

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا-سازه‌های هوایی

بررسی استحکام بین لایه ای کامپوزیت الیاف-فلز تقویت شده با نانوذرات گرافن تحت بار خستگی

نگارنده:

اکبر تامرادی

اساتید راهنما:

دکتر محمدباقر نظری

دکتر سید مهدی حسینی فراش

استاد مشاور:

دکتر مهدی گردویی

دی ۱۳۹۹

شماره: ۳۵,۹۹,۲۰۷

تاریخ: ۱۳۹۹, ۱۰, ۵

باسمه تعالی



مدیریت تحصیلات تکمیلی

فرم شماره (۳) صورتجلسه نهایی دفاع از پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

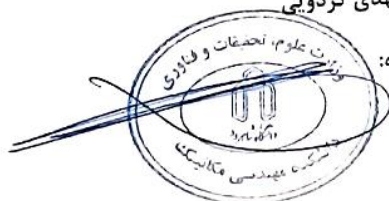
با نام و یاد خداوند متعال، ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد آقای اکبر تامرادی با شماره دانشجویی ۹۶۰۴۴۱۴ رشته مهندسی هوافضا گرایش سازه‌های هوایی تحت عنوان بررسی استحکام بین‌لایه‌ای کامپوزیت الیاف-فلز تقویت شده با نانوذرات گرافن تحت بار خستگی که در تاریخ ۹۹/۱۰/۲۰ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می‌گردد:

☒ الف) درجه عالی: نمره ۲۰-۱۹	☐ ب) درجه خیلی خوب: نمره ۱۸-۱۷
☐ ج) درجه خوب: نمره ۱۶-۱۷/۹۹	☐ د) درجه متوسط: نمره ۱۵-۱۴
☐ ه) کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول و نیاز به دفاع مجدد دارد	
نوع تحقیق: ☐ نظری ☒ عملی	

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنمای اول	دکتر محمدباقر نظری	استادیار	
۲- استاد راهنمای دوم	دکتر سید مهدی حسینی فراش	استادیار	
۳- استاد مشاور	دکتر مهدی گردویی	دانشیار	
۴- نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر سید علی سینا	استادیار	
۵- استاد ممتحن اول	دکتر حسین توننده‌جانی	استادیار	
۶- استاد ممتحن دوم	دکتر مسعود مهدی‌زاده رخی	استادیار	

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده: دکتر مهدی گردویی

تاریخ و امضاء و مهر دانشکده:



۹۹, ۱۱, ۵

تقدیم اثر

تقدیم به محضر ملکوتی قطب عالم امکان امام عصر (عج)، روحی و ارواحیاله الغداء

همان که با ظهورش جهان را پر از قسط و عدل خواهد کرد.

و تقدیم به شیرد زنجیر، سردار جاوید الاثر، حاج احمد متوسلین و همه ی شهدای عزیزى که بخط به خطی امنیت

و آرامش خاطر در زندگی را مرمون از جان گذشتگی شان می باشیم.

تشکر و قدردانی

بارالها! حمد و سپاس تو راست که گنجینه علم و معرفت (قرآن کریم) را مقابل دیدگانم گشودی تا با سیر و تدبیر در آن به

سرچشمی علم و معرفت رهنمود کردم. به شمر رسیدن این تحقیق حاصل لطف خداوند متعال، صبر و دعای خانواده و

مساعدت اساتید گرامی تقدیرم آقایان دکتر محمدباقر نظری، دکتر سید مهدی حسینی فراش و دکتر مهدی کردویی که اساتید راهنما و

مشاور این پایان نامه هستند، می باشد که در طول تحصیل بی دریغ از دیای ژرف علم و اخلاقشان به من آموختند. هم چنین

از کلیه دوستان عزیزم که در طول تحصیل همواره مشوق من بوده اند نهایت تشکر را دارم و برای آن ها آرزوی موفقیت

در تمام عرصه ها دارم.

تهدنامه

اینجانب اکبر تامرادی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی هوافضا گرایش سازه‌های هوایی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان‌نامه ((بررسی استحکام بین لایه ای کامپوزیت الیاف-فلز تقویت شده با نانوذرات گرافن تحت بار خستگی)) تحت راهنمایی دکتر محمدباقر نظری متعهد می‌شوم.

- تحقیقات در این پایان‌نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است .
- در استفاده از نتایج پژوهشهای محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است .
- مطالب مندرج در پایان‌نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است .
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد و مقالات مستخرج با نام « دانشگاه صنعتی شاهرود » و یا « Shahrood University of Technology » به چاپ خواهد رسید .
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان‌نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان‌نامه رعایت می‌گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان‌نامه ، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است .
- در کلیه مراحل انجام این پایان‌نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری ، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است .

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج ، کتاب ، برنامه های رایانه ای ، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد . این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود .
استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان‌نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

چکیده

در این پژوهش به بررسی استحکام بین لایه‌ای کامپوزیت الیاف-فلز (FML) تقویت شده با نانوذرات گرافن تحت بارگذاری خستگی با روش تجربی پرداخته شده است. فلز مورد استفاده در ساخت نمونه‌های FML آلیاژ آلومینیوم 2024-T3، الیاف بکار برده شده الیاف شیشه‌ای دو جهته و رزین مورد استفاده رزین اپوکسی می‌باشد. با توجه به مطالعات انجام شده، از نانوذرات گرافن اکسید به عنوان تقویت کننده استفاده شد. نمونه‌های آزمون کشش رزین بدون نانوگرافن اکسید و همچنین با درصد های ۰/۱، ۰/۲۵ و ۰/۳۵ نانوگرافن اکسید، آزمون پوست کنی با و بدون نانوگرافن اکسید و آزمون خستگی بدون نانوگرافن اکسید و نیز با درصدهای گفته شده انجام گردید. در تمامی آزمون‌های فوق، نمونه‌های دارای نانوگرافن اکسید استحکام خستگی بهتری را نشان دادند. استحکام خستگی برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید به میزان ۳۸۸ درصد از نمونه‌های بدون گرافن اکسید بیشتر بود، همچنین نتایج آزمون پوست کنی نشان داد افزودن همین مقدار نانوگرافن اکسید به رزین اپوکسی باعث افزایش خواص چسب به میزان ۱۲۲ درصد گردیده است.

کلمات کلیدی: استحکام بین لایه‌ای، خستگی، کامپوزیت الیاف-فلز (FML)، نانوگرافن اکسید.

لیست مقالات مستخرج از پایان نامه

1-A. Tamoradi, SM. Hosseini Farrash, MB. Nazari and M. Gerdooie, The effect of nano graphene oxide on the interlayer adhesion of fiber-metal laminate composites: An experimental approach.

فهرست مطالب

۵	فهرست جدول‌ها
۹	فهرست شکل‌ها
۱	فصل ۱: پیشگفتار
۲	فصل ۱
۲	۱-۱- مقدمه
۳	۱-۲- پیشینه تحقیق
۵	۱-۳- معرفی پایان نامه
۷	فصل ۲: پیشینه تحقیق
۸	فصل ۲
۸	۲-۱- کامپوزیت
۸	۲-۲- ماتریس (زمینه)
۹	۲-۲-۱- انواع رزین
۱۰	۲-۳- الیاف
۱۱	۲-۴- روش‌های ساخت کامپوزیت‌های زمینه پلیمری
۱۱	۲-۴-۱- روشهای قالبسازی باز
۱۳	۲-۴-۲- روش قالب‌گیری بسته
۱۵	۲-۵- نانوکامپوزیت
۱۵	۲-۶- نانوگرافن

۱۷.....	۲- ۶- ۱- گرافن اکسید
۱۸.....	۲- ۷- کامپوزیت های الیاف-فلز (FML)
۱۹.....	۲- ۸- آزمون خستگی بر روی کامپوزیت های الیاف- فلز (FML)
۲۰.....	۲- ۸- ۱- آزمون چقرمگی شکست بین لایه های حالت اول:
۲۱	فصل ۳ : روش ساخت،انجام آزمایش و استخراج نتایج
۲۲.....	فصل ۳.....
۲۲.....	۳- ۱- مواد و روش تحقیق
۲۳.....	۳- ۲- معرفی مواد لازم در ساخت ورق کامپوزیت الیاف-فلز
۲۳.....	۳- ۲- ۱- ورق فلزی
۲۳.....	۳- ۲- ۲- هسته ی کامپوزیتی
۲۴.....	۳- ۲- ۳- نانوذرات گرافن
۲۵.....	۳- ۳- مراحل توزیع نانوذرات گرافن در رزین اپوکسی
۲۷.....	۳- ۴- ساخت نمونه های آزمون کشش رزین
۲۷.....	۳- ۴- ۱- مراحل ساخت نمونه های آزمون کشش رزین
۲۸.....	۳- ۴- ۲- نمونه های آزمون کشش رزین بدون نانوغرافن اکسید
۲۹.....	۳- ۴- ۳- نمونه های آزمون کشش رزین با درصدهای مختلف نانوغرافن اکسید
۳۰.....	۳- ۵- نحوه ی ساخت نمونه های آزمون کشش هسته ی کامپوزیتی
۳۳.....	۳- ۶- ساخت ورق FML
۳۳.....	۳- ۶- ۱- مراحل آماده سازی و ساخت ورق FML برای آزمون های خستگی، کشش و پوست کنی (T-Peel Test)
۳۶.....	۳- ۶- ۲- ساخت نمونه های FML
۳۸.....	۳- ۷- استخراج خصوصیات مکانیکی به روش تجربی

۳۸..... ۱-۷-۳-آزمون کشش

۴۰..... ۲-۷-۳-آزمون پوست کنی (T-Peel Test)

۴۱..... ۳-۷-۳-آزمون خستگی

فصل ۴ : نتایج و بحث ۴۷

۴۸..... فصل ۴

۴۸..... ۱-۴-مقدمه

۴۸..... ۲-۴-نتایج تجربی آزمون کشش

۴۸..... ۱-۲-۴-نتایج کشش آلومینیوم T3-2024

۴۹..... ۲-۲-۴-نتایج کشش رزین اپوکسی بدون نانوگرافن اکسید

۵۰..... ۳-۲-۴-نتایج آزمون کشش رزین اپوکسی با درصدهای متفاوت گرافن اکسید

۵۲..... ۴-۲-۴-نتایج آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی بدون گرافن اکسید

۵۴..... ۳-۴-نتایج آزمون خستگی

۵۴..... ۱-۳-۴-تئوری تیر اصلاح شده (MBT)

۵۷..... ۲-۳-۴-روش کالیبراسیون انطباق (CC)

۶۰..... ۳-۳-۴-روش کالیبراسیون انطباق اصلاح شده (MCC)

۶۳..... ۴-۴-معادله‌ی پاریس، نمودارها و ضرایب

۶۸..... ۵-۴-نتایج آزمون پوست کنی (T-Peel Test)

۶۸..... ۱-۵-۴-نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید

۶۹..... ۲-۵-۴-نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های حاوی نانوگرافن اکسید

۷۲..... ۳-۵-۴-بررسی میکروسکوپی نمونه‌ها(عکس های میکروسکوپ الکترونی)

فصل ۵: جمع بندی، نتیجه گیری و پیشنهادات ۷۵

فصل ۵ نتیجه گیری و ارائه ی پیشنهادات ۷۶

۵- ۱- نتیجه گیری ۷۶

۵- ۲- پیشنهادات ۷۸

مراجع ۷۹

پیوستها ۸۴

فهرست جدول‌ها

جدول ۱-۳	مشخصات اکسید نانوگرافن	۲۵
جدول ۲-۳	نمونه‌های آزمون کشش رزین با درصدهای مختلف نانوگرافن اکسید	۲۹
جدول ۱-۴	مشخصات مکانیکی آلومینیوم T3-2024	۴۸
جدول ۲-۴	نتایج آزمون کشش رزین اپوکسی بدون گرافن اکسید	۴۹
جدول ۳-۴	آزمون کشش رزین اپوکسی حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید	۵۰
جدول ۴-۴	آزمون کشش رزین اپوکسی حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید	۵۱
جدول ۵-۴	آزمون کشش رزین اپوکسی حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید	۵۱
جدول ۶-۴	آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف صفر درجه	۵۲
جدول ۷-۴	آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۴۵ درجه	۵۳
جدول ۸-۴	مقادیر نرخ رهايش انرژی کرنشی به روش تئوری تیر اصلاح شده (MBT)	۵۶
جدول ۹-۴	مقادیر نرخ رهايش انرژی کرنشی به روش کالیبراسیون انطباق (CC)	۵۹
جدول ۱۰-۴	مقادیر نرخ رهايش انرژی کرنشی به روش کالیبراسیون انطباق اصلاح شده (MCC)	۶۲
جدول ۱۱-۴	ضرایب معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های مختلف	۶۵
جدول ۱۲-۴	نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید	۶۸
جدول ۱۳-۴	نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید	۶۹۹
جدول ۱۴-۴	نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ نانوگرافن اکسید	۷۰
جدول ۱۵-۴	نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ نانوگرافن اکسید	۷۰

فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۲ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش دستی ۱۱
- شکل ۲-۲ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش پاشش رزین و الیاف ۱۲
- شکل ۳-۲ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش پیچش الیاف ۱۲
- شکل ۴-۲ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش وکیوم بگ ۱۳
- شکل ۵-۲ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش RTM ۱۴
- شکل ۶-۲ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش پالتروژن ۱۴
- شکل ۷-۲ نمایی از ساختار گرافن ۱۶
- شکل ۸-۲ گرافن اکسید ۱۷
- شکل ۹-۲ نمایشی از ساختار FML ۱۹
- شکل ۱۰-۲ کاربرد FML در هواپیمای A380 ۱۹
- شکل ۱۱-۲ نمایشی از سه حالت جدایش لایه ها ۲۰
- شکل ۱۲-۲ تیر یکسر گیردار دولبه ۲۰
- شکل ۱-۳ نمونه‌های آزمون کشش ورق آلومینیوم ۲۳
- شکل ۲-۳ الیاف شیشه دوجهته ۲۴
- شکل ۳-۳ اکسید نانوگرافن ۲۴
- شکل ۴-۳ (الف) تصویر SEM و شکل (ب) تصویر TEM ۲۵
- شکل ۵-۳ دستگاه هم‌زن مغناطیسی ۲۶
- شکل ۶-۳ حمام اولتراسونیک ۲۶

- شکل ۳-۷ قالب آلومینیومی برای ساخت نمونه‌ی کشش رزین ۲۸
- شکل ۳-۸ نمونه‌های آزمون کشش رزین اپوکسی بدون نانو گرافن اکسید ۲۸
- شکل ۳-۹ نمونه‌های ساخته شده با درصد‌های مختلف نانوگرافن اکسید ۲۹
- شکل ۳-۱۰ ساخت هسته‌ی کامپوزیتی به روش خلاء ۳۱
- شکل ۳-۱۱ نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۰ درجه ۳۲
- شکل ۳-۱۲ نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۴۵ درجه ۳۲
- شکل ۳-۱۳ شستن ورق با استون ۳۵
- شکل ۳-۱۴ محلول پتاسیم کرومات ۳۵
- شکل ۳-۱۵ ورق آلومینیوم پس از انجام مراحل بالا ۳۶
- شکل ۳-۱۶ نمونه‌ی FML ساخته شده برای آزمون خستگی ۳۷
- شکل ۳-۱۷ نمونه‌های آزمون خستگی ۳۸
- شکل ۳-۱۸ آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی ۳۹
- شکل ۳-۱۹ آزمون کشش رزین اپوکسی ۳۹
- شکل ۳-۲۰ آزمون پوست کنی ۴۰
- شکل ۳-۲۱ نمونه‌های آزمون پوست کنی ۴۰
- شکل ۳-۲۲ نمایی شماتیک از آزمون خستگی ۴۳
- شکل ۳-۲۳ نمایش پارامتر دلتا ۴۴
- شکل ۳-۲۴ نمودار محاسبه‌ی پارامتر n ۴۵
- شکل ۳-۲۵ پارامتر A_1 ۴۶
- شکل ۴-۱ نمونه‌ی آلومینیوم پس از تست کشش ۴۹
- شکل ۴-۲ نمونه‌های رزین اپوکسی بدون گرافن اکسید پس از آزمون کشش ۵۰

- شکل ۳-۴ نمونه‌های رزین اپوکسی با درصدهای مختلف گرافن اکسید پس از انجام آزمون ۵۱
- شکل ۴-۴ نمونه‌های هسته کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه پس از انجام آزمون ۵۲
- شکل ۵-۴ نمونه‌های هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه الیاف ۴۵ درجه پس از انجام آزمون ۵۳
- شکل ۶-۴ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید ۵۴
- شکل ۷-۴ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید ۵۵
- شکل ۸-۴ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید ۵۵
- شکل ۹-۴ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید ۵۶
- شکل ۱۰-۴ نمودار مقدار پارامتر n برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید ۵۷
- شکل ۱۱-۴ نمودار پارامتر n برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید ۵۸
- شکل ۱۲-۴ نمودار پارامتر n برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید ۵۸
- شکل ۱۳-۴ نمودار پارامتر n برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید ۵۹
- شکل ۱۴-۴ نمودار پارامتر A_1 برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید ۶۰
- شکل ۱۵-۴ نمودار پارامتر A_1 برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید ۶۱
- شکل ۱۶-۴ نمودار پارامتر A_1 برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید ۶۱
- شکل ۱۷-۴ نمودار پارامتر A_1 برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید ۶۲
- شکل ۱۸-۴ نمودار معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید ۶۳
- شکل ۱۹-۴ نمودار معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید ۶۴
- شکل ۲۰-۴ نمودار معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید ۶۴
- شکل ۲۱-۴ نمودار معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید ۶۵
- شکل ۲۲-۴ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های بدون نانوغرافن اکسید ۶۶

- شکل ۴-۲۳ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های دارای ۰/۱ درصد نانوگرافن اکسید..... ۶۶
- شکل ۴-۲۴ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های دارای ۰/۲۵ درصد نانوگرافن اکسید..... ۶۷
- شکل ۴-۲۵ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های دارای ۰/۳۵ درصد نانوگرافن اکسید..... ۶۷
- شکل ۴-۲۶ نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید پس از آزمون پوست‌کنی ۶۸
- شکل ۴-۲۷ نمودار آزمون پوست‌کنی برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید ۶۹
- شکل ۴-۲۸ نمونه‌های حاوی نانوگرافن اکسید پس از آزمون پوست‌کنی ۷۰
- شکل ۴-۲۹ نمودار نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید ۷۱
- شکل ۴-۳۰ نمودار نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ نانوگرافن اکسید ۷۱
- شکل ۴-۳۱ نمودار نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ نانوگرافن اکسید ۷۲
- شکل ۴-۳۲ عکس FESEM از نمونه‌ی بدون نانوگرافن اکسید ۷۲
- شکل ۴-۳۳ عکس FESEM از نمونه‌ی دارای ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید ۷۳
- شکل ۴-۳۴ جدایش بین لایه‌ای بین هسته‌ی کامپوزیتی و فلز آلومینیوم ۷۳

فهرست علائم

واحد	علامت	کمیت
J/m^2	G	نرخ رهایش انرژی کرنشی
mm	a	طول ترک اولیه
mm	b	عرض نمونه
mm	L	طول نمونه
mm	h	ضخامت نمونه
Mpa	UTS	استحکام کشش نهایی
mm	e_f	ازدیاد طول
Pa	E	مدول کشسان
	B	ضریب معادله پاریس
	n	توان معادله پاریس
N/mm	T_{max}	حداکثر نیروی جدایش
N/mm	T_{min}	حداقل نیروی جدایش
N/mm	T_{avg}	نیروی جدایش میانگین
Mpa/mm	K	سفتی چسب

فصل ۱: پیشگفتار

فصل ۱

۱-۱- مقدمه

آشنایی با پدیده خستگی^۱ و آنالیز آن از اهمیت خاصی برخوردار است چرا که قطعات زیادی در ماشین آلات و سازه‌های مختلف تحت بارگذاری متغیر قرار دارند. برای مثال در قطعاتی مانند مته‌های ابزار، محور چرخ اتومبیل و پل‌ها، اعمال تنش‌های سیکلی امری طبیعی محسوب می‌شود. با این که این بارهای متناوب از حد تحمل قطعات کمترند و در ظاهر نباید آسیبی به قطعه وارد شود؛ اما با گذشت زمان بسیاری از آنها می‌شکنند. با توجه به موارد فوق لزوم بررسی این پدیده در مواد مرکب (کامپوزیت‌ها) که امروزه در بسیاری از سازه‌ها استفاده می‌گردند مشهود می‌باشد. مواد مرکب، موادی چندجزئی هستند که خواص آنها در مجموع از هر کدام از اجزا بهتر است. امروزه محصولات کامپوزیتی در صنایع مختلفی مانند هوافضا، اتومبیل‌سازی، نظامی، ورزشی و پزشکی به کار می‌رود. کامپوزیت‌ها با وجود داشتن مزایای متعددی چون وزن کم، استحکام ویژه و سفتی ویژه بالا و مقاومت در برابر خوردگی، معایبی نیز دارند که از جمله این معایب، می‌توان به چقرمگی کم آنها اشاره کرد. کامپوزیت‌های لایه‌ای الیاف-فلز^۲ ورق‌های مرکبی است که از ترکیب کامپوزیت‌های پلیمری و ورق‌های فلزی تشکیل شده است. در صورت طراحی مناسب، FML ها نسبت به چندلایه‌های کامپوزیتی دارای مقاومت خستگی بالاتری خواهند بود.

تورق لایه‌ها مساله‌ایست که در موارد مختلف در گسیختگی کامپوزیت‌ها دیده می‌شود. به همین دلیل تحقیقات گسترده‌ای بمنظور افزایش استحکام بین‌لایه‌ای کامپوزیت‌ها انجام شده است. یکی از روش‌هایی که اخیراً مطرح شده، افزودن نانوذرات مانند نانولوله‌های کربنی^۳ و نانوذرات گرافن^۴ است

¹ Fatigue

² Fiber Metal Laminates-FMLs

³ Carbon nanotubes

⁴ Graphene nanoparticles

۱-۲- پیشینه تحقیق

در سال ۱۹۸۲ تحقیقاتی برای افزایش عملکرد خستگی آلیاژهای آلومینیوم در دانشگاه دلف^۱ هلند انجام شد که نتیجه‌ی آن ساخت لایه‌های الیاف-فلز آرامید^۲ بود و این لایه‌ها با نام آرال^۳ معرفی شد [۱]. در سال ۱۹۸۴ در کارخانه‌ی آلکوا^۴ نمونه‌های تجاری آرال توسط لایه‌های آلومینیومی ۷۰۷۵ و لایه‌های آلومینیومی ۲۰۲۴ ساخته شدند [۲]. بعدها برای اینکه سفتی آرال را افزایش دهند از الیاف کربن به جای الیاف آرامید استفاده کردند که لایه‌های کارال^۵ نامیده شد و تحقیقات نشان داد این لایه‌ها با افزایش تنش‌ها دچار شکست می‌شوند که ناشی از ضعف خستگی بود و مشکلات دیگری از قبیل خوردگی بین الیاف کربن و ورقه‌های آلومینیوم در محیط مرطوب مشاهده شد. در سال ۱۹۹۰ تلاش‌های دیگری برای بهبود لایه‌ی آرال صورت گرفت که این بار از الیاف شیشه با استحکام بالا به جای الیاف آرامید استفاده شد و گلاره^۶ نامیده شد. این ساختار جدید به‌طور موفقیت‌آمیزی باعث بهبود در خواص مکانیکی گردید [۳].

کانتول و همکاران [۴] در تحقیقی جامع به کاربرد ورق‌های FML در سازه‌های مدرن هوافضایی پرداختند. آنها دو نوع هسته کامپوزیتی گلاره و آرال را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که چندلایه‌ی الیاف-فلز گلاره عملکرد بهتری دارد. آنها دریافتند که ورق FML مقاومت بالایی در مقابل فرورفتگی ناشی از ضربه‌های وارد شده به بدنه هواپیما دارد. پاسکو و همکاران [۵] در بررسی رشد تورق بین‌لایه‌ای در کامپوزیت‌ها با روش المان محدود مشاهده کردند که اثرات متقابل تورق لایه‌ها می‌تواند باعث ایجاد پراکندگی کاذب در ظاهر نمودار رشد تورق با نرخ آزادسازی انرژی کرنشی شود. اسپرانک و همکارانش [۶] یک روش چهار مرحله‌ای برای پیش‌بینی چرخه‌های شروع ترک خستگی در ورقه‌های FML

¹ Delft

² Aramid

³ Aramid Reinforced Aluminum Laminate (ARALL)

⁴ Alcoa

⁵ Carbon Reinforced Aluminum Laminate (CRALL)

⁶ Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy (GLARE)

سوراخدار تحت بارگذاری چرخه‌ای ارائه دادند. بات و نارایانان [۷] اثر تورق را بر خواص شکست در کامپوزیت الیاف شیشه- آلومینیوم، به روش عددی بررسی کردند و مشاهده کردند که نرخ رهایش انرژی کرنشی برای ترک‌های نرمال در نمونه‌های دارای تورق، بالاتر از نمونه‌های بدون تورق است. خانم بنکسیلز و همکاران [۸] مقایسه‌ای بین گسترش تورق لایه‌ای ناشی از خستگی در کامپوزیت‌های چند جهته ساخته شده به روش دستی و از پیش ساخته انجام دادند و نتیجه گرفتند که نمودارهای نرخ رشد ترک به نرخ رهایش انرژی کرنشی به مقدار ضریب R بستگی دارد و نرخ گسترش ترک برای نمونه‌های پیش‌ساخته سریع‌تر از نمونه‌های ساخته شده به روش دستی است. محققین در تحقیقات متعدد [۹-۲۲] به دسته‌های مختلفی از FML ها پرداختند و آنها را بر اساس نوع فلز، نوع الیاف، نوع رزین و نحوه‌ی چیدمان الیاف، ساخته و تورق لایه‌ها، نرخ رشد ترک خستگی و نرخ رهایش انرژی کرنشی را بررسی کردند.

به موازات تحقیقات ذکر شده، پژوهشگران [۲۳-۳۰] به بررسی بهبود عملکرد کامپوزیت‌های پلیمری تقویت شده با افزودن نانو ذرات پرداختند. نووسلو و همکاران [۳۱] با موفقیت تک‌لایه‌های گرافن را شناسایی کردند. رفیعی و همکاران [۳۲] اثر گرافن و نانولوله‌های کربنی را روی رزین اپوکسی بررسی کردند و متوجه شدند که اثر تقویت‌کنندگی گرافن نسبت به نانولوله‌های کربنی بالاتر است. لیانگ و همکاران [۳۳] اکسید گرافن را بر روی پلی‌وینیل الکل بررسی کردند که ۷۶ درصد استحکام کششی و ۶۲ درصد افزایش مدول را تنها با افزودن ۰/۷ درصد بدست آوردند. شکریه و همکاران [۳۴] با افزودن ۰/۲۵ وزنی نانوگرافن به اپوکسی، ۲۷/۴ درصد افزایش در عمر خستگی خمشی را مشاهده کردند. لی و همکاران [۳۵] اثر گرافن اکسید را بر خواص مکانیکی FML ساخته شده با الیاف کربن مورد بررسی قرار دارند و مشاهده کردند که نمونه‌های حاوی گرافن اکسید دارای مدول کشسان و استحکام کششی به ترتیب ۱۳/۵ و ۱۱/۷ درصد بیشتری نسبت به نمونه‌های بدون گرافن اکسید می‌باشند. بخصوص استحکام برشی بین‌لایه‌ای به میزان ۱۵۰/۴ درصد نسبت به نمونه‌های بدون گرافن اکسید بیشتر بود. آیشا کوثر و همکاران [۳۶] در کامپوزیت اپوکسی تقویت شده با نانوگرافن، ۵۵٪ بهبود در خواص مکانیکی و ۲۳۰٪ بهبود در خواص حرارتی مشاهده

کردند. کامار و همکاران [۳۷]، با افزودن ۰/۲۵ درصد وزنی نانوگرافن به تیر کامپوزیتی، ۲۵ درصد افزایش در چقرمگی شکست مشاهده کردند. فارسانی و همکاران [۳۸] با افزودن ۰/۴٪ وزنی نانوگرافن عامل دار به رزین اپوکسی در تیر کامپوزیتی، در استحکام خمشی، مدول خمشی و انرژی شکست به ترتیب ۸۹/۶٪، ۲۵۲/۶٪ و ۴۴/۶٪ افزایش نسبت به نمونه های بدون نانوگرافن مشاهده کردند.

۱-۳- معرفی پایان نامه

در این پایان نامه به بررسی تاثیر نانوذرات گرافن بر استحکام بین لایه ای فلز آلومینیوم و هسته ی کامپوزیتی در ورق های FML تحت بارگذاری خستگی و بدست آوردن درصد بهینه ی نانوذرات گرافن پرداخته می شود. در روش تجربی این تحقیق برای ساخت FML از ورق نازک آلومینیومی T3-2024، رزین اپوکسی، درصد های مختلف نانوذرات گرافن و الیاف شیشه استفاده خواهد شد. تمامی نمونه ها شامل، نمونه های کشش رزین، کشش هسته ی کامپوزیتی، آزمون پوست کنی و نمونه های آزمون خستگی در آزمایشگاه مواد مرکب پیشرفته ی دانشگاه صنعتی شاهرود ساخته شد. خواص مکانیکی مورد نیاز شامل خواص ورق آلومینیوم، نمونه های مختلف رزین اپوکسی و نمونه های هسته ی کامپوزیتی با درصد های مختلف و بدون نانوذرات گرافن با استفاده از آزمون استاندارد مکانیکی در آزمایشگاه تعیین خواص مکانیکی دانشگاه شاهرود استخراج گردید. برای اندازه گیری اثر نانوذرات گرافن بر استحکام چسبندگی بین الیاف و رزین و همچنین فلز و هسته ی کامپوزیتی آزمون پوست کنی^۱ اجرا می شود. نمونه های FML ساخته شده با درصد های مختلف نانوذرات گرافن تحت بارگذاری خستگی قرار گرفته و اثر نانوذرات بررسی می شود. در بخش عددی از نرم افزار المان محدود آباکوس استفاده می شود و در پایان نتایج آزمون تجربی با شبیه سازی عددی مقایسه خواهد شد.

^۱ T-peel Test

با توجه به پیشینه‌ی تحقیق بیان شده در بالا از مهمترین نوآوری‌های این پایان‌نامه می‌توان در بررسی اثر درصد نانوذرات گرافن بر چسبندگی بین لایه‌ای ورق FML ساخته شده با الیاف شیشه و ورق آلومینیوم و همچنین رفتار این نوع کامپوزیت‌ها در بارگذاری خستگی اشاره کرد.

در فصل دوم این پایان‌نامه مقدمه‌ای از کامپوزیت‌ها و نحوه‌ی ساخت آنها بیان می‌شود. در فصل سوم، مواد و روش تحقیق تجربی و عددی مطرح می‌شود. در فصل چهارم به بحث و ارائه‌ی نتایج بدست آمده پرداخته خواهد شد و در فصل پنجم نتیجه‌گیری و پیشنهادها ارائه خواهد شد.

فصل ۲: روش تحقیق

فصل ۲

۲-۱- کامپوزیت

مواد کامپوزیت از ترکیب دو یا چند ماده برای دستیابی به خواص (فیزیکی ، شیمیایی و غیره) که از مواد تشکیل دهنده آن برتری دارند تشکیل می شوند. اجزای اصلی مواد کامپوزیت یا کامپوزیت ها ماتریس و الیاف هستند. ماتریس فیبرها را به هم متصل می کند و بدین ترتیب انتقال بار بین الیاف و همچنین بین کامپوزیت و بارهای خارجی را فراهم می کند. همچنین از الیاف در برابر حمله (آسیب) محیطی محافظت می کند. الیاف بیشتر سختی و استحکام را تأمین می کنند. از افزودن مواد دیگر، برای بهبود ویژگی های خاص استفاده می شود. به عنوان مثال از پرکننده ها برای کاهش هزینه و بهبود فرآیند پذیری و پایداری ابعاد استفاده می شود. مواد کامپوزیت معمولاً با توجه به نوع تقویت کننده مورد استفاده طبقه بندی می شوند. دو کلاس گسترده کامپوزیت ها فیبر و ذره هستند که هر کدام از خصوصیات و پتانسیل های کاربردی بی نظیری برخوردار است.

۲-۲- ماتریس (زمینه)

ماتریس بخش سازه ای یا الیاف را در جای خود نگه می دارد و از آن در برابر عوامل محیطی محافظت می کند و همچنین در هنگام اعمال بار به جسم، نیروها را به بخش سازه ای که مقاومت بالایی دارد منتقل می کند.

۲- ۱- انواع رزین

رزین ها به طور کلی به دو دسته تقسیم بندی می شوند:

الف: ترموپلاستیک^۱

مواد جامدی هستند که در هنگام گرم شدن به مایع تبدیل شده و خاصیت چسبندگی پیدا می کنند که می توان جسم مورد نظر را در آن قرار داده و به محض سرد شدن، ماده به حالت اولیه خود، یعنی حالت جامد تبدیل میگردد و در حالت سخت شدگی جسم را به طور کامل در بر میگیرد. البته این روش برای مسلح کردن الیاف توسط رزین مناسب نمی باشد. از انواع این رزین ها می توان به پلی اتیلن، پلی پروپیلن و پی وی سی اشاره نمود. این دسته از پلاستیک ها را می توان بارها حرارت داد و ذوب نمود بدون اینکه تغییر قابل توجهی در خواص آنها ایجاد شود [۳۹].

ب: ترموست^۲

از دو مایع تشکیل شده که در هنگام ترکیب با یکدیگر و انجام واکنش شیمیایی تبدیل به یک ماده چسبنده شده و سپس سخت می گردند. اپوکسی ها جز این دسته میباشند. اپوکسی ها دارای خواص و عملکرد بسیار خوبی می باشند. از مهمترین خواص آنها میتوان به سفتی و مقاومت بسیار بالا، مقاومت حرارتی مناسب، چسبندگی عالی و مقاومت شیمیایی خوب به ویژه در محیط های قلیایی اشاره کرد. رزین های ترموست پس از اینکه پخته شدند به یک شکل دائمی در می آیند و دیگر قابلیت ذوب و شکل دهی مجدد را ندارند [۳۹].

¹ thermoplastic

² Thermoset

۲-۳- الیاف

الیاف یا تقویب کننده‌های بسیاری با توجه به کاربرد و هزینه در ساخت کامپوزیت‌ها استفاده می‌گردد. متداول ترین الیاف‌های تجاری در دسترس الیاف‌های مصنوعی می باشند. گسترده‌ترین تقویت کننده‌های مورد استفاده الیاف، شیشه، کربن و آرامید هستند [۴۰-۴۱].

الیاف شیشه در حدود ۹۰ درصد تقویت کننده‌های مورد استفاده در سازه‌های کامپوزیتی را شامل می‌شوند. این الیاف در گروه مواد غیرفلزی و غیر ارگانیک جای دارند [۴۲-۴۳]. تمام الیاف شیشه ای را می توان به طور مشروط به دو دسته اصلی تقسیم کرد: الیاف مصارف عمومی ارزان قیمت و الیاف گران قیمت برای کاربردهای خاص [۴۴]. بیشتر برندهای الیاف شیشه با توجه به ویژگی های خاص خود به صورت زیر نامگذاری می شوند [۴۵].

¹E-glass: رسانایی الکتریکی کم.

²S-glass: استحکام بالا.

³C-glass: مقاومت شیمیایی بالا.

⁴M-glass: خاصیت ارتجاعی (الاستیسیته) بالا.

⁵A-glass: مقدار بالای فلزات قلیایی، الیاف سدیم-آهک.

⁶D-glass: ثابت دی الکتریک پایین.

⁷AR-glass: مقاومت قلیایی بالا.

¹ Electrical-glass

² Strength-glass

³ Chemical-glass

⁴ Modulus-glass

⁵ Alkali-glass

⁶ Dielectric-glass

⁷ Alkali Resistant-glass

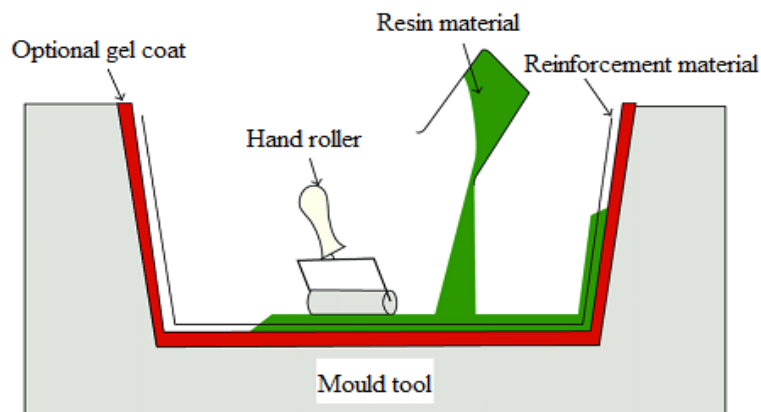
۲-۴- روش های ساخت کامپوزیت های زمینه پلیمری

به طور کلی فرایندهای ساخت به دو دسته ی زیر دسته بندی می شوند [۴۶].

۲-۴-۱- روش های قالب گیری باز^۱

الیاف به رزین آغشته شده و آنها را در قالب باز قرار می دهیم، ترکیب حاصل در شرایط محیطی پخت یا سخت می شود. در ادامه این روش ها را معرفی می کنیم.

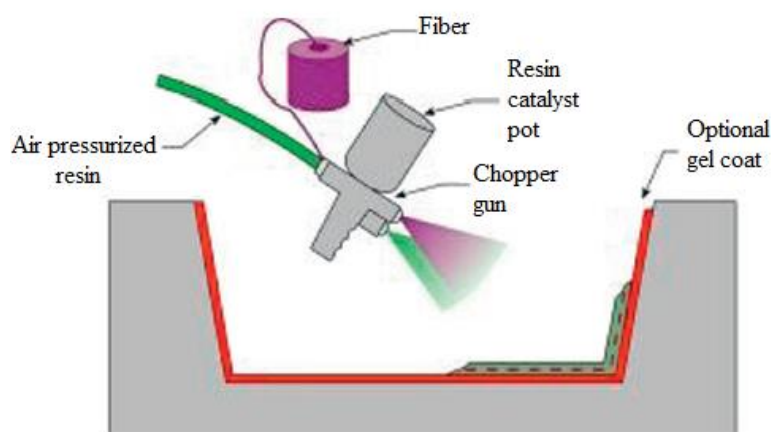
الف) روش لایه گذاری دستی: در این روش الیاف به یک طرف قالب لایه گذاری و جهت گیری می شوند. سپس رزین روی سطح الیاف یا پارچه ریخته می شود و با استفاده از یک غلتک دستی یا قلم مو روی آنها پخش می شود. این حرکت نورد دستی یا قلم مو هوای گرفتار شده بین الیاف و رزین را از بین می برد، باعث خیس شدن کامل پارچه می شود و کامپوزیت را متراکم می کند [۴۶].



شکل ۲-۱ نمایشی از ساخت کامپوزیت به روش دستی

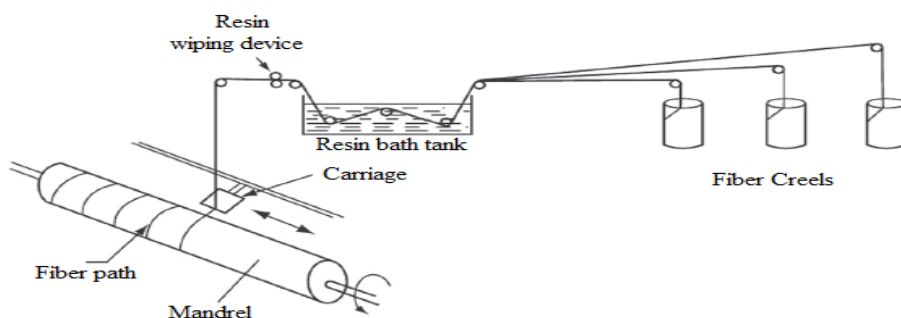
¹ Open Molding Process

ب) روش پاشش رزین و الیاف: شبیه به چیدمان دستی است اما از یک خردکننده و اسپری به ترتیب برای خرد کردن الیاف و پاشش رزین درون قالب استفاده می کند، سپس از نورد دستی، دقیقاً مانند حالت لایه گذاری دستی، برای خارج کردن هوای گرفتار استفاده می شود [۴۶].



شکل ۲-۲ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش پاشش رزین و الیاف [۴۷]

ج) روش پیچش الیاف: برای تولید محصولات مدور استفاده می شود که از یکپارچگی ساختاری بالایی برخوردار هستند (مخازن، لوله‌ها، مخازن تحت فشار و غیره). از یک غلتک چرخشی به عنوان قالب استفاده می شود و الیاف آغشته به رزین طبق یک الگوی هندسی از پیش تعیین شده در اطراف قالب پیچیده می شوند. این فرایند به صورت خودکار انجام می شود [۴۶].

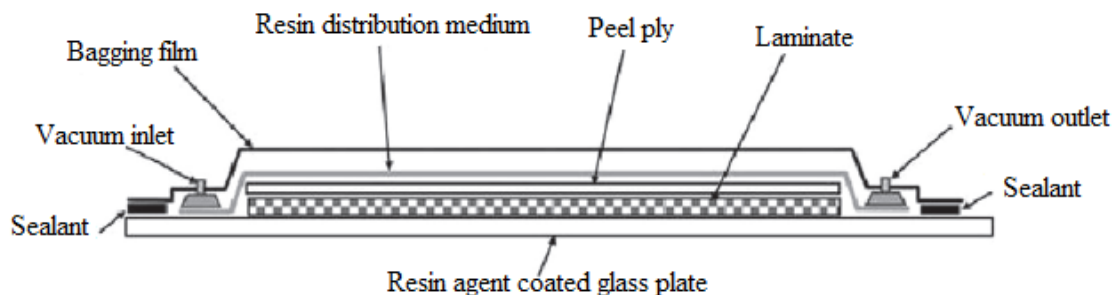


شکل ۲-۳ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش پیچش الیاف [۴۸]

۲-۴-۲- روش قالب گیری بسته^۱

در این روش الیاف و رزین درون یک قالب دو طرفه پخت می شوند. برای تولید حجم بالا معمولاً به اتوماسیون و تجهیزات ویژه احتیاج است. این فرایند شامل روش های زیر است [۴۶].

الف) روش وکیوم بگ^۲: در این روش یک فیلم پلاستیکی روی سطحی که به صورت دستی لایه گذاری شده است قرار داده می شود. لبه ها مهر و موم شده و خلاء کشیده می شود. سایر مواد داخل کیسه عبارتند از: فیلم قرار داده شده روی لایه ها و پس از آن یک لایه نمد گذاشته می شود تا رزین اضافی را جذب کند [۴۶].



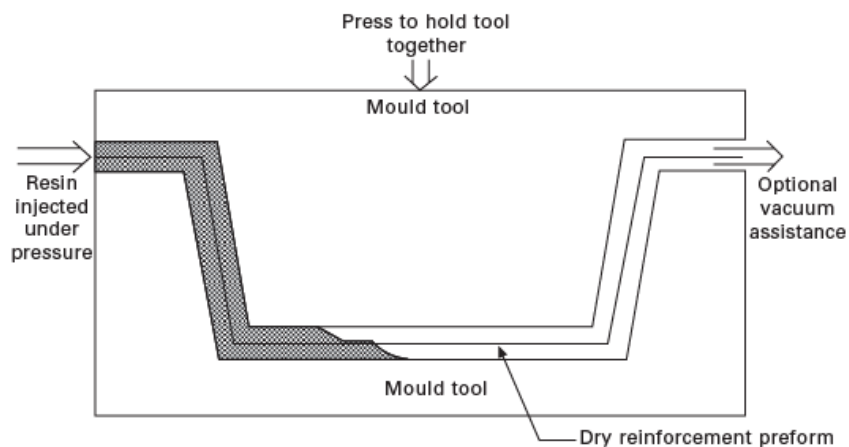
شکل ۲-۴-۲- نمایی از ساخت کامپوزیت به روش وکیوم بگ [۴۹]

ب) روش RTM^۳: برای ساخت اجزای کامپوزیت در اندازه متوسط (به طور معمول زیر ۳ متر) ، مانند تیغه های فن موتور جنگنده F-۳۵، اسپارها و ریبها برای بخش میانی بدنه و توانمندسازی جنگنده F-۳۵ استفاده می شود [۵۰].

^۱ Closed Molding Process

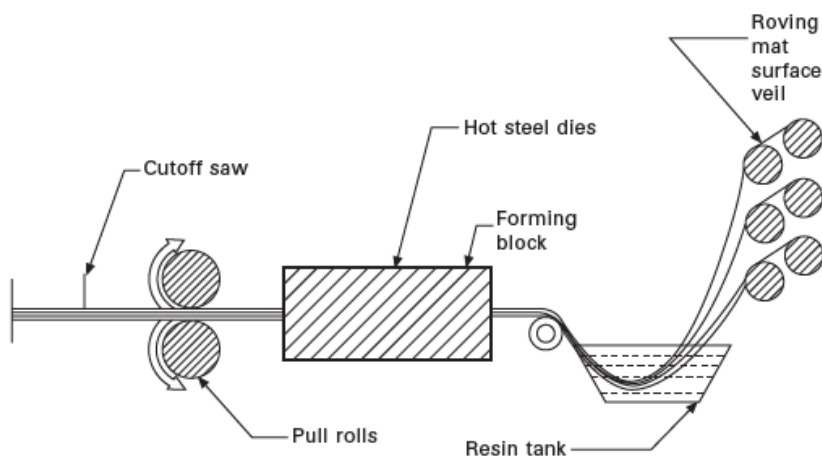
^۲ Vacuum Bagging

^۳ Resin Transfer Molding



شکل ۲-۵ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش RTM

ج) روش پالتروژن^۱: یک فرایند خودکار و مداوم است که برای ساخت اجزای کامپوزیت با پروفیل‌های سطح مقطع ثابت استفاده می‌شود. الیاف پیوسته از قرقه‌های ذخیره سازی جدا شده و از طریق حمام رزین مایع کشیده می‌شوند [۵۰].



شکل ۲-۶ نمایی از ساخت کامپوزیت به روش پالتروژن

¹ pultrusion

۲-۵- نانوکامپوزیت

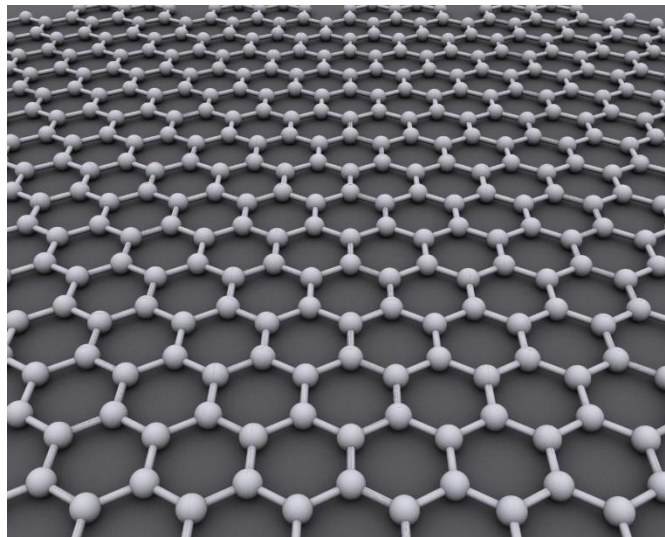
نانوکامپوزیت نیز همان کامپوزیت است که یک یا چند جزء از آن، ابعاد کمتر از ۱۰۰ نانومتر دارد. نانوکامپوزیت ها از دو فاز تشکیل شده اند. فاز اول یک ساختار بلوری است که در واقع پایه یا ماتریس نانوکامپوزیت محسوب می شود و ممکن است از جنس پلیمر، فلز و یا سرامیک باشد. فاز دوم نیز ذراتی در مقیاس نانومتر می باشند که به عنوان تقویت کننده (مواد پرکننده Filler) به منظور اهداف خاص از قبیل استحکام، مقاومت، هدایت الکتریکی، خواص مغناطیسی و در درون فاز اول (ماده پایه) توزیع می شوند.

در بحث نانومواد، نانوکامپوزیت ها از جایگاه ویژه ای برخوردار هستند. حضور ذرات و الیاف در ساختار نانوکامپوزیت ها معمولاً باعث ایجاد استحکام در ماده ی پایه می شود. در واقع هنگامی که ذرات و یا الیاف درون یک ماده ی پایه توزیع شوند، نیروهای اعمال شده به کامپوزیت به طور یکنواختی به ذرات یا الیاف منتقل می شود. با توزیع مواد پرکننده درون ماده پایه خصوصیات نظیر استحکام، سختی، خواص تغییر می کند. ماده ی پایه می تواند ذرات را به گونه ای از هم جدا نگه دارد که رشد ترک به تأخیر افتد. به علاوه اجزاء نانوکامپوزیت ها بر اثر برهمکنش سطحی بین ماده ی پایه و مواد پرکننده، از خواص بهتری برخوردار می شوند. نوع و میزان برهمکنش ها نقش مهمی در خواص مختلف نانوکامپوزیت ها همچون حلالیت، خواص نوری، خواص الکتریکی و مکانیکی آن ها دارد [۵۴-۵۱].

۲-۶- نانوگرافن

گرافن نام یکی از آلوتروپ های کربن است. در گرافیت (یکی دیگر از آلوتروپ های کربن)، هر کدام از اتم های چهارظرفیتی کربن، با سه پیوند کووالانسی به سه اتم کربن دیگر متصل شده اند و یک شبکه گسترده را تشکیل داده اند. این لایه خود بر روی لایه ای کاملاً مشابه قرار گرفته است و به این ترتیب، چهارمین الکترون ظرفیت نیز یک پیوند شیمیایی داده است، اما این پیوند این الکترون چهارم، از نوع پیوند واندروالسی است که پیوندی ضعیف است. به همین دلیل لایه های گرافیت به راحتی بر روی هم سر

می‌خورند و می‌توانند در نوک مداد به کار بروند. گرافن ماده‌ای است که در آن تنها یکی از این لایه‌های گرافیت وجود دارد و به عبارتی چهارمین الکترون پیوندی کربن، به عنوان الکترون آزاد باقی مانده‌است. مقاومت شکست گرافن ۴۲ نیوتن بر متر مربع است. برای یک فیلم نازک فرضی از فولاد با ضخامت مشابه گرافن، (ضخامت لایه ای ۳۵/۳ آنگستروم از گرافیت) مقاومت شکست در حدود ۰/۴۲ - ۰/۸۴ نیوتن بر متر مربع خواهد بود و نشانگر آن است که استحکام گرافن ۱۰۰ برابر فولاد است. گرافن یکی از جدیدترین موادی است که دارای خواص فیزیکی و شیمیایی بی نظیری است. مطالعه اخیر نشان می‌دهد که کامپوزیت های مبتنی بر گرافن با نانوذرات مختلف پتانسیل کاربرد گسترده ای را در زمینه های مختلف انرژی ، زیست‌محیطی، صنعت و علوم زیست پزشکی نشان می‌دهد. گرافن ساختار شبکه لانه زنبوری دارد و دارای خواص قابل توجهی مانند رسانایی بالا، مساحت بزرگ، پایداری مکانیکی و حرارتی بالا می‌باشد. علاوه بر این گزارش شده است که اثر بخشی مواد مبتنی بر گرافن نسبت به سایر اشکال کربن مانند نانولوله کربن و فولرن بالاتر است [۵۵-۵۶].



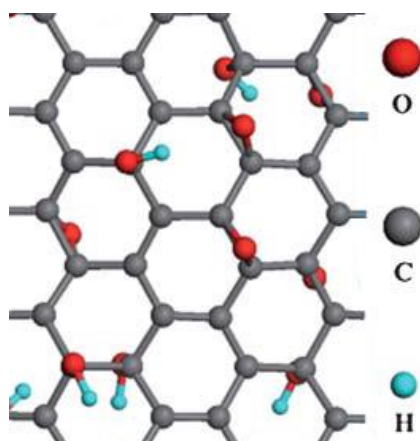
شکل ۲-۷ نمایی از ساختار گرافن

۲- ۶- ۱- گرافن اکسید

گرافن اکسید ماده ای دو بعدی است که به صورت تک لایه، با ساختار شش ضلعی و کریستالی ساخته شده است که بر روی صفحاتش، گروه های اکسیژنی وجود دارد. این ماده به دلیل وجود گروه های اکسیژنی و به هم ریختن ساختار اصلی گرافنی، از خواص اصلی گرافن مانند رسانایی (الکتریکی - حرارتی) خوبی برخوردار نیست ولی به دلیل وجود گروه های اکسیژنی، توانایی برهم کنشی بهتری با مواد دارد و این امکان را به ما می دهد که با پیوند های کووالانسی صفحات را به پلیمرها یا مواد دیگری، پیوند بزنیم. شکل ۲-۸ نمایی از گرافن اکسید را نشان می دهد [۵۷-۵۸].

کاربردها:

- کامپوزیت هایی بسیار سبک و محکم
- نانو کامپوزیت های پلیمری برای دستیابی به خواص مد نظر
- کاهش اشتعال پذیری پلیمرها
- استفاده در مهندسی بافت برای ایجاد ساختارهایی زیست سازگار با سطح ویژه بسیار بالا
- انعطاف پذیری و Super elasticity
- پخش پذیری بهتر به دلیل وجود گروه های اکسیژنی در حلال ها



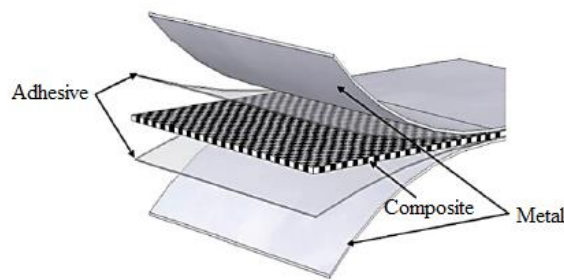
شکل ۲-۸ گرافن اکسید

۲-۷- کامپوزیت های الیاف-فلز (FML)

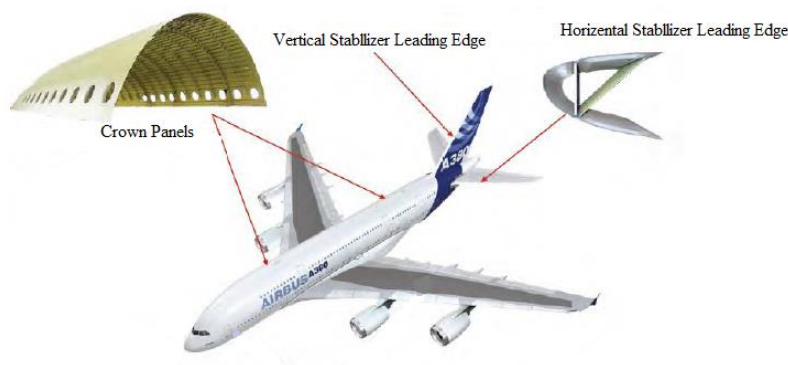
کامپوزیت های فیبر فلزی (FMLs) مواد ساختاری سبک هستند که از لایه های نازک متناوب فلزی و کامپوزیت الیاف-پلیمر تشکیل شده است، این سازه ها از ورقه های نازک فلزی به ضخامت ۰/۲ تا ۰/۴ میلیمتر نظیر آلومینیوم و تیتانیوم که به لایه های نازک کامپوزیت متصل می شوند ساخته شده اند. سطح خارجی این سازه ها فلزی است [۵۶].

رایج ترین FML مورد استفاده در ساختارهای هوافضا GLARE (لمینت فیبر فلزی تقویت شده با شیشه) است. GLARE نتیجه اتصال ورقه های نازک از آلیاژ آلومینیوم به لایه های نازک کامپوزیت شیشه-اپوکسی با استحکام بالا است. GLARE در بدنه فوقانی، لبه های حمله بال عمودی و پایدارکننده های افقی هواپیمای ایرباس ۳۸۰ استفاده می شود. از GLARE در درب های هواپیمای باربری C-17 گلاب مستر نیز استفاده می شود. FML ها دارای خصوصیات فیزیکی و مکانیکی مقبولى هستند که آنها را برای کاربرد در سازه های هوافضا مناسب می سازد. این ویژگی ها عبارتند از [۵۶]:

- وزن کم: FML ها به دلیل داشتن لایه های کم چگالی کامپوزیت نسبت به فلز یکپارچه معادل سبک تر هستند. به عنوان مثال، GLARE دارای چگالی کمتری از آلیاژ آلومینیوم یکپارچه است، که منجر به صرفه جویی قابل توجهی در وزن ایرباس A-380 می شود.
- خواص مکانیکی: FML دارای مقاومت کششی، تحمل آسیب، مقاومت در برابر ضربه و مقاومت در برابر خستگی بالاتری نسبت به فلز یکپارچه هستند. اینها دلایل کلیدی استفاده GLARE در بدنه A-380 است. در شرایط بارگیری پرواز، سرعت رشد ترک خستگی در GLARE، ۱۰ تا ۱۰۰ برابر کندتر از آلیاژ آلومینیوم یکپارچه است زیرا ترک ها در رابط های اتصال بین فلز و کامپوزیت متوقف شده یا منحرف می شوند.



شکل ۹-۲ نمایشی از ساختار FML [۵۹]

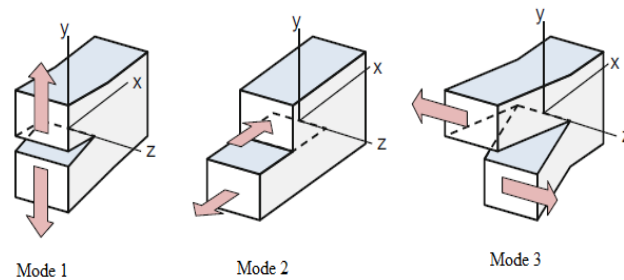


شکل ۱۰-۲ کاربرد FML در هواپیمای A380 [۶۰]

۸-۲- آزمون خستگی بر روی کامپوزیت‌های الیاف- فلز (FML)

پدیده‌ی مهم خرابی در کامپوزیت‌های تقویت شده با فیبر به طور کلی و لمینت‌های فیبر- فلزی (FMLs) به طور خاص، جدایش لایه‌های منفرد است که اغلب به عنوان لایه‌های شدن مشخص می‌شود. لایه‌های شدن ممکن است در بعضی موارد به عنوان یک نوع خرابی واحد اتفاق بیفتد، اما در اکثر موارد در توازن با رشد ترک در لایه‌های فلزی در FML مشاهده می‌شود. جالب اینجاست که در حالی که لایه‌های شدن معمولاً برای عملکرد مواد مضر تلقی می‌شود، به خصوص برای کامپوزیت‌های تقویت شده با فیبر، این پدیده تا حدودی در ترکیب با رشد ترک در FML ها مفید است. هنگامی که شکاف در لایه‌های فلزی آغاز شد، تمایل به انتشار بیشتر در زیر بارگذاری (چرخه‌ای) دارد. باز شدن این شکاف در زیر بارهای اعمال شده باعث تحریک یک تنش منحصربفردی در رابط بین لایه‌های فیبر سالم مجاور می‌شود. این لایه‌ها با باز

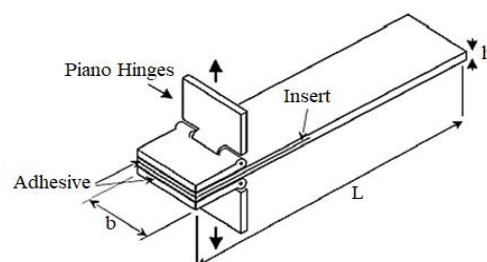
شدن ترک مجبور به کرنش قابل ملاحظه ای می شوند و خطر شکست فیبر را دارند مگر اینکه جدایش لایه ها رخ دهد. تکینگی تنش باعث شروع لایه لایه شدن حالت دوم در رابط عمود بر ترک و همسو با بار اعمال شده می شود. این باعث می شود که لایه های فیبر دست نخورده با طول بیشتری کشیده شوند و به طور موضعی تنش در الیاف را کاهش دهد [۶۱].



شکل ۱۱-۲ نمایشی از سه حالت جدایش لایه ها

۲-۸-۱-آزمون چقرمگی شکست بین لایه ای حالت اول:

نوع نمونه ترجیحی در اکثر تست های شکست بین لایه ای حالت اول، تیر یکسر گیردار دولبه (DCB)^۱ است که از یک کامپوزیت لایه ای با ضخامت یکسان مستطیل شکل تشکیل شده است. بلوک های بارگذاری در سطح بالا و پایین انتهای بازوهای نمونه DCB نصب می شوند. طول لایه لایه شدن در طول تست به صورت بصری مشخص می شود [۱۶].



شکل ۱۲-۲ تیر دوسر گیردار دوتایی [۶۳]

¹ Double Cantilever Beam

فصل ۳: روش ساخت، انجام آزمایش و

استخراج نتایج

فصل ۳

۳-۱- مواد و روش تحقیق:

در این فصل به معرفی مواد و آزمون های طراحی شده پرداخته می شود. آزمون های طراحی شده شامل موارد زیر است.

- آزمون کشش از نمونه ی رزین اپوکسی بدون نانوگرافن اکسید.
- آزمون کشش از نمونه ی رزین اپوکسی با درصد های مختلف نانوگرافن اکسید برای انتخاب درصد بهینه ی نانوگرافن اکسید.
- آزمون کشش ورق آلومینیومی برای بدست آوردن خواص مکانیکی آن.
- آزمون کشش هسته ی کامپوزیتی در دو جهت صفر و ۴۵ درجه با و بدون نانوگرافن اکسید برای بدست آوردن خواص مکانیکی.
- آزمون کشش ورق FML با و بدون نانوگرافن اکسید.
- آزمون پوست کنی برای بررسی چسبندگی لایه فلزی به هسته ی کامپوزیتی با و بدون ذرات نانو گرافن اکسید و بدست آوردن خواص چسب در حالت های با و بدون نانوگرافن برای شبیه سازی المان چسب.
- آزمون بارگذاری خستگی بر روی ورق FML با و بدون نانوگرافن اکسید.

۳-۲- معرفی مواد لازم در ساخت ورق کامپوزیت الیاف-فلز

۳-۲-۱- ورق فلزی

در این پژوهش با توجه به کاربرد فراوان آلومینیوم در صنایع مختلف و همچنین نسبت استحکام به وزن مناسب، از این ورق به عنوان لایه‌ی فلزی در ساخت FML استفاده می‌شود. با توجه به مطالعات انجام شده و همچنین کاربرد آلومینیوم در صنایع هوایی از آلیاژ 2024-T3 آلومینیوم با ضخامت ۰/۷ استفاده می‌گردد. برای بدست آوردن خواص مکانیکی ورق آلومینیوم آزمون کشش بر اساس استاندارد ASTM-E8M و بوسیله دستگاه اینسترون ۸۸۰۲ با ظرفیت اسمی ۲۵۰ کیلو نیوتن انجام می‌شود. نمونه‌های آزمون کشش ورق آلومینیوم در شکل ۳-۱ ارائه شده است.



شکل ۳-۱ نمونه‌های آزمون کشش ورق آلومینیوم

۳-۲-۲- هسته‌ی کامپوزیتی

هسته‌ی کامپوزیتی متشکل از الیاف شیشه و رزین اپوکسی می‌باشد. رزین اپوکسی دارای خواص مناسبی از جمله استحکام مناسب با چگالی پایین است. برای ساخت هسته‌ی کامپوزیتی از الیاف شیشه‌ی پارچه‌ای نوع E (100 gr/m^2) و رزین اپوکسی LR 630 استفاده شده است. در شکل ۳-۲ الیاف شیشه‌ی دو جهته‌ی مورد استفاده نمایش داده شده است.



شکل ۳-۲ الیاف شیشه دو جهته

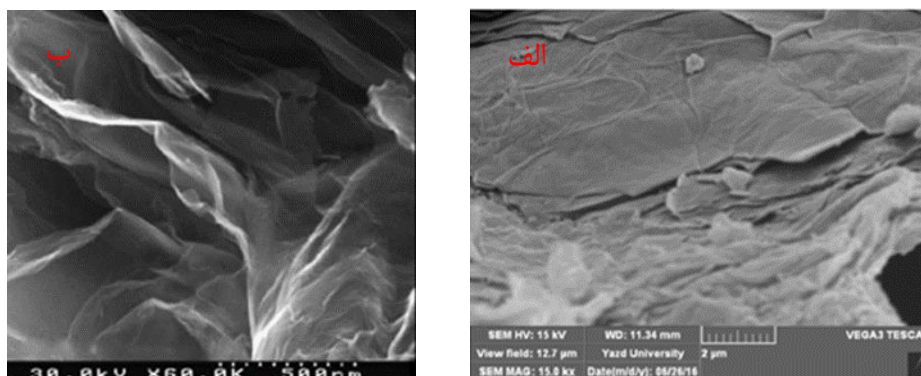
۳-۲-۳ - نانوذرات گرافن

برای بهبود خواص مکانیکی و افزایش چسبندگی بین فلز و هسته‌ی کامپوزیتی از نانوذرات گرافن استفاده شد. نانوغرافن دارای دو نوع کلی چندلایه و تک لایه است که نوع تک لایه‌ی آن بسیار گران قیمت تر از نوع چند لایه می‌باشد. در این پایان نامه از اکسید نانوغرافن چندلایه نوع تحقیقاتی استفاده شده است. در شکل ۳-۳ اکسید نانوغرافن نمایش داده شده است.



شکل ۳-۳ اکسید نانوغرافن

در شکل ۳-۴ (الف) و (ب) تصاویر SEM و TEM اکسید نانوگرافن ارائه شده است.



شکل ۳-۴ (الف) تصویر SEM و (ب) تصویر TEM

در جدول ۳-۱ مشخصات اکسید نانوگرافن چندلایه نوع تحقیقاتی ارائه شده است.

جدول ۳-۱ مشخصات اکسید نانوگرافن

کد	ضخامت	درصد خلوص (%)	تعداد لایه	مساحت سطح (m ² /g)	چگالی (g/cc)	قطر (μm)
Research grade	۳-۶	۹۹	۸-۱۰	۱۲۰	۰/۴۲	۵-۱۰

۳-۳- مراحل توزیع نانوذرات گرافن در رزین اپوکسی

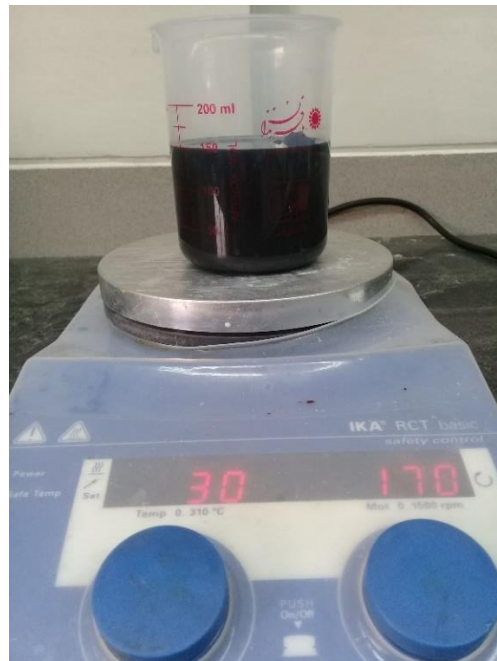
برای توزیع نانوذرات داخل محلول‌ها راههای زیادی وجود دارد که وابسته به نوع نانوذره، نوع محلول و ویسکوزیته‌ی محلول می‌باشد. در زیر مراحل توزیع نانوذرات گرافن در رزین اپوکسی تشریح شده است.

- توزیع دقیق رزین اپوکسی و نانوگرافن با درصدوزنی مورد نظر.
- استفاده از دستگاه هم‌زن مغناطیسی در ابتدا برای اختلاط اولیه نانوگرافن در اپوکسی.
- استفاده از حمام آلتراسونیک برای پراکنده کردن^۱ نانوذرات از همدیگر.

^۱ Disperse

- اضافه کردن هاردنر پس از اتمام مرحله‌ی قبل و استفاده از همزن مغناطیسی به مدت ۱۰ دقیقه.

در شکل ۳-۵ و ۳-۶ مراحل همزن مغناطیسی و حمام اولتراسونیک نمایش داده شده است.



شکل ۳-۵ دستگاه همزن مغناطیسی



شکل ۳-۶ حمام اولتراسونیک

۳-۴- ساخت نمونه های آزمون کشش رزین

نمونه های آزمون کشش رزین طبق استاندارد ASTM D638 ساخته شد. این نمونه ها بدون نانوگرافن و همچنین با درصدهای مختلف نانوگرافن اکسید ساخته شدند.

۳-۴-۱- مراحل ساخت نمونه های آزمون کشش رزین

برای ساخت نمونه ی آزمون کشش طبق استاندارد فوق، از قالب آلومینیومی دو تکه به شکل زیر استفاده شد.

- پاک کردن سطح هر دو تکه ی قالب با استفاده از تینر.
- زدن واکس جداکننده به سطح هر دو تکه ی قالب فلزی.
- انتخاب سطح کاملاً تراز برای قراردادن قالب فلزی.
- توزین دقیق رزین اپوکسی و هاردنر و ترکیب آنها با نسبت هاردنر به رزین ۳۰ به ۱۰۰.
- همزدن آرام رزین و هاردنر برای جلوگیری از ایجاد حباب.
- در صورت وجود حباب می توان با افزایش دمای بشر یا قراردادن در دستگاه آون حباب ها را از بین برد.
- ریختن رزین آماده شده در قالب (بهتر است فقط از یک گوشه ی قالب رزین به داخل ریخته شود).

توجه شود که ساخت نمونه های کشش رزین با نانوگرافن شبیه مراحل بالاست فقط قبل از ترکیب رزین و هاردنر باید نانوگرافن اکسید را مانند مراحل گفته شده بخش ۳-۲ با رزین اپوکسی توزیع کرد. در شکل ۳-۷ قالب آلومینیومی برای ساخت نمونه ی کشش رزین نشان داده شده است.



شکل ۳-۷ قالب آلومینیومی برای ساخت نمونه‌ی کشش رزین

۳-۴-۲ - نمونه‌های آزمون کشش رزین بدون نانوگرافن اکسید

در این بخش تعداد سه نمونه‌ی کشش رزین بدون نانوگرافن اکسید، با نسبت هاردنر به رزین ۳۰ به ۱۰۰ طبق مراحل شرح داده شده در بخش ۳-۴-۱ ساخته شد. در شکل ۳-۸ نمونه‌های ساخته شده نمایش داده شده است.



شکل ۳-۸ نمونه‌های آزمون کشش رزین اپوکسی بدون نانو گرافن اکسید

۳-۴ - نمونه‌های آزمون کشش رزین با درصدهای مختلف نانوگرافن اکسید

در این بخش نمونه‌های آزمون کشش رزین با درصدهای وزنی مختلف صفر، ۰/۱، ۰/۲۵ و ۰/۳۵ درصد نانوگرافن می‌پردازیم که نحوه‌ی توزیع آنها در جدول ۲-۳ تشریح شده است. شکل ۳-۹ این نمونه‌ها را نمایش می‌دهد.

جدول ۲-۳ نمونه‌های آزمون کشش رزین با درصدهای مختلف نانوگرافن اکسید

توان مصرفی دستگاه اولتراسونیک	زمان توزیع اولتراسونیک (دقیقه)	زمان هم‌زدن مکانیکی (دقیقه)	درصد وزنی نانوگرافن	کد نمونه
۷۰ وات	۲۲	۱۰	۰	Sp-0% Go
۷۰ وات	۲۲	۱۰	۰.۱	Sp-0.1% Go
۷۰ وات	۲۲	۱۰	۰.۲۵	Sp-0.25% Go
۷۰ وات	۲۲	۱۰	۰.۳۵	Sp-0.35% Go



شکل ۳-۹ نمونه‌های ساخته شده با درصدهای مختلف نانوگرافن اکسید

۳-۵- نحوه‌ی ساخت نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی

در این بخش، نحوه‌ی ساخت نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با و بدون نانوگرافن طبق استاندارد ASTM D3039 برای بدست آوردن خواص مکانیکی بیان می‌شود. برای ساخت هسته‌ی کامپوزیتی از الیاف شیشه نوع E (100 gr/m^2) و رزین اپوکسی LR 630 استفاده شده است. هسته‌ی کامپوزیتی از ۱۰ لایه الیاف شیشه در دو زاویه‌ی ۰ و ۴۵ درجه به صورت زیر تشکیل می‌شود.

- برش الیاف شیشه بر مبنای استاندارد ASTM D3039 (طبق این استاندارد اندازه نمونه $25 \times 250 \text{ mm}$ می‌باشد).

- برش نمد رزین گیر، پارچه‌ی آستری و وکیوم‌بگ در اندازه‌های مناسب.

- قرار دادن شیشه روی میز کار و زدن واکس جدا کننده به شیشه.

- توزین رزین اپوکسی و هاردنر، سپس ترکیب آنها.

- گذاشتن نمد رزین گیر روی شیشه.

- قرار دادن پارچه آستری روی نمد برای راحت‌تر جدا شدن کامپوزیت.

- زدن مقداری رزین اپوکسی با قلم مو روی پارچه‌ی آستری.

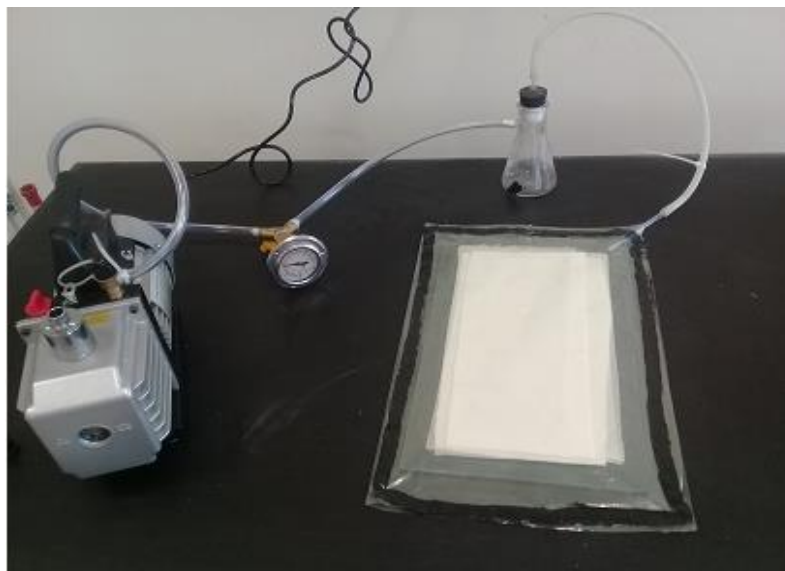
- قرار دادن یک لایه از الیاف شیشه روی پارچه آستری.

- زدن رزین اپوکسی روی الیاف شیشه تا کاملاً الیاف به رزین آغشته گردد.

- تکرار مرحله ۸ و ۹ به تعداد لایه‌ها.

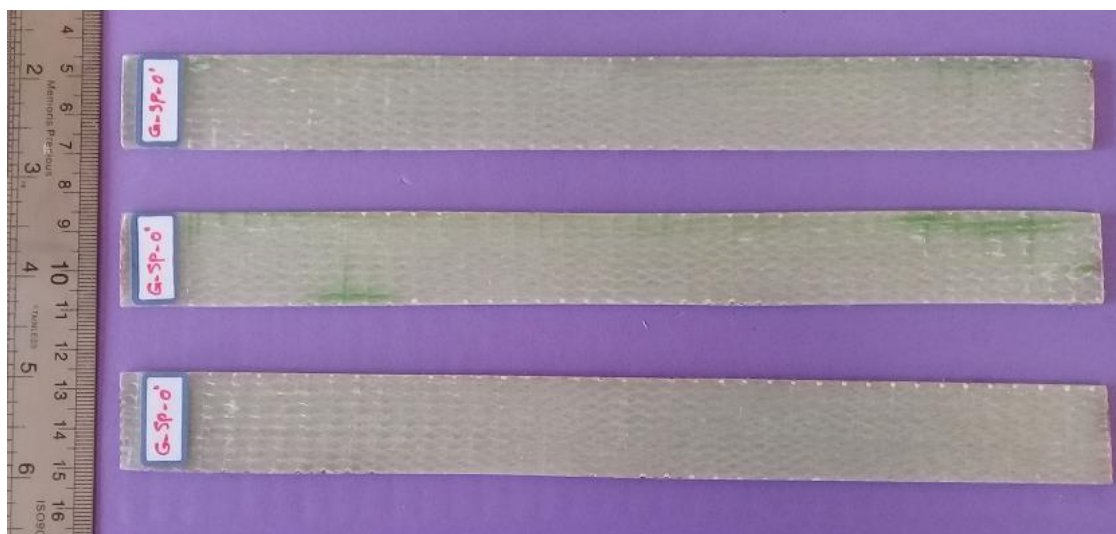
- قرار دادن پارچه‌ی آستری و نمد رزین گیر روی سطح آخرین لایه‌ی الیاف شیشه.

- چسباندن نوار آب‌بند اطراف قطعه کار.
 - قرار دادن لوله‌ی سیلکونی برای اتصال به پمپ خلاء.
 - پوشاندن قطعه کار با نایلون خلاء بطوریکه لبه‌های نایلون کمی از نوار آب‌بند عبور کند و سپس چسباندن نایلون به صورت کامل به نوار آب‌بند.
 - روشن کردن پمپ خلاء برای خروج هوای موجود بین الیاف و رزین با اعمال فشار خلاء 1 bar- توسط پمپ.
 - خاموش کردن پمپ خلاء پس از خلاء کامل.
 - جدا کردن قطعه کار پس از ۲۴ ساعت پخت رزین در دمای محیط.
- در شکل ۳-۱۰ ساخت نمونه‌ی هسته‌ی کامپوزیتی به روش خلاء نمایش داده شده است.



شکل ۳-۱۰ ساخت هسته‌ی کامپوزیتی به روش خلاء

شکل ۳-۱۱ نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۰ درجه را نشان می‌دهد.



شکل ۳-۱۱ نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۰ درجه

شکل ۳-۱۲ نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۴۵ درجه را نشان می‌دهد.



شکل ۳-۱۲ نمونه‌های آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۴۵ درجه

۳-۶- ساخت ورق FML

در این پژوهش این ورق ها بصورت ورق آلومینیوم/ هسته‌ی کامپوزیتی/ ورق آلومینیوم به طور هم زمان ساخته می‌شود. در ساخت آن از ورق آلومینیوم 2024-T3 با ضخامت ۰/۷، الیاف شیشه‌ی دو جهته و رزین اپوکسی LR 630 استفاده شده است.

۳-۶-۱- مراحل آماده‌سازی و ساخت ورق آلومینیوم برای آزمون‌های خستگی و

پوست کنی (T-Peel Test)

به منظور بررسی اثر نانوذرات گرافن بر نتایج آزمون خستگی، ورق آلومینیوم به صورت زیر آماده شد.

الف) برش دقیق ورق آلومینیوم در اندازه نهایی:

با توجه به استانداردهای ASTM D5528 برای آزمون خستگی و همچنین ASTM D3039 برای آزمون کشش سطح آلومینیوم خط‌کشی، اندازه‌گذاری و سپس با گیوتین برش داده شد.

ب) آماده‌سازی سطح آلومینیوم (اچ کردن):

برای جلوگیری از پدیده جدایش^۱ و دستیابی به اتصالی مناسب بین فلز و هسته‌ی کامپوزیتی سطح ورق آلومینیوم از هر گونه آلودگی شامل روغن و چربی بصورت زیر پاکسازی شد.

- سطح آلومینیوم با پارچه‌ی تمیز پاکسازی شد.
- سطح ورق آلومینیوم را برای چسبندگی بهتر با کاغذ سمباده ۸۰ خراش داده شد.

¹ Delamination

- مقدار ۲۵۰ میلی لیتر استون را در ظرف شستشو ریخته و ورق های آلومینیوم را در آن قرار داده تا ورق ها کاملاً شسته و رنگ محلول سیاه کم رنگ شود.
 - بعد از شستن ورق ها با استون، آنها را با آب داغ شسته، تا اثر استون از بین برود.
 - مقدار ۵ گرم سدیم هیدروکسید را به ۱ لیتر آب مقطر اضافه کرده، سپس محلول به اندازه ۶۰ تا ۶۵ درجه ی سانتیگراد حرارت داده می شود و بر روی ورق آلومینیوم ریخته می شود تا حباب های سفید از این ترکیب خارج شود.
 - در این مرحله برای از بین بردن باقیمانده سدیم هیدروکسید ورق ها با آب داغ شستشو داده می شود.
 - برای از بین بردن اثر رسوب سدیم هیدروکسید، مقدار ۱۰ گرم پتاسیم کرومات را در ۳۰۰ میلی لیتر آب مقطر اضافه کرده و هم می زنیم تا کاملاً در آب حل شود، سپس مقدار ۱۰۰ میلی لیتر اسید سولفریک را به آرامی به محلول اضافه کرده و محلول حاصل را تا دمای ۶۰ الی ۶۵ درجه ی سانتیگراد حرارت می دهیم تا رنگ آن متمایل به زرد کم رنگ شود.
 - ورق های آلومینیوم را در محلول حاصل شسته و سپس با آب داغ می شوئیم.
 - ورق ها را به مدت ۱ ساعت در دمای اتاق خشک می کنیم.
- در تصاویر زیر این مراحل نشان داده شده است.



شکل ۳-۱۳ شستن ورق با استون



شکل ۳-۱۴ محلول پتاسیم کرومات



شکل ۳-۱۵ ورق آلومینیوم پس از انجام مراحل بالا

۳-۶-۲ - ساخت نمونه‌های FML

در ساخت نمونه‌های FML مراحل زیر طی شد.

- زدن واکس جدا کننده به سطح شیشه یا میز کار.
- چیدن ورق آلومینیوم روی سطح شیشه.
- زدن واکس جدا کننده به یک لایه‌ی پلاستیکی و قراردادن آن بر روی ورق آلومینیوم برای ایجاد شکاف اولیه برای نمونه‌های آزمون خستگی.
- برش الیاف شیشه در اندازه و تعداد مورد نیاز بر طبق استانداردهای گفته شده در بالا.
- ترکیب رزین و هاردنر پس از توزین و هم‌زدن آن برای چند دقیقه.
- لایه چینی الیاف و آغشته کردن الیاف به رزین با قلم مو به روش دستی.

- قراردادن ورق آلومینیوم روی سطح آخرین لایه‌ی الیاف شیشه.
- چسباندن نوار آب‌بند در اطراف قطعه کار.
- قراردادن لوله‌ی سیلیکونی برای اتصال به پمپ خلاء.
- پوشاندن سطح قطعه کار با نایلون خلاء.
- روشن کردن پمپ خلاء برای تخلیه‌ی هوای موجود در قطعه کار با ایجاد فشار ۱- بار.
- خاموش کردن پمپ خلاء پس از انجام مرحله‌ی ۱۱.
- باز کردن قطعه کار پس از ۲۴ ساعت و برش نمونه‌ها بر طبق استاندارد.



شکل ۳-۱۶ نمونه‌ی FML ساخته شده برای آزمون خستگی



شکل ۳-۱۷ نمونه‌های آزمون خستگی

۳-۷- استخراج خصوصیات مکانیکی به روش تجربی

برای بدست آوردن خواص مکانیکی رزین اپوکسی، هسته‌ی کامپوزیتی و چسبندگی هسته‌ی کامپوزیتی به آلومینیوم آزمون‌های کشش، خستگی و پوست کنی انجام شد که در ادامه شرح داده می‌شوند.

۳-۷-۱- آزمون کشش

این آزمون بوسیله‌ی دستگاه اینسترون ۸۸۰۲ انجام شد. نمونه‌های آزمون کشش ورق آلومینیوم بر اساس استاندارد ASTM-E8M و کشش رزین اپوکسی و همچنین هسته‌ی کامپوزیتی بر اساس استاندارد

ASTM-D3039 انجام شد. داده‌های خروجی حاصل شامل استحکام تسلیم، ازدیاد طول و مدول

کشسان هر کدام از نمونه‌ها می‌باشد. در شکل‌های زیر این موارد نشان داده شده است.



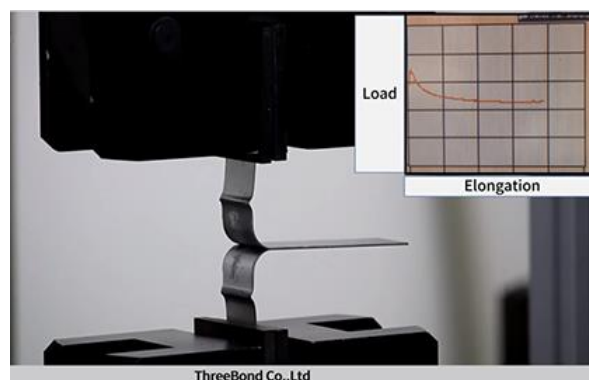
شکل ۳-۱۸ آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی



شکل ۳-۱۹ آزمون کشش رزین اپوکسی

۳-۷-۲-آزمون پوست کنی (T-Peel Test)

آزمون پوست کنی توسط دستگاه اینسترون ۸۸۰۲ برای بدست آوردن خواص چسب و همچنین مقایسه‌ی میزان چسبندگی هسته‌ی کامپوزیتی به ورق آلومینیومی برای نمونه‌های با و بدون نانوگرافن اکسید بر مبنای استاندارد ASTM-D1876 انجام گرفت. شکل ۳-۱۹ این آزمون را نشان می‌دهد. این آزمون بر روی دو گروه نمونه که عبارتند از؛ نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید و نمونه‌های با درصدهای مختلف نانوگرافن اکسید انجام شد. فاکتورهای بررسی شده در این آزمون شامل؛ حداکثر نیروی جدایش (از هم گسیختگی چسب) نسبت به عرض نمونه T_{max} (N/mm)، حداقل نیروی جدایش نسبت به عرض نمونه T_{min} (N/mm) و نیروی میانگین جدایش نسبت به عرض نمونه T_{av} (N/mm) می‌باشد.



شکل ۳-۲۰ آزمون پوست کنی



شکل ۳-۲۱ نمونه‌های آزمون پوست کنی

۳-۷-۳-آزمون خستگی^۱

یکی از موانع و فاکتورهای محدودکننده استفاده از مواد کامپوزیتی در مقیاس وسیع تر، جدایش لایه‌ای می‌باشد. در حالی که سایر موده‌های آسیب مانند ترک ماتریسی قبل از جدایش لایه‌ای اتفاق می‌افتند، این گونه‌ی آسیب، منجر به کاهش سفتی و ظرفیت تحمل بار بیشتری می‌شود. جدایش لایه‌ای ممکن است در اثر تنش‌های بین لایه‌ای ناشی از ناپیوستگی‌های مادی و هندسی ایجاد شود، بارگذاری‌های خارج از صفحه برای اشکال منحنی شکل نیز، تنش بین لایه‌ای ایجاد می‌کنند. موارد دیگری چون ضربه، تجمع و اشباع شدن ترک ماتریسی و ... نیز می‌توانند جدایش لایه‌ای ایجاد کنند. هر چند جدایش لایه‌ای باعث فروپاشی نهایی سازه نمی‌شود اما پیشرو آن است و همواره به عنوان بحرانی‌ترین مود آسیب شناخته می‌شود [۶۴].

در این پایان نامه اثر بارگذاری خستگی بر نمونه‌های کامپوزیتی فیبر - فلزی (FML) تقویت شده با نانوگرافن اکسید برای حالت اول بررسی می‌گردد. آزمون‌ها از نوع خستگی محوری و کم چرخه انجام شد. استاندارد لازم برای این کار ASTM D 5528 می‌باشد که در آن از روش محاسبه نرخ رهاش انرژی کرنشی^۲ (SERR) استفاده می‌گردد.

این پارامتر با G نمایش داده می‌شود و بصورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$G = \frac{P^2}{2b} \frac{dC}{da}$$

رابطه‌ی پاریس در فلزات بصورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$\frac{da}{dN} = A(\Delta K)^n$$

از آنجایی که برای کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف، میدان‌های تنش نزدیک به نوک ترک در جهات

^۱ Fatigue Test

^۲ Strain Energy Release Rate (SERR)

مختلف متفاوت می‌باشند، بنابراین نرخ رهایش انرژی کرنشی (SEER) برای مواد کامپوزیتی استفاده می‌گردد. ویلکینز و دیگران رابطه‌ی زیر را برای مواد کامپوزیت بر مبنای نرخ رهایش انرژی کرنشی ارائه داده‌اند.

$$\frac{da}{dN} = B(\Delta G)^m$$

که در آن:

$$\Delta G = G_{max} - G_{min}$$

برای آزمون‌های با R کوچک G_{min} در مقایسه با G_{max} کوچک است و از این رو می‌توان ΔG را بصورت زیر نوشت.

$$\Delta G = G_{max} - G_{min} \approx G_{max}$$

لذا معادله پاریس اصلاح شده بصورت زیر می‌شود:

$$\frac{da}{dN} = B(G_{max})^m$$

برای محاسبه مقدار C سه روش (تئوری) ارائه گردیده است، که عبارتند از:

- روش تئوری تیر اصلاح شده $^{1}(MBT)$
- روش کالیبراسیون انطباق $^{2}(CC)$
- روش کالیبراسیون انطباق اصلاح شده $^{3}(MCC)$

تفاوت اصلی در این روش‌ها در مدل‌های مختلفی است که برای رابطه‌ی انطباق (C) در مقابل طول ترک (a) استفاده می‌شود. یعنی تفاوت در محاسبه‌ی مقدار C [۶۵-۶۷].

¹ Modified Beam Theory (MBT)

² Compliance Calibration (CC)

³ Modified Compliance Calibration (MCC)

پارامتر C بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$C = \frac{\delta}{p}$$

پارامتر δ مقدار باز شدن دهانه‌ی تیر بر اثر اعمال بار p می‌باشد و از رابطه‌ی زیر بدست می‌آید.

$$\delta = \frac{2a^3 p}{3EI}$$

در بررسی حالت اول^۱ شکست خستگی با استفاده از کاهش توزیع توانی مقدار C بصورت زیر است:

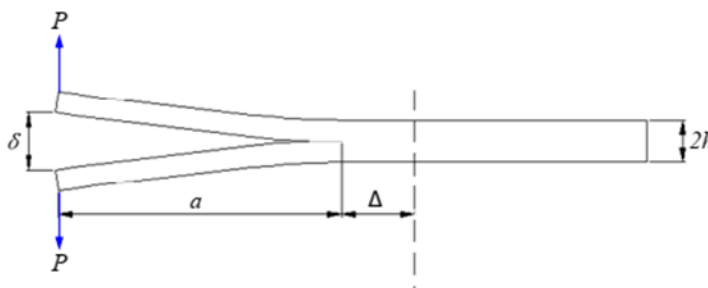
$$C = ma^x$$

m ضریب نرمی تیر می‌باشد و از رابطه‌ی زیر بدست می‌آید:

$$m = \frac{2}{3EI}$$

با استفاده از تئوری تیر اویلر-برنولی مقدار x برابر ۳ می‌باشد.

الف) روش تئوری تیر اصلاح شده (MBT)



شکل ۳-۲۲ نمایی شماتیک از آزمون خستگی

در این روش نرخ رهايش انرژی کرنشی (SERR) بصورت زیر بدست می‌آید.

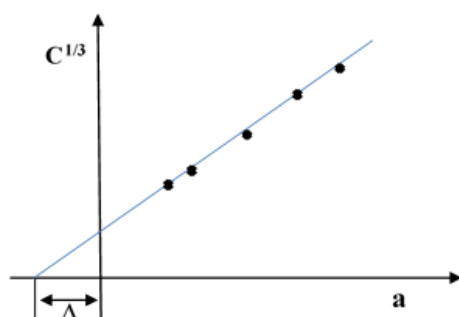
$$C = m(a + \Delta)^3$$

$$\delta = \frac{2a^3 p}{3EI}$$

$$G_I = \frac{3P\delta}{2b(a + \Delta)}$$

¹ Mode I

که در آن پارامتر دلتا بصورت زیر بدست می‌آید.



شکل ۳-۲۳ نمایش پارامتر دلتا

مقدار دلتا بر اساس استاندارد ASTM D 5528 از نتایج آزمون تجربی بدست می‌آید.

روشی دیگر برای محاسبه‌ی مقدار دلتا:

$$\Delta = h \sqrt{\frac{E_1}{11G_{13}} \left[3 - 2 \left(\frac{\Gamma}{1 + \Gamma} \right)^2 \right]}$$

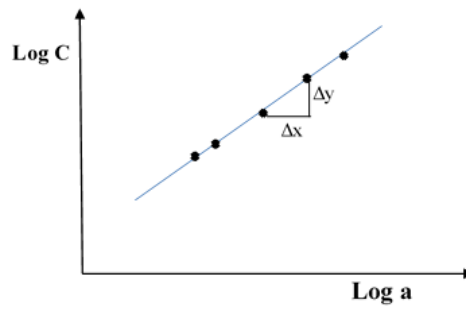
$$\Gamma = 1.18 \frac{\sqrt{E_1 E_3}}{G_{13}}$$

ب) روش کالیبراسون انطباق (CC)

در این روش که به روش بری نیز معروف است مقدار G بصورت زیر بدست می‌آید.

$$G_I = \frac{nP\delta}{2ba}$$

مقدار پارامتر n شیب نمودار زیر است که بصورت تجربی بدست می‌آید.



شکل ۳-۲۴ نمودار محاسبه‌ی پارامتر n

برای یک تیر دو طرفه ، فرض می شود که انحراف انتهایی مربوط به بار است و از رابطه‌ی زیر بدست می‌آید:

$$\frac{\delta}{2} = RPa^n$$

بنابراین مقدار C از رابطه‌ی زیر بدست می‌آید:

$$C = Ra^n$$

n برابر شیب نمودار بالا و لگاریتم R از تقاطع نمودار بالا با محور مختصات بدست می‌آید.

ج) روش کالیبراسیون انطباق اصلاح شده (MCC)

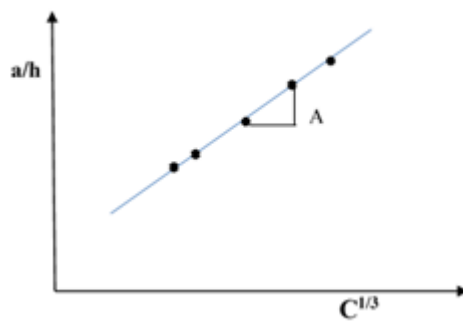
در این روش انطباق اصلاح شده (C) به طول لایه لایه شدن نرمال (a/h) مربوط است.

$$\frac{a}{2h} = A_1(bC)^{1/3} + A_0$$

مقدار نرخ رهایش انرژی کرنشی (SEER) برای این روش بصورت زیر محاسبه می شود.

$$G_I = \frac{3P^2C^{\frac{2}{3}}}{2Abh}$$

پارامتر A_1 شیب نمودار زیر است و بصورت تجربی بدست می‌آید.



شکل ۳-۲۵ پارامتر A_1

مقادیر پارامترهای A_0 و A_1 از معادلات زیر نیز بدست می‌آید:

$$A_1 = \frac{\sqrt[3]{E_1}}{4}$$

$$A_0 = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{E_1}{11G_{13}} \left[3 - 2\left(\frac{\Gamma}{1+\Gamma}\right)^2 \right]}$$

$$\Gamma = 1.18 \frac{\sqrt{E_1 E_3}}{G_{13}}$$

E و G_{13} به ترتیب مدول یانگ و مدول برشی عرضی هستند.

فصل ۴: نتایج و بحث

فصل ۴

۴-۱- مقدمه

در این بخش، نتایج تجربی آزمون کشش، از جمله؛ نتایج کشش آلومینیوم T3-2024، کشش رزین اپوکسی بدون گرافن اکسید و همچنین با درصدهای مختلف گرافن اکسید و کشش هسته‌ی کامپوزیتی بدون گرافن اکسید ارائه خواهد شد. سپس نتایج آزمون خستگی در نمونه‌های مختلف با و بدون گرافن اکسید و در آخر نتایج آزمون پوست‌کنی، ارائه می‌شود.

۴-۲- نتایج تجربی آزمون کشش

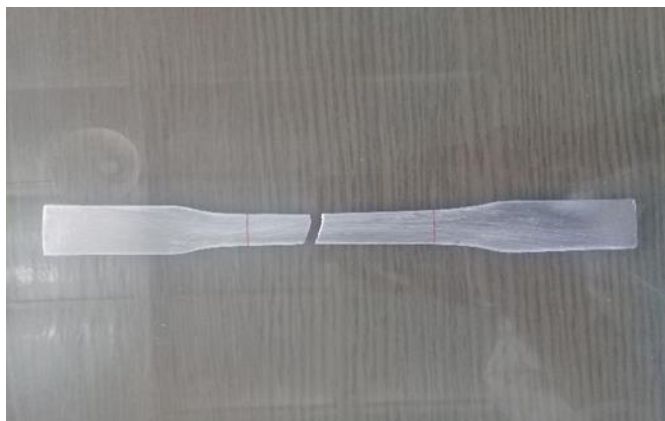
در این پایان‌نامه، آزمون کشش رزین اپوکسی بدون نانوغرافن و همچنین با درصدهای مختلف نانوغرافن و آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با استفاده از دستگاه اینسترون انجام شد که نتایج این آزمون‌ها در ادامه مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در نتایج آزمون‌های کشش، پارامترهای استحکام کشش نهایی (UTS)، ازدیاد طول (e_f) و مدول کشسان (E) ارائه خواهد شد.

۴-۲-۱- نتایج کشش آلومینیوم T3-2024

جدول ۴-۱ خواص مکانیکی ورق آلومینیوم T3-2024 را نشان می‌دهد [۶۸]. این نمونه‌ها پس از انجام آزمون در شکل ۴-۱ نمایش داده می‌شوند.

جدول ۴-۱ مشخصات مکانیکی آلومینیوم T3-2024

نمونه	P (kg/mm ³)	E (MPa)	U
آلومینیوم	۲/۷	۷۵۰۰۰	۰/۳۳



شکل ۱-۴ نمونه‌ی آلومینیوم پس از تست کشش

۴-۲-۲ - نتایج کشش رزین اپوکسی بدون نانوگرافن اکسید

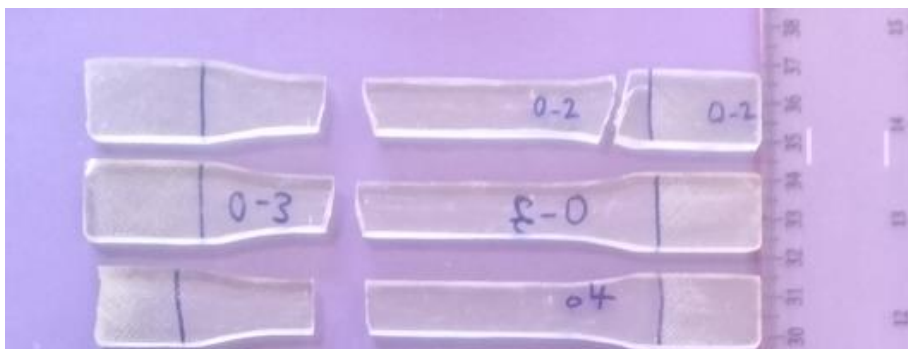
در این مرحله، از سه نمونه‌ی رزین اپوکسی بدون نانوگرافن، آزمون کشش گرفته شد که نتایج آن در

جدول ۴-۲ گزارش شده است.

جدول ۴-۲ نتایج آزمون کشش رزین اپوکسی بدون گرافن اکسید

کد نمونه	E(MPa)	UTS(MPa)	e_f (mm)
Sp-1	۳۷۰۰	۳۱/۴	۲/۹۳
Sp-2	۳۶۲۰	۲۶/۵	۲/۰۸
Sp-3	۳۶۲۰	۳۰	۱/۷۱
میانگین	۳۶۵۰	۲۹/۳	۲/۲۴

نمونه های آزمون کشش رزین اپوکسی بدون گرافن اکسید، در شکل ۲-۴ ارائه شده است.



شکل ۲-۴ نمونه های رزین اپوکسی بدون گرافن اکسید پس از آزمون کشش

۴-۲-۳ - نتایج آزمون کشش رزین اپوکسی با درصدهای متفاوت گرافن اکسید

در این مرحله نتایج آزمون کشش نمونه های رزین اپوکسی با درصدهای مختلف گرافن اکسید ارائه شده است. این نمونه ها به ترتیب دارای مقادیر ۰/۱، ۰/۲۵ و ۰/۳۵ درصد وزنی گرافن اکسید می باشند که در جدول های ۳-۴ تا ۵-۴ نشان داده شده است.

جدول ۳-۴ آزمون کشش رزین اپوکسی حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید

کد نمونه	E(MPa)	UTS(MPa)	e_f (mm)
Sp-1	۳۸۶۰	۵۹/۹	۲/۵۸
Sp-2	۵۴۷۰	۵۴/۳	۱/۶۵
Sp-3	۵۱۱۰	۶۶/۴	۲/۷۶
میانگین	۳۷۶۵	۶۰/۲	۲/۳۳

جدول ۴-۴ آزمون کشش رزین اپوکسی حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید

کد نمونه	E(MPa)	UTS(MPa)	e_f (mm)
Sp-1	۴۳۲۰	۴۰/۲	۱/۶۰
Sp-2	۵۸۲۰	۴۲/۸	۱/۷۱
Sp-3	۴۹۸۰	۴۳/۳۱	۱/۱۴
میانگین	۵۰۴۰	۴۲/۱۰	۱/۴۸

جدول ۴-۵ آزمون کشش رزین اپوکسی حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید

کد نمونه	E (MPa)	UTS (MPa)	e_f (mm)
Sp-1	۳۵۴۰	۳۷/۶	۱/۹۵
Sp-2	۳۵۷۰	۳۷/۲	۱/۸۲
Sp-3	۳۵۲۰	۳۵/۴	۱/۷۸
میانگین	۳۵۴۳	۳۶/۷۳	۱/۸۵

شکل ۴-۳ نمونه‌های آزمون کشش رزین اپوکسی با درصدهای مختلف گرافن اکسید را نشان می‌دهد.



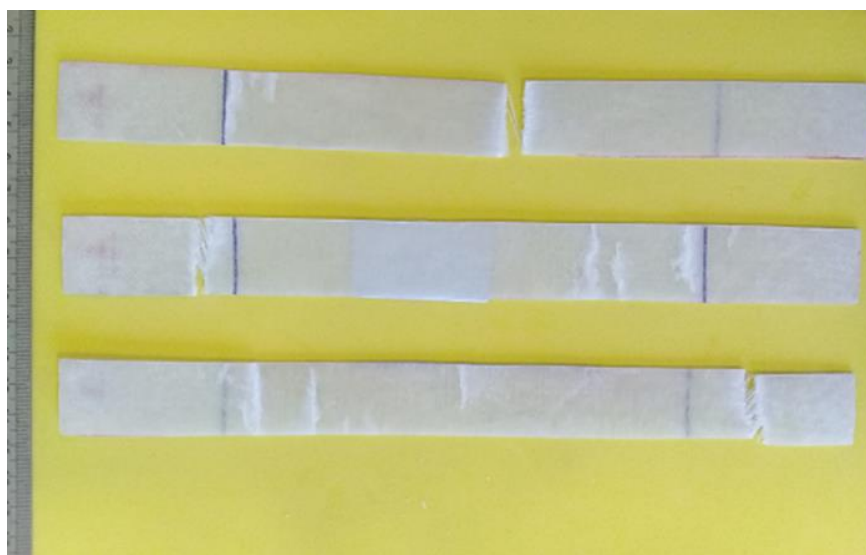
شکل ۴-۳ نمونه‌های رزین اپوکسی با درصدهای مختلف گرافن اکسید پس از انجام آزمون

۴-۲-۴ - نتایج آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی بدون گرافن اکسید

برای بدست آوردن خواص مکانیکی هسته‌ی کامپوزیتی الیاف شیشه-اپوکسی، آزمون کشش طبق استاندارد ASTM-D3039 بر روی نمونه‌ها انجام شد. نتایج حاصل از آزمون کشش بر روی نمونه‌های هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه در جدول ۴-۶ ارائه شده است. این نمونه‌ها پس از انجام آزمون کشش در شکل ۴-۴ نشان داده شده‌اند.

جدول ۴-۶ آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف صفر درجه

کد نمونه	E (MPa)	UTS (MPa)	ϵ_f (mm)
Sp-1	۱۲۷۰۰	۳۲۲	۴/۳۳
Sp-2	۱۳۷۰۰	۳۳۵	۴/۱۳
Sp-3	۱۳۱۰۰	۳۱۹	۴/۰۶
میانگین	۱۳۱۶۷	۳۲۵/۳۳	۴/۱۷



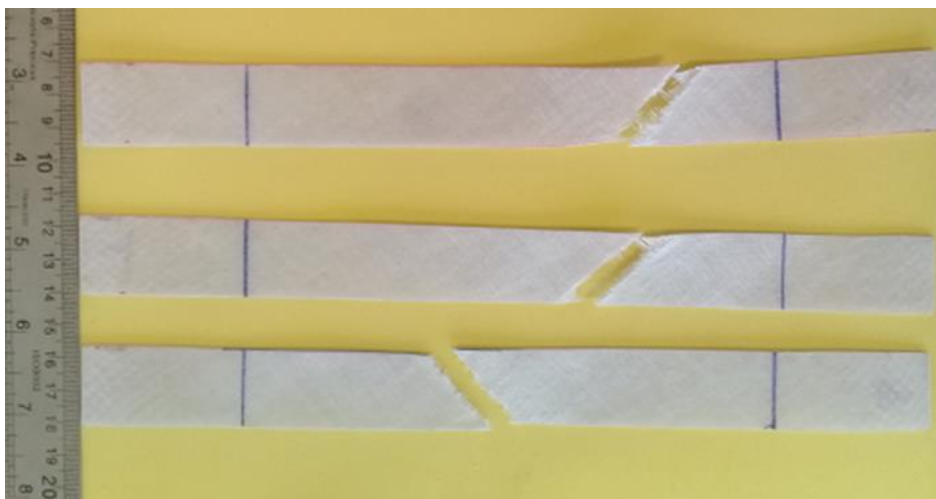
شکل ۴-۴ نمونه‌های هسته کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه پس از انجام آزمون

نتایج حاصل از آزمون کشش بر روی نمونه‌های هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه الیاف ۴۵ درجه در جدول

۷-۴ ارائه شده است. این نمونه‌ها پس از انجام آزمون کشش در شکل ۵-۴ نشان داده شده‌اند.

جدول ۷-۴ آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه‌ی الیاف ۴۵ درجه

کد نمونه	E (MPa)	UTS (MPa)	e_f (mm)
Sp-1	۲۳۰۵	۱۰۸	۹/۳۴
Sp-2	۲۲۱۰	۱۰۴	۹/۰۵
Sp-3	۲۴۸۰	۱۰۹	۹/۵۹
میانگین	۲۳۳۱/۷	۱۰۷	۹/۳۳



شکل ۵-۴ نمونه‌های هسته‌ی کامپوزیتی با زاویه الیاف ۴۵ درجه پس از انجام آزمون

۴-۳- نتایج آزمون خستگی

در این مرحله نتایج آزمون خستگی بر روی نمونه‌های ساخته شده ارائه می‌گردد. این آزمون با استفاده

از دستگاه آزمون اینسترون ۸۸۰۲ و بصورت جابجایی- کنترل انجام گردید که نتایج آن با توجه به

تئوری‌های گفته شده بیان می‌شود. داده‌های ارائه شده در شکل‌ها و جدول‌ها میانگین نتایج حاصل از

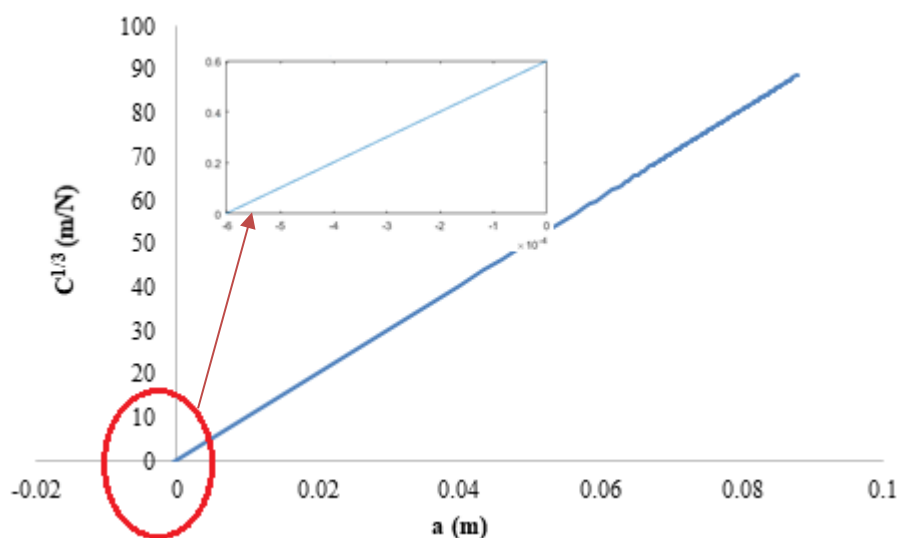
آزمون بر روی هر سه نمونه، برای درصد‌های مختلف می‌باشد.

۴-۳-۱- تئوری تیر اصلاح شده (MBT)

در ابتدا مقدار پارامتر دلتا برای نمونه‌ها تعیین می‌گردد. شکل‌های ۴-۶ تا ۴-۹ نمودارهای لازم برای

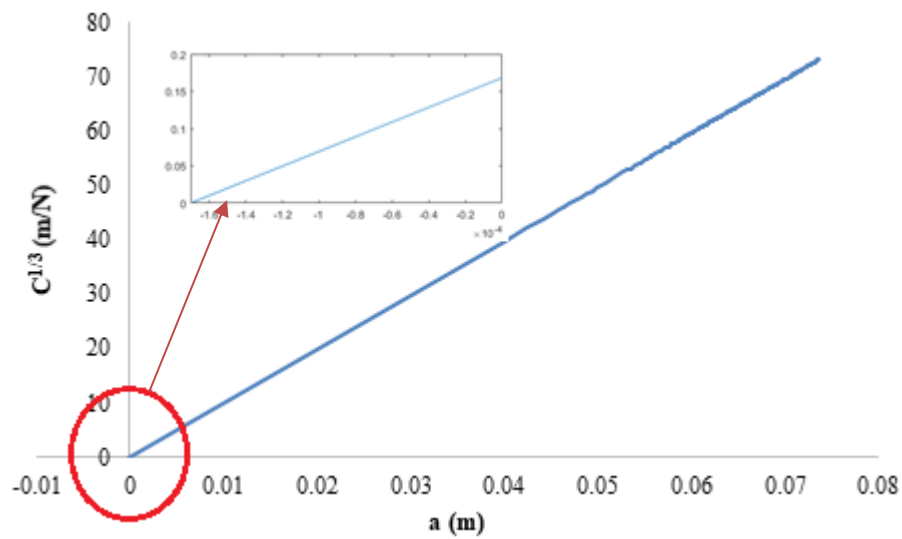
تعیین این مقدار را نمایش می‌دهد و در انتها نیز، جدول ۴-۸ نتایج حاصل از این روش را نشان می‌دهد.

• برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید.



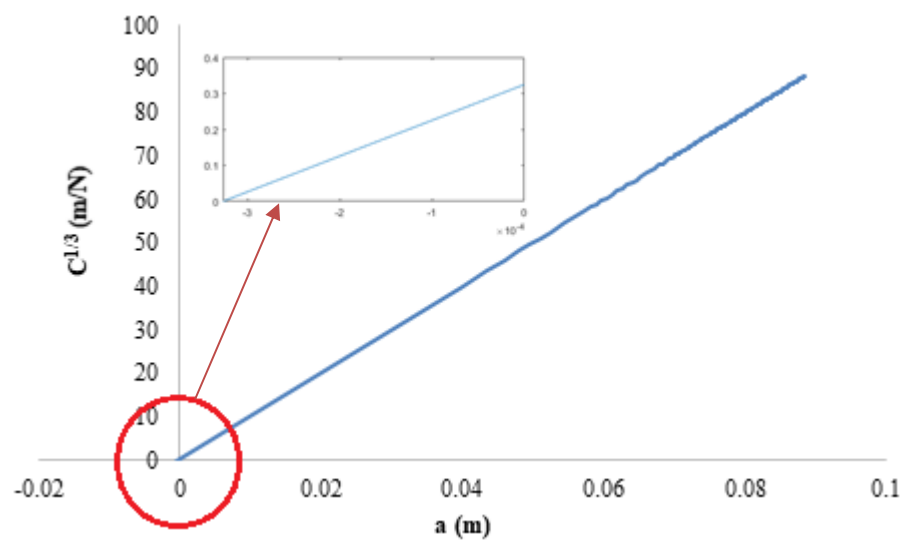
شکل ۴-۶ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید.



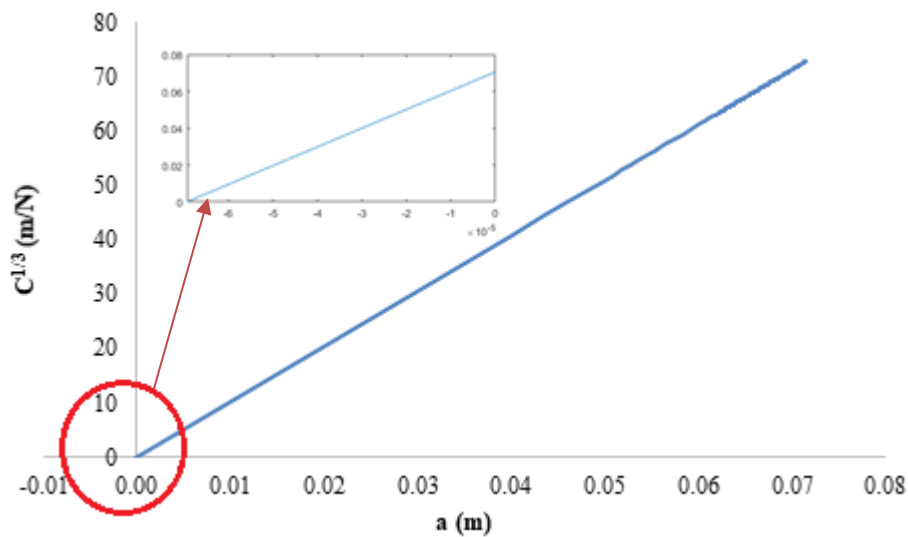
شکل ۷-۴ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید



شکل ۸-۴ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید.



شکل ۹-۴ نمودار پارامتر دلتا برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید

جدول ۸-۴ نتایج حاصل از تئوری تیر اصلاح شده را نشان می‌دهد.

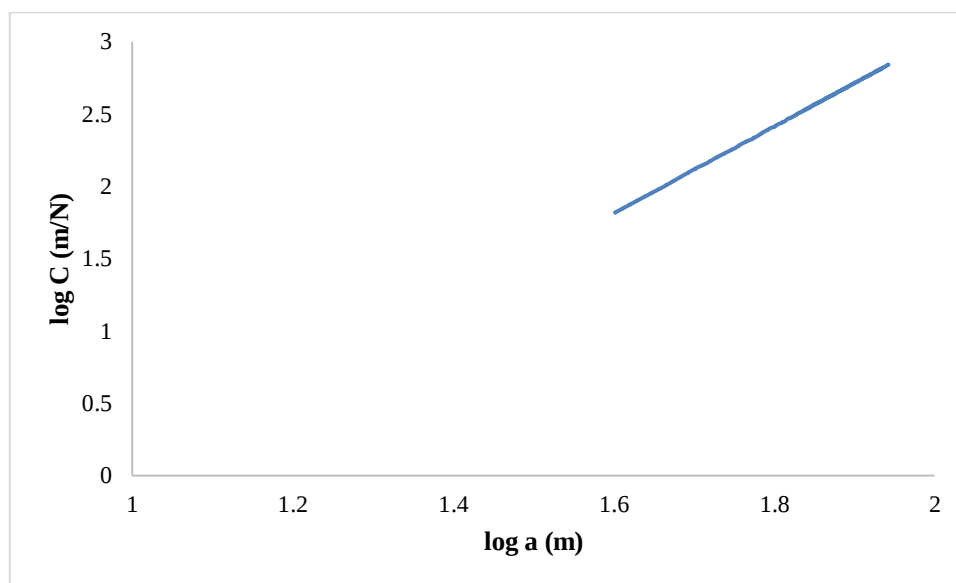
جدول ۸-۴ مقادیر نرخ رهائش انرژی کرنشی به روش تئوری تیر اصلاح شده (MBT)

کد نمونه	پارامتر Δ (mm)	میانگین کرنشی (J/m^2)
Sp-0%-Go	$6/03E-4$	۷۸۸/۸۹۱۵
Sp-0.1%-Go	$1/70E-4$	۳۰۷۷/۷۸۵۵
Sp-0.25%-Go	$3/27E-4$	۲۷۳۴/۶۹۶۵
Sp-0.35%-Go	$6/93E-5$	۱۸۷۹/۱۰۸۵

۴-۳-۲ - روش کالیبراسیون انطباق (CC)

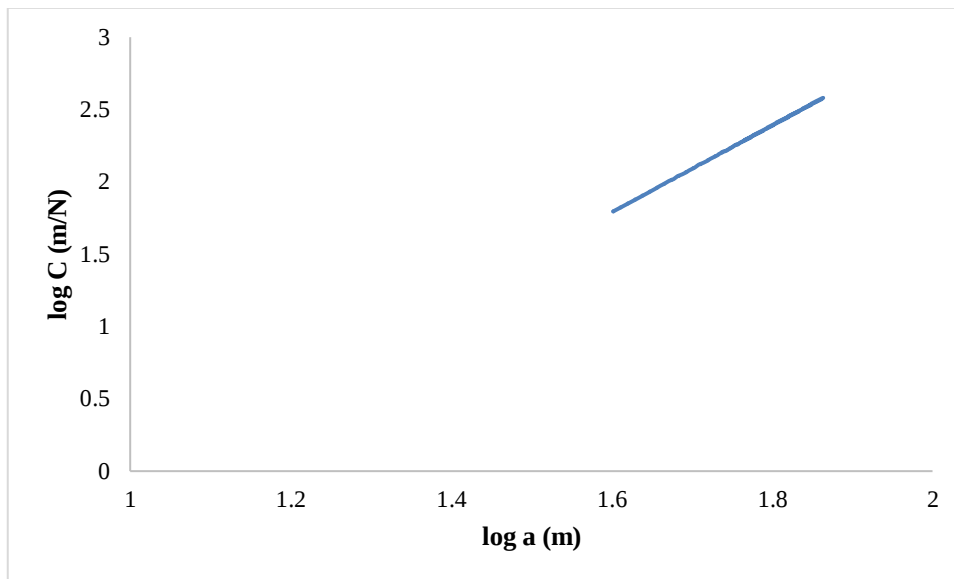
مقدار پارامتر n برای نمونه‌های مختلف بصورت زیر تعیین گردید. شکل‌های ۴-۱۰ تا ۴-۱۳ نمودارهای لازم برای تعیین این مقدار را نمایش می‌دهد. جدول ۴-۹ نتایج حاصل از این روش را نشان می‌دهد.

• برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید.



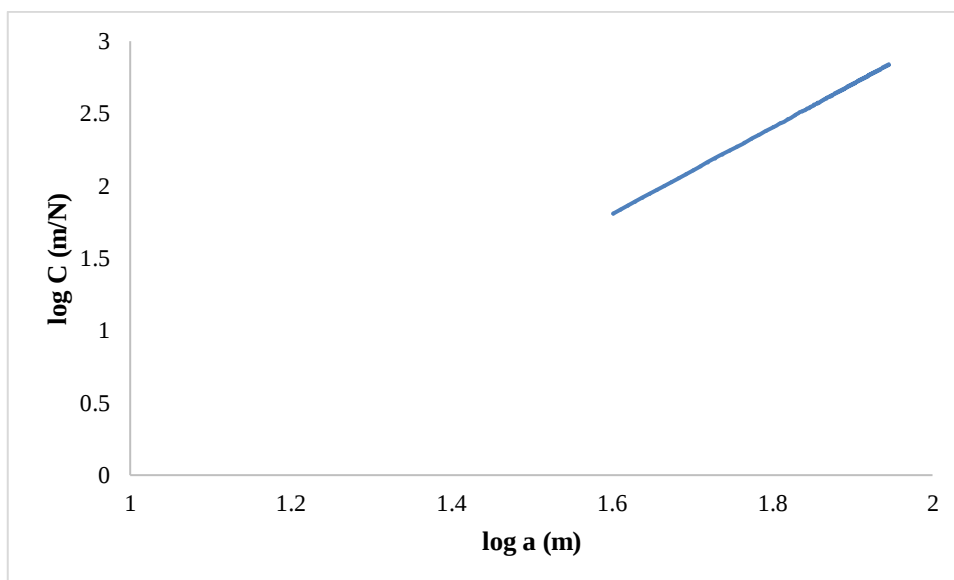
شکل ۴-۱۰ نمودار مقدار پارامتر n برای نمونه‌های بدون اکسید گرافن

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید.



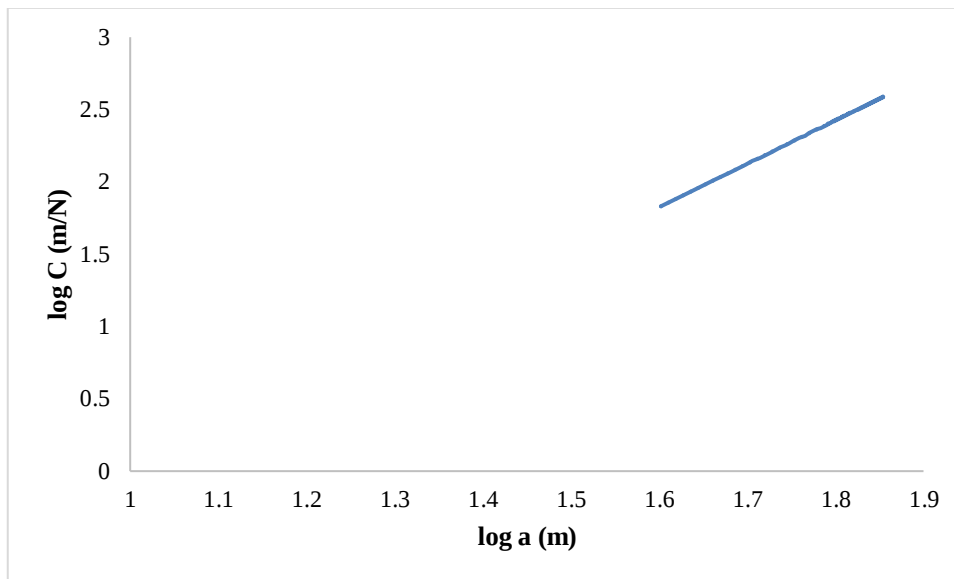
شکل ۴-۱۱ نمودار پارامتر n برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید.



شکل ۴-۱۲ نمودار پارامتر n برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید.



شکل ۴-۱۳ نمودار پارامتر n برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید

جدول ۴-۹ مقادیر نرخ رهایش انرژی کرنشی را برای همه‌ی نمونه‌ها به روش کالیبراسیون انطباق نمایش می‌دهد.

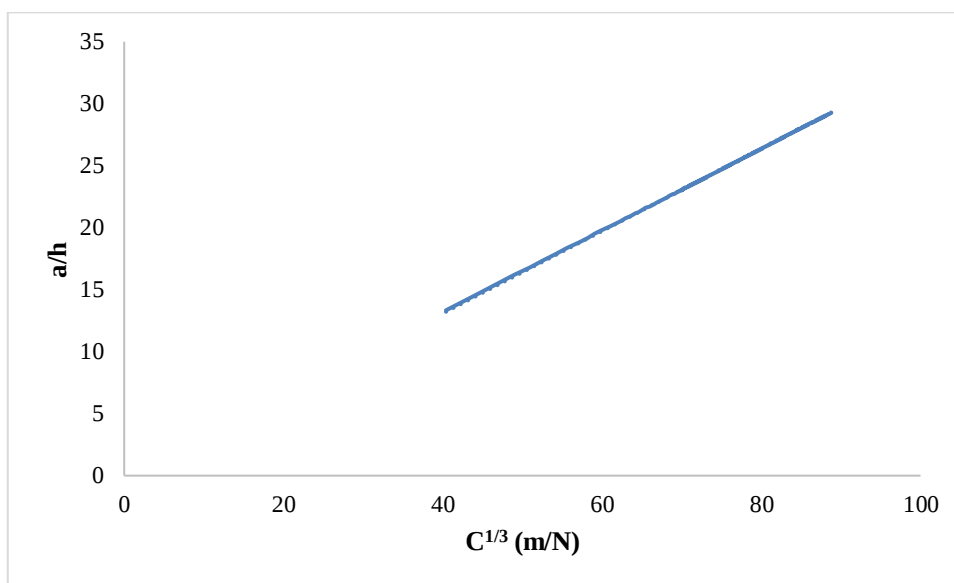
جدول ۴-۹ مقادیر نرخ رهایش انرژی کرنشی به روش کالیبراسیون انطباق (CC)

کد نمونه	پارامتر n	ماکزیمم نرخ رهایش انرژی کرنشی میانگین (J/m^2)
Sp-0%-Go	۳	۷۹۹/۸۳۶۲
Sp-0.1%-Go	۳	۳۰۹۰/۸۶۶
Sp-0.25%-Go	۳	۲۷۵۶/۳۳۷
Sp-0.35%-Go	۳	۱۸۸۲/۰۹۹۵

۴-۳-۳ - روش کالیبراسیون انطباق اصلاح شده (MCC)

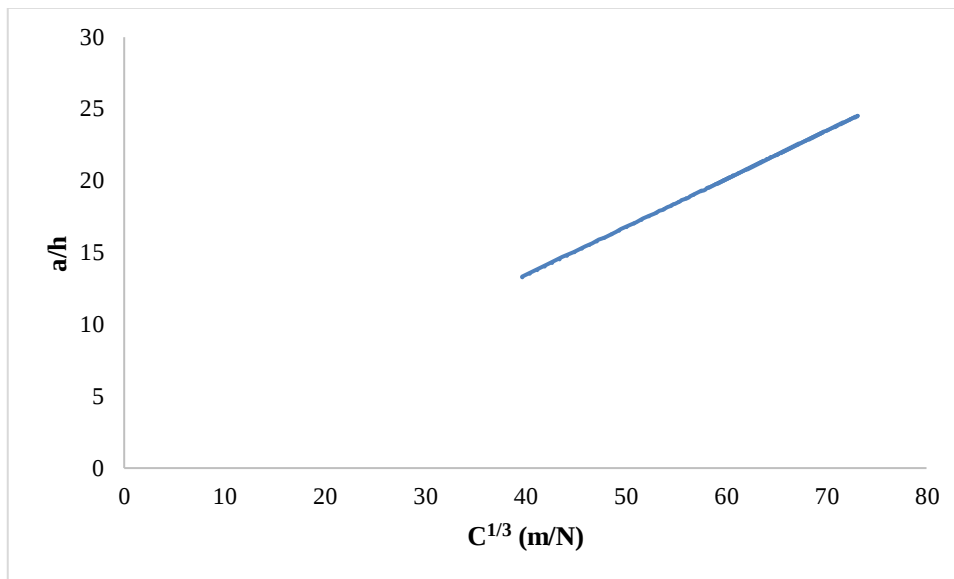
برای نمونه‌های مختلف مقدار پارامتر A_1 توسط نمودارهای زیر تعیین می‌گردد، این نمودارها در شکل‌های ۴-۱۴ تا ۴-۱۷ نشان داده شده‌اند. جدول ۴-۱۰ مقادیر نرخ رهايش انرژی کرنشی را برای نمونه‌های مختلف نمایش می‌دهد.

- برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید.



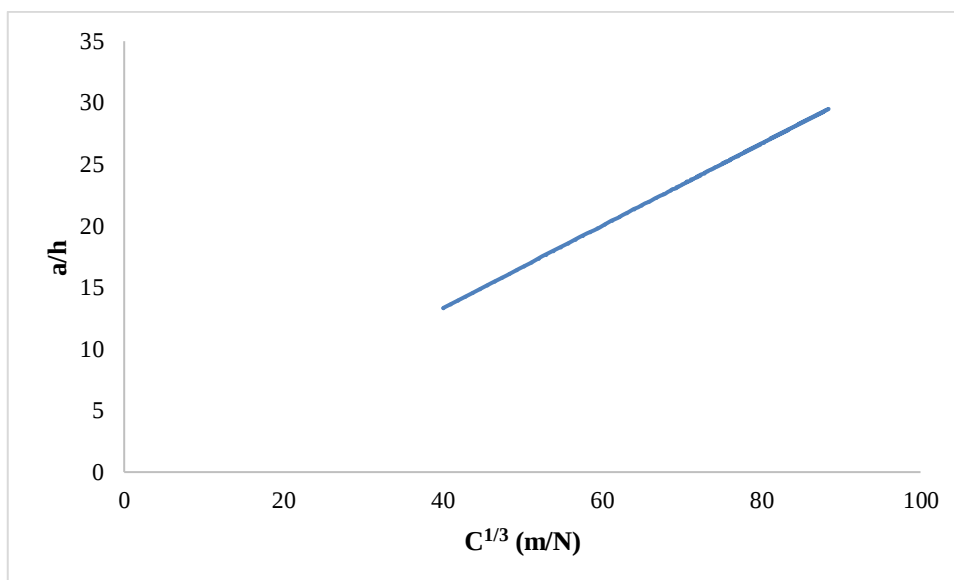
شکل ۴-۱۴ نمودار پارامتر A_1 برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید.



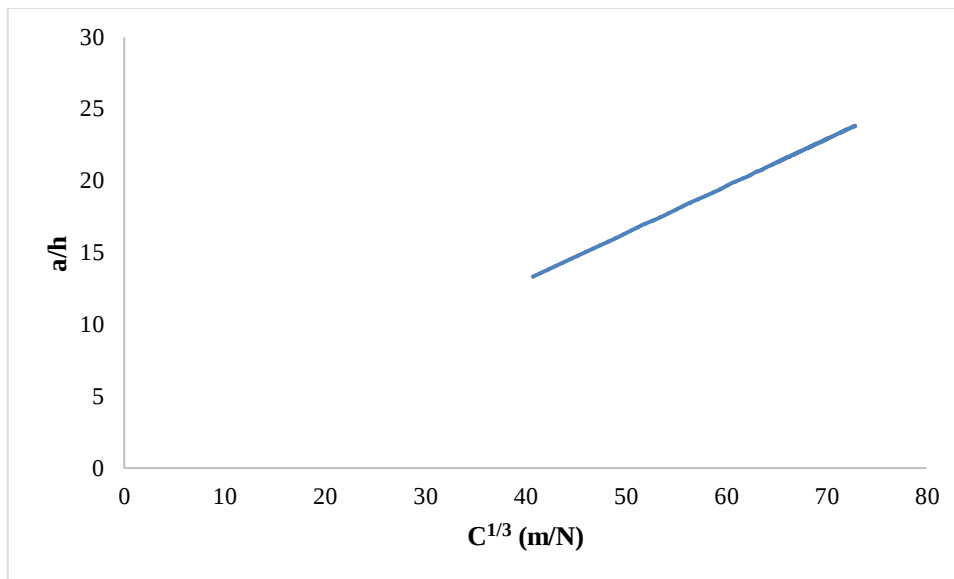
شکل ۴-۱۵ نمودار پارامتر A1 برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید.



شکل ۴-۱۶ نمودار پارامتر A1 برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید.



شکل ۴-۱۷ نمودار پارامتر A_1 برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید

در جدول ۴-۱۰ مقادیر نرخ رهایش انرژی کرنشی برای نمونه‌های مختلف به روش MCC آورده شده است.

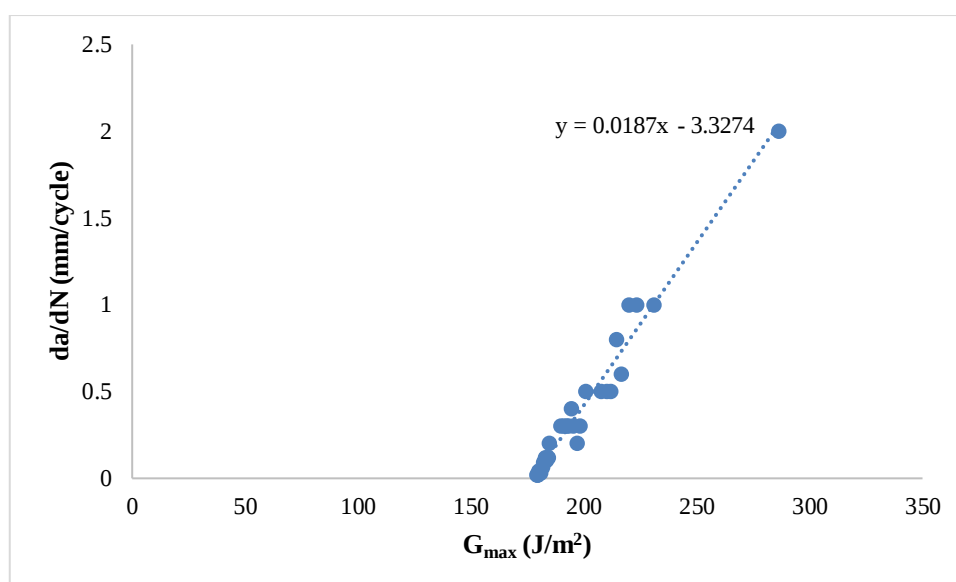
جدول ۴-۱۰ مقادیر نرخ رهایش انرژی کرنشی به روش کالیبراسیون انطباق اصلاح شده (MCC)

کد نمونه	پارامتر A_1	ماکزیمم نرخ رهایش انرژی کرنشی میانگین (J/m^2)
Sp-0%-Go	۰/۳۳۲	۷۸۵/۱۳۳
Sp-0.1%-Go	۰/۳۳۶	۳۰۵۱/۷۶۶
Sp-0.25%-Go	۰/۳۳۵	۲۷۴۰/۸۴۵
Sp-0.35%-Go	۰/۳۲۷	۱۸۸۱/۶۵۵

۴-۴- معادله‌ی پاریس، نمودارها و ضرایب

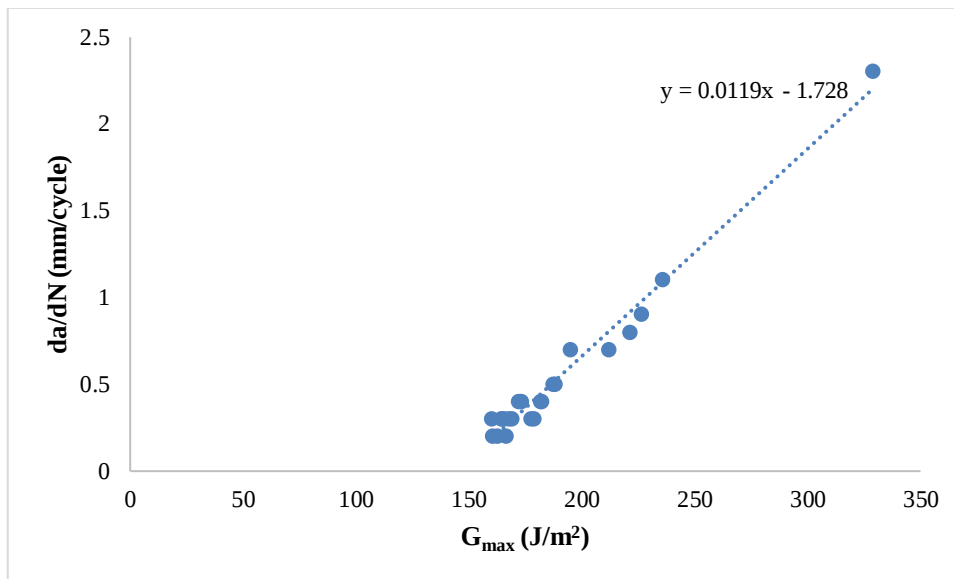
در شکل‌های ۴-۱۸ تا ۴-۲۱ نمودارهای معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های مختلف ارائه گردیده است. این نمودارها نرخ رشد ترک را برحسب نرخ رهایش انرژی کرنشی ماکزیمم نمایش می‌دهند. جدول ۴-۱۱ ضرایب این معادله را برای نمونه‌های مختلف نشان می‌دهد. برای رسم نمودار، داده‌ها را با توجه به تعداد چرخه دسته‌بندی کرده و داده‌های مشابه را حذف کردیم. این روش توسط خانم بنکسیلز بیان گردیده است.

- برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید.



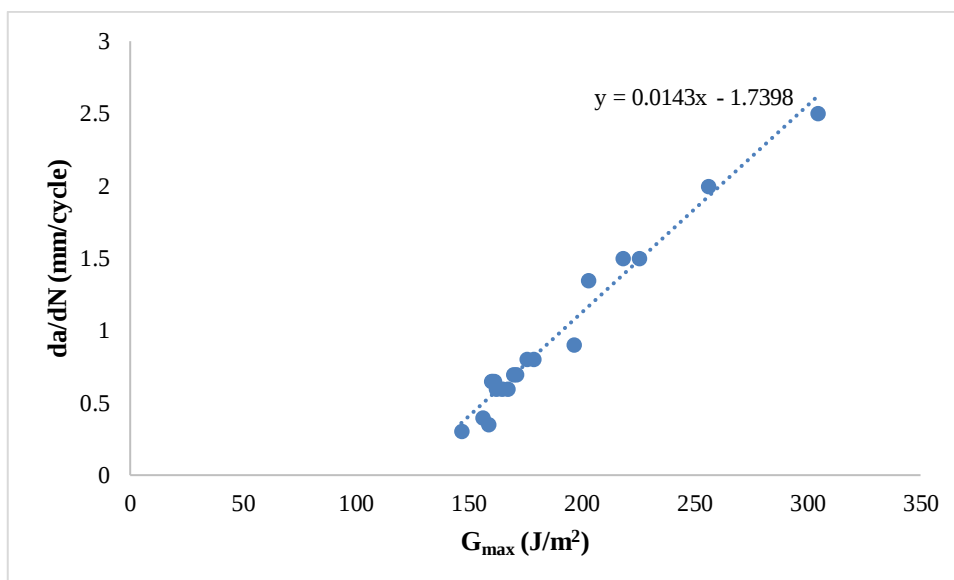
شکل ۴-۱۸ نمودار معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های بدون گرافن اکسید.

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید.



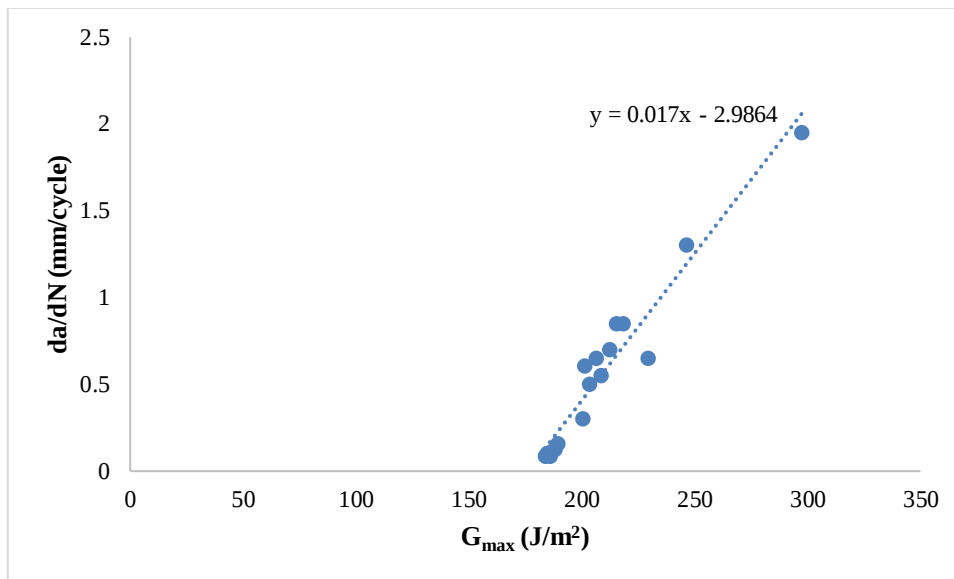
شکل ۴-۱۹ نمودار معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ گرافن اکسید.

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید.



شکل ۴-۲۰ نمودار معادله‌ی پاریس برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ گرافن اکسید.

- برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید.



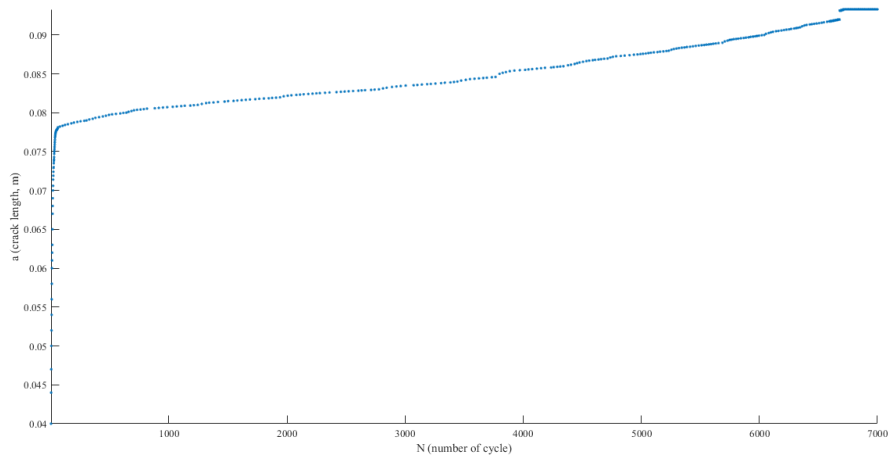
شکل ۴-۲۱ نمودار معادله‌ی پاريس برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ گرافن اکسید.

جدول ۴-۱۱ ضرایب معادله‌ی پاريس را برای نمونه‌های مختلف نمایش می‌دهد.

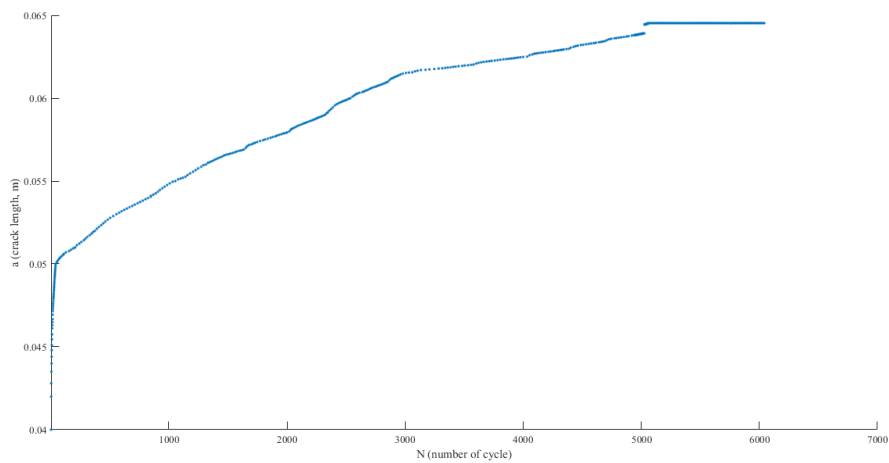
جدول ۴-۱۱ ضرایب معادله‌ی پاريس برای نمونه‌های مختلف

مقدار n	مقدار B	کد نمونه
۳/۳۲۷۴	۰/۰۱۸۷	Sp-0% Go
۱/۷۲۸۰	۰/۰۱۱۹	Sp-0.1% Go
۱/۷۳۹۸	۰/۰۱۴۳	Sp-0.25% Go
۲/۹۸۶۴	۰/۰۱۷۰	Sp-0.35% Go

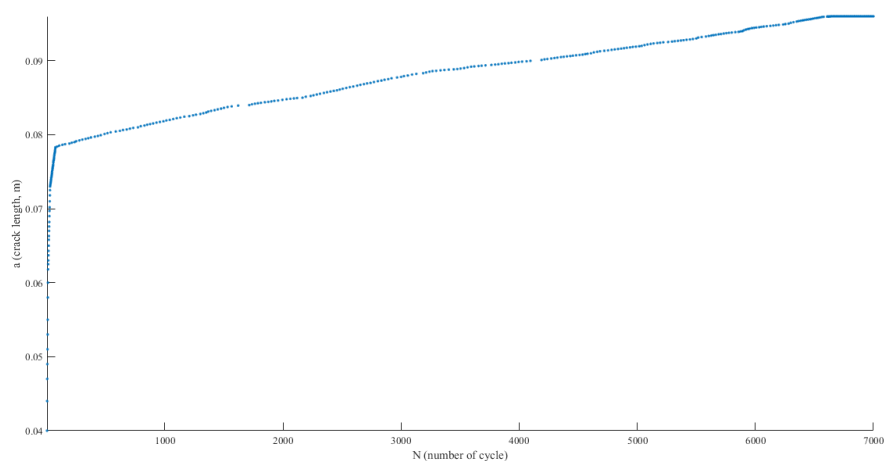
در شکل‌های زیر نمودار طول ترک به تعداد سیکل نمایش داده شده است.



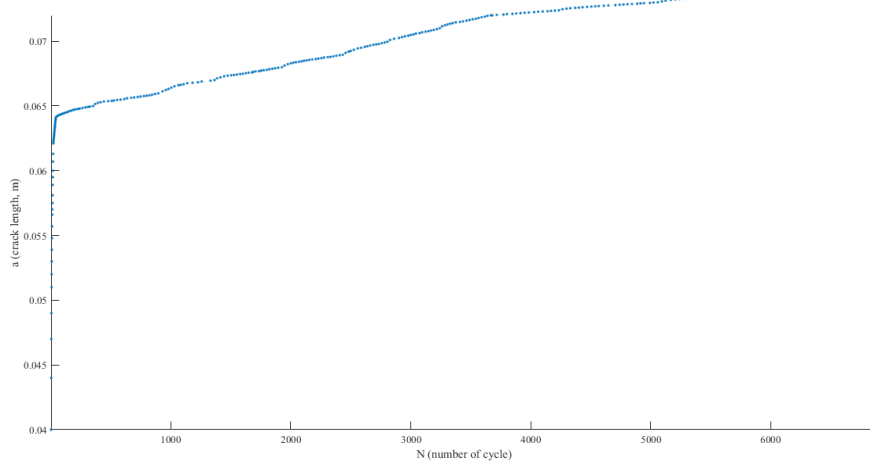
شکل ۲۲-۴ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید



شکل ۲۳-۴ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های دارای ۰/۱ درصد نانوگرافن اکسید



شکل ۴-۲۴ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های دارای ۰/۲۵ درصد نانوگرافن اکسید



شکل ۴-۲۵ نمودار طول ترک به تعداد سیکل برای نمونه‌های دارای ۰/۳۵ درصد نانوگرافن اکسید

۴-۵- نتایج آزمون پوست کنی (T-Peel Test)

در این مرحله، برای بررسی اثر نانوگرافن اکسید بر چسبندگی بین فلز آلومینیوم و هسته‌ی کامپوزیتی و جلوگیری از جدایش بین لایه‌ای، آزمون پوست کنی طبق استاندارد ASTM D1876 انجام شد.

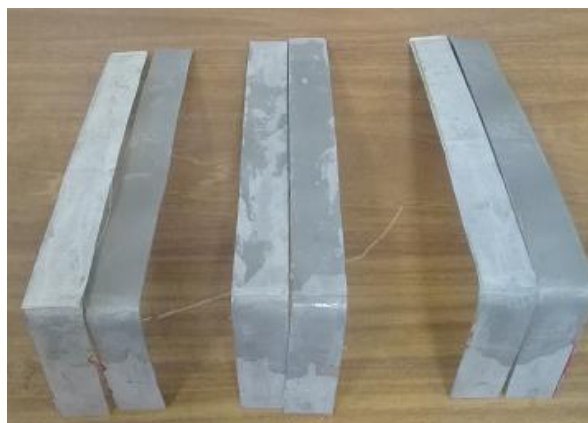
۴-۵-۱- نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید

آزمون پوست کنی برای ورق FML بدون نانوگرافن اکسید، با سه مرحله تکرار انجام شد که نتایج آن در جدول ۴-۱۲ ارائه شده است.

جدول ۴-۱۲ نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید

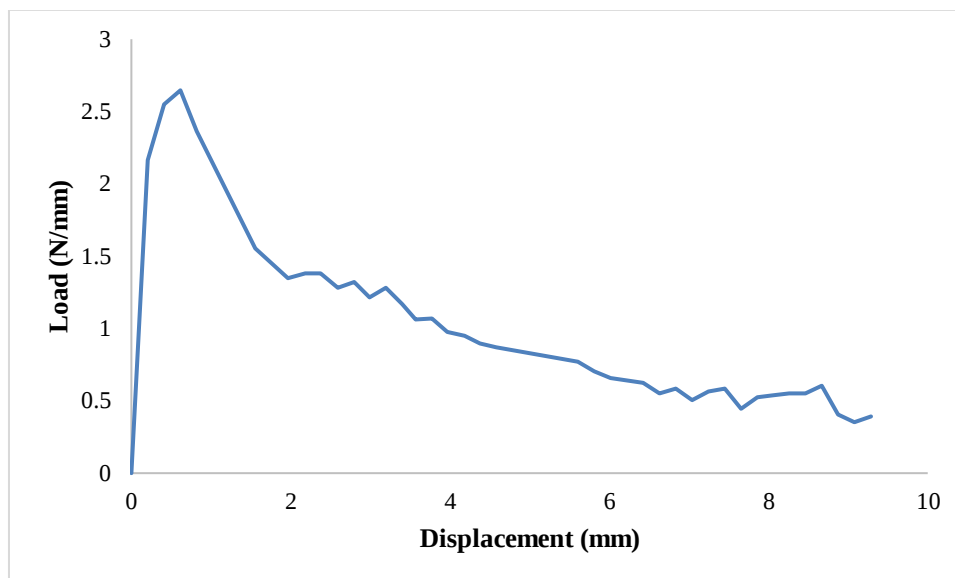
کد نمونه	T_{avg} (N/mm)	T_{min} (N/mm)	T_{max} (N/mm)
Sp-1	۱/۳۷۸	۰/۶۱۳	۲/۱۴۲
Sp-2	۱/۶۹۴	۰/۰۰۷	۳/۳۸۱
Sp-3	۱/۸۰۹	۰/۰۱۲	۳/۶۰۵
میانگین	۱/۶۲۷	۰/۲۱۱	۳/۰۴۳

شکل ۴-۲۶ نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید را پس از انجام آزمون پوست کنی نمایش می‌دهد.



شکل ۴-۲۶ نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید پس از آزمون پوست کنی

شکل ۴-۲۷ نمودار حاصل از داده‌های آزمون پوست‌کنی را برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید نمایش می‌دهد.



شکل ۴-۲۷ نمودار آزمون پوست‌کنی برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید

۴-۵-۲ - نتایج آزمون پوست‌کنی برای نمونه‌های حاوی نانوگرافن اکسید

این آزمون بر روی نمونه‌های با درصد‌های وزنی متفاوت نانوگرافن شامل ۰/۱٪، ۰/۲۵٪ و ۰/۳۵٪ انجام

گردید که نتایج آنها در جداول ۴-۱۳ تا ۴-۱۵ بیان شده است.

جدول ۴-۱۳ نتایج آزمون پوست‌کنی برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید

کد نمونه	T_{avg} (N/mm)	T_{min} (N/mm)	T_{max} (N/mm)
Sp-1	۱/۹۲۶	۰/۷۸۲	۳/۰۷۰
Sp-2	۲/۰۵۴	۰/۰۳۷	۴/۰۷۲
Sp-3	۲/۳۴۶	۰/۶۵۹	۴/۰۳۳
میانگین	۲/۱۱	۰/۴۹۳	۳/۷۲۵

جدول ۴-۱۴ نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ نانوگرافن اکسید

کد نمونه	T_{avg} (N/mm)	T_{min} (N/mm)	T_{max} (N/mm)
Sp-1	۱/۷۹۶	۰/۰۴۸	۳/۵۴۵
Sp-2	۱/۹۴۵	۰/۱۸۷	۳/۶۰۴
Sp-3	۲/۰۵۴	۰/۱۲۲	۳/۶۸۶
میانگین	۱/۹۳۲	۰/۱۱۹	۳/۶۱۲

جدول ۴-۱۵ نتایج آزمون پوست کنی برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ نانوگرافن اکسید

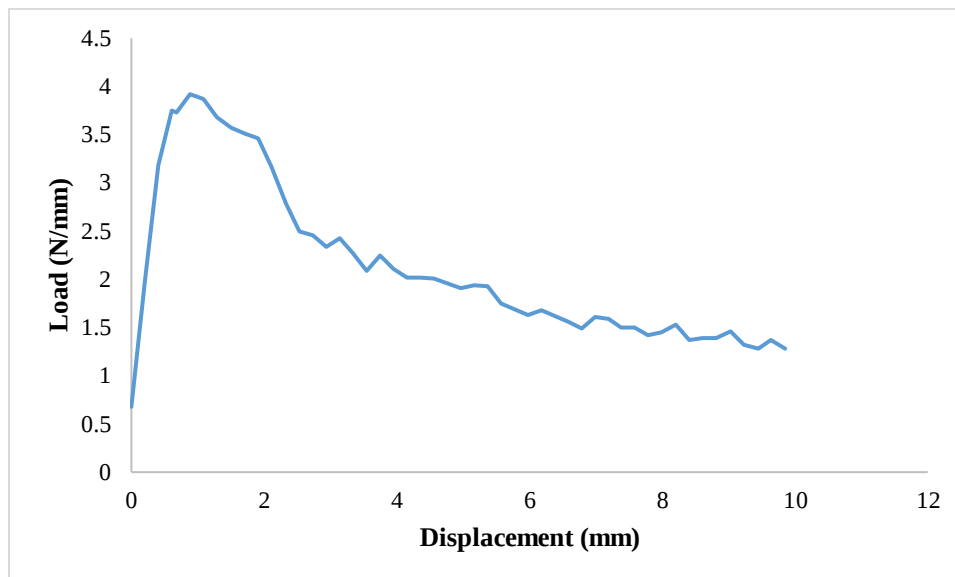
کد نمونه	T_{avg} (N/mm)	T_{min} (N/mm)	T_{max} (N/mm)
Sp-1	۱/۷۴۹	۰/۱۲۵	۳/۳۷۳
Sp-2	۱/۷۶۰	۰/۲۵۱	۳/۲۶۹
Sp-3	۲/۰۴۴	۰/۱۵۱	۳/۹۳۶
میانگین	۱/۸۵۱	۰/۱۷۶	۳/۵۲۶

شکل ۴-۲۸ نمونه‌های حاوی درصد‌های مختلف نانوگرافن اکسید را پس از انجام آزمون نشان می‌دهد.

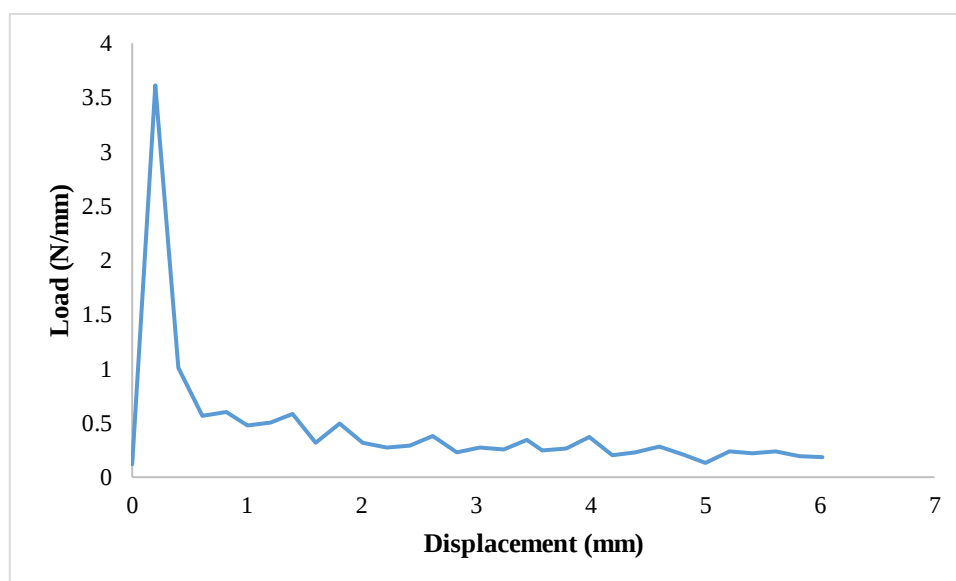


شکل ۴-۲۸ نمونه‌های حاوی نانوگرافن اکسید پس از آزمون پوست کنی

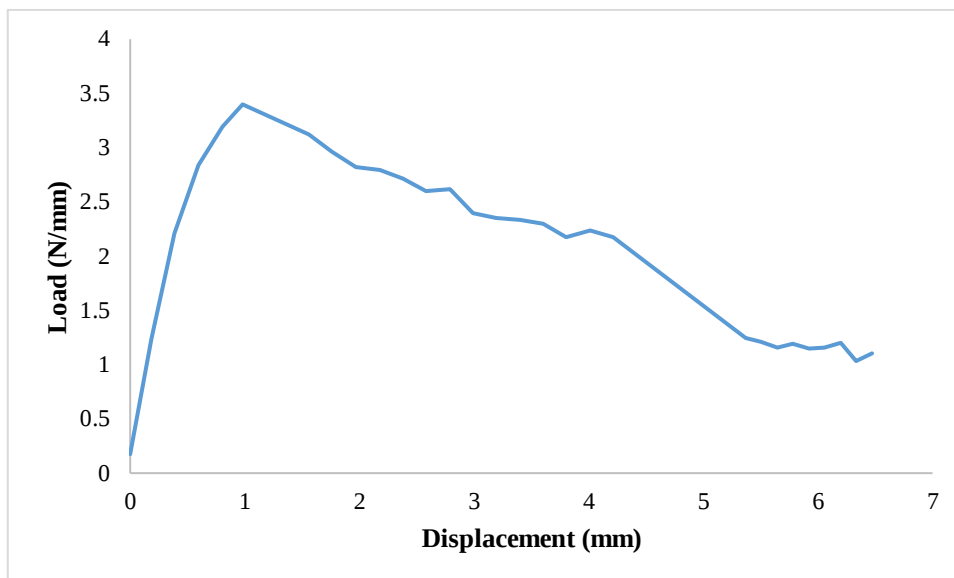
شکل‌های ۲۹-۴ تا ۳۱-۴ نمودارهای حاصل از آزمون پوست‌کنی را برای نمونه‌های حاوی درصد‌های مختلف نانوگرافن اکسید نمایش می‌دهد.



شکل ۲۹-۴ نمودار نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید



شکل ۳۰-۴ نمودار نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ نانوگرافن اکسید

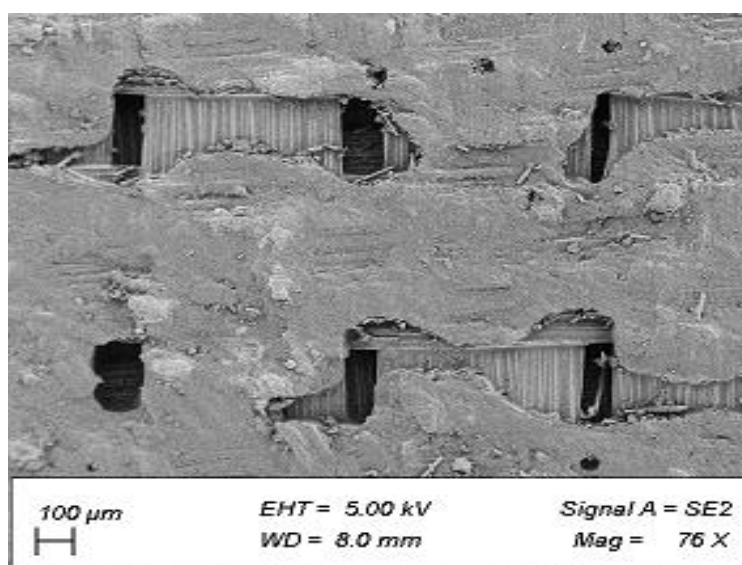


شکل ۴-۳۱ نمودار نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ نانوگرافن اکسید

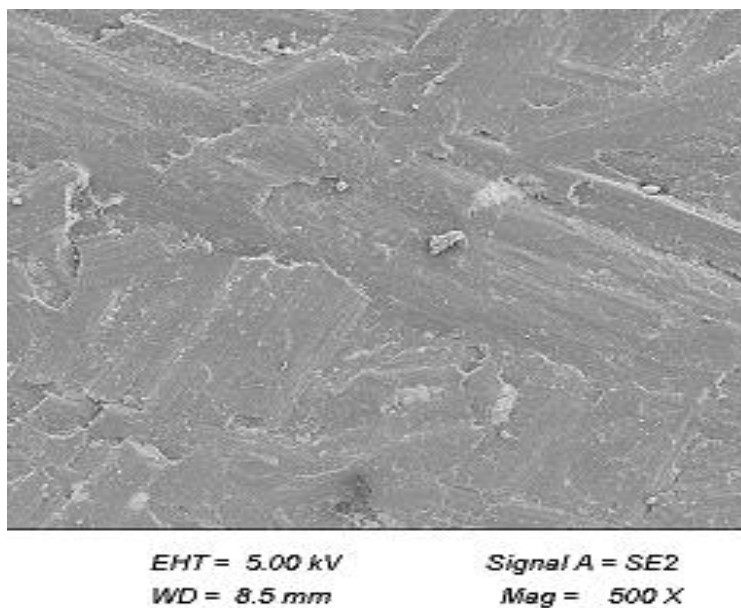
۴-۵ - بررسی میکروسکوپی نمونه‌ها (عکس‌های میکروسکوپ الکترونی)

شکل‌های ۴-۳۲ و ۴-۳۳ عکس‌های FESEM از نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید و همچنین

نمونه‌های دارای ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید را نمایش می‌دهد

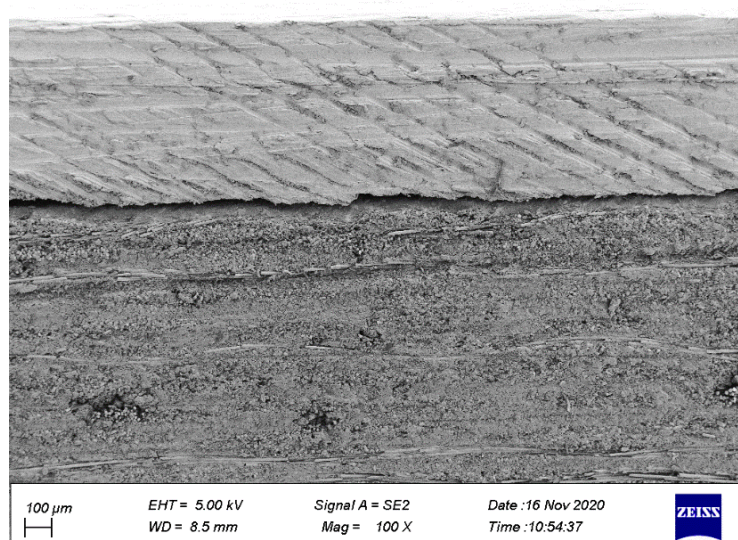


شکل ۴-۳۲ عکس FESEM از نمونه‌ی بدون نانوگرافن اکسید



شکل ۴-۳۳ عکس FESEM از نمونه‌ی دارای ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید

شکل ۴-۳۴ پیشرفت ترک بین هسته‌ی کامپوزیتی و فلز آلومینیوم در نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید را بعد از آزمون خستگی نشان می‌دهد.



شکل ۴-۳۴ جدایش بین لایه‌ای بین هسته‌ی کامپوزیتی و فلز آلومینیوم

فصل ۵ : جمع بندی، نتیجه گیری و پیشنهادها

فصل ۵ نتیجه‌گیری و ارائه‌ی پیشنهادات

۵-۱- نتیجه‌گیری

در این پایان‌نامه اثر افزودن نانوگرافن اکسید بر استحکام خستگی کامپوزیت‌های الیاف-فلز بصورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت. فلز مورد استفاده در ساخت نمونه‌های FML آلیاژ آلومینیوم T3-2024، الیاف بکار برده شده الیاف شیشه‌ی دو جهته و رزین مورد استفاده رزین اپوکسی می‌باشند. با توجه به مطالعات انجام شده، از نانوذرات گرافن اکسید به عنوان تقویت کننده استفاده شد. نمونه‌های آزمون کشش رزین بدون نانوگرافن اکسید و همچنین با درصد های متفاوت نانوگرافن اکسید، آزمون کشش هسته‌ی کامپوزیتی بدون نانوگرافن اکسید، آزمون پوست‌کنی با و بدون نانوگرافن اکسید و آزمون خستگی بدون نانوگرافن اکسید و نیز درصدهای مختلف آن انجام گردید. نتایج بدست آمده از آزمون‌های فوق به شرح زیر است.

- خواص مکانیکی در نمونه‌های دارای ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید نسبت به سایر نمونه‌ها نتیجه‌ی بهتری را نشان می‌دهد.
- در آزمون کشش رزین اپوکسی، بیشترین میزان مدول کشسان مربوط به نمونه‌های دارای ۰/۱ درصد نانوگرافن اکسید می‌باشد که ۱۰۳ درصد از نمونه‌های بدون نانوگرافن و به ترتیب ۱۰۸ و ۱۰۶ درصد از نمونه‌های دارای ۰/۲۵٪ و ۰/۳۵٪ نانوگرافن اکسید بیشتر است.
- در هر سه روش بیان شده برای آزمون خستگی، بیشترین میزان نرخ رهايش انرژی کرنشی برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید می‌باشد که بیانگر استحکام خستگی بیشتر برای این نمونه‌ها می‌باشد.
- استحکام خستگی برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ بطور متوسط، ۳۸۸ درصد از نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید، ۱۱۲ درصد از نمونه‌های دارای ۰/۲۵٪ و ۱۶۳ درصد از نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪

نانوگرافن اکسید بیشتر است.

- میزان استحکام خستگی برای نمونه‌های دارای ۰/۲۵٪ نانوگرافن اکسید پس از نمونه‌های حاوی ۰/۱٪، بیشتر از سایر نمونه‌هاست.
- حداکثر نیروی جدایش نسبت به عرض نمونه (T_{max}) در آزمون پوست‌کنی، برای نمونه‌های دارای ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید به میزان ۱۲۲ درصد از نمونه‌های بدون نانوگرافن و به ترتیب ۱۰۳ و ۱۰۶ درصد از نمونه‌های حاوی ۰/۲۵٪ و ۰/۳۵٪ بیشتر است.
- بررسی عکس‌های میکروسکوپ الکترونی (FESEM) نشان می‌دهد که در نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید به علت وجود حفره‌های بین لایه‌ای انتقال بار بخوبی بین سطوح و ماتریس صورت نمی‌گیرد و به همین دلیل استحکام چسبندگی خوبی را نشان نمی‌دهد.
- اضافه شدن نانوذرات به رزین اپوکسی باعث پر شدن حفره‌های گفته شده در بند قبلی می‌شود که این کار، باعث انتقال بارها از رزین به الیاف می‌گردد و به این ترتیب استحکام بین لایه‌ای را افزایش می‌دهد.
- وجود پیوندهای کوالانسی بین اتم‌های کربن موجب افزایش خاصیت چسبندگی بین لایه‌ای در ساختارهای مورد استفاده می‌شود، اما با افزایش مقدار نانوذرات، نیروی دافعه‌ی بین اتمی افزایش می‌یابد که این نیروی دافعه اثر منفی بر خاصیت چسبندگی بین لایه‌ای می‌گذارد.

۵-۲- پیشنهادها

- بررسی جامع اثر توزیع نانوگرافن اکسید در رزین اپوکسی.
- بررسی عوامل فیزیکی مثل دما، فشار و سایر عوامل بر ساخت نمونه‌ها.
- بررسی اثر تمیزکاری سطح آلومینیوم بر خاصیت چسبندگی بین سطوح.
- بررسی اثر دیگر نانوذرات بر خاصیت چسبندگی بین سطوح.
- بررسی اثر چسبندگی دیگر فلزات مانند تیتانیوم و غیره.
- بررسی اثر نانوگرافن اکسید بر دیگر موادهای شکست بین لایه‌ای.

- [1] A. Vlot and W. Gunnink, *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, vol. 1, no. 1. Springer Science & Business Media, 2001.
- [2] L. B. Vogelesang and A. Vlot, "Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures," *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 103, no. 1, pp. 1–5, 2000, doi: 10.1016/S0924-0136(00)00411-8.
- [3] R. Van Rooijen, J. Sinke, T. J. De Vries, and S. Van Der Zwaag, "Property Optimisation in Fibre Metal Laminates," *Appl. Compos. Mater.*, vol. 11, no. 2, pp. 63–76, 2004, doi: 10.1023/B:ACMA.0000012880.01669.c0.
- [4] M. R. Abdullah and W. J. Cantwell, "The impact resistance of polypropylene-based fibre-metal laminates," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 66, no. 11–12, pp. 1682–1693, 2006, doi: 10.1016/j.compscitech.2005.11.008.
- [5] J. A. Pascoe, C. D. Rans, and R. Benedictus, "Characterizing fatigue delamination growth behaviour using specimens with multiple delaminations: The effect of unequal delamination lengths," *Eng. Fract. Mech.*, vol. 109, pp. 150–160, 2013, doi: 10.1016/j.engfracmech.2013.05.015.
- [6] S. W. F. Spronk, I. Şen, and R. C. Alderliesten, "Predicting fatigue crack initiation in fibre metal laminates based on metal fatigue test data," *Int. J. Fatigue*, vol. 70, pp. 428–439, 2015, doi: 10.1016/j.ijfatigue.2014.07.004.
- [7] S. Bhat and S. Narayanan, "Numerical investigation of the effect of delaminations on fracture characteristics of glare," in *AIP Conference Proceedings*, 2013, vol. 1558, no. 1, pp. 2452–2456, doi: 10.1063/1.4826037.
- [8] L. Banks-Sills, I. Simon, and T. Chocron, "Multi-directional composite laminates: fatigue delamination propagation in mode I—a comparison," *Int. J. Fract.*, vol. 219, no. 2, pp. 175–185, 2019, doi: 10.1007/s10704-019-00388-4.
- [9] E. Armentani, V. Ascione, R. Citarella, and R. Sepe, "BEM Simulation and Experimental Test of a FML Full Scale Aeronautic Panel Undergoing Biaxial Static and Fatigue Load," in *International conference on multiaxial fatigue and fracture (ICMFF9)*, pp. 439–446.
- [10] J. Li, T. K. O'Brien, and S. M. Lee, "Comparison of Mode II and III Monotonic and Fatigue Delamination Onset Behavior for Carbon/Toughened Epoxy Composites," 1997, [Online]. Available: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20040110399>.
- [11] A. Tabiei and W. Zhang, "Composite laminate delamination simulation and experiment: A review of recent development," *Appl. Mech. Rev.*, vol. 70, no. 3, 2018, doi: 10.1115/1.4040448.

- [12] A. Airoidi, M. Vesco, S. Van Der Zwaag, A. Baldi, and G. Sala, "Damage in GLARE laminates under indentation loads: Experimental and numerical results," 2009.
- [13] Y. Huang, J. Liu, X. Huang, J. Zhang, and G. Yue, "Delamination and fatigue crack growth behavior in Fiber Metal Laminates (Glare) under single overloads," *Int. J. Fatigue*, vol. 78, pp. 53–60, 2015, doi: 10.1016/j.ijfatigue.2015.04.002.
- [14] S. U. Khan, R. C. Alderliesten, and R. Benedictus, "Delamination in fiber metal laminates (GLARE) during fatigue crack growth under variable amplitude loading," *Int. J. Fatigue*, vol. 33, no. 9, pp. 1292–1303, 2011, doi: 10.1016/j.ijfatigue.2011.04.002.
- [15] P. Kuhn, G. Catalanotti, J. Xavier, M. Ploeckl, and H. Koerber, "Determination of the crack resistance curve for intralaminar fiber tensile failure mode in polymer composites under high rate loading," *Compos. Struct.*, vol. 204, pp. 276–287, 2018, doi: 10.1016/j.compstruct.2018.07.039.
- [16] M. S. S. Prasad, C. S. Venkatesha, and T. Jayaraju, "Experimental Methods of Determining Fracture Toughness of Fiber Reinforced Polymer Composites under Various Loading Conditions," *J. Miner. Mater. Charact. Eng.*, vol. 10, no. 13, pp. 1263–1275, 2011, doi: 10.4236/jmmce.2011.1013099.
- [17] M. M. Stoll and K. A. Weidenmann, "Fatigue of fiber-metal-laminates with aluminum core, CFRP face sheets and elastomer interlayers (FMEL)," *Int. J. Fatigue*, vol. 107, pp. 110–118, 2018, doi: 10.1016/j.ijfatigue.2017.10.017.
- [18] J. Bieniaś, K. Dadej, and B. Surowska, "Interlaminar fracture toughness of glass and carbon reinforced multidirectional fiber metal laminates," *Eng. Fract. Mech.*, vol. 175, pp. 127–145, 2017, doi: 10.1016/j.engfracmech.2017.02.007.
- [19] A. S. M. Al-Azzawi, L. F. Kawashita, and C. A. Featherston, "Modelling fatigue damage in fibre metal laminate adhesive joints," *ICCM Int. Conf. Compos. Mater.*, vol. 2017-Augus, pp. 20–25, 2017.
- [20] V. Giannella and R. Esposito, "Multi-axial fatigue numerical crack propagation in cruciform specimens," *Procedia Struct. Integr.*, vol. 12, no. 48, pp. 499–506, 2018, doi: 10.1016/j.prostr.2018.11.068.
- [21] H. L. Gao *et al.*, "Super-elastic and fatigue resistant carbon material with lamellar multi-arch microstructure," *Nat. Commun.*, vol. 7, no. 1, pp. 1–8, 2016, doi: 10.1038/ncomms12920.
- [22] F. Bagnoli, M. Bernabei, D. Figueroa-Gordon, and P. E. Irving, "The response of aluminium/GLARE hybrid materials to impact and to in-plane fatigue," *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 523, no. 1–2, pp. 118–124, 2009, doi: 10.1016/j.msea.2009.05.055.
- [23] H. W. Zhou *et al.*, "Carbon fiber/carbon nanotube reinforced hierarchical composites: Effect of CNT distribution on shearing strength," *Compos. Part B Eng.*, vol. 88, pp. 201–211, 2016, doi: 10.1016/j.compositesb.2015.10.035.
- [24] A. A. Khurram, R. Hussain, H. Afzal, A. Akram, and T. Subhanni, "Carbon nanotubes for enhanced interface of fiber metal laminate," *Int. J. Adhes. Adhes.*, vol. 86, pp. 29–34, 2018, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2018.08.008.

- [25] M. A. S. Sadigh and G. Marami, "Enhancing fatigue life in adhesively bonded joints using reduced graphene oxide additive: Experimental and numerical evaluation," *Int. J. Adhes. Adhes.*, vol. 84, pp. 283–290, 2018, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2018.04.001.
- [26] I. Zaman *et al.*, "Epoxy/graphene platelets nanocomposites with two levels of interface strength," *Polymer (Guildf)*, vol. 52, no. 7, pp. 1603–1611, 2011, doi: 10.1016/j.polymer.2011.02.003.
- [27] V. Verma, D. K. Shukla, and V. Kumar, "Estimation of Fatigue Life of Epoxy-alumina Polymer Nanocomposites," *Procedia Mater. Sci.*, vol. 5, pp. 669–678, 2014, doi: 10.1016/j.mspro.2014.07.314.
- [28] B. Kumar, T. Agarwal, M. Dey, and G. Noida, "Fatigue Behaviour Of CNT Reinforced Material Matrix Composites," *Int. J. Eng. Dev. Res.*, vol. 6, no. 2, pp. 383–389, 2018.
- [29] R. B. Ladani *et al.*, "Fracture and fatigue behaviour of epoxy nanocomposites containing 1-D and 2-D nanoscale carbon fillers," *Eng. Fract. Mech.*, vol. 203, pp. 102–114, 2018, doi: 10.1016/j.engfracmech.2018.04.033.
- [30] Y. J. Kwon, Y. Kim, H. Jeon, S. Cho, W. Lee, and J. U. Lee, "Graphene/carbon nanotube hybrid as a multi-functional interfacial reinforcement for carbon fiber-reinforced composites," *Compos. Part B Eng.*, vol. 122, pp. 23–30, 2017, doi: 10.1016/j.compositesb.2017.04.005.
- [31] I. V. G. and A. A. F. K. S. Novoselov, A. K. Geim, S. V. Morozov, D. Jiang, Y. Zhang, S. V. Dubonos, "Electric Field Effect in Atomically Thin Carbon Films," *Science (80-.)*, vol. 306, no. 5696, pp. 666–669, 2016.
- [32] M. . Rafiee, J. Rafiee, Z. Wang, H. Song, Z. Yu, and N. Koratkar, "Enhanced Mechanical Properties of Nanocomposites at Low Graphene Content," 2009.
- [33] J. Liang *et al.*, "Molecular-level dispersion of graphene into poly(vinyl alcohol) and effective reinforcement of their nanocomposites," *Adv. Funct. Mater.*, vol. 19, no. 14, pp. 2297–2302, 2009, doi: 10.1002/adfm.200801776.
- [34] M. M. Shokrieh, M. Esmkhani, and A. R. Haghhighatkhah, "Mechanics of Advanced Composite Structures Mechanical Properties of Graphene/Epoxy Nanocomposites under Static and Flexural Fatigue Loadings," *Mech. Adv. Compos. Struct.*, vol. 1, no. 1, pp. 1–7, 2014.
- [35] L. Li, L. Lang, S. Khan, and Y. Wang, "Investigation into effect of the graphene oxide addition on the mechanical properties of the fiber metal laminates," *Polym. Test.*, vol. 91, p. 106766, 2020, doi: 10.1016/j.polymertesting.2020.106766.
- [36] A. Kausar, Z. Anwar, and B. Muhammad, "Recent Developments in Epoxy/Graphite, Epoxy/Graphene, and Epoxy/Graphene Nanoplatelet Composites: A Comparative Review," *Polym. - Plast. Technol. Eng.*, vol. 55, no. 11, pp. 1192–1210, 2016, doi: 10.1080/03602559.2016.1163589.
- [37] N. T. Kamar, M. M. Hossain, A. Khomenko, M. Haq, L. T. Drzal, and A. Loos, "Interlaminar reinforcement of glass fiber/epoxy composites with graphene nanoplatelets," *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 70, pp. 82–92, 2015, doi:

10.1016/j.compositesa.2014.12.010.

- [۳۸] ح. آ. بندانک، سیدنوید، سیادت، س. م. حسین، ا. فارسانی، "اثر نانوصفحات گرافن عامل دار بر رفتار خمشی کامپوزیت اپوکسی/الیاف بازالت"، *علوم و فناوری کامپوزیت*، vol. ۵، no. ۳، pp. ۳۲۴-۳۱۵، ۲۰۱۸.
- [۳۹] ا. صاف، ر. قاجار، "بررسی برخی عوامل موثر بر رفتار ورق های کامپوزیتی تقویت شده الیافی در مقابل ضربه سرعت پایین به روش وزنه افتان"، *دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی*، ۲۰۱۰.
- [40] S. Rana and R. Figueiro, *Fibrous and Textile Materials for Composite Applications*. Springer Science & Business Media, 2016.
- [41] M. R. Loos, *Carbon Nanotube Reinforced Composites: CNR Polymer Science and Technology*. Elsevier, 2014.
- [42] G. Eckold, *Design and Manufacture of Composite Structures*. Woodhead publishing, 1994.
- [43] C. Cherif, *Textile materials for lightweight constructions: Technologies - methods - materials – properties*. Springer, 2016.
- [44] F. T. Wallenberger and P. A. Bingham, *Fiberglass and glass technology: Energy-friendly compositions and applications*. Springer, 2010.
- [45] B. Mahltig and Y. Kyosev, *Inorganic and composite fibers: Production, properties, and applications*. Elsevier Ltd, 2018.
- [46] J. Frank, "Composite manufacturing processes," pp. 132–173, 2005, doi: 10.1201/9781420056969.ch4.
- [47] D. CRIPPS, T. J. SEARLE, and J. SUMMERSCALES, "Open Mold Techniques for Thermoset Composites," *Compr. Compos. Mater.*, pp. 737–761, 2000, doi: 10.1016/b0-08-042993-9/00188-1.
- [48] P. K. Mallick, *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing, and design*. CRC press, 2007.
- [49] Ö. Y. Bozkurt, "Hybridization effects on tensile and bending behavior of aramid/basalt fiber reinforced epoxy composites," *Polym. Compos.*, vol. 38, no. 6, pp. 1144–1150, 2017, doi: 10.1002/pc.23677.
- [50] A. P. Mouritz, *Introduction to aerospace materials*. Woodhead publishing, 2012.
- [51] H. Fischer, "Polymer nanocomposites: From fundamental research to specific applications," *Mater. Sci. Eng. C*, vol. 23, no. 6–8, pp. 763–772, 2003, doi: 10.1016/j.msec.2003.09.148.
- [52] E. T. Thostenson, C. Li, and T. W. Chou, "Nanocomposites in context," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 65, no. 3–4, pp. 491–516, 2005, doi: 10.1016/j.compscitech.2004.11.003.
- [53] C. Balázs, Z. Kónya, F. Wéber, L. P. Biró, and P. Arató, "Preparation and characterization of carbon nanotube reinforced silicon nitride composites," *Mater. Sci. Eng. C*, vol. 23, no. 6–8, pp. 1133–1137, 2003, doi: 10.1016/j.msec.2003.09.085.

[۵۴] ف. ا. کریم زاده، ا. قاسمعلی و س. سالمی زاده، *نانو مواد: خواص، تولید و کاربرد*. جهاد دانشگاهی (دانشگاه صنعتی اصفهان)، ۱۳۸۴.

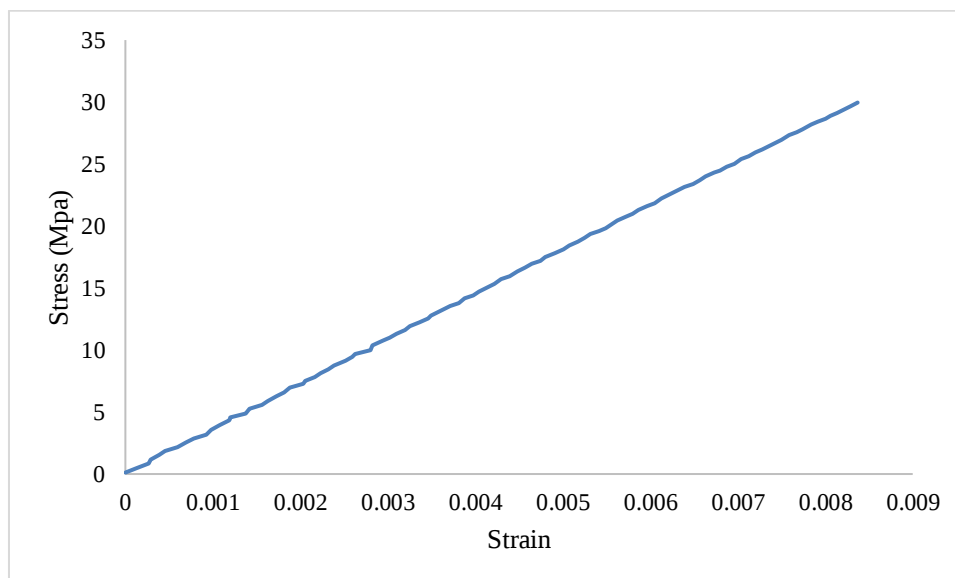
- [55] A. Mondal and N. R. Jana, "Graphene-Nanoparticle Composites and Their Applications in Energy, Environmental and Biomedical Science," *Rev. Nanosci. Nanotechnol.*, vol. 3, no. 3, pp. 177–192, 2014, doi: 10.1166/rnn.2014.1051.
- [56] A. P. Mouritz, *Introduction to aerospace materials*. Elsevier, 2012.
- [57] S. I. Abdullah and M. N. M. Ansari, "Mechanical properties of graphene oxide (GO)/epoxy composites," *HBRC J.*, vol. 11, no. 2, pp. 151–156, 2015, doi: 10.1016/j.hbrj.2014.06.001.
- [58] L. Liu, J. Zhang, J. Zhao, and F. Liu, "Mechanical properties of graphene oxides," *Nanoscale*, vol. 4, no. 19, pp. 5910–5916, 2012.
- [59] L. F. Ng, D. Sivakumar, K. A. Zakaria, O. Bapokutty, and Sivarao, "Influence of kenaf fibre orientation effect on the mechanical properties of hybrid structure of fibre metal laminate," *Pertanika J. Sci. Technol.*, vol. 25, no. S5, pp. 1–8, 2017.
- [60] J.-M. Yang, T. H. Hahn, H. Seo, P.-Y. Chang, and P.-C. Yeh, "Damage Tolerance and Durability of Fiber - Metal Laminates for Aircraft Structures," vol. 18, pp. 1–2, 2010.
- [61] R. C. Alderliesten, *Fatigue of Fibre Metal Laminates*, vol. 236. Springer, 2016.
- [62] F. M. L. Rekbi, M. Hecini, and A. Khechai, "Experimental and numerical analysis of mode-I interlaminar fracture of composite pipes," *J. Brazilian Soc. Mech. Sci. Eng.*, vol. 40, no. 10, p. 502, 2018, doi: 10.1007/s40430-018-1423-y.
- [63] B. Harris, *Fatigue in Composites: Science and Technology of the Fatigue Response of Fibre-Reinforced Plastics*. Woodhead Publishing, 2003.
- [64] Y. Zhu, "Characterization of Interlaminar Fracture Toughness of a Carbon/epoxy Composite Material," no. May, p. 249, 2009, [Online]. Available: <https://etda.libraries.psu.edu/paper/8966/5158>.
- [65] ASTM D5528-01, *Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites*, vol. 03, no. Reapproved 2007. ASTM Internat., 2014.
- [66] V. Alfred Franklin and T. Christopher, "Fracture energy estimation of DCB specimens made of glass/epoxy: An experimental study," *Adv. Mater. Sci. Eng.*, vol. 2013, 2013, doi: 10.1155/2013/412601.
- [67] A. Turon, C. G. Dávila, P. P. Camanho, and J. Costa, "An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models," *Eng. Fract. Mech.*, vol. 74, no. 10, pp. 1665–1682, 2007, doi: 10.1016/j.engfracmech.2006.08.025.

[۶۸] س. کی پور، م. گردویی، "بررسی میزان برگشت فنری در شکل دهی مقاطع ناودانی شکل از ورق های فیبر فلیز"، دانشگاه صنعتی شاهرود، ۱۳۹۵.

پیوست ۱

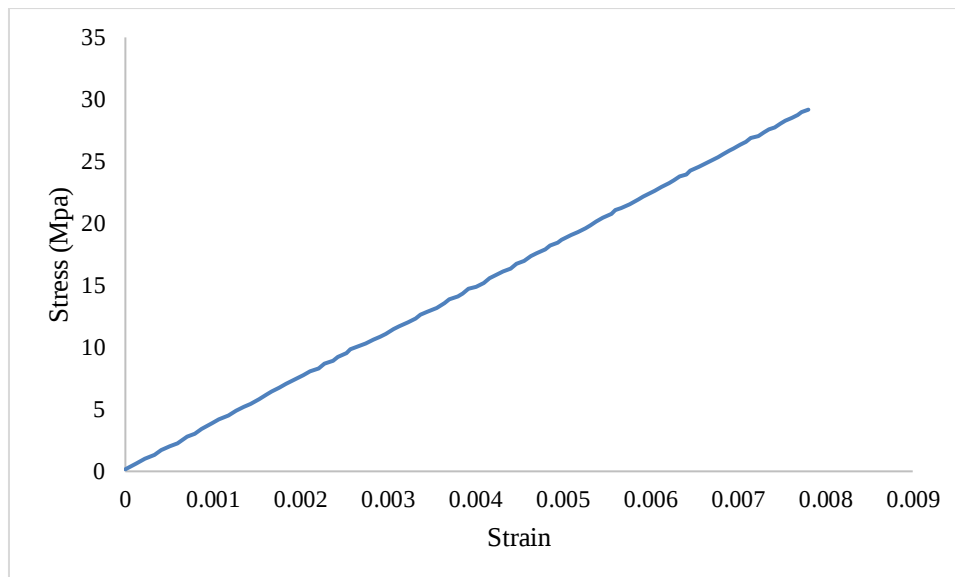
پیوست ۱

نمودار تنش - کرنش آزمون کشش رزین اپوکسی برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید



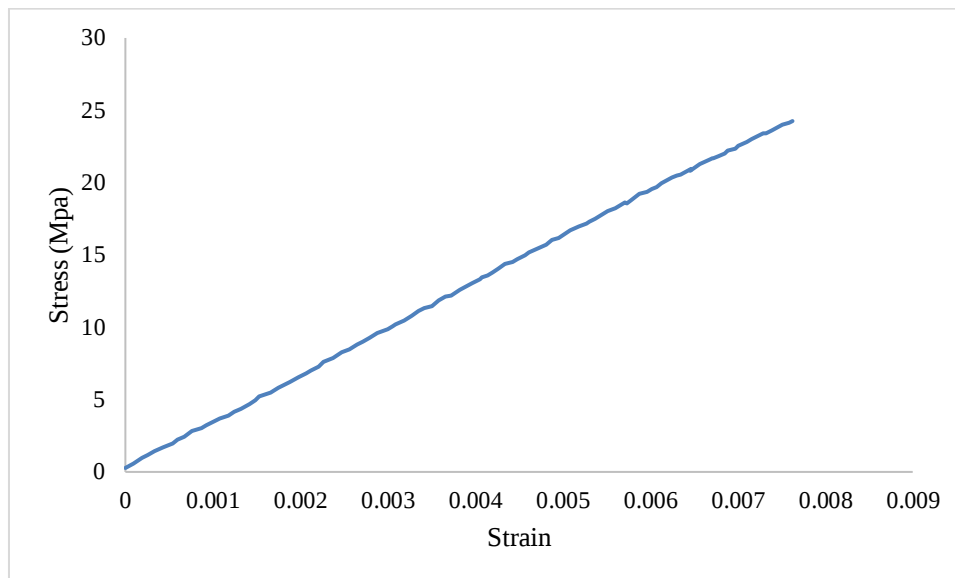
پیوست ۲

نمودار تنش - کرنش برای نمونه‌های دارای ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید.



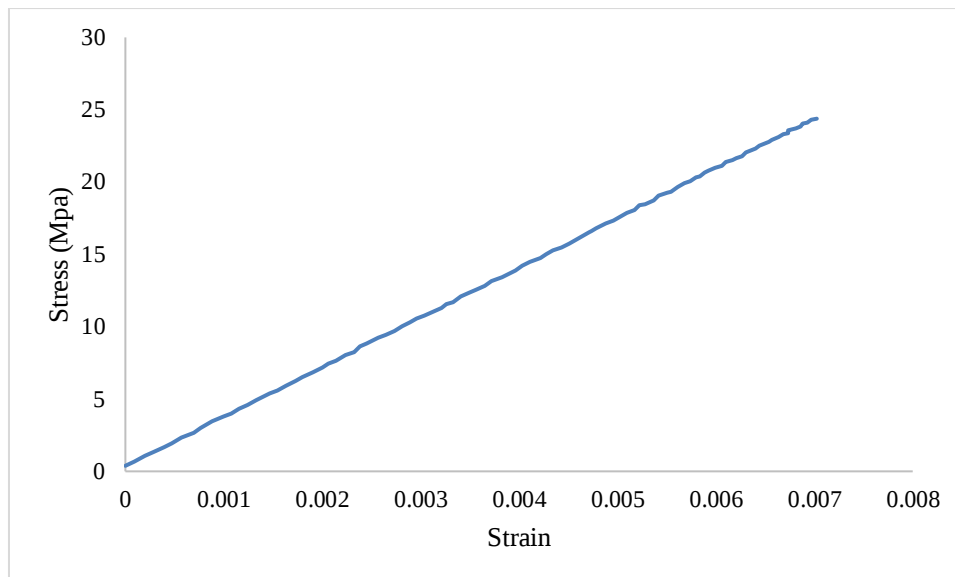
پیوست ۳

نمودار تنش - کرنش برای نمونه‌های دارای ۰/۲۵٪ نانوگرافن اکسید.



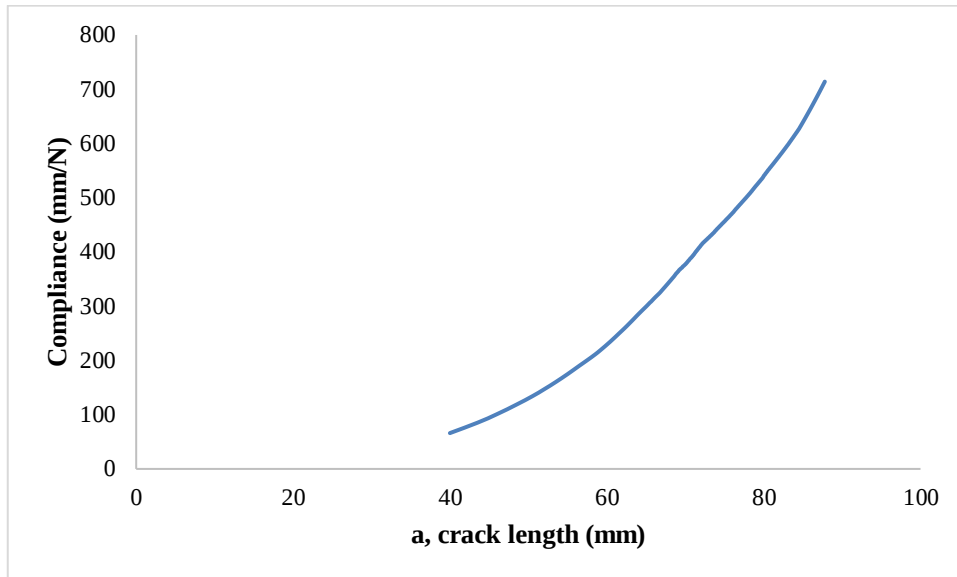
پیوست ۳

نمودار تنش - کرنش برای نمونه‌های دارای ۰/۳۵٪ نانوگرافن اکسید.



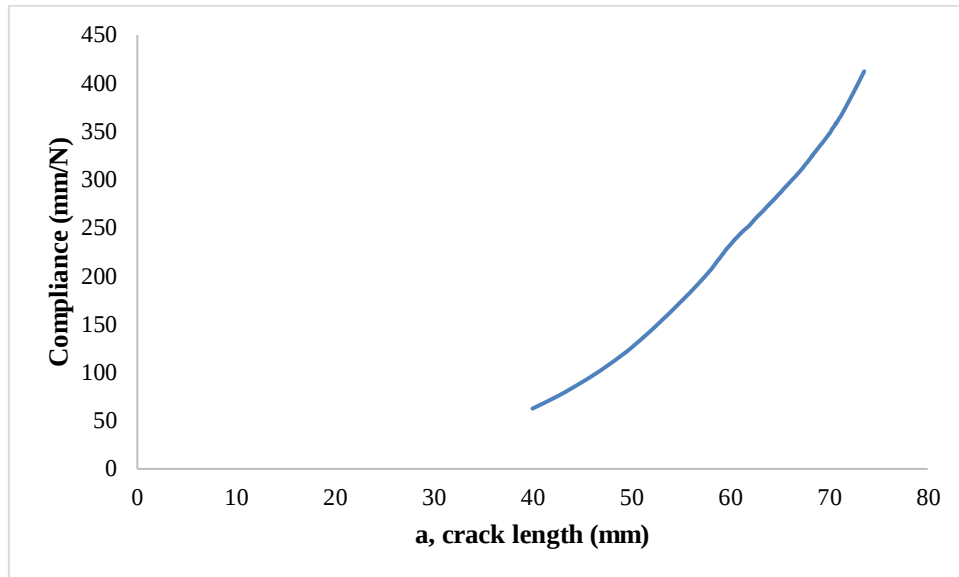
پیوست ۴

نمودار نرمی تیر (Compliance) به طول ترک برای نمونه‌های بدون نانوگرافن اکسید.



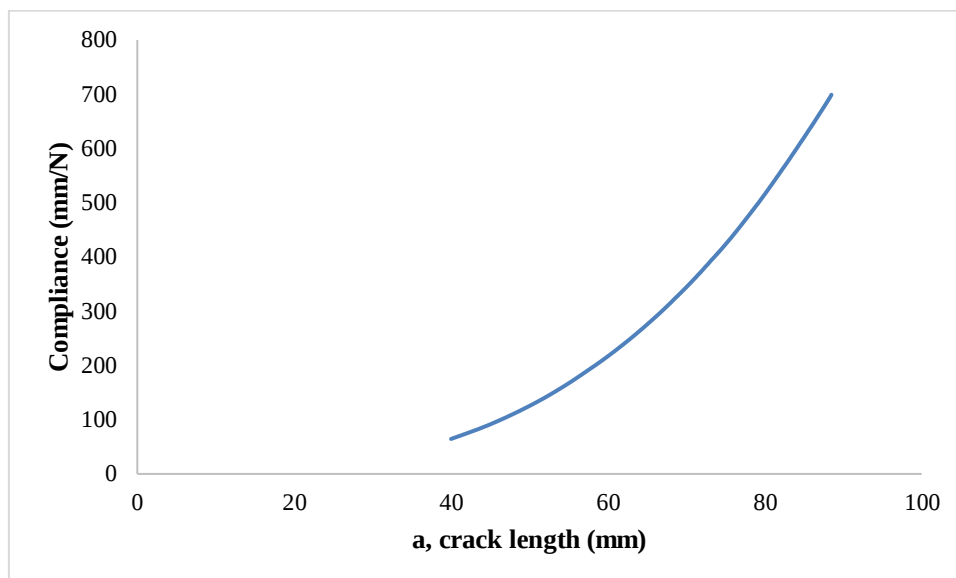
پیوست ۵

نمودار نرمی تیر (Compliance) به طول ترک برای نمونه‌های حاوی ۰/۱٪ نانوگرافن اکسید.



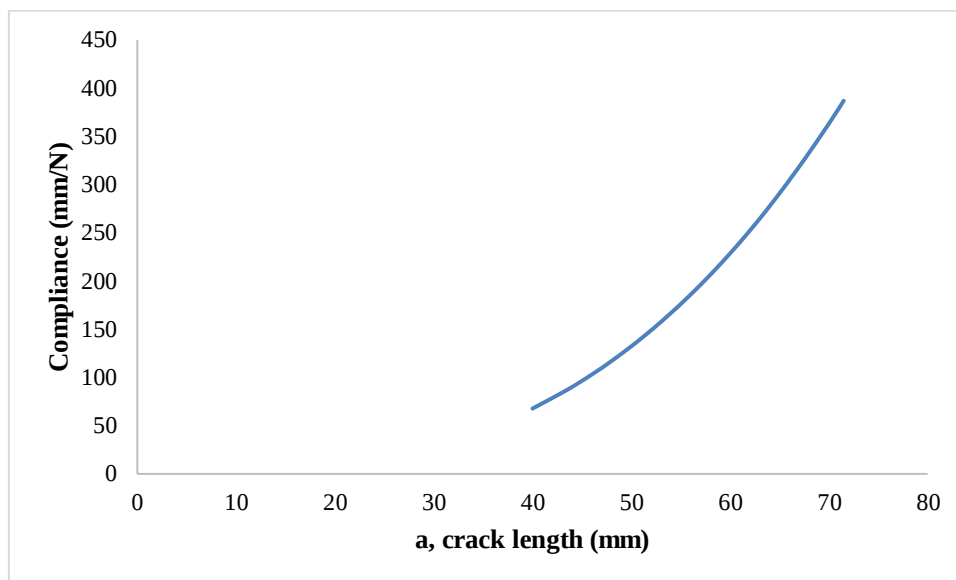
پیوست ۶

نمودار نرمی تیر (Compliance) به طول ترک برای نمونه‌های حاوی ۰/۲۵ نانوگرافن اکسید.



پیوست ۷

نمودار نرمی تیر (Compliance) به طول ترک برای نمونه‌های حاوی ۰/۳۵٪ نانوگرافن اکسید.



Abstract

In this study, the interlayer strength of fiber-metal laminate composite (FML) that reinforced with graphene nanoparticles under fatigue loading has been investigated experimentally. The metal used to make the FML specimens is T3-2024 aluminum alloy, the fibers used are woven glass fibers, and the resin used is epoxy resin. According to the studies, graphene oxide nanoparticles were used as reinforcement. Samples of tensile, peeling and fatigue test include samples without nanographene oxide and also with percentages of 0.1, 0.25 and 0.35 nanographene oxide. In all of the above tests, specimens containing nano-graphene oxide showed better fatigue strength. Fatigue strength was higher by 388% for samples containing 0.1% nanographene oxide than for samples without graphene oxide. Also, peeling test results showed that adding the same amount of nanographene oxide to epoxy resin increased the adhesive properties by 122%.

Keywords: Interlayer strength, Fatigue, Fiber metal laminate (FML), Nano graphene Oxide



Shahrood University of
Technology

Faculty of Mechanical and Mechatronics Engineering

M.Sc. Thesis in Aerospace-Space Structures Engineering

Experimental investigation of the interlayer strength of fiber metal laminates reinforced with graphene nanoparticles under fatigue load

By:

Akbar Tamoradi

Supervisor:

Dr. Mohammad Bagher Nazari

Dr. Seyed Mahdi Hosseini Farrash

Advisor

Dr. Mahdi Gerdooei

December 2020