

# Study of Polymer Composite Cases in Solid Propellant Rocket Motors

Yaseen Kaykha<sup>1\*</sup>, Abbas Kebritchi<sup>2</sup>

1. MOOSEM Science and Technology Center; 2. Department of Chemical Engineering;  
Faculty of Engineering, Imam Hossein Comprehensive University, Tehran, Iran

Received: 6 April 2016, Accepted: 13 June 2016

## Abstract

It has taken plenty of effort to improve motor case, because it has an effective role in the final performance of rockets. The selection of material for a given case depends on the applied loads (bending, shear, axial) and its final application. Today, in fabrication of rocket motor cases, filament-wound polymer composites are regarded as alternative materials to metals due to their lower weight, higher specific strength and better protection of the propellant against external stimuli. In order to compare the performances of metallic and composite motor cases, the performance factor is used. The performance factor is influenced by the chosen polymer matrix (epoxy, polyether ether ketone or polyamide-imide) and the type of fiber (carbon, glass or Kevlar) as well as lamination arrangement of layers. The manufacturing process of composite cases, respectively, involves mandrel integration, applying thermal insulation on the mandrel, helical and hoop winding, curing and finally proof tests. In order to achieve a high-performance composite case, the polymer matrix is analyzed before and after curing by thermal analysis techniques such as DMA and DSC, and the physical and mechanical properties of small-scale motor and real-scale motor are investigated.

## Keywords

filament-winding process,  
lamination,  
polymer composites,  
rocket motor case,  
manufacturing process

(\*) To whom correspondence should be addressed.  
E-mail: ykaykha@ihu.ac.ir

# بررسی پوسته‌های کامپوزیتی پلیمری موتورهای راکت پیشراشه جامد

یاسین کیخا\*<sup>۱</sup>، عباس کبریت‌چی<sup>۲</sup>

تهران، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی:

۱- مرکز علم و فناوری موسم؛ ۲- گروه مهندسی شیمی

دریافت: ۱۳۹۵/۱/۱۸، پذیرش: ۱۳۹۵/۳/۲۴

به دلیل نقش مؤثر پوسته موتور در عملکرد نهایی راکت‌ها، تلاش‌های بسیاری برای بهبود این جزء از سازه پرتابه انجام می‌شود. مواد مناسب برای پوسته براساس مقدار و نوع بارهای اعمال شده (خمشی، برشی و محوری) و کاربرد نهایی انتخاب می‌شوند. امروزه، کامپوزیت‌های پلیمری تهیه شده با روش رشته‌پیچی نسبت به فلزات، کاربرد بیشتری در ساخت پوسته موتور راکت یافته‌اند. این انتخاب به دلیل وزن کمتر، استحکام ویژه بیشتر و محافظت بهتر کامپوزیت‌های پلیمری از پیشراشه در برابر محرک‌های بیرونی است. برای مقایسه عملکرد پوسته‌های فلزی و کامپوزیتی از ضریب عملکرد پوسته استفاده می‌شود. این معیار می‌تواند در پوسته‌های کامپوزیتی، با انتخاب پلیمر زمینه (مانند اپوکسی، پلی‌آمید ایمید و پلی‌اتر اتر کتون)، الیاف (از جمله کربن، شیشه و کولار) و لایه‌گذاری‌های مختلف کامپوزیت تغییر یابد. چرخه ساخت پوسته‌های کامپوزیتی موتور راکت به ترتیب شامل یک‌پارچه‌سازی مندرل، قراردادن عایق گرمایی، رشته‌پیچی مارپیچی و حلقوی، پخت، استخراج مندرل و در نهایت، آزمون‌های عملکردی است. به منظور دستیابی به پوسته‌های کامپوزیتی مناسب، تجزیه پلیمر زمینه پیش و پس از پخت (مانند DMA و DSC) و خواص فیزیکی-مکانیکی نمونه‌ها در مقیاس کوچک و در موتور واقعی بررسی می‌شود.

بسیار ش  
فصلنامه علمی- ترویجی  
سال هفتم، شماره ۱  
صفحه ۳۷-۲۶، ۱۳۹۶  
ISSN: 2252-0449

## چکیده



یاسین کیخا



عباس کبریت‌چی

## واژگان کلیدی

فرایند رشته‌پیچی،  
لایه‌گذاری،  
کامپوزیت‌های پلیمری،  
پوسته موتور راکت،  
فرایند ساخت

## مقدمه

پوسته موتور در راکت پیش‌رانه جامد، جزء اصلی سازه‌ای است که بار را تحمل می‌کند. مهم‌ترین نقش‌هایی که پوسته به‌عنوان بخشی از موتور راکت جامد ایفا می‌کند، عبارت‌اند از:

- مقاومت در برابر فشار درونی ایجاد شده در اثر احتراق پیش‌رانه،
- دربرگیرنده و محافظ پیش‌رانه،
- فراهم‌کننده سطح مشترک میان نازل، آتش‌زنه و محافظ گرمایی درونی،
- انتقال و توزیع بارهای مکانیکی میان زیربخش‌های مختلف پرتاب‌کننده،
- فراهم‌کننده سفتی لازم برای پرتاب‌کننده و
- تأمین‌کننده سطح مشترک لازم میان سایر زیربخش‌ها [۱].

از این رو، برای دستیابی به پوسته‌های موتور کارآمد و مطمئن، فناوری طراحی و ساخت در حال تکامل مداوم است. در طراحی پوسته لازم است، به انواع بارها (کششی، فشاری و برشی) و منشأ آن‌ها (فشارهای درونی و محوری) توجه کرد. انتخاب مواد مختلف برای پوسته و پیکره باتوجه به این بارها انجام می‌پذیرد، جدول ۱ [۲]. به‌طور کلی، انتخاب مواد برای پوسته راکت براساس بارهای وارد شده و باتوجه به نکات زیر انجام می‌شود [۳]:

- استحکام ویژه: از آنجا که با افزایش استحکام، تمایل به شکست افزایش می‌یابد، از بیشینه پتانسیل نسبت استحکام به وزن نمی‌توان استفاده کرد. بنابراین، در ارزیابی عملکرد، نسبت‌های استحکام به وزن به‌دست آمده، به‌کار برده می‌شود.

- چقرمگی شکست: این مؤلفه اغلب در کنار تقیصه‌های کوچک اجتناب‌ناپذیر و تشخیص‌ناپذیر، تعیین می‌کند که تا چه اندازه می‌توان به‌طور منطقی از استحکام مواد بهره برد.

- سفتی ویژه: مدول کشسانی خاصیت غیرحساس به ساختار است که نمی‌توان آن را به‌آسانی با عملیات گرمایی، آلیاژسازی و خنک‌سازی تغییر داد. سفتی ویژه راه مناسب‌تر مقایسه خواص، نسبت به سفتی مواد انتخابی است.

- قابلیت ساخت: هیچ ماده‌ای برای پوسته‌های موتور راکت مناسب نیست، مگر آنکه بتوان آن را بدون صرف هزینه اضافی ساخت.

- قیمت: هزینه تمام شده مهم‌ترین شاخص انتخاب ماده است. این شاخص هنگامی مفیدتر است که با یک خاصیت حیاتی کنترل‌کننده عملکرد طراحی ماده، مرتبط باشد.

- ضریب انبساط گرمایی: ماده باید ضریب انبساط گرمایی کمینه داشته باشد تا اثر تغییرات ابعادی و تنش‌های گرمایی ناشی از نوسان را در دماهای عملیاتی به‌حداقل برساند.

به‌طور کلی، برای پوسته‌های راکت جامد سه دسته از فلزات با استحکام زیاد (مانند فولاد، آلومینیم یا آلیاژهای تیتانیوم)، پلاستیک‌های تقویت شده رشته‌پیچی شده و ترکیب این مواد استفاده می‌شوند. در حالت آخر، پوسته فلزی به‌منظور استحکام بیشتر از سطح بیرونی رشته‌پیچی می‌شود [۲]. از نظر تاریخی، بیشتر پوسته‌های موتور راکت در موشک‌های راهکنشی (tactical) از آلیاژهای فلزی با استحکام زیاد ساخته شده‌اند. در مقابل، مواد کامپوزیتی رشته‌پیچی شده، به‌طور گسترده در موشک‌های راهبردی و بوسترهای پرتابه‌ای فضایی، جایگزین پوسته‌های فلزی شده‌اند [۴]. باتوجه به ویژگی‌های پوسته‌های کامپوزیتی پلیمری در مقایسه با نوع فلزی، به بررسی این دسته از پوسته‌ها پرداخته می‌شود.

## انواع پوسته

## پوسته‌های فلزی

وجود پوسته‌های فلزی که قابلیت زیادی در تحمل هدایت‌پذیری (handling) موشک دارند، در بسیاری از موشک‌های راهکنشی لازم است. این پوسته‌ها معمولاً به‌اندازه کافی چکش‌خوار بوده و پیش از شکست، می‌توانند تسلیم شوند. پوسته‌های فلزی می‌توانند تا دماهای به‌نسبت زیاد ( $700-1000^{\circ}\text{C}$ ) و با افزودن مواد ویژه تا دماهای بیشتر) گرم شوند. بنابراین، آن‌ها به عایق کاری کمتری نیاز دارند. گذشت زمان یا قرارگرفتن در آب و هوا چندان موجب از بین رفتن پوسته‌های فلزی نمی‌شود. همچنین، اگر این پوسته‌ها در لبه (flange) یا در برجستگی (boss) ضخیم‌تر ساخته شوند، به‌آسانی برای تحمل بارهای متمرکز شده سازگار می‌شوند. از آنجا که این پوسته‌ها چگالی بسیار زیاد و عایق کمتری دارند، نسبت به پوسته‌های کامپوزیتی رشته‌پیچی شده، حجم کمتری را اشغال می‌کنند. بنابراین، برای محافظه خارجی یکسان، می‌توانند دارای پیش‌رانه بیشتری باشند [۲].

## پوسته‌های کامپوزیتی پلیمری

این پوسته‌ها، در مقایسه با فلزات، از وزن کمتر و استحکام و سفتی بیشتری برخوردارند. پوسته‌های کامپوزیتی اغلب با فرایند رشته‌پیچی تهیه می‌شوند. در این فرایند، دسته‌ای از الیاف پیوسته پس از آغشته‌شدن به رزین به‌طور منظم و با آرایش ازپیش تعیین شده دور مندرل دوار پیچیده می‌شوند. پس از پخت رزین، عمدتاً مندرل از آن خارج شده و محصول پس از پرداخت کاری، آماده

جدول ۱- بارهای وارد شده به پوسته موتور راکت [۲].

منشأ بار	نوع بار یا تنش
فشار درونی	کشش دومحوری، ارتعاشی
رانش محوری (axial thrust)	محوری، ارتعاشی
نازل موتور	محوری، خمشی، برشی
عملگرهای کنترل بردار رانش	محوری، خمشی، برشی
تجهیزات خاتمه رانش	دومحوری، خمشی
سطوح کنترل آیرودینامیک یا باله‌های متصل به پوسته	کششی، فشردگی، خمشی، برشی، پیچشی
مرحله‌ای شدن	خمشی، برشی
مانور پرواز	محوری، خمشی، برشی، پیچشی
نیروهای باد و جرم پرتابه روی سکوی پرتاب	محوری، خمشی، برشی
بارهای دینامیکی ناشی از نوسانات وسیله	محوری، خمشی، برشی
آغاز نوسان شدید فشاری	کشش دومحوری
جابه‌جایی زمینی، شامل بلندکردن	کششی، فشردگی، خمشی، برشی، پیچشی
حمل و نقل زمینی	کششی، فشردگی، برشی، ارتعاشی
زمین لرزه‌ها (موتورهای بزرگ)	محوری، خمشی، برشی

آغاز سهوی ناشی از محرک‌های برنامه‌ریزی نشده، گرمای بیرونی و مکانیکی تعیین می‌شود. در سامانه موشک (سرجنگی و پیشرانه)، این عملکرد با ارزیابی پاسخ ناشی از ضربه در اثر ترکش، گلوله و جت خرج گود (shaped-charge jet) و محرک‌های گرمایی چون گل کردن (اشتعال گرماالقایی) آرام و سریع (slow and fast cook off) ایجاد شده از سوخت‌های هیدروکربنی مایع، سوختن تجهیزات یا سایر منابع گرمایی برنامه‌ریزی نشده، انجام می‌شود. همچنین، خطر انفجار القایی یا همان انتشار انفجار به مهمات مجاور نیز بررسی می‌شود. از جنبه‌های سامانه‌ای که می‌تواند عملکرد مهمات غیرحساس را بهبود بخشد، استفاده از پوسته‌های کامپوزیتی است. در جدول ۲ عملکرد پوسته‌های کامپوزیتی و فلزی در آزمون‌های مختلف مهمات غیرحساس بررسی شده است. پاسخ‌های به‌دست آمده بر اساس پروتکل AOP-39 ناتو بوده و نوع این پاسخ‌ها براساس شدت واکنش، با شماره در جدول ۲ نشان داده شده است [۷]. در سال‌های اخیر، پژوهش‌هایی با هدف ساخت پوسته‌های کامپوزیتی پلیمری اسفنجی موتور موشک و راکت، به‌منظور بهبود عملکرد مهمات غیرحساس و ایمن‌تر شدن آن‌ها انجام شده است [۸].

استفاده می‌شود [۵]. در موشک و راکت‌ها، پوسته کسری از جرم خنثی در بازه ۳۰-۶۰٪ را شامل می‌شود که بر وزن و عملکرد موتورهای راکت جامد اثر درخور توجهی دارد. بنابراین، کاهش وزن این قسمت، از مؤثرترین ابزارهای افزایش برد پرتاب‌کننده است و قابلیت بارگذاری را افزایش می‌دهد. پوسته کامپوزیتی، برای نمونه رزین‌های اپوکسی تقویت شده با الیاف کربن بسیار مقاوم، می‌تواند ۳۰-۴۰٪ از جرم کل پوسته را نسبت به ساختار فلزی متداول کاهش دهد [۱]. از سوی دیگر، افزایش استحکام ویژه پوسته‌های کامپوزیتی موتور موجب دستیابی به فشار عملیاتی بهینه نسبت به پوسته‌های فلزی می‌شود. به‌طور معمول، فشار بهینه برای پوسته‌های فلزی ۶-۷ MPa است. در کامپوزیت دارای الیاف کربن رشته‌پیچی شده، برای پوسته‌های چندتکه، این مقدار بهینه ۸-۹ MPa و برای پوسته‌های یک‌تکه ۹-۱۰ MPa است [۶].

پوسته‌های کامپوزیتی نسبت به پوسته‌های فلزی می‌توانند موجب بهبود پاسخ مهمات غیرحساس (insensitive munitions, IM) شوند. این نوع مهمات نسبت به محرک‌های بیرونی و پیش‌بینی نشده، حساسیت اندکی دارند. پاسخ مهمات غیرحساس با بررسی

جدول ۲- مقایسه پاسخ‌های IM برای پوسته‌های موتور موشک با قطر ۶ in (۱۵۲ mm) [۴].

قطر ۶ in (۱۵۲ mm)		ارزیابی IM (با MIL-STD-2105)
پوسته فولادی یک‌تکه	پوسته کامپوزیتی	
انفجار (III)	سوزش (V)	گل کردن سریع
انفجار (III)	انفجار (III)	گل کردن آرام
پیش‌رانش (IV)	سوزش (V)	ضربه گلوله
سوزش شدید (IV)	سوزش (V)	ضربه ترکش

می‌شود. ضخامت هر لایه ۰/۵ mm بوده و برای دستیابی به ضخامت جدار پوسته ۳۶ mm، ۷۲ لایه لازم است. کد چندلایه S<sub>۱۸/۰</sub>/۴۵<sub>۱۸/۹۰</sub>/۴۵<sub>۱۸/۹۰</sub> بوده و آرایش‌یافتگی ورق‌ها در چندلایه‌های جدار پوسته، متقارن است. ضریب عملکرد پوسته که در معادله (۱) نشان داده شده است، برای پوسته کامپوزیتی موتور راکت، در مقایسه با موتور راکت فلزی بیشتر است (۳۷۰/۳۷ > ۶۶۶/۶۶). بنابراین پیشنهاد می‌شود، جدار پوسته فلزی با پوسته کامپوزیتی الیاف کربن دارای کد چندلایه متقارن یاد شده جایگزین شود [۲۰].

$$(1) \quad N = \frac{\text{حجم} \times \text{فشار}}{\text{وزن}} \quad \text{ضریب عملکرد}$$

#### فرایند ساخت پوسته‌های کامپوزیتی

نمایی از ساختار کلی و اجزای اصلی پوسته موتور راکت در شکل ۱ نشان داده شده است. انتهای جلویی و عقبی و بخش استوانه‌ای، روی مندرلی پیچیده می‌شود که شامل حلقه‌های جلویی و عقبی است. جهتی که نوارها روی قالب قرار می‌گیرند و کششی که به نوارها اعمال می‌شود در دستیابی به پوسته مطلوب دارای اهمیت است. پخت در گرمخانه انجام می‌شود. ممکن است، برای اطمینان از چگالی زیاد و حداقل حفره‌های ماده کامپوزیت، زیر فشار انجام پذیرد. سپس، مندرل حذف می‌شود [۲].

در پروژه دلتا II، پوسته به‌کار رفته، کامپوزیتی با قطر تقریبی ۱/۰۲ m شامل الیاف رشته‌پیچی شده گرافیت IM7 آغشته شده با رزین اپوکسی HBRF55A است. فرمول‌بندی این رزین از اجزای مختلف تشکیل شده که در شکل ۲ آمده است. ساختار اصلی، دربردارنده ماریپیچی است که از اتصال عقبی تا گنبد جلویی گسترده می‌شود و لایه‌های حلقوی میان لایه‌های ماریپیچی قرار دارند. دامنه جلویی و اتصال عقبی با الیاف گرافیت IM7 پیش‌آغشته-رزین HBRF1915 تقویت شده‌اند. الیاف در جهت ۰ و ۴۵° به‌منظور

#### پوسته‌های کامپوزیتی پلیمری رشته‌پیچی شده موتور راکت جامد

##### طراحی و کاربرد

در اواسط دهه ۱۹۸۰، نسخه به‌روز شده سامانه شاتل با موتورهای رشته‌پیچی شده توسعه یافت و دو موتور نیز با موفقیت آزمایش شد. پس از سال ۱۹۹۰، با استفاده از پرتاب‌کننده‌های تجاری Delta 4 و EELV Atlas، روند به‌سوی پوسته‌های کامپوزیتی سوق یافت. کشورهایمانند ژاپن نیز در سال ۲۰۰۳ از پوسته‌های کربنی به‌جای پوسته‌های فولادی استفاده کردند [۶]. در جدول ۳، سامانه‌هایی معرفی شده که در پوسته آن‌ها از کامپوزیت استفاده شده است. پرکاربردترین رزین و الیاف به‌کار رفته در پوسته موتور موشک را اپوکسی و کربن تشکیل می‌دهند.

طراحی متداول پوسته‌های کامپوزیتی برای تعیین ضخامت پوسته یا سایر متغیرهای طراحی با درنظر گرفتن فشار عملیاتی، خواص مواد و قطر پوسته به‌عنوان عوامل ثابت و قراردادن آن‌ها در فرمول‌های تنش یا معیار چقرمگی شکست انجام می‌شود. اما در حقیقت، فشار، خواص ماده و قطر پوسته ثابت نبوده و متغیرهای تصادفی هستند. به‌منظور طراحی ساختار پوسته، معمولاً در هنگام محاسبه تنش، ضریب ایمنی مناسبی درنظر گرفته می‌شود [۳۴]. ضرایب ایمنی به‌کار رفته در آزمون ساختاری قطعی برای شکست معمولاً ۱/۴ تا ۱/۶ برابر تنش عملیاتی حداکثر است. این مقدار برای سنجش نهایی ۱/۱۵ تا ۱/۲۵ برابر فشار عملیاتی درنظر گرفته می‌شود [۲].

در گزارش ارائه شده در سال ۲۰۱۴، ضریب طراحی ایمنی برای استحکام کششی نهایی ۱/۲۵ و برای استحکام تسلیم ۱/۱۲۵ درنظر گرفته شده است. ضخامت کل جدار کامپوزیتی پوسته با ترکیب لایه‌های ماریپیچی، حلقوی و در جهت محور عمودی ایجاد

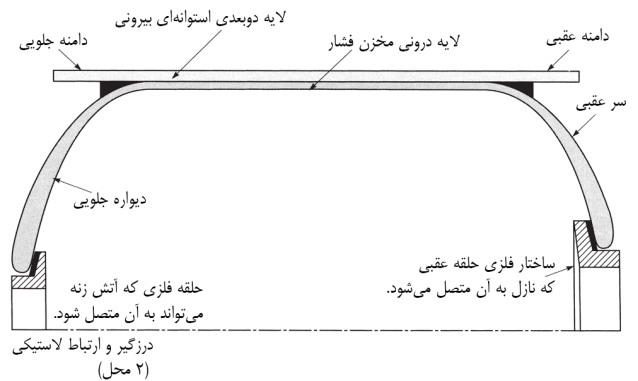
جدول ۳- کامپوزیت‌های به کار رفته به عنوان پوسته موتور موشک-راکت.

ردیف	نام و نوع رزین	نام و نوع الیاف	ویژگی‌ها	سامانه استفاده شده	مراجع
۱	اپوکسی	الیاف کربن (شرکت Hexcel)	-	بدنه موشک و راکت، موتور راکت، بوستر موشک کروزر Tomahawk	۹
۲	اپوکسی HBRF 307A	گرافیت IM7	-	موتور بوستر راکت پژوهشی Oriole	۱۰
۳	اپوکسی HBRF 55A	گرافیت IM7	-	پوسته موتور دلتا II، محفظه فشار	۱۱
۴	اپوکسی HBRF 1915	گرافیت IM7	-	پوسته موتور دلتا II، دامنه جلویی و اتصال عقبی	۱۲
۵	-	گرافیت پیرولیزی	مقاومت در برابر تنش مماسی (Hoop stress)	بدنه موتور موشک	۱۳
۶	اپوکسی	شیشه	-	بدنه موتور راکت هدایت‌شونده	۱۴
۷	اپوکسی	گرافیت	-	شاتل	۱۵
۸	اپوکسی	کربن T800	رزین دما زیاد	پوسته موتور ERINT-1	۱۶
۹	اپوکسی YDF 161	کربن T700	رزین به همراه سفت‌کننده KH100	پوسته موتور موشک و مخازن زیر فشار	۱۷
۱۰	اپوکسی	کربن	-	موتورهای راکت جامد VEGA (Zefiro 9 و P80, Zefiro 23)	۱۸، ۱۹
۱۱	اپوکسی	E-glass، آرامید (Kevlar 49) و Graphite IM	-	پوسته موتور موشک	۲
۱۲	اپوکسی	کربن T700	-	پوسته موتور موشک	۲۰
۱۳	اپوکسی	کربن	برای پوسته‌های موتور بزرگ-همراه با نوار پیش‌آغشته HEX-23	پوسته موتور راکت Zefiro40	۱۲
۱۴	اپوکسی	گرافیت و شیشه	-	پوسته موتور راکت	۲۱
۱۵	اپوکسی	کولار و گرافیت	-	موشک هواپه‌هوا Super 530 D	۲۲
۱۶	اپوکسی	کربن و E-glass	-	موشک‌های Agni، trishul و Nag	۲۳
۱۷	اپوکسی UFX75-17	کولار-49	با عامل پخت NADIC متیل‌انیدرید - Epon 828	در پوسته موتور راکت	۲۴
۱۸	اپوکسی بر پایه Araldite LY556	-	اپوکسی با عامل پخت HY917 و شتاب دهنده DY070 با نسبت به ترتیب ۱:۹۰:۱۰۰	پوسته موتور راکت شرکت Ciba-Geigy	۲۵

۲۵	پوسته موتور راکت شرکت Ciba-Geigy	-	الیاف شیشه	اپوکسی اصلاح شده با پلی (اتر سولفون) Fibredux 914	۱۹
۲۵	پوسته موتور راکت	-	الیاف کربن	پلی اتر اتر کتون APC-2 (PEEK)	۲۰
۲۵	پوسته موتور راکت	-	پلیمر دارای ۳۰٪ الیاف کربن و ۱٪ PTFE	پلی آمید ایمید Tor- Ion7130 از شرکت Amoco Chem	۲۱
۲۵	پوسته موتور راکت	-	الیاف شیشه و پرکننده‌های معدنی	پلی فنیلن سولفید Ry-tonR10 از شرکت Phillips Chemical	۲۲
۲۶، ۲۷	به‌کارگیری در موتور دو مرحله‌ای، برنامه BCTL-W و موشک بالستیک بین‌قاره‌ای کوچک (small intercontinental ballistic missile, SICBM)	-	گرافیت T40	اپوکسی ERL 1908	۲۳
۲۸	سامانه پاتریوت PAC-3	رزین اپوکسی دما زیاد با دمای عملیاتی ۲۰۴°C	الیاف کربن	اپوکسی	۲۴
۲۰	پوسته موتور راکت	-	الیاف کربن-اپوفین (T-700)	رزین اپوکسی	۲۵
۲۹	پوسته موتور موشک‌های فراصوت	در پوسته موشک‌های فراصوت با سرعت تا ۴ mach (با دمای عملیاتی تا ۵۹۳°C)	گرافیت	پلی ایمید	۲۶
۴	پوسته موتور راکت	-	گرافیت IM7	رزین اپوکسی اپون 9405	۲۷
۳۰	پوسته موتور راکت	اصلاح خواص با ذرات نانو سیلیکا، نانو خاک رس مونت‌موریلونیت و نانوالیاف کربن	الیاف کربن	اپوکسی ساخت Cytec Engineered Materials CYCOM 977-3	۲۸
۳۱	پوسته موتور راکت	-	الیاف کربن IM10	اپوکسی 8552	۲۹
۳۱	پوسته موتور راکت	-	الیاف T700	اپوکسی A16/K5	۳۰
۳۲	پوسته موتور Polaris A-3	-	کولار 49 (الیاف آرامید) و الیاف کربن IM7	اپوکسی	۳۱
۳۳	پوسته موتور STAR 63D	-	کولار 49	اپوکسی UF-3299، UF-3283 و UF-3298	۳۲

شده ۹۰~۰) -رزین اپوکسی روی اتصال عقبی و دامنه جلویی به منظور کاهش آسیب دیدگی کامپوزیت طی عملیات سوراخ کاری به کار می‌روند. کامپوزیت روی لاستیک EPDM پر شده با الیاف آرامید (به عنوان عایق داخلی) پیچانده شده و پس از کامل شدن فرایند رشته پیچی، همراه با لاستیک پخت می‌شوند [۱۱].

به طور کلی، ساختارهایی مانند پوسته‌های موتور راکت یا مخازن زیر فشار که دارای انتهای بسته یا دارای سطح کوچک شده هستند، به استفاده از مواد ذوب شدنی یا انحلال پذیر برای مندرل نیاز دارند. برخی از این مواد عبارت از مندرل‌های ماسه‌ای انحلال پذیر در آب (ماسه-پلی وینیل الکل)، گچ‌های واپاشیدنی، گچ‌های انحلال پذیر، نمک‌های ذوب شدنی یا انحلال پذیر و آلیاژهای با دمای ذوب کم هستند. در این میان، مندرل‌های ماسه‌ای انحلال پذیر در آب و گچ‌های شستنی و واپاشیدنی بیشتر به کار برده می‌شوند. این مواد

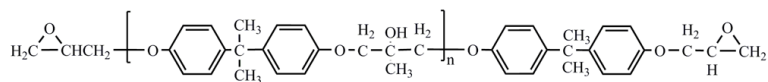


شکل ۱- برش ساده از طراحی پوسته‌های کامپوزیتی رشته پیچی شده [۲، ۱۸].

بهینه‌سازی مقاومت اتصال، آرایش می‌یابند و با لایه‌های حلقوی کوتاه فشرده می‌شوند. الیاف کربن AS4 پیش‌آغشته (پارچه بافته

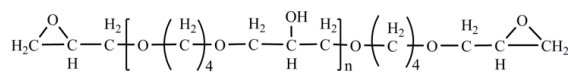
رزین‌های اپوکسی:

Epon 826, Epon 828 (A دی‌گلیسیدیل اتر بیس فنول)



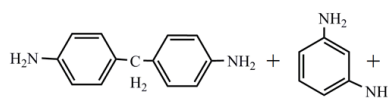
رقیق‌کننده‌های اپوکسی:

EpiRez 5022, RD-2 (دی‌گلیسیدیل اتر ۴،۱-بوتان دی‌ال)



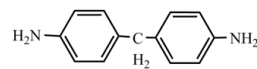
عوامل پخت:

Tonox ۶۰/۴۰



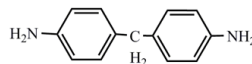
۴،۲-بیس (آمینوبنزیل) آنیلین + اولیگومرها

Tonox

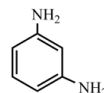


۴،۲-بیس (آمینوبنزیل) + اولیگومرها

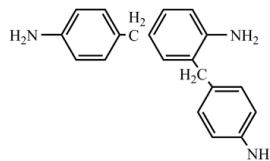
۴،۴-متیلن دی آنیلین (MDA)



متافنیلن دی آمین (m-PDA)



۴،۲-بیس (آمینوبنزیل) آنیلین



شکل ۲- فرمول بندی رزین اپوکسی HBRF55A [۳۵].



عملکردی است.

### شناسایی و ارزیابی اجزای پوسته پلیمری کامپوزیتی

برای دستیابی به پوسته کامپوزیتی مناسب باید به ویژگی‌های مواد به کار رفته در کامپوزیت طی مراحل زیر توجه شود [۱۸]:

الف- خواص شیمیایی و فیزیکی مواد پخت نشده،

ب- ترتیب و آرایش چرخه پخت،

پ- خواص شیمیایی و فیزیکی نمونه‌های پخت شده،

ت- ساخت نمونه در مقیاس کوچک و توصیف خواص و

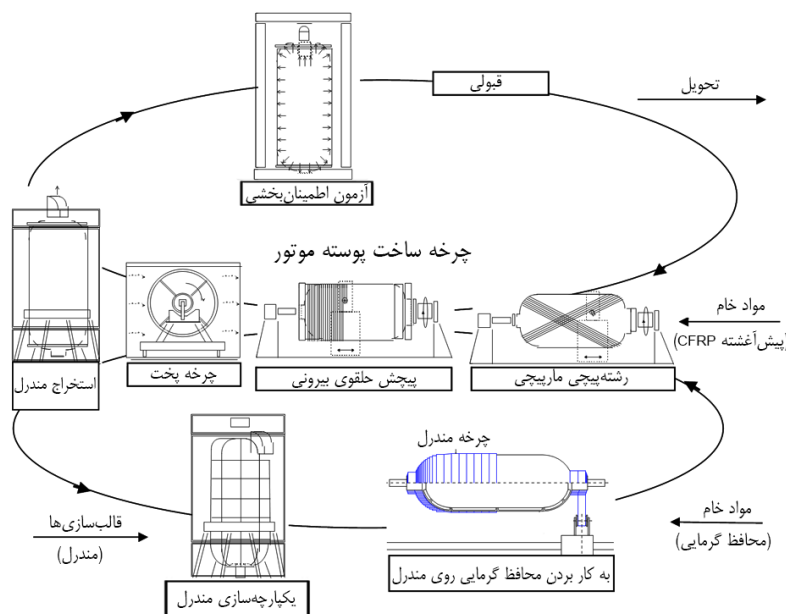
ث- ساخت نمونه واقعی براساس نمونه‌ها و توصیف خواص.

برای مراحل الف و ب، ابتدا مواد پیش‌آغشته مطابق روش‌های معمول به منظور تعیین مقدار رزین و ماده فرار، وزن مساحت الیاف، چسبندگی و آویزش پیش‌آغشته شناسایی می‌شوند. چسبندگی به قابلیت پیش‌آغشته برای چسبیدن به خود یا سایر سطوح مواد اشاره دارد و مؤلفه کلیدی در تعیین قابلیت پیش‌آغشته برای ساخت مواد-قطعه است. آویزش، اصطلاحی است که با سهولت جابه‌جایی و انطباق‌پذیری پیش‌آغشته‌ها به سطوح پیچیده مرتبط است. سپس، رئولوژی و مطالعه تجزیه گرمایی با دو هدف ارزیابی درجه پیشرفت پیرسازی روی پیش‌آغشته پخت نشده و بررسی سینتیک پخت انجام می‌شود.

دانستن رفتار پخت سامانه گرماسخت در گسترش و بهینه‌سازی فرایندهای ساخت کامپوزیت ضروری است. به دلیل بزرگ‌بودن

پس از پخت پوسته، با آب شسته می‌شوند [۳۶]. اما در طراحی‌های موتور کروی، اغلب از مندرل ذوب‌شونده استفاده می‌شود. مندرل، از آلیاژ دارای دمای ذوب کم قالب‌گیری می‌شود. دمای ذوب آلیاژ باید از حداکثر دمای فرارورش پیش‌رانه (به‌طور معمول دمای پخت) بیشتر بوده و از دمای تخریب آن یا سایر بخش‌های موتور کمتر باشد. از آنجا که آلیاژهای با دمای ذوب کم اغلب لایه بسیار نازکی از مواد را روی حفره‌های درونی گرین پیش‌رانه (پیش‌رانه شکل‌یافته) باقی می‌گذارند، فرایندهای ویژه‌ای به‌منظور ایجاد سطوح اشتعال مناسب به کار می‌روند [۳۷].

در برخی طراحی‌ها، عایق پیش از پیچش الیاف، روی مندرل قرار می‌گیرد و پوسته هم‌زمان با عایق پخت می‌شود. در طراحی دیگری، گرین پیش‌رانه با درجه‌های جلویی و عقبی به‌عنوان مندرل استفاده می‌شود. آستر به گرین اعمال می‌شود. سپس، عایق و الیاف با مقاومت زیاد (برای ساخت پوسته) به‌طور مستقیم در لایه‌هایی روی پیش‌رانه پیچانده می‌شوند. پخت باید در دمای به‌نسبت کم انجام شود تا تخریب پیش‌رانه اتفاق نیفتد. این فرایند با گرین‌هایی به‌خوبی کار می‌کند که به‌حالت استوانه‌ای اکستروود شده‌اند. در این حالت نیز پوسته‌های استوانه‌ای فولادی با لایه ماده کامپوزیتی رشته‌پیچی شده پوشانده می‌شوند [۲]. در شکل ۳، چرخه ساخت پوسته‌های کامپوزیتی نشان داده شده است. این چرخه به‌ترتیب شامل یک پارچه‌سازی مندرل، قراردادن عایق گرمایی، رشته‌پیچی ماریچی و حلقوی، پخت، استخراج مندرل و در پایان آزمون‌های



شکل ۳- چرخه ساخت پوسته‌های کامپوزیتی [۱۸].



شکل ۶- مخزن کوچک پیش و پس از آزمون انفجار شدید [۱۸].

(D2344، مقاومت کششی (ASTM D2290 و ASTM D3039) و مقاومت فشاری (ASTM D3410) در مواد پخت شده انجام می‌شود. به منظور شبیه‌سازی شرایط عملیاتی، خواص مکانیکی در دماهای مختلف، پس از قرارگیری در برابر رطوبت، ارزیابی می‌شود. افزون بر این، آزمون‌هایی با هدف تعیین مقدار رطوبت تعادلی و جذب رطوبت بر حسب زمان پخت کامپوزیت (ASTM D5229)، برای تأیید طول عمر و ماندگاری، انجام می‌پذیرد [۱۸]. در شکل ۴، به منظور تعیین مقاومت برشی بین‌لایه‌ای، دستگاه پیکربندی دماغه بارگذاری (loading nose configuration) و ماشین آزمون براساس آزمون برش پرتو کوتاه (short beam shear, SBS) نشان داده شده است. در شکل ۵ تصویری از نمونه نوعی SBS و تصویر میکروسکوپی رقمی پس از آزمون یکسان ارائه شده است.

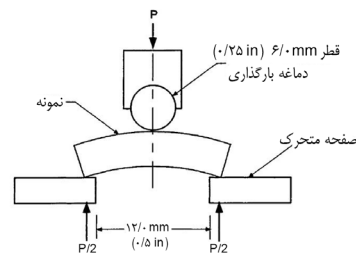
در نهایت، برای شناسایی مقاومت الیاف، مخزن کوچک رشته‌پیچی شده ۶ in ساخته شده و انفجار شدید بر اساس ASTM D2585، در آن آزمون می‌شود (شکل ۶).

برای تخمین نقطه ازکارافتادگی، نمونه‌ای در مقیاس کوچک ساخته می‌شود. سپس، خواص مکانیکی نمونه یاد شده شناسایی و درون آن آزمون انفجار شدید انجام می‌شود (شکل ۷).

برای تکمیل شناسایی مواد، ارزیابی خواص مکانیکی و فیزیکی



شکل ۷- نمونه در مقیاس کوچک برای شناسایی خواص مکانیکی و آزمون انفجار شدید [۱۸].



شکل ۴- پیکربندی آزمون SBS (ASTM D2344) [۱۸].

بعضی موتورها، ترتیب و آرایش چرخه پخت بسیار مهم است و نه تنها در دست‌یابی به پخت کامل رزین، بلکه برای کمینه‌کردن گرادیان‌های گرمایی داخلی و تنش‌های باقی‌مانده اهمیت دارد. سیستیک‌های پخت و رفتار رئولوژی با استفاده از گرماسنج پویشی تفاضلی (DSC) و تجزیه مکانیکی دینامیکی (DMA) بررسی می‌شود. درحالی‌که DSC، نیم‌رخ پخت را از نظر گرمایی (انتالپی واکنش) تحلیل می‌کند، تجزیه مکانیکی دینامیکی، چگونگی خواص گرانوکشسانی موادی را نشان می‌دهد که در مدت پلیمرشدن به دست می‌آیند. افزون بر این، چرخه‌های متفاوت پخت شبیه‌سازی شده و اثر سرعت، زمان و هزینه بر ترتیب و آرایش آن‌ها بررسی می‌شود.

برای بررسی پوسته کامپوزیتی باید شناسایی شیمیایی فیزیکی مکانیکی کاملی روی مواد پخت شده انجام پذیرد. بدین منظور، برای نمونه‌های بریده شده از ورقه‌های صاف پخت شده مطابق با چرخه پلیمرشدن معین، محتوای رزین، چگالی و دمای انتقال شیشه‌ای تعیین می‌شود. این سه مشخصه فیزیکی به‌عنوان شاخص پارامترهای فرایندی صحیح، انتخاب می‌شوند. مقایسه دمای انتقال شیشه‌ای ( $T_g$ ) نمونه بریده شده با  $T_g$  پیش‌آغشته پلیمر شده و اختلاف آن، نشان‌دهنده چگالی اتصالات عرضی رزین و درجه پخت است.

به‌منظور بررسی روند تخریب رزین‌ها برحسب دما، تجزیه گرماوزن‌سنجی (TGA) روی نمونه‌های پخت شده انجام می‌شود. شناسایی مکانیکی نیز برای تعیین مقاومت برشی بین‌لایه‌ای (ASTM



شکل ۵- نمونه‌های SBS [۱۸].

اصابت ترکش، موج انفجار، اشتعال گرمالقای آرام و سریع ارائه می‌دهند. اکثر پوسته‌های کامپوزیتی به روش رشته‌پیچی و از پلیمرهای گرماسخت، مانند اپوکسی و الیافی چون الیاف کربن تهیه می‌شوند. در موتورهای بزرگ، دست‌یابی به پخت کامل رزین، کمینه‌کردن گرادیان‌های گرمایی داخلی و تنش‌های باقی‌مانده، با دانستن رفتار پخت رزین و طراحی ترتیب و آرایش چرخه پخت امکان‌پذیر می‌شود. ضخامت پوسته موتور موشک در طراحی و لایه‌گذاری انجام شده، براساس تنش عملیاتی حداکثر و با در نظر گرفتن ضریب ایمنی  $1/15$  تا  $1/25$  برابری نسبت به فشار عملیاتی تعیین می‌شود. برای اطمینان از دست‌یابی به خواص مدنظر، در مدت ساخت و پس از تهیه پوسته کامپوزیتی، آزمون‌هایی از جمله آزمون‌های رئولوژی، تجزیه گرمایی و آزمون‌های عملکردی روی آن انجام می‌شود.

## مراجع

- Bruno C. and Accettura A.G., *Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020*, 223, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 2008.
- Sutton G.P. and Biblarz O., *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley and Sons, New Jersey, Ch. 15, 2010.
- Rajan K.M. and Narasimhan K., An Approach to Selection of Material and Manufacturing Processes for Rocket Motor Cases Using Weighted Performance Index, *J. Mater. Eng. Perform.*, **11**, 444-449, 2002.
- Fisher M. and Moore T., Composite Motor Cases for Tactical Missile Propulsion Systems, *41<sup>st</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Tucson, Arizona, 1-8, 2005.
- Beheshty M.H. and Rezadoost A.M., *Reinforced Plastics (Polymer Composites) (Persian)*, Iran Polymer and Petrochemical Institute, Tehran, Ch. 4, 2012.
- Guery J.F., Chang I.S., Shimada T., Glick M., Boury D., Robert E., Napier J., Wardle R., Pérut C., Calabro M., and Glick, R., Solid Propulsion for Space Applications: An Updated Roadmap, *Acta Astronaut.*, **66**, 201-219, 2010.
- Guidance on the Assessment and Development of Insensitive Munitions (IM)*, NATO International Staff, Defence Investment Division, AOP 39, 2010.
- Tan S., *Foamed Composite Cases for Solid Rocket Motors with Insensitive Munitions*, The University of Texas at Austin, Bobby C McQuiston, 2005.
- Cowles D.K., *Design of a Rocket Motor Casing*, Doctoral Dissertation, Rensselaer Polytechnic Institute, Hartford, Connecticut, 2012.
- Oriole Sounding Rocket Booster Motor*, [https://www.orbital-atk.com/defense-systems/missile-products/oriole/docs/Oriole\\_Fact\\_Sheet.pdf](https://www.orbital-atk.com/defense-systems/missile-products/oriole/docs/Oriole_Fact_Sheet.pdf)
- Vlahakis N., Graphite Epoxy Motors (GEM) for the Delta II Launch Vehicle, *ALAA/ASME/SAE/ASEE 25<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Monterey, USA, 2313, 1989.
- Vinti V., Buono R., Perugini P., Mataloni A., and Lillo F., Advanced Composite Materials and Technologies for Large Solid Rocket Motors, *2<sup>nd</sup> European Conference for Aero-Space Sciences*, Brussels, 2007.
- Gandia A.J., *A Phased Trade Study for the Design of a Solid Rocket Motor*, Master Dissertation, Rensselaer Polytechnic Institute, Hartford, Connecticut, 2012.
- Boguslavsky S., Cherevatsky A., Dayan H., Shabtai M., and Olevsky F., *Motor Case for Rocket Trajectory Correction System*, *International Congress of Aeronautical Sciences*, To-

- ronto, 2002.
15. Njuguna J. and Pielichowski K., *The Role of Advanced Polymer Materials in Aerospace*, 1-38, London, 2013.
  16. Mard F., Design, Manufacture And Test Of Composite Case For Erint-1 Solid Rocket Motor, *AIAA/SAE/ASME/ASEE 29<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Monterey, CA, USA, 12, 1993.
  17. Hwang T.K., Park J.B., and Kim H.G., Temperature Effect on the Flexural Deformation and Strength of Carbon Fiber-reinforced Plastic Laminate, *J. Reinf. Plast. Compos.*, **31**, 1158-1169, 2012.
  18. Betti F., Perugini P., Mataloni A., Tessitore N., Leone A., Di Cosmo A., Vari E., Bonnet M., and Di Vita G., Design and Development of VEGA Solid Rocket Motors Composite Cases, *43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference AND Exhibit*, Cincinnati, OH, 5810, 2007.
  19. Dumont E., *Variations of Solid Rocket Motor Preliminary Design for Small TSTO Launcher*, Space Propulsion, Bordeaux, 1-11, 2012.
  20. Avinash G., Rama Krishna S., and Kumar Shrivastava N., Design and Analysis of Composite Rocket Motor Casing, *Int. J. Emer. Technol. Adv. Eng.*, **4**, 231-236, 2014.
  21. Lakshmi K. and Rao A.R.M., Multi-objective Optimal Design of Laminated Composite Skirt Using Hybrid NSGA, *Meccanica*, **48**, 1431-1450, 2013.
  22. Tricot J.C., Wrap-On Composite Case Technology Super 530 D-Tactical Motor Application, *24<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, Boston, 1988.
  23. Biswas P.K., *Manufacturing Processes of Polymer Matrix Composite Material For Aerospace Application*, CSIR-National Metallurgical Laboratory, Jamshedpur, India, 288-291, 1998.
  24. Wolcott F. and Vogt C., Development of a Kevlar Composite Motor Case for Tactical Motor Applications, *AIAA/SAE/ASME 16<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, Hartford, 1980.
  25. Sandén R. and Wingborg N., Bonding a HTPB Liner to Modern Rocket Case Materials, *J. Appl. Polym. Sci.*, **37**, 167-171, 1989.
  26. Lauder A.J., Manufacture of Rocket Motor Cases Using Advanced Filament Winding Processes, *Mater. Manuf. Proc.*, **10**, 75-87, 1995.
  27. Pilato L.A. and Michno M.J., *Advanced Composite Materials*, Springer Science and Business Media, Heidelberg, 1994.
  28. Patriot Advanced Capability- 3 Missile; Rocket Motor Case, Midsection and Seeker Housing, General Dynamics Ordnance and Tactical System, USA, 2012.
  29. Fleeman E.L., *Technologies for Future Precision Strike Missile Systems*, North Atlantic Treaty Organization, NATO Research and Technology Organization, RTO-EN-018, 2001.
  30. Koo J.H., Pilato L.A., and Wissler G.E., Polymer Nanostructured Materials for Propulsion Systems, *J. Spacecraft Rockets*, **44**, 1250-1262, 2007.
  31. Shaheen S. and Srinivasa Gupta G., Design and Stress Analysis of Carbon-Epoxy Composite Rocket Motor Casing, *Int. J. Innovat. Res. Sci., Eng. Technol.*, **4**, 7397-7408, 2015.
  32. Wang R.M., Zheng S.R., and Zheng Y.P., *Polymer Matrix Composites And Technology*, Woodhead, Elsevier, Cambridge, Ch. 1, 2011.
  33. Darais M., Effect of Delaminations on a 63-inch Kevlar/Epoxy Composite Rocket Motor Case, *AIAA/SAE/ASME/ASEE 26<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, Orlando, FL, USA, 1990.
  34. Zheng W., Structural Reliability Design on Solid Rocket Motor Case, *AIAA/SAE/ASME/ASEE 29<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Monterey, CA, 1993.
  35. Pearce E.M. and Mijovic J., *Characterization-curing-property Studies of HBRF 55A Resin Formulations*, NASA-CR-175836, Polytechnic Institute of New York, Brooklyn, USA, 1985.
  36. *Handbook of Composites*, Peters S.T. (Ed.), 2nd ed., Springer US., 1998.
  37. Horine C.L. and Madison E.W., *Solid Propellant Processing Factors in Rocket Motordesign*, NASA-SP-8075, 8075, National Aeronautics and Space Administration, 1971.