فناوری پلیمر ایران

فصلنامه علمی - ترویجی
سال اول، شماره ۱، شماره پیاپی ۱، بهار ۱۳۹۵
Vol. 1, No. 1, Issue No.1, Quarterly
Spring 2016,
صفحه ۸۶ - ۷۳

Iran Polymer Technology; Research and Development

بررسی نقش کامپوزیت‌های پلیمری رشته‌پیچی شده در سازه‌های هوافضایی

یاسین کیخا*[۱]، عباس کبریت چی[۲]

۱ تهران، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، دانشکده و پژوهشکده مهندسی، مرکز علم و فناوری موسم

۲ تهران، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی، گروه مهندسی شیمی

چکیده ...

امروزه به استفاده از کامپوزیت‌های پلیمری در صنایع هوافضا به دلیل وزن بسیار کم و استحکام سازه‌ای مطلوب، توجه بسیاری شده است. همچنین این مواد، در برابر عوامل تحریک بیرونی، ایمنی بالاتری دارند و به خوبی از محتوای پوشانده شده خود، محافظت می‌کنند. یکی از روش‌های تهیه کامپوزیت‌های پلیمری، فرایند رشته پیچی است. در این روش می‌توان پوسته‌های کامپوزیتی با خصوصیات مورد نظر را تهیه کرد. این امر با انتخاب الیاف (نظیر کربن، شیشه و کولار) و انتخاب پلیمر زمینه (گرماسخت، نظیر اپوکسی یا گرمانرم، نظیر پلی‌اتراترکتون)، میسر می‌شود. انتخاب الیاف بر اساس حداکثر دمای هواگرمایی و انتخاب پلیمر زمینه بر مبنای حداکثر دمای کاربردی آن انجام می‌شود. تعیین مقدار الیاف نیز به حجم پلیمر زمینه استفاده شده، نوع الیاف و نوع پلیمر زمینه بستگی دارد. ضخامت کامپوزیت نیز بر اساس کاربرد نهایی و با انتخاب الیاف، پلیمر زمینه و لایه نشانی آن ها تعیین می شود. این مواد در اجزای هواپیما (نظیر بدنه، دم، پره و غیره)، هلی کوپتر و سازه های موتور موشک کاربرد فراوانی یافته‌اند.

واژه‌های کلیدی:

لایه-نشانی
رشته-پیچی
پلیمر زمینه
الیاف
پلیمرهای گرماسخت و گرمانرم

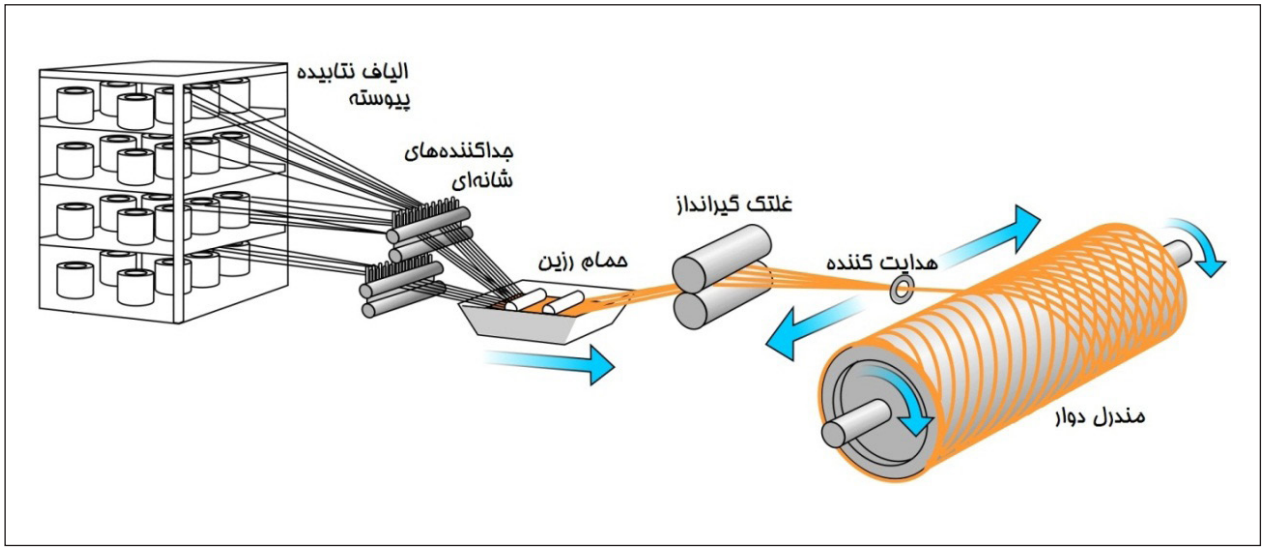
* پست الکترونیکی مسئول مکاتبات:
ykaykha@ihu.ac.ir

۱ مقدمه

در سال‌های اخیر استفاده از کامپوزیت‌ها در صنایع هوافضا، به ویژه کاربردهای موشکی گسترش زیادی یافته است. ویژگی‌های مواد کامپوزیتی در مقایسه با پوشش‌ها و پوسته‌های فلزی موجب شده‌است این مواد بسیار با اهمیت تلقی شوند. از این رو، کاربرد مواد کامپوزیتی در صنعت هوا فضا از سال ۲۰۰۵ تا ۲۰۱۰، سالیانه بیش از ۱۰٪ رشد داشته است [۱]. اپوکسی‌ها، استرهای سیاناتی، بیسمال ایمیدها، پلی اتر کتون‌ها و غیره ماتریس‌های انتخابی هستند؛ در حالی که الیاف پلی آرامید و کوپلیمر آکریلونیتریل بر پایه الیاف کربن بیشترین کاربرد را به عنوان تقویت کننده در این صنعت دارند [۲]. به طور کلی محصولات کامپوزیتی برای کاربردهای موشکی، به ۳ دسته گسترده تقسیم می‌شوند: الف) محصولات ساختاری؛ ب) محصولات الکترومغناطیسی؛ ج) محصولات فداشونده (Ablative) [۳]. امروزه ساخت سازه‌های کامپوزیتی ایمن در برابر عوامل تحریک بیرونی، به منظور محافظت از مواد پر انرژی قرار گرفته در بدنه موشک و تولید سازه‌های مستحکم و سبک برای سازه‌های به کار رفته در صنایع هوافضا، با فرایند رشته پیچی بسیار مورد توجه است [٤].

۲ فرایند رشته‌پیچی

فرایند رشته پیچی (Filament Winding) یکی از فرایندهای ساخت کامپوزیت‌هاست. در این فرایند دسته‌ای از الیاف پیوسته پس از آغشته شدن به پلیمر زمینه یا رزین، به طور منظم و با آرایش از قبل تعیین شده به دور یک مندرل (Mandrel) دوار پیچیده می‌شوند. پس از پخت پلیمر زمینه، معمولاً محور مذکور از آن خارج می‌شود و پس از پرداخت کاری، محصول آماده استفاده است. نمایی از این فرایند در شکل ۱ نشان داده شده است. همان گونه که دیده می‌شود، در این فرایند، الیاف پس از باز شدن از روی قرقره‌ها، به قسمت آغشته سازی یا حمام پلیمر زمینه وارد می‌شوند که حاوی مخلوطی از رزین یا پلیمر زمینه، کاتالیزور یا عامل پخت، مواد افزودنی (نظیر مواد جاذب UV و مواد کاهش دهنده اشتعال)، رنگ و غیره است. پس از آغشته شدن الیاف، میزان پلیمر زمینه با عبور از یک وسیله کنترل کننده رزین تنظیم می‌شود. بعد از عبور از این قسمت، الیاف در کنار هم گرفته و با زاویه معینی روی محور پیچیده می‌شوند [۱]. با این روش می‌توان با به کارگیری تقویت کننده‌ها از طریق آغشته سازی (Impregnation) با رزین‌هایی همچون اپوکسی‌ها و با به کار بردن ابزار دقیق، قطعاتی را که دارای شکل‌های پیچیده و مناسب نیازمندی‌های آیرودینامیکی دشوار هستند تولید کرد. جدول ۱ بیانگر محاسن و محدودیت‌های این روش است.



شکل(۱) مراحل تهیه پوسته‌های رشته پیچی شده [۵]

جدول۱ مزایا و معایب فرایند رشته‌پیچی [۱]

مزایا	معایب و محدودیت ها
امکان استفاده از الیاف پیوسته در تمام طول قطعه و جهت دهی ساده الیاف برای بارگذاری	سطح خارجی نسبتاً ناهموار قطعه
قابلیت تکرارپذیری بسیار بالای الگوی پیچش از یک لایه به لایه دیگر و از یک قطعه به قطعه دیگر	شکل سازه باید به گونه‌ای باشد که عمدتاً بتوان مندرل را از آن خارج کرد
امکان ساخت قطعات بسیار بزرگ	نبود امکان پیچش روی سطوح با انحنای معکوس (Reverse Curvature)
امکان دستیابی به محصولی با کسر حجمی بالای الیاف	-
امکان خودکار کردن کامل سیستم	-
هزینه کم مواد و نیروی انسانی	-

۳ اجزای سازنده کامپوزیت‌های رشته پیچی شده

۳-۱ الیاف

الیاف معمولی که برای افزایش استحکام کامپوزیت‌ها به کار می‌روند، شیشه، آرامید (کولار) و کربن هستند. این الیاف تنوع خواص و قیمت دارند و بر اساس نوع کاربرد انتخاب می‌شوند. هر چند جرم بی اثر (Inert Mass) پوسته ساخته شده از الیاف کربن تقریباً ٪۵۰ پوسته ساخته شده با الیاف شیشه و حدود ٪ ۶۷ جرم پوسته ساخته شده با الیاف کولار است [۶]، قیمت الیاف کربن نیز از الیاف دیگر بالاتر است. این امر موجب می‌شود بسته به نوع کاربرد و خواص نهایی، الیاف بررسی و انتخاب شوند.

معمولاً الیاف مختلف را بر اساس پایداری ابعادی (Dimensional Stability)، مقاومت در برابر رطوبت، استحکام بالا، مقاومت به شعله، مقاومت شیمیایی، خواص الکتریکی و رسانش الکتریکی بررسی می‌کنند[۷].

عموماً مقاومت های کششی الیاف، به یکی از دلایل زیر، از مقاومت های کششی همان مواد در شکل توده‌ای بیشتر است[۸]:

الف) نبود نقص های (Defects) با اندازه بحرانی

ب) ساختارهای غیر تعادلی (Non-Equilibrium) به دست آمده در تهیه الیاف

ج) آرایش یافتگی (Orientation) مولکول‌ها در امتداد جهت الیاف، در باره مواد از لحاظ مولکولی ناهمسانگرد (Anisotropic) همچون پلیمرها

د) تنش‌های باقی مانده مطلوب (Favourable Residual Stresses) وارد شده طی فرایند ساخت الیاف

از دلایل ذکر شده در بالا، در زمانی که ماده به الیاف تبدیل می شود، مورد "الف" و "ب" مهم‌ترین ادله برای استحکام بالاتر به دست آمده هستند. مقاومت الیاف شیشه به تعداد نقص‌های با اندازه‌های بحرانی که معمولاً در مقایسه با توده شیشه کمتر است، بستگی دارد. در کربن و همه الیاف پلیمری، مقاومت بالاتر به دلیل صف بندی (Alignment) صفحات گرافیتی یا مولکول‌های پلیمری در امتداد جهت الیاف است. هنگامی‌که با یک فرایند آرایش یافتگی (همچون در کربن و الیاف پلیمری)، مقاومت های کششی بالا مشتق می‌شود (Derived)، افزایش در مدول یانگ الیاف نیز واقع می‌شود. در الیاف همسانگرد (Isotropic) همچون الیاف شیشه، مدول یانگ به طور ضروری هم در شکل‌های الیاف و هم توده یکسان است. به طور کلی مقاومت بالاتر مواد هنگامی‌که به الیاف تبدیل می‌شوند، عامل اصلی برای توسعه کامپوزیت‌ها است [۸].

۳-۱-۱ الیاف شیشه

الیاف شیشه رایج‌ترین و پر مصرف‌ترین الیاف مورد استفاده در صنعت کامپوزیت است. بر حسب نوع و ترکیب مواد

به کار رفته در تهیه آن‌ها، الیاف شیشه به انواع مختلف تقسیم بندی می شوند. ماده اصلی تشکیل دهنده الیاف شیشه همانند شیشه‌های معمولی سیلیکا است [۱, ۹]. به طور اساسی در کامپوزیت‌ها ۵ نوع الیاف شیشه به کار می رود که عبارتند از: الیاف شیشه-E، شیشه-S، شیشه-R، شیشه-AR و شیشه-Z (زیرکونیا حاوی الیاف شیشه). الیاف شیشه-E، بیشترین الیاف شیشه به کار رفته است. آن‌ها در ماتریس رزین کامپوزیت برای کاربردهای ساختاری و الکتریکی استفاده می‌شوند. الیاف شیشه-S و شیشه-R خواص مکانیکی بالاتری (Superior) از الیاف شیشه-E دارند و عموماً در کاربردهای هوانوردی (Aeronautical) و دفاعی استفاده می‌شوند. الیاف شیشه-AR و شیشه-Z، مقاومت خوبی در برابر محیط‌های قلیایی (Alkaline) نشان می‌دهند و عموماً به عنوان تقویت کننده در کامپوزیت‌های با ماتریس سیمانی استفاده می‌شوند [۸].

۳-۱-۲ الیاف کربن

الیاف کربن با ذغالی کردن (Carbonisation) الیاف پیش ماده (Precursor) در اتمسفر خنثی در دماهای بالا (°C ۱۶۰۰ تا ۲۲۰۰) تهیه می‌شود. پیش ماده می‌تواند الیاف پلیمری آلی همچون ریون (Rayon) یا پلی‌آکریلونیتریل(Pol yacrylonitrile)است یا می‌تواند الیاف پتروشیمی یا قیر ذغال سنگ (Coal-tar Pitch) باشد. ساختار و خواص الیاف کربن به طبیعت پیش ماده و شرایط کربنی کردن بستگی دارد [۸].

پیش ماده پلی آکریلونیتریل با عمل آوری گرمایی (Heat Treatment) باقی مانده کربنی می‌دهند که این کربن، ساختاری مابین کربن مشتق شده از ریون و قیر دارد. برخلاف الیاف کربن مشتق شده از ریون‌ها، الیاف کربن حاصل از پیش ماده PAN، دارای ورقه‌های (Sheets) گرافیتی توسعه یافته نسبتاً خوبی هستند اما این ورقه‌های گرافیتی خمش‌هایی (Bends) با تعداد زیاد دارد که فشردگی منظمی همچون الیاف بر پایه قیر ندارند. در نتیجه، الیاف کربن بر پایه PAN مقاومت بالاتری از الیاف بر پایه ریون دارند. ساختار نسبتاً ناتمام گرافیت الیاف بر پایه PAN، آن‌ها را نسبت به نقایص، در مقایسه با الیاف کربن بر پایه قیر، کمتر حساس می‌کند. اندازه نقیصه بحرانی الیاف بر پایه PAN در بازه ۵۰۰ تا ۶۰۰ nm است و با الیاف بر پایه قیر، که اندازه ۱۲۵ تا ۱۵۰ nm دارند، مقایسه شدنی است. از این رو، مقاومت‌های کششی بالاتر از الیاف کربن بر پایه PAN ازالیاف بر پایه قیر آسان تر به دست می‌آید. حقیقت امر آن است که با انتخاب صحیح پیش ماده و شرایط ذغالی کردن، تهیه الیاف کربن از پیش ماده PAN که دارای تعدادی از مجموعه‌ای از مقاومت کششی و مدول کششی هستند امکان پذیر است. در مجموع، سه دسته الیاف به صورت تجاری در دسترس است [۸]:

الیاف کربن با مدول پایین: مقاومت کششی ۳/۵ GPa، مدول کششی ۲۳۰ GPa.

الیاف با مدول متوسط: مقاومت کششی ۵/۵ GPa، مدول کششی ۳۰۰ GPa.

الیاف با مدول بالا: مقاومت کششی ۲/۵ GPa، مدول کششی ۳۵۰ GPa.

۳-۱-۳ الیاف آرامید

الیاف آرامید، الیاف آلی مصنوعی (Synthetic) هستند که از پلی آمیدهای آروماتیک تهیه می شوند. این الیاف با مقاومت بالا و مدول بالا، خواص مناسبی برای به کارگیری در مواد کامپوزیتی دارند. سه دسته الیاف آرامید در اینجا وجود دارد [۸]:

الیاف با مدول پایین با مقاومت کششی ۳/۲ GPa و مدول کششی ۶۰ GPa. این الیاف عموماً به عنوان تقویت کننده لاستیک استفاده می‌شوند.

الیاف با مدول متوسط با مقاومت کششی ۳/۲ GPa و مدول کششی ۱۳۰ GPa این الیاف در پلاستیک‌های تقویت شده استفاده می‌شوند.

الیاف با مدول بالا با مقاومت کششی ۲/۲ GPa و مدول کششی ۱۷۰ GPa. این الیاف در پلاستیک‌های تقویت شده استفاده می‌شوند.

الیاف آرامید با ریسندگی (Spinning) پلیمر پلی(p-فنیلن-ترفتال آمید) ((PPTA)(Poly(p-phenylene Terephthalamide) تهیه می‌شود. پلیمر PPTA از طریق پلیمریزاسیون تراکمی (Polycondensation) دما پایین p-فنیلن دی آمین و ترفتالویل کلراید سنتز می‌شود [۸].

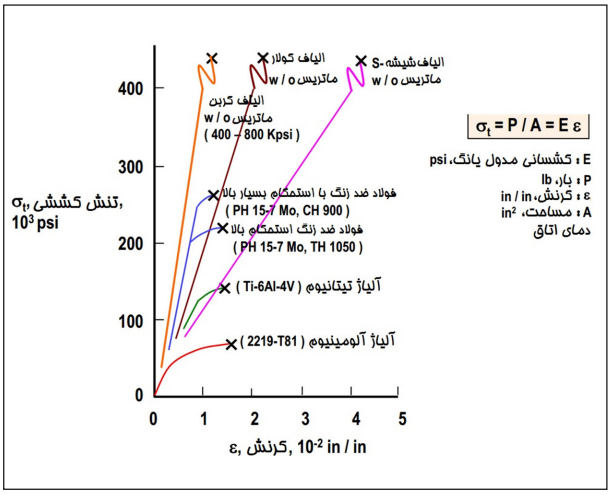
۳-۱-۴ مقایسه الیاف

برای مقایسه مواد منتخب به کار رفته در پوسته موتورهای جامد موشک‌ها و راکت‌ها، ویژگی‌ها و خواص فیزیکی برخی از آن‌ها در جدول ۲ و شکل ۲ ارائه شده‌است. جدول ۲ مقایسه چند نوع ماده را نشان داده و برای مواد

تقویت شده با الیاف اطلاعاتی ارائه کرده‌است. این جدول نه تنها برای مواد کامپوزیتی بلکه برای چند رشته قوی و یک حامل معمول نیز داده‌هایی نمایش می دهد. نسبت استحکام به چگالی برای مواد کامپوزیتی بالاتر بوده که این به معنی جرم خنثی کمتر است. در شکل ۲ نیز، نمودار تنش-کرنش برخی مواد به کار رفته در ساخت پوسته نشان داده شده‌است. به طور کلی، استحکام کششی الیاف به کار رفته در پوسته‌های کامپوزیتی از آلیاژهای فلزی بیشتر است.

جدول ۲ خواص فیزیکی مواد منتخب به کار رفته در پوسته موتور پیشرانه‌های جامد موشک‌ها و راکت‌ها [۶]

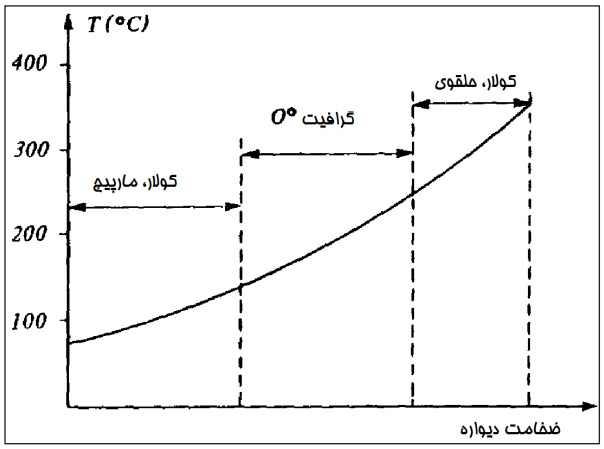
مواد	نسبت استحکام به دانسیته (1000)	دانسیته g/cm^3 (lbm/in.^{3})	مدول الاستیسیته N/mm^2 (10^6 psi)	استحکام کششی N/mm^2 (10^3 psi)
		الیاف		
شیشه- E	1040	2.5 (0.090)	72,000 (10.4)	1930–3100 (280–450)
آرامید (کولار ۴۹)	2300	1.44 (0.052)	124,000 (18.0)	3050–3760 (370–540)
الیاف کربن یا الیاف گرافیت	2800	1.53–1.80 (0.055–0.065)	230,000–300,000 (33–43)	3500–6900 (500–1000)
		بایندر (با خودش)		
اپوکسی	70	1.19 (0.043)	2800 (0.4)	83 (12)
		مواد کامپوزیتی تقویت شده با الیاف		
شیشه- E	500	1.94 (0.070)	35,000 (4.6–5.0)	1030 (150–170)
(کولار ۴۹)	950	1.38 (0.050)	58,000 (8.4)	1310 (190)
گرافیت IM	1400	1.55 (0.056)	102,000 (14.8)	2300 (250–340)
		فلزات		
آلیاژ تیتانیوم	270	4.60 (0.166)	110,000 (16)	1240 (155–160)
آلیاژ فولاد (با انجام عملیات حرارتی)	205	7.84 (0.289)	207,000 (30)	1400–2000 (200–280)
آلیاژ آلومینیوم ۲۰۲۴ (با انجام عملیات حرارتی)	165	2.79 (0.101)	72,000 (10.4)	455 (66)



شکل(۲) منحنی تنش-کرنش مواد به کار رفته در پوسته‌ها [۱۰]

۳-۱-۵ انتخاب الیاف براساس تحلیل دمایی

در سال ۱۹۷۹، SEP (Société Européenne de Propulsion) موتور موشک تاکتیکی هوا به هوای Super 530D را با به کارگیری پوسته‌های کامپوزیتی توسعه دادند. تحلیل‌های هوا گرمایی (Aeroheating Analyses) نشان می‌دهد که در پایان پرواز آزاد (Free Flight) ممکن است دما در پوسته استوانه‌ای به ۱۹۰°C برسد (شکل ۳). بنابراین، برای رسیدن به سفتی مورد نیاز، دو دامنه (Skirts) مجزا تولید می شود که از لایه‌های گرافیتی تک جهته با سامانه اپوکسی پخت شده بسیار داغ استفاده می‌کنند. ورقه‌های حلقوی اپوکسی کولار خارجی به‌عنوان عایق گرمایی به کار می‌روند [۱۱].



شکل (۳) حداکثر دمای هواگرمایی [۱۱]

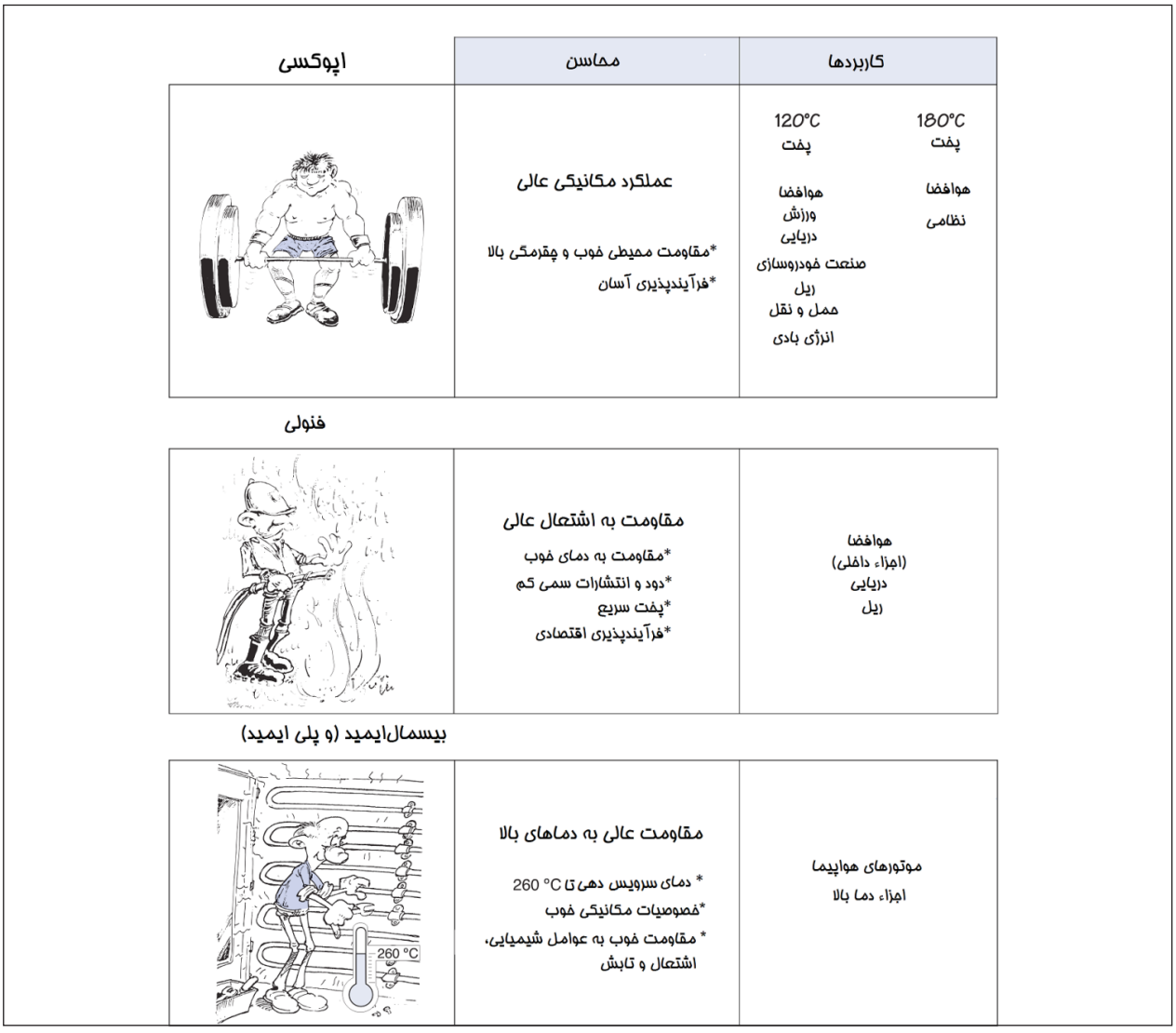
۳-۲ پلیمر های زمینه

دومین جزء اصلی یک کامپوزیت، پلیمر زمینه است. در اینجا منظور از پلیمر زمینه یا رزین هر نوع پلیمری است که به عنوان ماتریس یا فاز پیوسته کامپوزیت استفاده می‌شود. ماتریس در مواد کامپوزیتی به عنوان نگه دارنده الیاف و متصل کننده آن‌ها به یکدیگر به کار می‌رود. این جزء بارهای اعمال شده را به الیاف منتقل و آن‌ها را در جای خود و برای مد نظر قرار دادن حفظ می‌کند. همچنین ماتریس، از سطح الیاف در مقابل سایش و عوامل محیطی نظیر رطوبت محافظت می‌کند [۱].

انواع ماتریس‌های پلیمری مورد استفاده در صنعت کامپوزیت به دو دسته گرمانرم و گرماسخت تقسیم می شوند که هر دوی آن‌ها در صنعت هوا فضا کاربرد بسیاری یافته‌اند [۱۲]. از جمله ماتریس‌های مهم به کار رفته در این صنعت، می توان به اپوکسی‌ها، استرهای سیاناتی، بیسمال ایمیدها پلی اتر کتون‌ها و غیره اشاره کرد [۲].

۳-۲-۱ پلیمرهای گرما سخت به عنوان ماتریس کامپوزیت

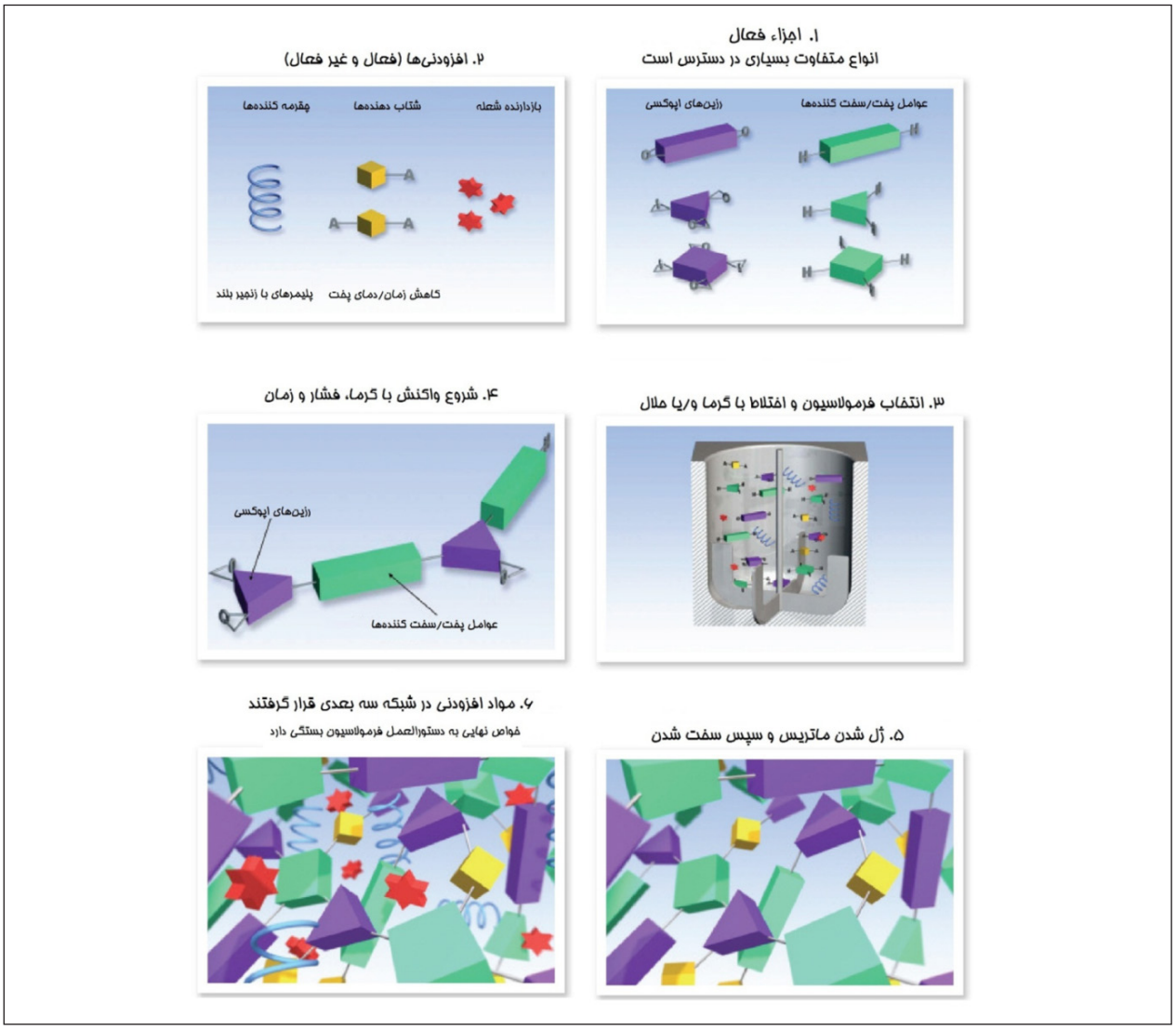
به طور کلی پلیمرهای مهم گرماسخت عبارتند از: رزین‌های پلی استر، رزین‌های وینیل استر، رزین‌های اپوکسی، رزین‌های فنولی، رزین های اپوکسی نووالاک، رزین‌های ایمید، رزین‌های سیلیکون و رزین‌های اوره و ملامین فرمالدئید [۱]. پر مصرف‌ترین رزین در ساخت پوسته موتور موشک، اپوکسی است. این ماده، حداکثر دما را بین ۱۰۰°C و ۱۸۰°C محدود می‌کند. اگر چه، رزین‌های با محدوده‌های دمایی بالاتر (۲۹۵ °C) در دسترس است، چسبندگی آن ها به الیاف محکم نیست [٦]. رزین اپوکسی در برخی پوسته‌های تانک‌های مایع کرایوژنیک نیز استفاده می‌شود. برای مثال، رزین اپوکسی-۸۵۵۲ (اپوکسی مقاوم به آسیب) به همراه الیاف کربن IM7 در تولید تانک مایع کرایوژنیک DC-XA به طور موفق استفاده شد. هر چند، پس از آن وقتی در ابعاد بزرگ‌تر همچون تانک مایع کرایوژنیک X-33 استفاده شد با شکست روبه رو شد [۱۳]. سه دسته مهم از پلیمر زمینه‌های مورد استفاده به همراه خواص عمومی و کاربرد آن‌ها در جدول ۳ و شکل ٤ نشان داده شده است. در این بین نیز مراحل پخت‌های اپوکسی در شکل ۵ به صورت نمایشی نشان داده شده است.



شکل (٤) سه دسته اصلی از رزین‌های گرماسخت به کار رفته در تهیه کامپوزیت‌ها [٤١]

جدول ۳ مقایسه رزین‌های گرماسخت از لحاظ حداکثر دمای کاربردی و برخی از ویژگی‌های آن‌ها [۱۴]

نوع	حداکثر دمای سرویس دهی	خصوصیات
فنولی	۸۰°C تا ۱۰۰	خواص اشتعالی، دود و سمی بودن عالی
اپوکسی با دمای پخت ۱۲۰°C	۱۰۰°C	سامانه‌های اپوکسی بسیار چقرمه شده معمولاً چسبندگی خوبی را برای اتصالات لانه زنبوری نشان می دهند.
اپوکسی با دمای پخت ۱۸۰°C	۱۳۰°C تا ۱۵۵	سامانه‌های اپوکسی چقرمه شده با هدف حداکثر خواص رطوبتی داغ(Maximum (Hot Wet Properties
بیسمال ایمیدها و پلی ایمیدها	۲۶۰°C	برای حصول بهترین خواص، چرخه‌های پخت طولانی مورد نیاز است. مقاومت دما اولویت اصلی است مادامیکه کیفیت جابه جایی و چقرمگی حفظ شود.



شکل (۵) مراحل پخت رزین‌های گرماسخت [۴۱]

۳-۲-۲ پلیمرهای گرمانرم به عنوان ماتریس کامپوزیت

از نظر ساخت، پلیمرهای گرمانرم بسیار امیدوار کننده هستند، زیرا گرم کردن و سرد کردن مواد، سریع‌تر و آسان‌تر از پخت آن‌هاست. اخیراً پلیمرهای گرمانرم تقویت شده با الیاف ناپیوسته همچون الیاف شیشه بریده شده (Chopped) یا کربن/گرافیت استفاده می‌شوند. با این حال، پتانسیل زیادی برای پلیمرهای گرمانرم با عملکرد بالا که با الیاف پیوسته تقویت شده‌اند، وجود دارد. برای مثال، این پلیمرها می‌توانند در نسل آینده جنگنده‌ها، جایگزین اپوکسی‌ها در ساختارهای پلیمری شوند [۱۵]. پلیمرهای زمینه گرمانرم (همچون PEEK) به همراه الیاف (الیاف کربن) در ساخت مخزن‌های فشار رشته پیچی شده تانک‌های پیشرانه مایع (O_2 یا H_2) نیز استفاده می‌شود [۱۶].

کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف با ماتریس گرمانرم (Composites Fiber Reinforced Thermoplastic Matrix)(TPMCs) تلرانس خسارت بهبود یافته، فرایندپذیری و سرهم بندی (Assembly) سریع‌تر، کاهش وزن اتصالات، عمر نگه‌داشت واقعاً نامحدود با کمینه الزامات انبارش و گزینه‌های بازیافت (Recycling Options) را فراهم می‌کنند که کامپوزیت‌های گرما سخت به صورت نوعی نمی‌توانند این ویژگی‌ها را ارائه کنند. با فراورش خودکار، TPMCs، پتانسیل تولید انبوه (Mass Production) کامپوزیت‌های گرمانرم با سفتی/مقاومت بالا در قیمت‌های پایین‌تر را ایجاد می‌کند. با وجود ویژگی‌های بالا، مزایای حقیقی (True Benefits) TPMC ساختارهای موشک با موانع (Constraints) روش‌های ساخت در دسترس، محدود شده‌است. برای مثال، اتوکلاو (Autoclave) و روش‌های قالب‌گیری فشاری (Compression Molding Techniques) می توانند الیاف پیوسته پیش ساخته‌ای (Continuous Fiber) Preforms را که مقاومت و سفتی بالایی عرضه می کنند فرآورش کند، اما این روش‌ها عموماً بیشتر مناسب تولید ساختارهای هندسی ساده (مانند ورقه ها، مخروطی شکل‌ها (Cones) وساختارهای جعبه‌ای (Box-Structures) هستند. از سوی دیگر، روش‌های قالب‌گیری تزریقی، قابلیت تولید هندسه‌های بسیار پیچیده را عرضه می‌کنند اما حتی پیشرفته‌ترین مواد قالب‌گیری شده، عملکرد ساختاری پیش ساخته‌های پیوسته (Structural Performance of Continuous Preforms) را عرضه نمی‌کنند [۱۷].

یک ساختار ایده ال TPMC، ترکیبی (Combine) از عناصر سازنده قالب‌گیری شده تزریقی و قالب‌گیری فشاری درون یک ساختار منفرد برای حفظ مزایای عملکردی و قیمت است. این فرایند ایده‌ال ساخت TPMC می بایست حداقل ۲۰٪ کاهش قیمت از روش‌های اتوکلاو و ساخت قالب‌گیری فشاری را داشته باشد [۱۷].

۳-۲-۳ نمونه کامپوزیت ها به کار رفته در صنعت هوافضا

در حال حاضر پلیمر زمینه ماتریس کامپوزیت‌های مورد استفاده در صنایع هوافضای چین به صورت زیر است [۱۸]:

- کامپوزیت‌های با ماتریس پلیمر زمینه بر پایه اپوکسی همچون HT3/5222.
- کامپوزیت‌های با ماتریس پلیمر زمینه اپوکسی اصلاح شده با دمای پخت متوسط همچون HT3/HD58، مورد استفاده در دم Y-7 (هواپیمای ترابری تاکتیکی نظامی چین)
- کامپوزیت‌های با ماتریس پلیمر زمینه اپوکسی اصلاح شده با دمای پخت بالا همچون HT3، G803، G827 و G823/5224، مورد استفاده در اجزاء هلی کوپتر.
- کامپوزیت‌های با ماتریس پلیمر زمینه اپوکسی با چقرمگی بالا و دمای پخت بالا همچون HT3، HT7/5228، مورد استفاده در آنتن (Antenna) و پره (Vane).
- کامپوزیت‌های با ماتریس بیسمال ایمید اصلاح شده (Modified Bismaleimide Resin) همچون HT3/5405، HT3/QY8911، مورد استفاده در ایروفویل (شکلی از باله است که از مقطع آیرودی نام یکی دیده می شود) ، دماغه جلویی (Front Fuselage)، دم عمودی و غیره.
- کامپوزیت‌های با ماتریس پلیمر زمینه بیسمال ایمید با چقرمگی بالا همچون HT3، HT8/QY9511، HT7/5429.
- کامپوزیت‌های با ماتریس پلیمر زمینه بیسمال ایمید برای RTM همچون HT3/QY8911-IV، HT3/6421.
- کامپوزیت‌های با ماتریس پلیمر زمینه پلی ایمید دما بالا همچون HT3/KH-304، HT3/BMP316 مورد استفاده در مجرای فرعی هواکش موتور هواپیما(By-pass Air Duct of Aeroengine) .

۴ لایه نشانی الیاف و رزین‌ها در فرایند رشته پیچی

پوسته استوانه‌ای کامپوزیتی رشته‌پیچی شده طی عملیات، به علت آیرودینامیک و فشار محوری (Axial Compression) حاصل از تراست، در معرض گشتاور است. اگر این بارها از مقدار معینی تجاوز کنند، پوسته تاب خواهد برداشت (Buckle) و راکت شکست خواهد خورد (Fail). ضروری است برای حصول اطمینان از پوسته،

بار بحرانی کمانش(Critical Buckling Load) از بار واقعی (Actual load) پوسته استوانه‌ای کامپوزیت رشته پیچی شده بزرگ تر باشد. طراحی پوسته‌های کامپوزیتی موتور راکت با الگوریتم‌های مختلف همچون الگوریتم ژنتیک، برای بهینه کردن وزن و قیمت آن‌ها، براساس مولفه بار خمشی انجام می‌شود [۱۹]. در جدول ٤، لایه نشانی‌های مختلف به منظور دست یافتن به وزن و قیمت مناسب برای مولفه بار کمانش معین با الگوریتم ژنتیک ارائه شده است.

جدول ٤ وزن و قیمت متناظر با لایه نشانی‌های انجام شده توسط الیاف گوناگون [۱۹]

ردیف	قیمت	وزن (N)	تعداد لایه‌ها	ترتیب قرار گیری	ضریب بار کمانش
1	77.50	76.05	44	$[(90_{2(gl)}, 0_{2(gl)})_2, \pm45_{2(gl)}, (0_{2(gl)}, 90_{2(gl)},)_2, 0_{2(gl)}]_s$	50.24
2	101.70	60.87	36	$[\pm45_{(g)}, 90_{2(gl)}, 0_{2(gl)}, \pm45_{4(gl)}, 0_{2(gl)}, \pm45_{(gl)}]_s$	50.00
3	139.90	59.51	36	$[0_{2(g)}, \pm45_{(g)}, \pm45_{(gl)}, 0_{2(gl)}, 90_{4(gl)}, 0_{4(gl)}, 90_{2(gl)}]_s$	50.03
4	171.20	51.23	32	$[90_{2(g)}, \pm45_{(g)}, 90_{2(g)}, \pm45_{(gl)}, 90_{2(gl)}, 0_{2(gl)}, 90_{2(gl)}, \pm45_{(gl)}]_s$	50.01
5	209.40	49.88	32	$[90_{4(g)}, \pm45_{(g)}, 0_{2(g)}, 90_{2(gl)}, 0_{2(gl)}, \pm45_{2(gl)}]_s$	50.00
6	247.70	48.52	32	$[0_{2(g)}, \pm45_{(g)}, 90_{4(g)}, \pm45_{(g)}, \pm45_{(gl)}, 0_{2(gl)}, 90_{2(gl)}]_s$	50.00
7	285.59	47.16	32	$[\pm45_{(g)}, 0_{2(g)}, 90_{2(g)}, 0_{2(g)}, \pm45_{(g)}, 0_{2(g)}, 0_{2(gl)}, 90_{2(gl)}]_s$	50.62
8	324.20	45.81	32	$[0_{2(g)}, \pm45_{(g)}, 90_{2(g)}, \pm45_{(g)}, \pm45_{(g)}, 90_{2(g)}, 0_{4(g)}]_s$	50.00
9	362.50	44.45	32	$[0_{2(g)}, 90_{2(g)}, \pm45_{(g)}, 90_{2(g)}, 0_{2(g)}, 90_{4(g)}, 0_{2(g)}]_s$	50.68

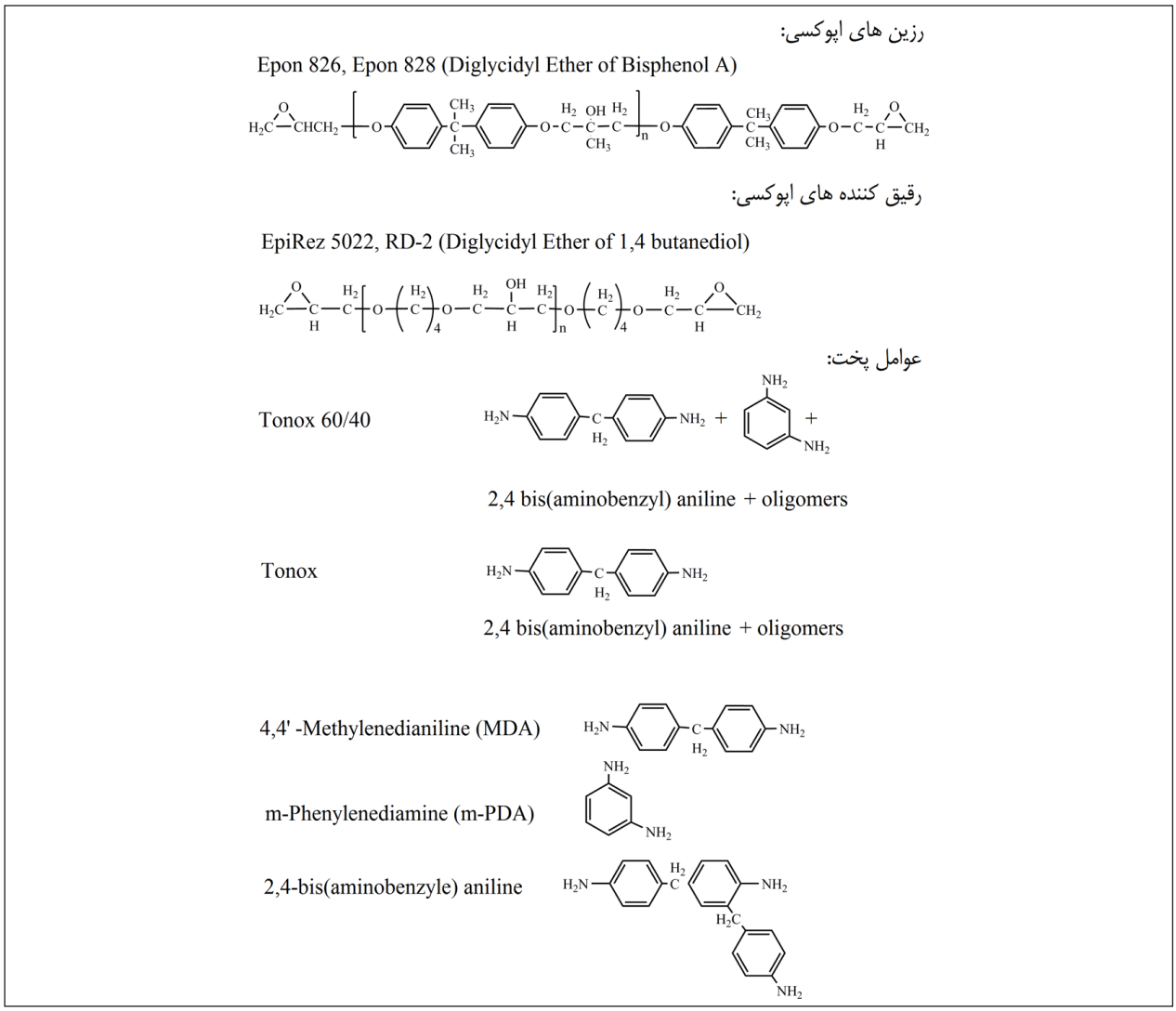
همان طور که پیش از این نیز ذکر شد ضخامت جداره بر اساس ضریب ایمنی طراحی و فشار عملیاتی به دست می‌آید. در گزارش ارائه شده در سال ۲۰۱٤، ضریب ایمنی طراحی (Design Factor of Safety) برای استحکام کششی نهایی ۱/۲۵ و برای استحکام تسلیم ۱/۱۲۵ در نظر گرفته شده‌است. ضخامت کل جداره کامپوزیتی پوسته با ترکیب لایه‌های مارپیچ، حلقوی و در جهت محور عمودی حاصل می شود. ضخامت هر لایه ۰/۵ mm بوده و برای حصول ۳٦ mm ضخامت مورد نیاز جداره پوسته، تعداد ۷۲ لایه لازم است. کد چند لایه $[\pm45_{1/8}/90_{1/8}/0_{1/8}]_S$بوده و آرایش یافتگی ورقه ها (Ply orientation) برای تمامی چند لایه جداره پوسته، متقارن است.

ضریب عملکرد پوسته که در فرمول ۱ نشان داده شده است برای پوسته کامپوزیتی موتور راکت، در مقایسه با موتور راکت فلزی بالاتر است(٦٦٦/٦٦>۳۷۰/۳۷). بنابراین، پیشنهاد می‌شود جداره پوسته فلزی با پوسته کامپوزیتی الیاف کربن با کد چند لایه متقارن $[\pm45_{1/8}/90_{1/8}/0_{1/8}]_S$جایگزین شود [۲۰].

$$\text{ضریب عملکرد } (N) = \frac{\text{حجم} * \text{فشار}}{\text{وزن}}$$

در گزارش ارائه شده در سال ۲۰۱۲، لایه نشانی کامپوزیت به صورت $[\pm45/90/0_{1/4}/90_2]_s$است. هر لایه ضخامت in ۰/۰۰٦ دارد. زیر چند لایه (Sublaminate) ۱۲ لایه وجود دارد و ۷ بار لایه نشانی شده‌است. پوسته موتور ضخامت in ۰/۵ دارد و در مجموعاً از ۸٤ لایه ساخته شده‌است. آرایش یافتگی ۰ درجه در جهت محور پوسته استف اما خط واصل جداره از بالا به پایین را دنبال می‌کند و آرایش یافتگی ۹۰ درجه در جهت حلقوی (Hoop Direction) است. این لایه نشانی با الیاف ۹۰ درجه برای بارهای فشاری، در جهت حلقوی استحکام خواهد بخشید. الیاف ۰ و ٤۵ درجه، به چند لایه برای خمیدگی (Bending) در هندسی منحنی شده بالا و پایین پوسته در واکنش به بار تراست (Thrust Load) استحکام می‌بخشد [۲۱].

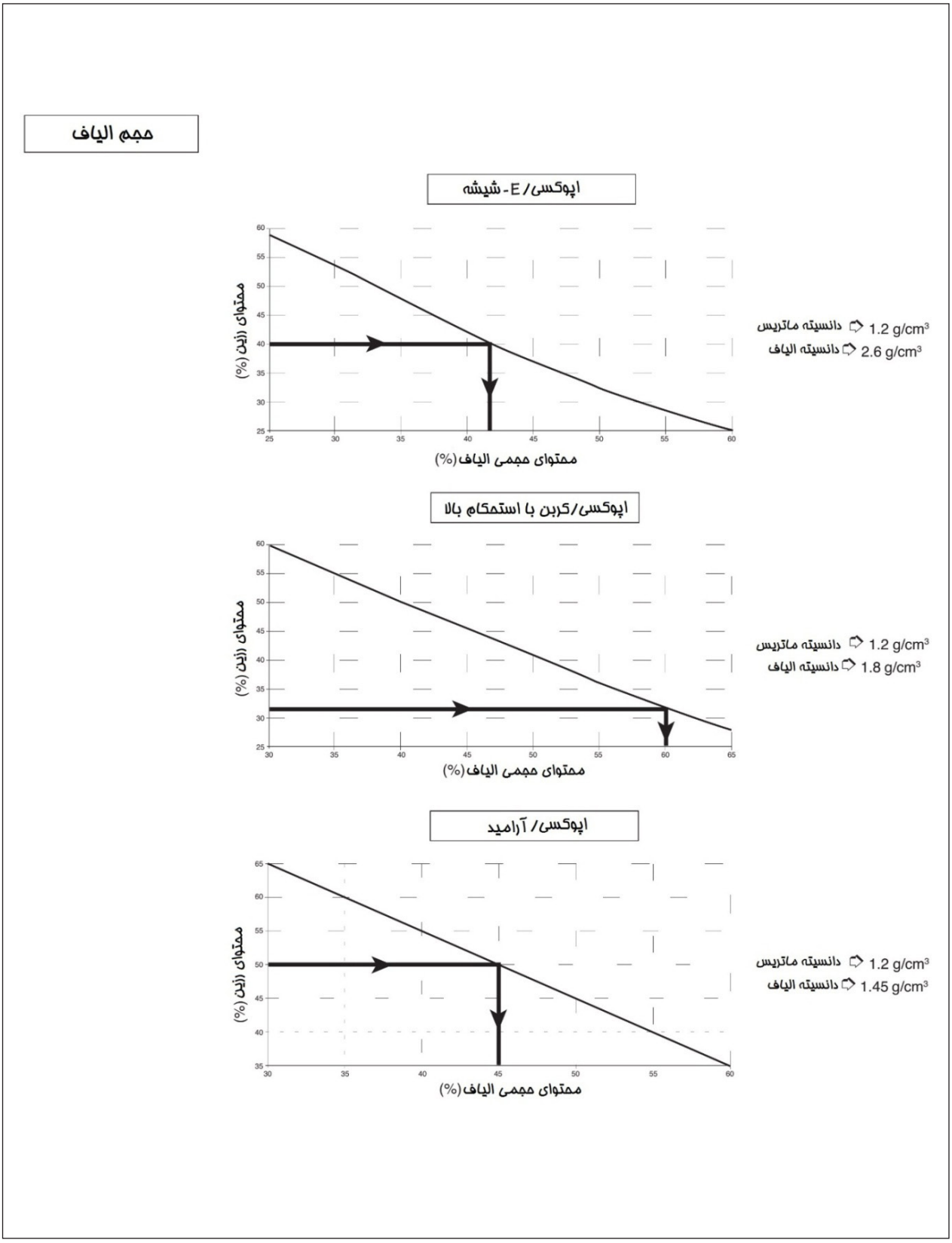
در پروژه دلتا (II)، پوسته به کار رفته، کامپوزیتی با قطر تقریبی ۱/۰۲ m شامل رشته پیچی الیاف گرافیت IM7 آغشته شده با رزین اپوکسی HBRF55A است. فرمول‌بندی این رزین از اجزای مختلفی تشکیل می‌شود که در شکل ٦ ارائه شده است.



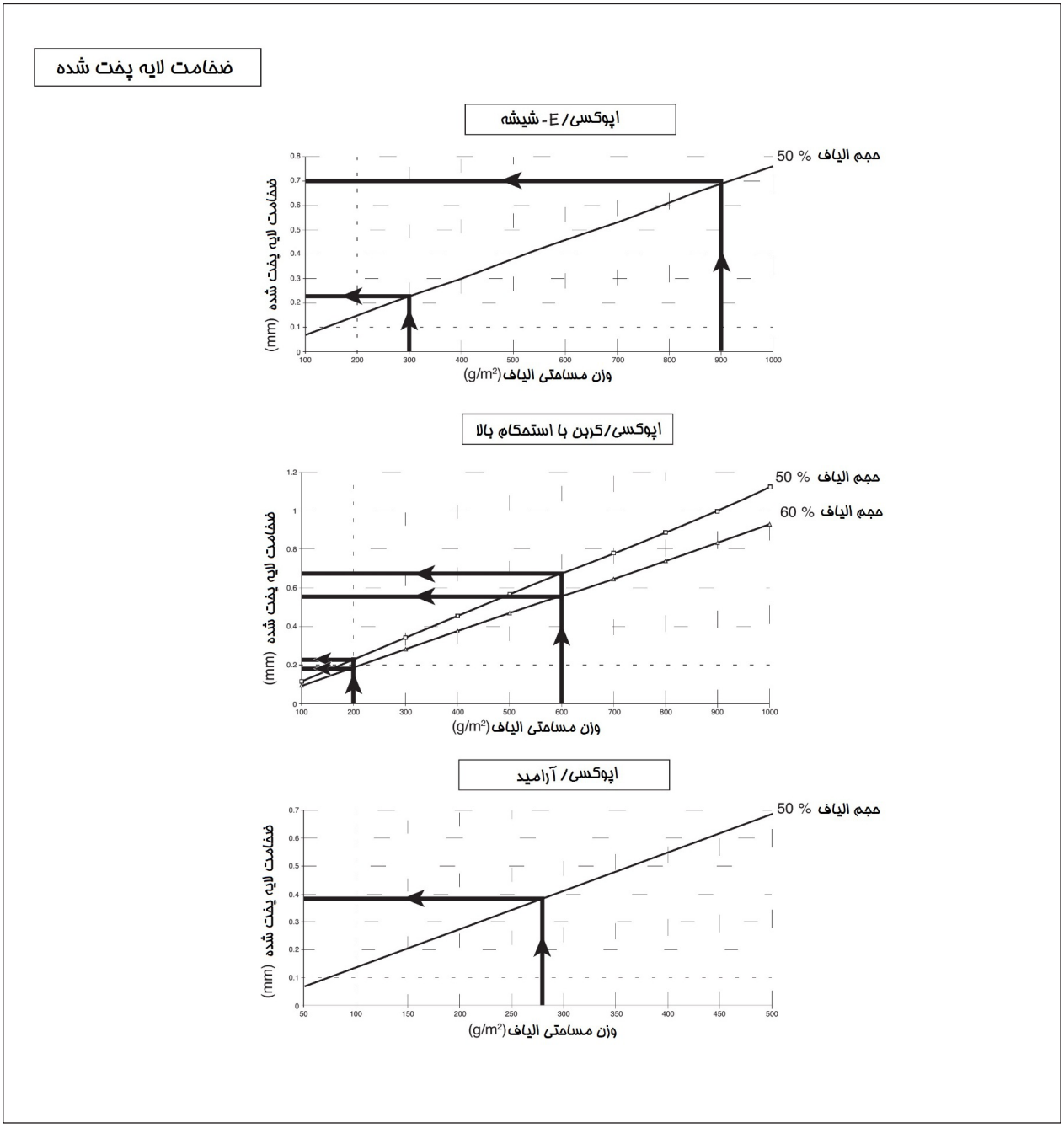
شکل(٦) فرمول بندی رزین اپوکسی HBRF55A [۲۲]

ساختار اصلی پوسته، در بردارنده مارپیچی است که از اتصال عقبی (Aft Joint) تا گنبد جلویی (Forward Dome) گسترده می‌شود و لایه‌های حلقوی بین لایه‌های مارپیچی قرار می‌گیرند. دامنه جلویی (Forward Skirt) و اتصال عقبی با الیاف گرافیت IM7 پیش آغشته/ رزین HBRF1915 تقویت می‌شوند. الیاف در جهت ۰ و ٤٥ درجه به منظور بهینه سازی مقاومت اتصال آرایش می‌یابند و با لایه‌های حلقوی کوتاه فشرده می‌شوند. الیاف کربن AS4 پیش آغشته/ رزین اپوکسی پارچه بافته شده (Weave Cloth) (90~0 به منظور کاهش آسیب دیدگی کامپوزیت طی عملیات‌های ایجاد حفره(Hole Drilling Operations)، روی اتصال عقبی و دامنه جلویی استفاده می‌شود. کامپوزیت روی لاستیک EPDM پر شده با الیاف آرامید (به عنوان عایق داخلی) پیچانده می شود. بعد از کامل شدن فرایند رشته پیچی کامپوزیت، کامپوزیت و لاستیک با یکدیگر پخت می‌شوند [۲۳].

مقدار الیاف مورد نیاز به ازای حجم معینی از رزین، برای الیاف مختلف متفاوت است. همچنین براساس حجم و سطح الیاف و پلیمر زمینه به کار رفته، ضخامت کامپوزیت نهایی متفاوت است. بر این اساس، نمودارهایی برای طراحی پوسته‌های کامپوزیتی ارائه می‌شود که نمونه‌هایی از آن‌ها در شکل‌های ۷ و ۸ ارائه شده‌است. در واقع، برای انتخاب الیاف و ماتریس برای کاربرد مد نظر، می‌توان به کمک نمودارهای زیر و با انتخاب محتوای رزین و وزن الیاف در مرحله پیش آغشته سازی، حجم الیاف مناسب و ضخامت لایه پخت شده را به دست آورد.



شکل(۷) تعیین مقدار الیاف مورد نیاز به ازای حجم معینی از پلیمر زمینه [٤١]



شکل (۸) تخمین ضخامت کامپوزیت نهایی با انتخاب حجم و جنس الیاف و نوع پلیمر زمینه [٤١]

۵ عملکرد پوسته های کامپوزیتی در افزایش ایمنی

پوسته‌های کامپوزیتی نسبت به پوسته‌های فلزی، می‌توانند عملکرد مهمات غیر حساس (Insensitive Munitions(IM)) (Response را بهبود بخشند. الزامات مهمات غیر حساس با در نظر گرفتن آغازش سهوی مهمات به دلیل عوامل تحریک برنامه ریزی نشده، گرمای بیرونی و مکانیکی است. در سامانه موشک (سرجنگی و پیشرانه)، این الزامات برای ارزیابی پاسخ ناشی از ضربه (ترکش (Fragment)، گلوله (Bullet) و جت خرج گود (Shaped-Charge Jet) و عوامل تحریک گرمایی (کوک آف (Cookoff) آرام و سریع) حاصل شده از سوخت‌های هیدروکربنی مایع، سوزش

تجهیزات (Burning Ordnance)، یا سایر منابع حرارتی برنامه ریزی نشده، توسعه داده می‌شوند. همچنین خطر انفجار القایی (Sympathetic Detonation) یا همان انتشار انفجار به مهمات مجاور نیز مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. یکی از جنبه‌های سیستمی که می تواند عملکرد مهمات غیرحساس را بهبود بخشد استفاده از پوسته‌های کامپوزیتی است. در جدول ٤ عملکرد پوسته های کامپوزیتی و فلزی در آزمون‌های مختلف مهمات غیر حساس بررسی شده است. پاسخ‌های بدست آمده بر اساس پروتکل AOP-39 ناتو بوده و نوع این پاسخ‌ها بر اساس شدت واکنش، بصورت شماره‌هایی در جدول ٤ نشان داده شده‌است [٢٤].

جدول ٤ مقایسه پاسخ‌های IM برای پوسته‌های موتور in ٦ [٤]

آزمون IM (بوسیله MIL-STD-2105)	پوسته کامپوزیتی با قطر in ۶ (۱۵۲ mm)	پوسته فولادی یک تکه با قطر in ۶ (۱۵۲ mm)
کوک آف سریع	سوزش (V)	انفجار (III)
کوک آف آرام	انفجار (III)	انفجار (III)
ضربه گلوله	سوزش (V)	پیشرانش (IV)
ضربه ترکش	سوزش (V)	سوزش شدید (Deflagration) (IV)

۶ نتیجه گیری

یکی از روش‌های تولید مواد کامپوزیتی، فرایند رشته پیچی است. با این فرایند می‌توان قطعات بزرگی را با استحکام بسیار بالا، ایمنی مناسب و وزن کم به عنوان سازه‌های هوافضایی تهیه کرد که حصول این ویژگی‌ها از دیدگاه پدآفند غیر عامل اهمیت بسیار زیادی دارد. خواص این کامپوزیت‌ها با انتخاب اجزا و چینش بهینه آن‌ها (لایه نشانی) تعیین می شود. غالباً براساس تحلیل دمایی طی ضخامت کامپوزیت، الیاف انتخاب می‌شوند. اما به طور کلی برای قطعات با استحکام بالا و سبک از الیاف کربن استفاده می‌شود و برای کاربردهایی که قیمت تمام شده، اهمیت بیشتری دارد، از الیاف دیگر استفاده می‌شود. در مقیاس صنعتی نیز اغلب از رزین‌های گرماسخت از جمله رزین اپوکسی به عنوان زمینه این کامپوزیت ها استفاده می‌شود. اما امروزه استفاده از پلیمرهای گرمانرم به دلیل محاسنی که نسبت به پلیمرهای گرماسخت ایجاد می‌کنند با توجه بیشتری روبه رو شده است. به هر صورت به دلیل آن که پوسته‌های کامپوزیتی پلیمری در برابر محیط‌های خورنده مقاومت خوبی دارند و عملکرد مناسب‌تری در کوک آف سریع و آهسته ایجاد می‌کنند، در مقایسه با پوسته‌های فلزی نیز ایمنی بالاتری را موجب می‌شوند.

مراجع

1. Beheshty M.H., and Rezadoost A.M., Reinforced Plastics (Polymer Composites) (Persian), Chapter 4, *Iran Polymer and Petrochemical Institute*, Tehran, 2012.

2. Ninan, K.N., Polymers for Space Applications, *International Conference on Advances in Polymer Technology*, Indian, 2008-09-25.

3. Biswas P.K., Manufacturing Processes of Polymer Matrix Composite Material for Aerospace Application, *CSIR-National Metallurgical Laboratory, Jamshedpur*, 288-291, 1998.

4. Fisher M. and Moore T., Composite Motor Cases for Tactical Missile Propulsion Systems, *in 41 St AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, 1-8, 2005.

5. Filament Winding, Available from: Http://Www.Nuplex.Com/Composites/Processes/Filament-Winding.

6. Sutton G.P. and Biblarz O., Rocket Propulsion Elements, *John Wiley & Sons, Inc.*, Hoboken, New Jersey, Chapter 15, 2010.

7. Reinforcements for Composites: Manufacturing,

Sales and Customer Service, *Technical Fabrics Handbook*, www.Hexcel.Co, 2010.

8. Sridhar, M.K., Fibre Reinforcements for Composites, *Defence Science Journal*, **43**(4), 365-368, 1993.

9. Composite Materials Handbook: Polymer Matrix Composites; Materials Usage, Design, and Analysis, *MIL-HDBK-173-F*. **3**, 2013.

10. Fleeman, E.L., Tactical Missile Design-Integration, *Applied Technology Institute (ATI)*, 2009.

11. Tricot J.C., Wrap-on Composite Case Technology Super 530 D-Tactical Motor Application, *24th Joint Propulsion Conference*, Boston, 1988.

12. Kumar Sardiwal M., Sami A., Anoop B. S., Susmita G., & Lahari Vooturi Syed Arsha S., Advanced Composite Materials in Typical Aerospace Applications, *Global Journal of Researches in Engineering: D Chemical Engineering*, **14**(1), 2014.

13. Njuguna J. and Pielichowski K., the Role of Advanced Polymer Materials in Aerospace, 1-38, London, 2013.

14. Hexply Prepreg Technology, *Hexcel Corporation*, Publication No. FGU 017c, 2013.

15. Nichols R.W., Advanced Materials by Design Advisory Panel, *U.S. Congress, Office of Technology Assessment*, OTAE-351, 1988.

16. Pilato L.A. and Michno M.J., Advanced Composite Materials, *Springer Science & Business Media*, Heidelberg, 1994.

17. Carter D., Hybrid Thermoplastic Matrix Fabrication Methods for Missile Structures, *SBIR/Phase I*, Topic Number:A15-106, 2015.

18. Du S., Meng S. and Chen S., Research and Development of Advanced Composite Materials For Aerospace Industry in China, *in 13th International Conference on Composite Materials,* Beijing, 1-4, 2001.

19. Lakshmi K. and Rao A.R.M., Multi-Objective Optimal Design of Laminated Composite Skirt Using Hybrid NSGA, *Meccanica*, **48**(6), 1431-1450, 2013.

20. Avinash G., Rama Krishna S., Kumar Shrivastava N., Design and Analysis of Composite Rocket Motor Casing, *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, **4**(6), 231-236, 2014.

21. Cowles D.K., Design of a Rocket Motor Casing, Doctoral Dissertation, *Rensselaer Polytechnic Institute*, 2012.

22. Pearce E.M. and Mijovic J., Characterization-Curing-Property Studies of HBRF 55A Resin Formulations, *NASA-CR-175836*, Polytechnic Inst. of New York, Brooklyn, NY, United States1985 ...

23. VLAHAKIS N., Graphite Epoxy Motors (GEM) for the Delta II Launch Vehicle, *In AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Monterey, CA, U.S.A., (P. 2313), 1989.

24. Guidance on the Assessment and Development of Insensitive Munitions (IM), *NATO International Staff - Defence Investment Division*, AOP 39, 2010.