است. رزین‌های فنولیک به دلیل تفاوت‌های فیزیکی و شیمیایی اجزاء خواص متنوعی را در برمی‌گیرند.

### رزین‌های فنولیک در پلیمرهای تقویت‌شده با الیاف

انواع رزین‌های فنولیک تقویت‌شده با الیاف از رزین‌های تقویت‌شده با الیاف خردشده و الیاف بافته‌شده یا از رزین‌های تقویت‌شده با الیاف بلند تشکیل شده‌اند. انواع جدیدتر رزین‌های قالب‌گیری فنولیک حاوی الیاف شیشه و الیاف فلز می‌باشند و اخیراً هم به رزین‌های مذکور الیاف کربن افزوده می‌شود. رزین نوالاک که یک نوع رزین فنولیک است به همراه هگزامتیلن تترامین که آن‌هم یک عامل پخت است، در قالب‌گیری مواد مورد استفاده قرار می‌گیرند. در قالب‌گیری انتقالی، کامپوزیت‌های لانزه‌نبوری، سلاح‌های جنگی، صفحات داخلی هوایماها و در

فرار نیز کاهش می‌یابد. در سلاح‌های جنگی از پیش آغشته‌های فنولیک به‌صورت الیاف آرامید و الیاف شیشه نوع S به همراه رزین رزول استفاده می‌گردند.

## ۲-۳ روش‌ها

به‌طور کلی برای شبیه‌سازی و حل میدان‌های جریان سه روش وجود دارد: الف) روش‌های تجربی (آزمایشگاهی) ب) روش‌های تئوری و تحلیلی ج) روش‌های حل عددی و CFD. روش‌های تجربی و آزمایشگاهی بر پایه اندازه‌گیری‌های عملی و اغلب بر اساس قضیه پی باکینگهام بنا شده‌اند، یعنی بابتی بعد سازی معادلات می‌توانیم به‌جای آزمایش کردن یک مدل حقیقی با اندازه بزرگ و شرایط خاص، یک نمونه کوچک‌تر با شرایط مناسب را آزمایش کنیم و سپس با استفاده از قضیه پی باکینگهام، نتایج حاصله را به مدل حقیقی اصلی نسبت دهیم. از طرفی با کمک این قضیه و بی‌بعد سازی می‌توانیم تعداد آزمایش‌های لازم برای رسیدن به نتیجه را نیز کاهش دهیم.

روش‌های تئوری و تحلیلی بر اساس حل معادلات حاکم در مکانیک سیالات و انتقال حرارت بنا شده‌اند، اما در اغلب موارد فرمول‌بندی قوانین پایه مکانیک سیالات و انتقال حرارت به‌صورت معادلات دیفرانسیل (GFD) مرتبه دومی درمی‌آیند که فقط در بعضی از حالت‌های خاص دارای حل تحلیلی و دقیق هستند. چون معادلات حاکم در مکانیک سیالات یک مجموعه معادلات دیفرانسیل پاره‌ای غیرخطی و وابسته را ایجاد می‌کنند که باید در یک قلمرو ناهموار و با شرایط اولیه و مرزی مختلف حل شوند، بنابراین در بیشتر موارد حل تحلیلی معادلات مکانیک سیالات بسیار محدود است و با اعمال شرایط مرزی این محدودیت‌ها تنگ‌تر می‌شوند. روشی که در سال‌های اخیر برای حل این معادلات، شهرت زیادی یافته دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) می‌باشد که بر پایه محاسبات عددی بنا شده است.

برای استفاده از روش‌های CFD لازم است که میدان جریان را با استفاده از شبکه، گسسته سازی نمود و برای شبیه‌سازی میدان جریان باید دامنه محاسباتی را با المان‌های کوچکی تقسیم‌بندی کرد تا بتوان معادلات مذکور را بر روی آن‌ها حل کرد. همان‌طور که می‌دانیم روش‌های حل CFD عبارت‌اند از: روش تفاضل محدود، روش المان محدود، روش حجم محدود، روش طیفی. برای تحلیل مسئله CFD لازم است که بعد از اینکه شبکه و هندسه مسئله وارد نرم‌افزار Ansys Fluent شد باید شبکه بررسی شود.

سازی، از رزین حاوی مواد غیر فرار استفاده می‌شود. استفاده از حلال به‌عنوان حامل رزین فنولیک باعث می‌شود که رزین مذکور با افزودنی‌های دیگر بهتر ترکیب شود. سخت‌کننده‌ها، عوامل منعطف کننده عوامل فعال سطحی (مولکول‌های دوخصلتی با یک سر آب‌دوست و یک زنجیره آب‌گریز)، عوامل آزادکننده عوامل اتصال‌دهنده مواد مانع روان شدن رزین، پرکننده‌هایی نظیر آلومینا (اکسید آلومینیوم)، رنگدانه‌ها و اخیراً هم نانو ذرات از مواد افزودنی هستند که به آن‌ها اشاره شد. صفحات مغزی، مواد افزایش‌دهنده کارایی و پیش‌واکنش‌دهنده فنولیک با لاستیک یا با اپوکسی از جمله سخت‌کننده‌هایی هستند که مستقیماً به رزین فنولیک افزوده نمی‌شوند. مواد منعطف کننده‌ای نظیر گلیکول‌ها، کپرولاکتام، پلی‌وینیل استال، سیلیکون و ترکیبات اپوکسی با ماده زمینه فنولیک سازگاری بیشتری دارند و به همین جهت از سخت‌کننده‌ها متمایز می‌گردند. شرکت‌های سینتک، هکسل، یومکو، تتکیت، اس جی ال، تناکس، گوریت و چند شرکت دیگر از تولیدکنندگان جهانی پیش‌آغشته‌های می‌باشند. با استفاده از قالب‌گیری فشاری (قالب‌گیری با فشار بالا و با یک یا چند صفحه پرس)، قالب‌گیری با کیسه خلأ (مکش)، کوره قالب‌گیری کیسه‌ای در اتوکلاو/کیسه خلأ پیش‌آغشته‌ها را قالب‌گیری می‌کنند. اخیراً پیش‌آغشته‌های فنولیک را خارج از دستگاه اتوکلاو قالب‌گیری می‌شوند. وقتی از دستگاه اتوکلاو استفاده نگرده، هزینه‌های سرمایه‌ای نیز کاهش می‌یابد (لازم به ذکر است که هزینه سرمایه‌ای یعنی هزینه‌ای را ایجاد کنیم که به مدت بیشتر از یک سال برای ما یک جریان سود نقدی ایجاد می‌کند. مثل خرید تجهیزات جدیدی، گسترش تأسیسات تولیدی، خرید یک شرکت دیگر و غیره). شرکت‌های هوایی ایرباس و بوئینگ هواپیماهای بیشتری تولید کردند و استفاده از کامپوزیت‌ها را در هواپیماهای جدید خود حدود ۵۰٪ افزایش دادند. به‌این‌ترتیب استفاده از کامپوزیت‌های فنولیک در قسمت‌های داخلی هواپیماهای مذکور افزایش یافت. طول عمر کابین این هواپیماهای جدید ۳ تا ۷ سال است که در برخی موارد به ۱۰ سال هم می‌رسد. پیش‌آغشته‌های فنولیک بامغزی لانه‌زنبوری ترکیب می‌شوند و با آن‌ها صفحات داخلی هواپیما را می‌سازند. با اینکه استفاده از استر سیانات یا بنزوکسازین گران‌تر از ترکیب فوق تمام می‌شود، اما صفحاتی که با آن‌ها تولید می‌گردند از سطحی باکیفیت‌تر و رنگی روش‌تن‌تر برخوردارند و خلل و فرج کمتری دارند، ضمن اینکه انتشار فرمالدئید (یکی از گازهای آلاینده هوا) و دیگر مواد



## ۴- معادلات تعادل حاکم بر گرمایش بدنه

همان‌طور که ذکر شد، یکی از مشکلات اساسی در بازگشت گرم شدن آئرو‌دینامیکی کپسول فضاپیما مدارگرد است. روش‌های پیشرفته مختلفی جهت محاسبه نرخ گرمایش سطح بدنه وجود دارد اگرچه دقت آن‌ها نسبت به روش‌های با تقریب بیشتر چندان زیاد نیست. در تحلیل فرض می‌شود که فضاپیما در تعادل ترمودینامیکی است. چهار قسمت اصلی در معادله تعادل آن وجود دارد. عبارت اول مربوط به گرمایش همرفتی است که به دلیل سرعت بالای هوا روی فضاپیما است. این عبارت با سه نوع عبارت دیگر موازنه می‌شود: خنک کاری تشعشعی به دلیل تشعشع جسم سیاه از سپر حرارتی، خنک کاری تجزیه‌ای به دلیل تجزیه هوا و خنک کاری فدا شونده به دلیل سوزش و یا تصعید سپر حرارتی. این سه عبارت معادله زیر را می‌سازند:

$$Q_{\text{convecttion}} = Q_{\text{radiation}} + Q_{\text{dissociative}} + Q_{\text{ablative}} \quad (3-3)$$

در معادله فوق‌ترم همرفت به دلیل گرمایش آئرو‌دینامیکی حاصل از لایه‌مرزی در سطح فضاپیما است. این ترم از اهمیت بسزایی برخوردار می‌باشد چراکه در بدست آوردن روابط مربوط به این نوع گرمایش در جریان ماوراء صوت ویژگی‌های مهم دیگری که در طراحی فضاپیما برگشتی به اتمسفر مهم می‌باشد نیز نمود پیدا می‌کند.

واضح است که اگر محاسبه دقیق گرمایش آئرو‌دینامیکی ناشی از بازگشت به اتمسفر نیازمند حل معادلات ناویر - استوکس<sup>۱</sup> به‌طور کامل و اعمال شروط لازم در حل، با توجه به رژیم پروازی ماوراء صوتی و در نظر گرفتن پدیده‌های مهم و غالب فیزیکی که در بخش قبل به آن‌ها اشاره گردید می‌باشد، اما استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی اگرچه منجر به حل دقیق‌تری در این زمینه می‌شود، به همان نسبت نیازمند امکانات محاسباتی مناسب و بعضاً مدرن و زمان زیاد، جهت حل معادلات مربوطه برای بدست آوردن پارامترهای مطلوب هست. بدین ترتیب اهمیت حل تحلیلی و تخمین‌های مناسب مهندسی که از قبل پیدایش دینامیک سیالات محاسباتی به معنای امروزی آن وجود داشته، همچنان از جایگاه ویژه‌ای برخوردار است. در مورد اجسام برگشتی به اتمسفر زمین نیز از آنجا که لایه‌مرزی از اهمیت بالایی در گرمایش آئرو‌دینامیکی برخوردار است، شایسته است که فیزیک نهفته در این لایه مورد بررسی قرار گیرد.

به‌منظور درک فیزیک لایه‌مرزی در متون معتبر آئرو‌دینامیکی معمولاً دو مسئله کلاسیک آئرو‌دینامیکی یعنی صفحه تخت و نقطه سکون مورد بررسی قرار می‌گیرد. انتخاب صفحه تخت بدین منظور صورت می‌گیرد که می‌توان بخش زیادی از هندسه جسم پرنده را با آن تطبیق داد و انتخاب نقطه سکون بدین جهت که از لحاظ آئرو‌دینامیکی نقطه بحرانی به حساب می‌آید دارای اهمیت می‌باشد. از آنجا که در لایه‌مرزی جریان ماوراء صوت انتقال حرارت دارای نقش اساسی می‌باشد تعدادی از اعداد بدون بعد مهم در انتقال حرارت در اینجا معرفی می‌شوند.

عدد پرائنتل<sup>۲</sup> (Pr)

این عدد بیانگر نسبت اتلاف اصطکاکی (همان لزجت) حاصل از جریان به انتقال حرارت هدایت می‌باشد. عدد پرائنتل به صورت  $Pr = \frac{\mu_e c_p}{k_e}$  نمایش داده می‌شود. که  $\mu_e$  ضریب لزجت دینامیکی در لبه لایه‌مرزی و  $k_e$  ضریب هدایت حرارتی در لبه لایه‌مرزی می‌باشد.

عدد ناسلت<sup>۳</sup> (Nu)

این عدد بیانگر نسبت انتقال حرارت همرفت به انتقال حرارت هدایت می‌باشد. در اینجا عدد ناسلت به صورت  $Nu = \frac{\mu_e x}{k_e(T_{aw} - T_w)}$  نشان داده می‌شود. که در این رابطه  $q_w$  نرخ انتقال حرارت محلی در دیواره جسم ( انرژی بر ثانیه بر واحد سطح)،  $x$  فاصله بر روی دیواره جسم که از لبه حمله سنجیده می‌شود،  $k_e$  ضریب هدایت حرارتی در لبه لایه‌مرزی،  $T_{aw}$  دمای دیواره آدیاباتیک و  $T_w$  دمای دیواره جسم می‌باشد.

عدد استانتون<sup>۴</sup> (CH)

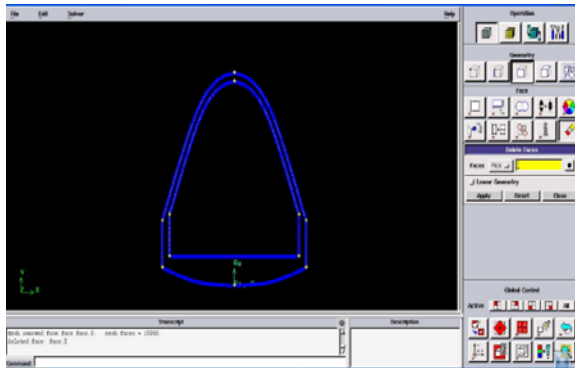
این عدد بیانگر نسبت میزان انتقال حرارت همرفت به ظرفیت حرارتی سیال می‌باشد. در اینجا عدد استانتون به صورت  $CH = \frac{q_w}{\rho_e u_e (h_{aw} - h_w)}$  نشان داده می‌شود که در این رابطه  $u_e$  و  $pe$  به ترتیب سرت و چگالی در لبه لایه‌مرزی بوده و  $h_w$  و  $h_{aw}$  نیز به ترتیب نشان‌دهنده آنتالپی در دیواره و آنتالپی دیواره آدیاباتیک می‌باشد.

2 Prandtl number

3 Nusselt number

4 Stanton number

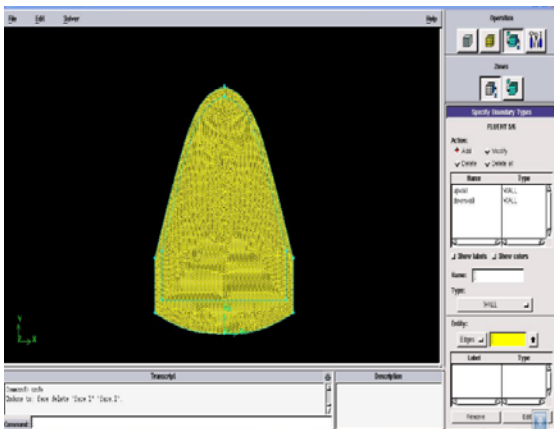
1 Navier-Stokes equations



شکل ۳ تشکیل یک هندسه (مدل) یکپارچه کپسول زیستی در قسمت face

انتخاب‌شده است تا گرمایش آئروپنایمیکی ناشی از برگشت کپسول به جو کاهش یابد. [۱] در گام سوم پس از مشخص نمودن نقاط و اتصال آنها مدل فرضی مساله به صورت یکپارچه تولید می‌گردد شکل (۳) نمایی از مدل یکپارچه فرضی را نشان می‌دهد.

در گام چهارم پس از مشخص نمودن خطوط، یکپارچه، مش بندی هندسه می‌نماییم مطابق شکل (۴-۵) انجام می‌گیرد که یکی از مهم‌ترین قسمت‌ها در نرم‌افزار گمبیت می‌باشد. در این قسمت هندسه (مدل) ایجادشده به تعداد زیادی المان تقسیم می‌گردد و این المان‌ها بر اساس شکل آن‌ها دسته‌بندی می‌شوند. در گام پنجم پس از یکپارچه‌سازی و مش بندی اقدام به مشخص نمودن لایه‌مرزی سیستم می‌نماییم.



شکل ۴ تشکیل مش در هندسه کپسول زیستی

باید توجه داشت که ارتباط بین آنتالپی و دما در گاز کامل کالوریک به صورت  $h = CpT$  می‌باشد. به راحتی می‌توان نشان داد که عدد ناسلت برابر حاصل ضرب سه عدد استانتون، رینولدز و پرائتل می‌باشد. یعنی  $Nu = CHRePr$ . قابل ذکر است که عدد رینولدز به صورت  $Re = \frac{\rho_e u_{px}}{\mu_e}$  تعریف می‌گردد.

#### صفحه تخت (Flat Plate)

با استفاده از معادلات پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی و نگاشت آن‌ها به دستگاه مختصاتی که امکان حل خود متشابه برای آن‌ها ممکن باشد، ضریب مربوط به اصطکاک پوسته تراکم پذیر به دست می‌آید. جدول (۴) این دو ضریب را برای حالت تراکم ناپذیر و تراکم پذیر نشان می‌دهد.

جدول ۴ ضریب اصطکاک پوسته و ضریب استانتون در جریان‌های تراکم ناپذیر و تراکم پذیر [1]

ضریب	جریان تراکم ناپذیر	جریان تراکم پذیر
اصطکاک پوسته	$c_f = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}}$	$c_f = \frac{F(M_e, Pr, \gamma, T_w/T_e)}{\sqrt{Re_x}}$
استانتون	$C_H = \frac{0.332}{\sqrt{Re_x}} Pr^{-2/3}$	$C_H = \frac{G(M_e, Pr, \gamma, T_w/T_e)}{\sqrt{Re_x}}$

#### ۵- نتایج

همان‌طور که در بخش قبل بیان کردیم به منظور پدید آوردن هندسه نیاز به نرم‌افزاری می‌باشد که به توان مدل‌های مشخص را در آن پدید آورد، با توجه به آنکه نرم‌افزار گمبیت از دقت بالایی برخوردار می‌باشد از این نرم‌افزار جهت تولید هندسه (مدل) کپسول زیستی استفاده گردید. با توجه به ابعاد فرضی مساله، مختصات نقاط در محیط نرم‌افزار گمبیت مشخص می‌گردد.

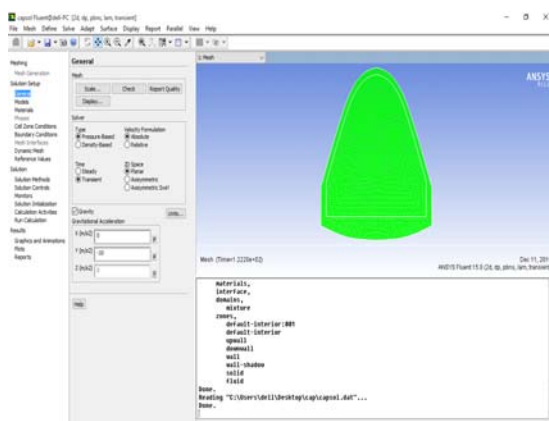
در گام دوم نقاط هندسه مطابق به یکدیگر متصل می‌گردند. به منظور کاهش نیروهای آئروپنایمیکی و کاهش درجه حرارت آئروپنایمیکی هندسه کپسول زیستی به شکل مخروط



داشته و بعضی از آن نیز بطور گسترده ای برای آنالیز انواع جریان استفاده می شود. استفاده از شرط مرزی مناسب تابعی از نوع رژیم جریان، اطلاعات موجود در ورودی و خروجی جریان و نیز سازگاری نوع حلگر و الگوریتم عددی استفاده شده با شرط مرزی است. در صورت انتخاب نامناسب شرط مرزی، نه تنها دقت شبیه سازی کاهش می یابد بلکه در مواقعی نیز موجب همگرایی کند و یاحتی واگرایی در روند حل می شود.

به منظور شبیه‌سازی هندسه (مدل) تهیه شده از نرم‌افزار فلونت استفاده می‌گردد که بدین منظور برای شبیه‌سازی باید اهداف مسئله تعیین و سپس دامنه شبیه‌سازی تعیین می‌گردد. دامنه حل بامش بندی به مجموعه‌ای از حجم کنترل‌ها تبدیل می‌شود، سپس با تنظیم فیزیک مسئله اقدام می‌نماییم.

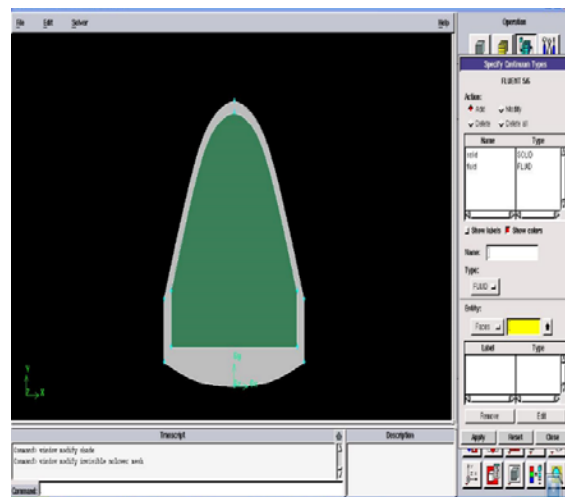
در مرحله مقدماتی اقدام به خواندن فایل تولیدی از نرم‌افزار فلونت می‌نماییم که می‌توان در آن ابعاد مسئله را (3D و 2D) تعیین نماییم و قابلیت حل مساله را تک دقت و دقت مضاعف تعیین نمود. که در اغلب مسائل، حل گر تک دقت، به اندازه کافی دارای دقت بالایی باشد اما ممکن است مسائل خاص نیاز به حل گر دقت مضاعف داشته باشد؛ در این مسئله از حالت دوبعدی تعیین کرده و حل گر محاسبات را با دقت مضاعف انتخاب می‌نماییم. فرضیه حالت پایا در صورتی امکان‌پذیر است که بتوان از نوسانات گذرا صرف‌نظر نمود، با توجه به نوع مسئله که می‌باید آرودینامیک فضاپیما می‌باشد بخش حل گر گذرا گزینه Transient را انتخاب می‌نماییم که در شکل (۶) نمایش داده شده است.



شکل ۶ خواندن هندسه کپسول زیستی در نرم‌افزار فلونت

با توجه به شرایط کپسول زیستی، که شامل فرض عبور اجسام جامد از سیالات مانند هوا می‌باشد بنابراین به دلیل سرعت زیاد مواجه با نوعی انتقال حرارت شدید می‌شوند که این میزان گرمایش اگر کنترل نگردد منجر به تخریب کامل جسم

در گام ششم پس از مش بندی و مشخص نمودن لایه‌های مرزی با توجه به مدل تولید شده از نظر نوع مواد به کار برده شده باید شرایط مرزی و نواحی پیوستگی را برای مساله تعیین نماییم. در منوی ZONS دو زیرمنو موجود می‌باشد که یکی جهت تعریف شرایط مرزی برای (پاره‌خطها و صفحات) می‌باشد و زیرمنوی دوم جهت تعریف نواحی پیوستگی (ناحیه‌ای که سیال آن را احاطه می‌کند) می‌باشد که برای مسائل دوبعدی بایستی face و برای مسائل سه‌بعدی می‌توان گزینه‌های entity و volum را انتخاب نمود؛ که با توجه به هندسه (مدل)، سیستم را به دو (قسمت) Fluid و Solid تقسیم‌بندی می‌نماید. شکل (۵)



شکل ۵ مشخص نمودن زون‌های هندسه (مدل) در کپسول

#### زیستی

بعد از تعریف شرایط مرزی باید مساله را جهت شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلونت آماده نماییم. با استفاده از منوی file و منوی export می‌توانیم برای نرم‌افزار شبیه‌سازی با انتخاب mesh فایل خروجی ایجاد نماییم.

#### ۶- شبیه‌سازی مدل توسط نرم‌افزار فلونت

برای حل عددی فرم گسسته معادلات دیفرانسیلی پاره‌ای، تعیین شرایط مرزی و اولیه الزامیست. این موضوع در بحث ریاضی یک اصل محسوب می‌شود. در شبیه‌سازی عددی جریان سیال نیز علاوه بر مطرح بودن بحث ریاضی حل معادلات، باید نوع و فیزیک جریان نیز در مرزهای دامنه محاسباتی به حلگر شناسانده شود. بنابراین هدف از تعریف شرایط مرزی در دینامیک سیالات عددی، مقید ساختن فرم گسسته معادلات برای حل آن در یک چهارچوب خاص و نیز تعریف ویژگی جریان در مرزهای دامنه محاسباتی می‌باشد. فرمهای متعددی از شرایط مرزی برای شبیه سازی جریان وجود دارد. بعضی از شرایط مرزی حالت خاص

پنجره و در مقابل آن سمت راست ضرایب Under-Relaxation برای فشار دانسیته و ... قرار دارد. که این اصلاح به منظور پایداری فرایند تکرار برای حل گر مبتنی بر فشار بکار می‌رود، کاهش فاکتورهای تخفیف برای مومنتوم به همگرایی کمک می‌کند. در مسائلی که کوپل شدیدی بین دما و چگالی وجود دارد باید فاکتور تخفیف دما یا چگالی را کمتر از ۱ در نظر گرفت ولی هنگامی که کوپل وجود نداشته یا کوپل ضعیف باشد، فاکتور تخفیف دما می‌تواند ۱ در نظر گرفته شود. انتخاب صحیح این ضرایب نیاز به دقت و تجربه کافی جهت رسیدن به روند مناسب حل و جواب‌های مطلوب را دارد.

روش حل در نرم افزار فلونت

حل گر فلونتت به شیوه تکرارشونده عمل می‌نماید، بنابراین قبل از اولین تکرار، باید یک مقدار به ازای هر کمیت در سلول‌ها وجود داشته باشد. تنظیم این مقدار، مقداردهی اولیه نام دارد. مقداردهی اولیه هرچه قدر منطقی و واقعی‌تر باشد، همگرایی بهتر (سریع‌تر) خواهد بود. با توجه به اینکه مسئله دارای مرجع و مش‌های متحرک می‌باشد می‌توان سرعت را به‌صورت مطلق و یا نسبی وارد نمود، با توجه به اینکه محدوده دارای چرخش می‌باشد بهترین گزینه Zone Relative to Cell استفاده شود.

#### Run Calculation

در بخش محاسبات گام زمانی و ماکزیمم تعداد تکرار به ازای هر گام زمانی را باید مشخص نمود، اندازه گام زمانی می‌تواند به‌گونه‌ای تخمین زده شود که ویژگی‌های گذرای جریان بتواند گردد. برای انجام تکرارها بدون زمان اضافی، گام‌های زمانی را صفر قرار می‌دهیم این امر باعث می‌شود حل گر را مجبور به همگرا شدن در محدوده زمانی معین می‌کند. در قسمت دیگر این بخش مشخص نمودن مقدار Profile Update Interval می‌باشد که پیش‌فرض آن عدد یک می‌باشد که مرتبط به تنظیمات تعداد دفعات (هم تکرارها وهم گام‌های زمانی نا پایا) می‌باشد. درنهایت می‌توان محاسبات را آغاز نمود.

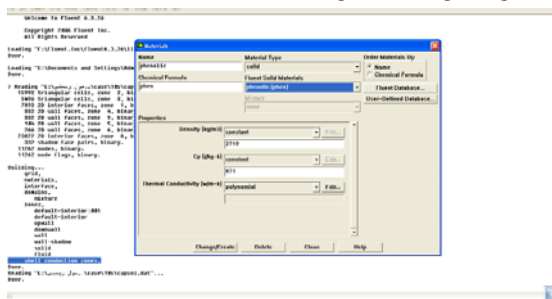
#### ۸- گزارش‌گیری مدل در نرم‌افزار فلونتت

پس از مدل‌سازی مسئله در فضای نرم‌افزار گمبیت اقدام به شبیه‌سازی این مدل در نرم‌افزار فلونتت می‌نماییم که پس از مشخص نمودن اطلاعات ورودی اقدام به گزارش‌گیری تحلیل در محیط نرم‌افزار فلونتت می‌نماییم، به‌منظور اینکه رفتار ماده پیشنهادی را موردبررسی قرار دهیم به بررسی تغییرات دمایی نسبت به زمان مشخص با توجه به ضخامت را به‌عنوان مبحث

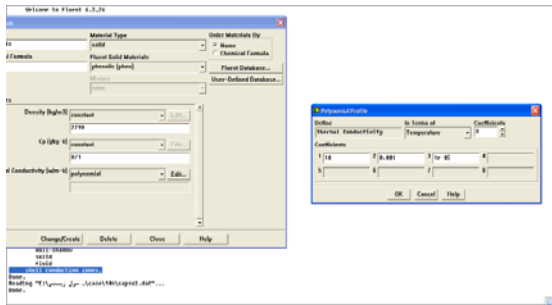
پرنده می‌شود و با توجه به اینکه جریان تراکم پذیر و دما متغیر می‌باشد معادلات انرژی را در نرم افزار شبیه سازی فعال می‌نماییم.

#### ۷- انتخاب مواد (مدل) در نرم‌افزار (Fluent)

می‌توان از طریق محیط Materials خواص سیال، جامد یا هردو را در شبیه‌سازی وارد نمود. که در این قسمت لیستی از مواد سیال یا جامد یا مخلوط در دسترس می‌باشد. با توجه به نوع مسئله دو نوع مواد انتخاب می‌گردد. یک نوع ماده داخلی مدل (کپسول زیستی) که سیال هوا می‌باشد، در شکل (۷) نمایش داده شده است. با توجه به شرایط زیستی که موجود زنده موردنظر در این سفر آغاز می‌نماید و درنهایت بازگشت به زمین، ماده دیگر رزین فنولیک می‌باشد که در بدنه مدل (کپسول زیستی) قرار دارد که به‌عنوان سپر حرارتی در سفر بازگشت‌پذیر کپسول زیستی استفاده گردید، قسمت جامد مواد می‌باشد در شکل (۸) نمایش داده شده است.



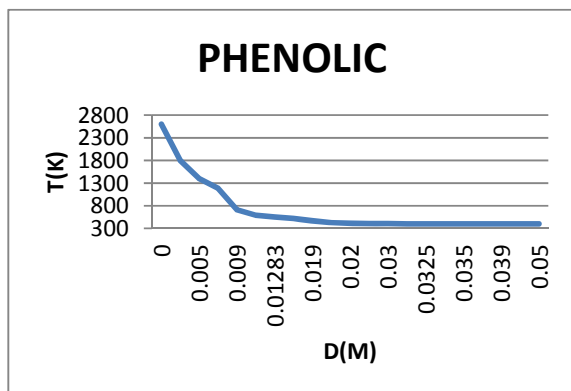
شکل ۷ مشخصات ماده (هوا) در لایه داخلی کپسول زیستی



شکل ۸ مشخصات رزین فنولیک در لایه بیرونی کپسول زیستی

در گام بعد به ترتیب لایه‌مرزی‌هایی که در تولید هندسه مشخص گردید، بخش‌های سیال و جامد را انتخاب می‌گردد. در گام بعدی با توجه به جریان‌های ویسکوز، شرط عدم لغزش در دیواره‌ها اعمال می‌شود. می‌توان شرایط مرزی دمایی هم‌روی دیواره‌ها اعمال کرد. در گام بعدی اقدام به مشخص نمودن تعیین استراتژی حل و الگوریتم‌های موردنظر در منوی حل می‌پردازیم. در این منو نام معادله استفاده‌شده در سمت چپ بالای

۲۶۰۰ درجه کلوین شروع می‌شود و در ضخامت تقریباً ۰,۰۳ متر به دمای ۴۰۰ درجه کلوین می‌رسد و دما ثابت می‌ماند که بیانگر این می‌باشد که دما ثابت و تغییری نمی‌کند در دمای اولیه ۲۶۰۰ درجه کلوین دما ثابت و تغییری نمی‌کند.

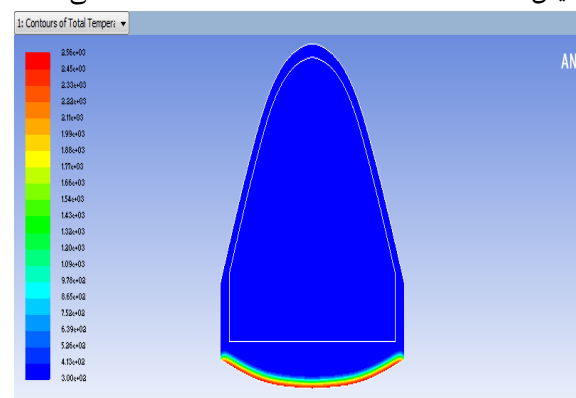


شکل ۱۱ نمودار تغییرات دمایی و ضخامت ماده فنولیک در کپسول زیستی

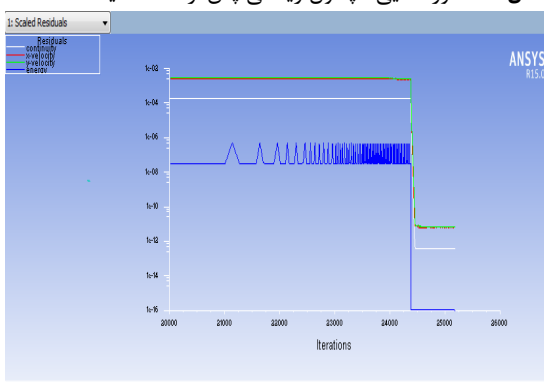
جهت بررسی عملکرد مناسب ماده فنولیک، به مقایسه با رفتار مواد مشابه دیگر می‌پردازیم. چن<sup>۱</sup> و میلیوس<sup>۲</sup> (۲۰۱۳) سه ماده را مورد بررسی قرار دادند و این سه ماده را با ماده‌ای که در سپر حرارتی کپسول زیستی اوریون<sup>۳</sup> استفاده شد [۱۹] [۲۰] [۲۱] مقایسه کرده‌اند و خروجی گزارشات جهت استفاده سپر حرارتی در کپسول زیستی تحلیل نمودند. در شکل (۱۲) ماده فنولیک پیشنهادی را با سه ماده بررسی‌شده در پژوهش چن و میلیوس (۲۰۱۳) و ماده مورد استفاده در کپسول زیستی اوریون مقایسه گردید، با توجه به اینکه ماده استفاده‌شده در فضای اوریون از دمای سطح بیرونی برابر با ۳۰۰۰ درجه کلوین شروع می‌گردد و همان‌طور که در نمودار مشاهده می‌گردد پس از ضخامت تقریباً ۰,۰۱۵ متر افت شدید دمایی را دارد که به دمای ۸۰۰ درجه کلوین رسیده و نشان دهنده سوختن در این ضخامت و تبدیل شدن سپر حرارتی به شکل یک جنس عایق که پس‌از این دما و ضخامت تقریباً شبیه دمایی ثابت‌شده بیانگر کمتر شدن انتقال حرارت به لایه‌های زیرین شده تا جایی که دمای ۴۰۰ درجه کلوین در ضخامت ۰,۰۲۸ متر ثابت گردیده است.

چن و میلیوس سه ماده پیشنهادی را با ماده استفاده‌شده در کپسول زیستی اوریون مورد بررسی قرار دادند که ماده A با ضریب

تحلیلی دریافت می‌نماییم، گزارش شبیه‌سازی ماده رزین فنولیک را در بازه‌های زمانی یک، سی، شصت و یکصد و بیست ثانیه مورد بررسی و تحلیل قرار می‌دهیم. نتایج محاسباتی بیانگر آن است که در بیرونی‌ترین سطح کپسول زیستی در ثانیه اول دمایی تقریباً با دمای ۲۶۰۰ درجه کلوین دارد که از ثانیه اول تقریباً ضخامتی برابر با یک میلی‌متر تحت تأثیر خود قرار می‌دهد. مطابق شکل (۹) که تغییرات دمایی و شکل (۱۰) نمودار همگرایی خروجی نرم‌افزار را به‌طور کامل در بدنه کپسول نمایش می‌دهند.



شکل ۹ کانتور دمایی کپسول زیستی پس از ۱۲۰ ثانیه



شکل ۱۰ نمودار همگرایی کپسول زیستی

در شکل (۱۱) به بررسی دقیق‌تر رفتار دما و ضخامت ماده فنولیک در دماهای مختلف می‌پردازیم. همان‌طور که در شکل (۱۱) مشخص می‌باشد بیشترین دما در لایه‌های بیرونی می‌باشد که ناشی از گرمایش آئرو دینامیکی جهت برگشت به جو غلیظ می‌باشد که با گذشت زمان میزان دمای داخلی به خاطر خصوصیات ماده فنولیک به‌صورت یک ماده با ضریب هدایت حرارتی پایین‌تر و در لایه‌های زیرین به‌صورت یک عایق کامل، که حاصل کربن تولیدشده از سوختن ماده فنولیک می‌باشد افت ناگهانی بالایی در ضخامت داخلی را به همراه دارد که از دما

<sup>1</sup> Chen

<sup>2</sup> Milos

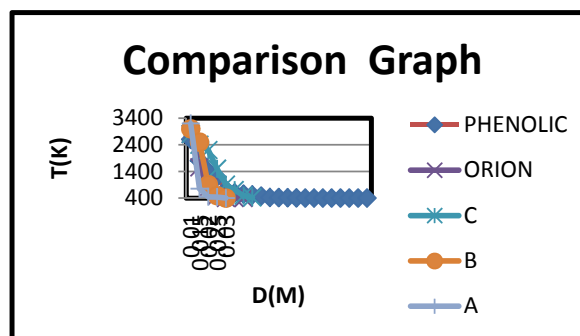
<sup>3</sup> Orion

رسیده و با یک شیب تقریباً ملایم در دمای ۷۰۰ درجه کلون به ضخامت ۰,۰۲۸ متر رسیده که در این ضخامت نشان‌دهنده بیانگر کمتر شدن انتقال حرارت به لایه‌های زیرین شده تا جایی که دمای ۴۰۰ درجه کلون در ضخامت ۰,۰۳۶ متر ثابت گردیده است؛ که با توجه به تحلیل مواد مورد استفاده شده، ضریب هدایت حرارتی مواد نیز اهمیت به سزایی در انتخاب مواد دارد.

#### ۹- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این تحقیق به شبیه‌سازی ماده فنا شونده فنولیک در بدنه کپسول زیستی برگشت‌پذیر حامل فضانورد که متأثر از گرمایش آئرودینامیکی می‌باشد پرداخته شده است. در ابتدا به مدل‌سازی کپسول زیستی برگشت‌پذیر در نرم‌افزار گمیت و سپس به شبیه‌سازی مدل تولیدشده در نرم‌افزار فلونت اقدام گردید. با توجه به بررسی تغییرات دمایی نسبت به ضخامت ماده فنولیک نتایج محاسباتی نشان‌دهنده آن است که ماده پیشنهادی در دمای سطح بیرونی اولیه نرخ انتقال حرارت بالایی دارد که با گذشت زمان در لایه‌های زیرین ماده با توجه به افزایش دما خاصیت ماده فنولیک تغییر کرده و به شکل کربن تولید می‌شود که ناشی از حرارت بالا می‌باشد، که این امر باعث کاهش نرخ ضریب هدایت حرارتی یا به شکلی عایق می‌گردد تا جایی که دما ثابت شده هیچ تغییری در این رنج دمایی نسبت به ضخامت ایجاد نمی‌گردد. جهت اعتبار سنجی، ماده پیشنهادی را با نتایج (چن و میلوس) [۱۰] مورد بررسی قرار گرفت و نشان داده شد که رزین فنولیک قابلیت مقاومت حرارتی را در مقابل حرارت ناشی از گرمایش آئرودینامیکی را دارا می‌باشد، با توجه به خروجی تحلیل گرمایش آئرودینامیکی که باعث انتقال حرارت از سطح بیرونی به داخل می‌شود می‌تواند تحت تأثیر ضخامت لایه ماده فنا شونده و همچنین حداکثر دمای سطح بیرونی در مدت زمان پرواز باشد از آنجاکه استفاده از سپر گرمایی به منظور جلوگیری از انتقال بار گرمایی شدید وارده به بدنه کپسول زیستی به داخل است؛ لذا تغییر پارامترهای موجود و انتخاب مواد مناسب و ترکیب آن مواد با مواد دیگر تا باعث کاهش بیشتر نرخ انتقال حرارت و نیز در صورت امکان کاهش ضخامت سپر گرمایی گردد. از جمله یافته‌های مهم و شاخص پایان‌نامه که در جهت بهبود عملکرد سپر گرمایی و طراحی بهینه بسیار مؤثر است می‌توان به انتخاب ماده فنا شونده که با تعویض جنس ماده و ایجاد شرایط کاری مناسب، می‌توان سپر گرمایی مطلوب را ایجاد نمود، و دیگری زمان عملکرد سپر گرمایی حتماً باید متناسب با

هدایت حرارتی ۹۰۰ وات بر سانتیمتر مربع را به مقایسه گذاشتند که از دمای سطح بیرونی برابر با ۳۰۰۰ درجه کلون شروع می‌گردد و همان طور که در نمودار مشاهده می‌گردد پس از ضخامت تقریباً ۰,۰۱۶ متر افت شدید دمایی را دارد که به دمای ۱۶۰۰ درجه کلون رسیده و آرام‌آرام تا به ضخامت ۰,۰۲۰ متر رسیده که در این نقطه دمایی برابر با ۸۰۰ درجه کلون می‌باشد که نشان‌دهنده سوختن در این ضخامت و تبدیل شدن سپر حرارتی به شکل یک جنس عایق که پس‌از این دما و ضخامت تقریباً شیب دمایی ثابت شده بیانگر کمتر شدن انتقال حرارت به لایه‌های زیرین شده تا جایی که دمای ۴۰۰ درجه کلون در ضخامت ۰,۰۳۰ متر ثابت گردیده است؛ و ماده B با ضریب هدایت حرارتی ۶۰۰ وات بر سانتیمتر مربع را به مقایسه گذاشتند که از دمای سطح بیرونی برابر با ۳۰۰۰ درجه کلون شروع می‌گردد و همان طور که در نمودار مشاهده می‌گردد پس از ضخامت تقریباً ۰,۰۱۶ متر افت دمایی را دارد که به دمای ۲۴۰۰ درجه کلون رسیده و تا به ضخامت ۰,۰۱۹ متر رسیده که در این نقطه افت شدید دمایی را دارد که به دمای ۹۰۰ درجه کلون می‌رسد که نشان‌دهنده سوختن در این ضخامت و تبدیل شدن سپر حرارتی به شکل یک جنس عایق که پس‌از این دما و ضخامت تقریباً شیب دمایی ثابت شده بیانگر کمتر شدن انتقال حرارت به لایه‌های زیرین شده تا جایی که دمای ۴۰۰ درجه کلون در ضخامت ۰,۰۳۲ متر ثابت گردیده است.



شکل ۱۲ مقایسه ماده فنولیک با سه ماده پژوهش چن و میلوس و ماده فنا شونده کپسول اورین

نمودار دمایی ماده پیشنهادی (رزین فنولیک) که با ضریب هدایت حرارتی ۲۰۰ وات بر سانتیمتر مربع می‌باشد که از دمای سطح بیرونی برابر با ۲۶۰۰ درجه کلون شروع می‌گردد و همان طور که در نمودار مشاهده می‌گردد پس از ضخامت تقریباً ۰,۰۱۶ متر افت دمایی را دارد که به دمای ۱۷۰۰ درجه کلون

Cheng, G., Koomullil, R., and Neroorkar, K., "Numerical Simulation of Ablation for Reentry Vehicles," AIAA Paper 2006-2908, June.

[22] J. Amar, B. F. Blackwell, and J. R. Edwards. (2008) One Dimensional Ablation using a Full Newton's Method and Finite Control Volume Procedure. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 22(1):71-82, Jan.-Mar..

[23] A. J. Amar, B. F. Blackwell, and J. R. Edwards. (2009) Development and verification of a one-dimensional ablation code including pyrolysis gas flow. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 23(1):59-71, Jan.-Mar..

[24] A. J. Amar. (2006) Modeling of One-Dimensional Ablation with Porous Flow Using Finite Control Volume Procedure. Master's thesis, North Carolina State University..

[25] B. F. Blackwell and R. E. Hogan. (1994) One-dimensional ablation using Landau transformation and finite control volume procedure. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 8(2):282-287..

[26] B. F. Blackwell. (1988) Numerical prediction of one-dimensional ablation using a finite control volume procedure with exponential differencing. Numerical Heat Transfer, 14(1):17-34..

[27] R. K. Clark. (1973) An analysis of a charring ablator with thermal nonequilibrium, chemical kinetics, and mass transfer. Technical Note NASA-TN-D-7180, NASA LaRC, Hampton, VA, USA, June.

[28] Y. K. Chen and F. S. Milos. (1999) Ablation and thermal response program for spacecraft heatshield analysis. Journal of Spacecraft and Rockets, 36(3):475-483, May-June.

[29] Y. K. Chen and F. S. Milos. (2001) Two-dimensional implicit thermal response and ablation program for charring materials. Journal of Spacecraft and Rockets, 38(4):473-481, Jul.-Aug..

[30] Y.-K. Chen and F. S. Milos. (2005) Three-dimensional ablation and thermal response simulation system. In 38th AIAA Thermophysics Conference, Toronto, June 2005. AIAA Paper -5064.

[31] Y. K. Chen, F. S. Milos, and T. G. Owen. (2010) Validation of a three-dimensional ablation and thermal response simulation code. In 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Chicago, IL, June. AIAA-2010-4645.

[32] A. Martin and I. D. Boyd. (2008) Simulation of pyrolysis gas within a thermal protection system. In 40th AIAA Thermophysics Conference, Seattle, Washington, June 23-26. AIAA-2008-3805.

[33] A. Martin and I. D. Boyd. (2009) Implicit implementation of material response and moving meshes for hypersonic re-entry ablation. In 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Jan. 2009. AIAA Paper -670.

[34] A. Martin and I. D. Boyd. (2009) Strongly coupled computation of material response and nonequilibrium flow for hypersonic ablation. In 41th AIAA Thermophysics Conference, San Antonio, TX, June 2009. AIAA Paper -3597.

[35] A. Martin and I. D. Boyd. (2010) Mesh tailoring for strongly coupled computation of ablative material in nonequilibrium hypersonic flow. In 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Chicago, IL, June-July 2010. AIAA Paper -5062.

[36] C.B. Moyer and R.A. Rindal. (1968) An analysis of the coupled chemically reacting boundary layer and charring ablator, part ii: Finite difference solution for the in-depth response of charring materials considering surface chemical and energy balances. Technical Report NASA CR

بار گرمایی وارده و جنس مواد باشد و برعکس برای هر بار گرمایی و زمان عملکرد مورد نظر، باید ماده و سپر متناسب با آن را انتخاب نمود. افزایش کار آیی یک سپر گرمایی به واسطه افزایش ضخامت لایه‌ها، گرمای تجزیه و فنا شونده‌گی و شدت واکنش و نیز کاهش ضریب نفوذ گرمایی، چگالی زغال و دمای فنا شونده‌گی حاصل می‌شود.

## ۱- منابع

- [۱] آئرو دینامیک موتورهای موشک، دکتر فتح اله امی، انتشارات دانشگاه تربیت مدرس.
- [۲] علی فقیهی نیا، افشین بنا زاده، ندا تیمورتاش و شادی احمدی، " امکان‌سنجی طراحی سیستمی کپسول زیستی پایه با تکیه بر ملزومات عملکردی"، دهمین کنفرانس هوافضای ایران، ۱۳۸۹.
- [۳] فناوری پیشرفته ایران، پژوهشگاه فضایی ایران، آذر ۱۳۹۲.
- [۴] وب سایت پژوهشگاه فضایی ایران، تیر ۱۳۹۴
- [5] [Mohseni Lavir, Koukabi Morteza, Beheshti M.H](#) (2002) "Thermal Degradation Kinetics Of Phenolic Resins Used In Ablative Heat Shield" [Iranian Journal Of Polymer Science And Technology \(PERSIAN\) October November 2002, Volume 15, Number 4 \(Issue No.60\)](#); Page(s) 245 To 250.
- [6] Johnston, P. K., Doyle, E., and Orzel, R. A., (1988.) "Phenolics: A Literature Review of Thermal Decomposition Products and Toxicity," International Journal of Toxicology, Vol. 7, No. 2, pp. 201-220,
- [7] Hansen, W. (1959). How accessibility shapes land use. Journal of the American Institute of Planners, Vol. 25(2), pp. 73-76.
- [8] [Physics book by Hans Ohanian | 6 available editions](#)
- [9] S. M. Arnold and D. Cebon, (2012) "Materials Selection for Aerospace Systems," NASA Technical Memorandum.
- [10] Yih-Kanq Chen and Frank S. Milos, (2013) "Effects of Nonequilibrium Chemistry and Darcy Forchheimer Pyrolysis Flow for Charring Ablator" NASA Ames Research center, JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS.
- [12] [https://en.wikipedia.org/wiki/Mercury\\_Seven](https://en.wikipedia.org/wiki/Mercury_Seven)
- [13] [https://en.wikipedia.org/wiki/phenolic\\_resin](https://en.wikipedia.org/wiki/phenolic_resin)
- [14] G. C., Pike, R.W., and Del Valle, E. G., (1971) "Modeling Reacting Gas Flow in the Char Layer of an Ablator," AIAA Journal, Vol. 9, No. 6, pp 1113-1119. doi:10.2514/3.6330 April,
- [15] Ayasoufi, A., Rahmani, R.K., Cheng, G., Koomullil, R., and Neroorkar, K., (2006) "Numerical Simulation of Ablation for Reentry Vehicles," AIAA Paper-2908, June 2006.
- [16] Willcockson, W. H., (1999) "Stardust Sample Return Capsule Design Experience," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36, No. 3, pp. 470-474. doi:10.2514/2.3468
- [17] Bose, D., Olson, M., Laub, B., White, T., Feldman, J., Santos, J., Mahzari, M., MacLean, M., Dufrene, A., and Holden, M., (2013) "Initial Assessment of Mars Science Laboratory Heatshield Instrumentation and Flight Data," 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper -908, Grapevine, TX, January 7-10 2013. doi:10.2514/6.2013-908
- [18] Bartlett, E.P., Abbett, M.J., Nicolet, W.E., and Moyer, C.B., (1970) "Improved Heat-Shield Design Procedures for Manned Entry Systems," Aerotherm, Rept. 70-15, Part II, June.
- [19] Chen, Y.-K., and Milos, F. S., (1999) "Ablation and Thermal Analysis Program for Spacecraft Heatshield Analysis," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36, No. 3, pp. 475-483. doi:10.2514/2.3469
- [20] Chen, Y.-K., and Milos, F. S., (2001) "Two-Dimensional Implicit Thermal Response and Ablation Program for Charring Materials," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 38, No. 4, pp. 473-481. doi:10.2514/2.3724
- [21] Chen, Y.-K., and Milos, F. S., (2006) "Three-Dimensional Ablation and Thermal Response Simulation," AIAA Paper 2005-5064, June 2005. Ayasoufi, A., Rahmani, R.K.,