



# Residual Strength Prediction of The Carbon/Epoxy Plates Under Low-Velocity Impact

## ARTICLE INFO

### Article Type

Original Research

### Authors

Torabi M.<sup>1</sup>,

Taheri-Behrooz F. <sup>1\*</sup>

### How to cite this article

Torabi M, Taheri-Behrooz F. Residual Strength Prediction of The Carbon/Epoxy Plates Under Low-Velocity Impact\*; Modares Mechanical Engineering, 2022; 22 (05): 291-302.

<sup>1</sup> School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

### \*Correspondence

Address: School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran  
taheri@iust.ac.ir

### Article History

Received: November 25, 2021

Accepted: December 17, 2021

ePublished: March 20, 2022

## ABSTRACT

In this study, the residual strength of the carbon/epoxy composite plates exposed to the thermal cycles and subjected to low-velocity impact was evaluated using an experimental procedure. Composite plates with a layup of [45/02/-45/902]<sub>s</sub> and thickness of 2.9 mm under three impact energy levels of 10J, 15J, and 20J and exposed to 200 thermal cycles in the range of -30 to 65 ° C went under low-velocity impact and compression after impact tests. In performing impact tests, a drop weight test device was used to investigate the behavior of damaged composites, force-time, force-displacement, and energy-time curves at all test temperatures were analyzed. Finally, the effect of temperature and associated damages at different levels of impact was evaluated using radiographic analysis and optical microscopy. Applying 200 thermal cycles in the temperature range of -30 to 65 ° C caused small cracks in the matrix and reduced the energy absorption of the samples. The highest drop in compressive strength is related to the highest impact energy, 20 J, which has a 31.12% decrease in strength. The thermal cycle at different impact energy levels of 10J, 15J, and 20J has led to an increase in the stiffness and compressive strength of the composite specimens. Finally, material parameters of the semi-empirical Caprino model to estimate the residual compressive strength of the carbon/epoxy plates under low-velocity impact and thermal cycles are obtained.

**Keywords** Carbon/epoxy, Low-Velocity Impact, Compression after Impact, Semi-empirical Model

## CITATION LINKS

[1] Low-velocity impact response of woven kevlar/epoxy ... [2] Impact of temperature on LVI damage and tensile and compressive ... [3] CFRP laminates under low-velocity impact conditions ... [4] Effect of impactor shape and temperature on the behavior ... [5] The inter laminar fracture toughness of carbon-fiber/polymer ... [6] Effects of temperature and stacking sequence on the mode I inter laminar ... [7] The influence of thermal fatigue on the properties of glass fiber/epoxy composites. [8] Impact engineering of composite structures. [9] Review of low-velocity impact properties ... [10] Thermo-mechanical design aspects for primary composite structures ... [11] Comparison of damage development in C/epoxy laminates during isothermal ... [12] Influence of thermal cycling on the low velocity impact response ... [13] Analytical and experimental study of nonlinear behavior and failure coefficient ... [14] Effect of thermal ageing on the impact and flexural damage behaviour of carbon ... [15] Study on low velocity impact and residual strength at high temperatures of composite laminates. [16] Moisture and temperature effects of the compressive failure of CFRP ... [17] Experimental characterization of microscopic damage progress ... [18] Analysis of circular hole and thermal cycle effects on the mechanical properties ... [19] Rupture time under creep conditions. [20] Creep rupture in Proceedings. [21] An integrated method for predicting damage and residual tensile strength ... [22] Numerical and experimental study of carbon/epoxy composite ... [23] On the prediction of residual strength for notched laminates. [24] Compressive Residual Strength Prediction in Fiber-Reinforced ... [25] Woven Unidirectional Carbon Fibre Fabric. [26] Resin L20 and EPIKURETM Curing Agent 960 data sheet. [27] Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance ... [28] Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties ... [29] An experimental and numerical investigation on low-velocity impact damage ... [30] The influence of thermal fatigue on the properties of glass fiber/epoxy composites. [31] Experimental study of the influence of thickness and ply-stacking ...

## پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده صفحات کربن / اپوکسی تحت ضربه کم سرعت

مهدی ترابی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران

فتح‌اله طاهری بهروز\*

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران

### چکیده

در این پژوهش استحکام باقی مانده صفحات کامپوزیتی از جنس کربن / اپوکسی در برابر ضربه کم سرعت و تحت تاثیر چرخه حرارتی با استفاده از روش تجربی بررسی شده است. صفحات کامپوزیتی با لایه چینی  $45/0.4$  و ضخامت حدود  $2/9$  میلی‌متر در سه سطح انرژی  $10, 15$  و  $20$  ژول و تحت چرخه حرارتی در بازه دمایی  $30-65$  درجه سانتیگراد تحت ضربه کم سرعت و آزمون استحکام فشاری قرار گرفته‌اند. در انجام آزمون‌های ضربه از دستگاه آزمون وزنه افتان استفاده شده است. برای بررسی رفتار کامپوزیت‌های آسیب دیده، منحنی‌های نیرو-زمان، نیرو-جابجایی و انرژی-زمان مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته‌اند. ارزیابی اثر چرخه حرارتی و آسیب‌های بوجود آمده در سطوح مختلف انرژی ضربه، با انجام تحلیل‌های رادیوگرافی و میکروسکوپ نوری تکمیل شده است. نتایج نشان دادند اعمال  $200$  چرخه حرارتی در بازه دمایی  $30-65$  درجه سانتیگراد باعث ایجاد ترک‌های ریز در ماتریس شده و جذب انرژی در نمونه‌ها کاهش یافته است. بیشترین افت استحکام فشاری به میزان  $31/12$  درصد و مربوط به انرژی ضربه  $20$  ژول است. چرخه حرارتی در سطوح مختلف انرژی ضربه  $10, 15$  و  $20$  ژول با تکمیل فرآیند پخت کامپوزیت‌ها باعث افزایش سفتی و استحکام باقی مانده فشاری نمونه‌های کامپوزیتی شده است. نهایتاً پارمترهای مادی مدل نیمه تجربی کاپرینو، برای تخمین استحکام باقی مانده فشاری نمونه‌های کامپوزیتی تحت چرخه حرارتی و ضربه کم سرعت استخراج شده است.

**کلیدواژه‌ها:** کربن / اپوکسی، ضربه کم سرعت، استحکام باقی مانده فشاری، مدل نیمه تجربی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۰۴

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۲۶

\*نویسنده مسئول: taheri@iust.ac.ir

### ۱- مقدمه

کامپوزیت‌های زمینه پلیمری به علت استحکام و سفتی ویژه بالا، مقاومت در برابر عوامل محیطی مانند خوردگی و مقاومت به خستگی بالا به سرعت در صنایع مختلف از قبیل صنعت هوافضا، صنایع دریایی، صنایع حمل و نقل و صنعت ساختمان گسترش یافته‌اند. اجزای سازه‌ای نظیر فریم‌های اصلی بدنه، تقویت‌کننده‌ها، پوسته‌ها و تیغه‌های ساخته شده از کامپوزیت‌های پیشرفته در وسایل نقلیه هوایی، فضایی و زمینی سبک، بسیار دیده می‌شود. استفاده از این مواد در بسیاری از هواپیماهای مدرن مانند بوئینگ ای ۷۸۷ (A787) و ایرباس ای ۳۵۰ (A350) بسیار متداول است. این مواد با وجود داشتن خواص مکانیکی ویژه بالا از قبیل استحکام و مدول در مقایسه با مواد سنتی، دارای عیوبی نیز می‌باشند. این چند لایه‌ها بدلیل داشتن خواص مکانیکی پایین در

راستای عمود بر صفحه و استفاده از زمینه پلیمری، در برابر دما و بارهای ناشی از ضربه‌های سرعت پایین در مقایسه با مواد سنتی بسیار آسیب پذیر هستند. در صنعت، آسیب با انرژی پایین و سرعت کم از قبیل برخورد ابزارهای تعمیر و ضربات ناشی از برخورد اجسام خارجی به بدنه‌ی هواپیما وجود دارد که در بیشتر موارد با بازرسی بصری قابل تشخیص نیست. از یک طرف قرار گرفتن در معرض دما بر رفتار الاستیک و آسیب کامپوزیت چندلایه کربن / اپوکسی تاثیر می‌گذارد [1-7] و از طرف دیگر آسیب‌های ناشی از این ضربه، یکی از مهمترین عواملی است که استفاده گسترده از این مواد در صنایع مختلف را محدود می‌کند [8]. ضربه سرعت پایین منبع انواع مختلفی از آسیب‌ها از قبیل ترک خوردگی ماتریس (Matrix cracking)، تورق (Delamination)، شکستگی الیاف (Fiber breakage) و حتی سوراخ شدن سطح الیاف - ماتریس (Penetration) در کامپوزیت‌های ماتریس پلیمری است [9]. سازه‌های کامپوزیتی تحت شرایط آب و هوایی متفاوت استفاده شده‌اند و بنابراین دماهای مختلفی را در طول عملکرد خود تجربه می‌کنند [10]. یکی دیگر از نقاط ضعف کامپوزیت‌ها تغییرات خواص رزین‌ها در مقابل تغییرات متناوب دما می‌باشد. بطوریکه برخی از انواع وسایل نقلیه مانند نسل جدید از هواپیماهای مافوق صوت فرانسوی که برای عمر پروازی هشتاد هزار ساعت طراحی شده‌اند و در برخی از رژیم‌های پروازی تحت چرخه بارگذاری در بازه دمایی  $50-130$  درجه سانتیگراد قرار دارند [11]. هواپیماهایی که در مسیر قطب شمال پرواز می‌کنند دمای بسیار پایینی را تحمل می‌کنند که می‌توانند باعث ایجاد ترک بویژه در محل اتصالات و نواحی که تحت تنش بالا قرار دارند شود و برعکس هواپیماهایی که بین جزایر دریاهای گرمسیری پرواز می‌کنند ممکن است بدلیل دمای بالا دچار تغییر ساختار و آسیب سازه‌ای شوند [12]. یک ماهواره بدلیل تغییرات شدید دما در فضا در معرض اختلاف درجه حرارت به شکل سیکلی بوده و چرخه حرارتی اعمال شده، بر خواص سازه آن تاثیر گذار است [13]. این تغییرات دمایی می‌تواند منجر به ایجاد پدیده‌ای مشابه خستگی در هواپیما گردد. به طور کلی در یک سیکل دمایی دو نوع خرابی در کامپوزیت می‌تواند رخ دهد که شامل ایجاد میکرو ترک در کامپوزیت بدلیل انبساط و انقباض ناشی از تغییرات دمایی در کامپوزیت یا ایجاد فرسودگی حرارتی و دیگری پدیده اکسیداسیون و کاهش وزن می‌باشد. از این رو، تحقیقات زیادی بر روی رفتار ضربه کم سرعت روی کامپوزیت‌های چند لایه در شرایط دمایی مختلف انجام شده است. مورنو و همکاران [14] اثر دما و زمان گرم ماندن (Time of oxidation)، را بر استحکام خمشی پس از ضربه کم سرعت در سطوح انرژی  $32$  ژول و  $46$  ژول، بر کامپوزیت کربن / اپوکسی با لایه چینی‌های مختلف  $45/0.4$  و  $45/0.4 \pm 0.05$  بررسی کرده‌اند. مطابق نتایج در گرمادهی حرارتی (Ageing temperature)، نمونه‌ها در دمای پایین‌تر از  $Tg$  ( $150$  درجه سانتیگراد)، به دلیل کامل شدن فرآیند

پاسخ دینامیکی چند لایه‌های کامپوزیتی کربن/اپوکسی تحت ضربه کم سرعت توسط امیراشجعی اسالمی و همکاران [22] به روش عددی و تجربی بررسی شده‌است. کاپرینو [23] به روش تجربی رفتار چند لایه کامپوزیتی از جنس کربن / اپوکسی را بررسی نموده و به روش مکانیک شکست رابطه نیمه تجربی برای پیش‌بینی رفتار این صفحات ارائه نمود. مدلی توسط آوا و همکاران [24] برای پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده فشاری صفحات کامپوزیت پس از ضربه کم سرعت در سطوح مختلف انرژی ضربه بر اساس مکانیک شکست ارائه شده‌است.

بر اساس پیشینه تحقیق بیان شده تاثیر دماهای بالاتر از دمای اتاق، تاثیر دماهای منفی و تاثیر دماهای چرخه‌ای مثبت - مثبت بر استحکام باقی‌مانده کامپوزیت‌ها تحت ضربه کم سرعت مطالعه شده است. ولی بر اساس اطلاع مولفین و بررسی مقالات موجود، تاکنون تاثیر چرخه حرارتی در محدوده دمای مثبت - منفی بر استحکام باقی‌مانده فشاری پس از ضربه کم سرعت کامپوزیت کربن / اپوکسی توسط هیچ محقق بررسی نشده‌است. کمبود این نوع مطالعه و وجود تعداد زیادی از کاربردهای عملی کامپوزیت‌ها که در آنها سازه تحت چرخه دمایی مثبت - منفی قرار می‌گیرد انگیزه انجام پژوهش را در مولفین ایجاد کرده است.

هدف تحقیق حاضر پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده صفحات کامپوزیتی کربن / اپوکسی با لایه چینی به فرم  $[\pm 45/0/0/0/0/0/0/0/0/0]_s$  تحت آزمون ضربه کم سرعت و سیکل حرارتی مثبت - منفی می‌باشد. برای این منظور نمونه‌های کامپوزیتی ابتدا تحت  $200^\circ\text{C}$  چرخه حرارتی بین  $30^\circ\text{C}$  تا  $75^\circ\text{C}$  سانتیگراد قرار گرفته و سپس تحت آزمون ضربه کم سرعت با سه سطح انرژی ۱۰، ۱۵ و ۲۰ ژول قرار گرفتند. رفتار نمونه‌ها در قالب منحنی‌های نیرو-زمان، نیرو-جابجایی و انرژی - زمان مطالعه شده‌است. به منظور اندازه‌گیری استحکام باقی‌مانده فشاری، آزمون فشار پس از ضربه بر روی نمونه‌های آسیب دیده انجام شده‌است. روش‌های میکروسکوپ نوری و رادیوگرافی با هدف دستیابی به فهم عمیق در روند رشد آسیب و مکانیزم‌های خرابی در آزمون‌های استحکام فشاری باقی‌مانده و ضربه کم سرعت به کار گرفته شده‌است. در انتها پارامترهای مادی مدل نیمه تجربی کاپرینو [23]، جهت پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده فشاری صفحات کربن/ اپوکسی که در معرض چرخه حرارتی قرار گرفته و تحت ضربه کم سرعت واقع شده‌اند بدست آمده است.

## ۲- مواد اولیه و روش ساخت نمونه

چندلایه‌های کامپوزیتی از پارچه‌های تک جهت کربن با چگالی سطحی  $200$  گرم بر متر مربع و رزین اپوکسی و با استفاده از روش تزریق رزین در خلا (Vacuum Infusion Processing) مطابق شکل ۱ ساخته شده‌اند. الیاف کربن به کار رفته، تی ۳۰۰ (T300) با چگالی  $1/78$  گرم بر سانتیمتر مکعب، و استحکام و مدول کششی

پخت (Post curing effect) افزایش استحکام خمشی داشتند ولی در دماهای بالاتر از گذر شیشه ای (Tg) یعنی  $250$  درجه سانتیگراد، به دلیل اکسیداسیون گرمایی (Thermo oxidation) رزین اپوکسی و از دست رفتن چسبندگی در فصل مشترک زمینه و الیاف، استحکام خمشی کاهش یافته‌است. تاثیر دما در بازه دمایی  $150$  تا  $310$  درجه سانتیگراد و ضربه در سطوح انرژی  $2/2$ ،  $5/9$  و  $8/6$  ژول بر کامپوزیت چند لایه کربن / اپوکسی با لایه چینی  $[\pm 45/0/0/0/0/0/0/0/0/0]_s$  توسط ونگ و همکاران [15] مورد بررسی گرفته‌است. این محققین مشاهده کردند که افزایش انرژی ضربه منجر به کاهش استحکام باقی‌مانده فشاری و کششی گردیده ولی با افزایش دما، رفتار استحکامی صفحات در انرژی ضربه‌های مختلف متفاوت بوده‌است. بررسی اثر دماهای مختلف  $20$ ،  $50$  و  $80$  درجه سانتیگراد بر رفتار خرابی پس از ضربه کم سرعت با سطوح انرژی  $8$ ،  $10$ ،  $15$  و  $18$  ژول بر کامپوزیت کربن / اپوکسی با لایه چینی  $[\pm 45/0/0/0/0/0/0/0/0/0]_s$  توسط کوبرلین و همکاران [2] انجام شده‌است. در این تحقیق نشان داده شده‌است که با افزایش دما مساحت ناحیه آسیب دیده کمتر و میزان شکست الیاف در ناحیه‌ی سمت ضربه بیشتر شده است. سواما و همکاران [16] تاثیر دماهای  $30$ ،  $50$ ،  $70$  و  $90$  درجه سانتیگراد را بر آسیب ناشی از ضربه کم سرعت با سطح انرژی  $4/3$  ژول بر صفحه کربن / اپوکسی با لایه چینی  $[\pm 45/0/0/0/0/0/0/0/0/0]_s$  بررسی کردند و دریافتند اندازه سطح آسیب با افزایش دما تا  $90$  درجه سانتیگراد به نصف کاهش یافته‌است. ترادا و همکاران [17] رفتار خرابی کامپوزیت کربن / اپوکسی با لایه چینی‌های  $[\pm 45/0/0/0/0/0/0/0/0/0]_s$  و  $[\pm 45/0/0/0/0/0/0/0/0/0]_s$  تحت هزار چرخه حرارتی در بازه دمایی  $250$  و  $196$  - درجه سانتیگراد و  $500$  چرخه حرارتی در بازه دمایی  $196$  - و  $500$  درجه سانتیگراد بررسی کردند. مطابق نتایج، افزایش میکروترک‌ها بصورت تابعی از تعداد چرخه‌های حرارتی بوده‌است. قاسمی و همکاران [18] نشان دادند، اعمال  $360$  چرخه حرارتی در بازه دمایی  $100$  و  $0$  درجه سانتیگراد در نانو کامپوزیت شیشه / اپوکسی با چیدمان  $[\pm 45/0/0/0/0/0/0/0/0/0]_s$  باعث افزایش  $9$  تا  $25$  درصدی استحکام کششی شده‌است. مطابق نتایج، افزایش میکروترک‌ها بصورت تابعی از تعداد چرخه‌های حرارتی بوده‌است.

تحقیقات زیادی در خصوص پیش‌بینی استحکام باقیمانده فشاری بعد از ضربه انجام شده‌اند و تعدادی مدل نیمه تجربی در مقالات ارائه داده شده‌اند. مدلی توسط کاجانوف [19] پیشنهاد شده و سپس توسط رابتنو [20] توسعه داده شده‌است، که این مدل بر اساس استخراج رفتار نمونه‌های تک جهت بوده‌است و برای پیش‌بینی مدهای خرابی مانند ترک ماتریسی، تورق و شکست الیاف بکار می‌رود. برای پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده پس از ضربه کم سرعت در چند لایه‌های کربن / اپوکسی تحت ضربه کم سرعت مدلی بر اساس نظریه آسیب پیشرونده سه بعدی (3D-progressive damage) توسط کوی و همکاران [21] ارائه شده‌است.

جدول ۱) مشخصات آزمون ضربه

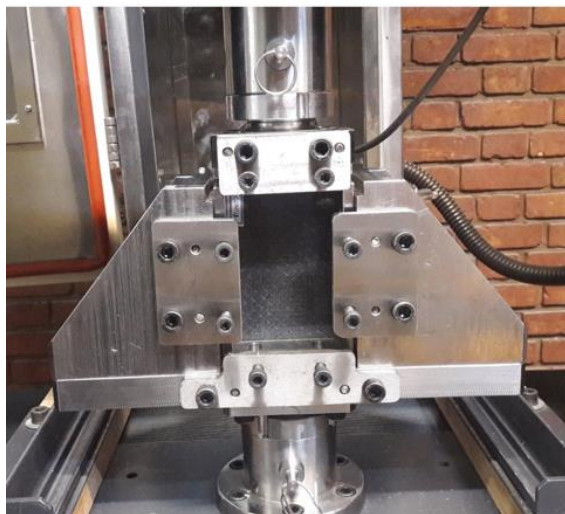
سرعت ضربه (متر بر ثانیه)	ارتفاع پرتابه (میلیمتر)	جرم ضربه زننده (کیلوگرم)	انرژی ضربه (ژول)
۲/۵۵	۱۵۰	۷	۱۰
۲/۶	۲۲۰	۷	۱۵
۲/۷۱	۲۹۰	۷	۲۰

شرایط مرزی فیکسچر بصورت تکبیه گاه ساده می‌باشد. حسگر نیرو به انتهای ضربه زننده متصل شده‌است و در هنگام ضربه مقدار نیرو را اندازه‌گیری می‌کند. جهت جلوگیری از برخوردهای مجدد ضربه زننده بر روی قطعه، از یک جک پنوماتیکی در شاسی پایینی استفاده شده‌است.

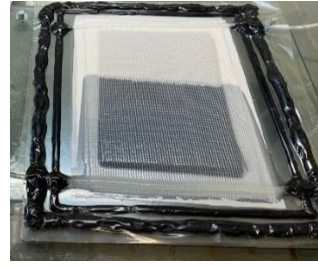
### ۳-۲- آزمون استحکام فشاری باقی مانده

به منظور اندازه‌گیری استحکام فشاری باقی مانده پس از ضربه، آزمون فشاری مطابق استاندارد ای اس تی ام ۷۱۳۷ [27] انجام شده‌است. آزمون فشاری با دستگاه تک محوره سنتام مدل اس تی ام ۱۵۰ (STM-150) و نیروسنج با ظرفیت ۱۵۰۰۰ کیلوگرم نیرو و به کمک فیکسچر مربوطه مطابق شکل ۳، انجام شده‌است. بارگذاری با کنترل جابجایی و با نرخ ۰/۲۵ میلیمتر بر دقیقه انجام شده‌است. صفحات جانبی مطابق استاندارد ای اس تی ام ۷۱۳۷ در فیکسچر مربوطه مطابق شکل ۳، به منظور تسهیل در جابجایی و مهار کردن نمونه، ساخته شده‌اند، همچنین صفحات راهنمایی در فیکسچر تعبیه شده که این امکان را فراهم می‌کند تا با چرخاندن پیچ‌ها، صفحات کناری به سمت نمونه‌ی کامپوزیتی حرکت داده شود و نمونه کامپوزیتی مقید گردد.

برای هر یک از سطوح انرژی در آزمون ضربه و آزمون استحکام فشاری، ۴ تکرار لحاظ شده‌است. به منظور افزایش دقت در برش نمونه‌ها و برای جلوگیری از ناهمراستایی و شکست نمونه‌ها ناشی از تمرکز تنش در محل بارگذاری در حین آزمون فشاری، نمونه‌ها با برش جت آب با تیرانس ۰/۱ میلیمتر برش داده شده‌اند تا بدین ترتیب لبه‌های بالایی و پایینی نمونه‌ها در حین آزمون فشار نسبت



شکل ۳) فیکسچر ساخته شده برای آزمون استحکام فشاری باقی مانده



شکل ۱) نمونه صفحه کربن / اپوکسی ساخته شده به روش تزریق رزین در خلا

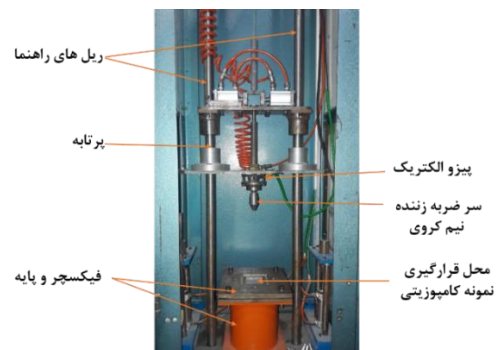
به ترتیب برابر ۴۰۰۰ مگا پاسکال و ۲۳۰ گیگا پاسکال می‌باشند [25]. اپوکسی مورد استفاده، پی کت ال بیست (PIKOTE™ L20)، بوده و ساخت شرکت هگزین (HEXION) آلمان است که با نسبت جرمی ۱۰۰ به ۳۴ با هاردنر اپی کور (EPIKURETM) ۹۶۰ پخت می‌شود. پخت نمونه‌های کامپوزیت در مدت ۲۴ ساعت در دمای محیط و به دنبال آن به مدت ۱۵ ساعت در دمای ۶۰°C انجام شده است. چگالی رزین برابر ۱/۱۵ گرم بر سانتیمتر مکعب است [26].

چند لایه‌های کامپوزیتی دارای لایه چینی به فرم ۴۵/۰۲-۴۵/۰۲ [۴۵]s می‌باشند. ابعاد نمونه‌ها مطابق هر دو استاندارد ای اس تی ام ۷۱۳۶ (ASTM D7136) [۲۷] و ای اس تی ام ۷۱۳۷ (ASTM D7137) [۲۸] برابر ۱۰ × ۱۵ سانتیمتر با ضخامت ۲/۹ میلیمتر می‌باشد.

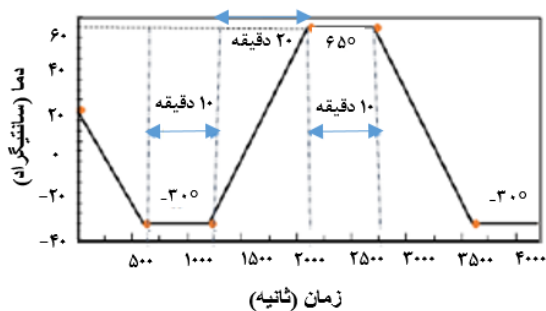
### ۳- تجهیزات آزمایشگاهی

#### ۳-۱- آزمون ضربه کم سرعت

در این تحقیق خرابی ناشی از ضربه کم سرعت مطابق استاندارد ای اس تی ام ۷۱۳۶ (ASTMD7136) [27] توسط دستگاه وزنه افتان (Drop Weight) ضربه زننده با نوک نیم‌کروی و با قطر ۱۲/۷ میلیمتر ایجاد شده‌است. وزن و ارتفاع ضربه‌زننده با توجه به ظرفیت حسگر نیرو ۱۰ کیلو نیوتن و فرکانس داده برداری آن ۲۵ کیلو هرتز می‌باشد. برای انجام آزمون ضربه کم سرعت مطابق شکل ۲، صفحه را روی تکبیه‌گاه قرارداده و سپس یک صفحه مستطیل شکل با سوراخ مرکزی روی آن قرار گرفته و توسط چهار پیچ محکم گردیده‌است. سپس انرژی ضربه انتخاب شده و آزمون انجام می‌گیرد. مشخصات آزمون در جدول ۱ آورده شده‌است.



شکل ۲) نمایشی از دستگاه آزمون ضربه کم سرعت



شکل ۶) منحنی چرخه حرارتی اعمالی به نمونه‌های کامپوزیتی

#### ۴- نتایج و بحث

##### ۴-۱- نتایج آزمون ضربه کم سرعت

در این بخش پاسخ صفحات کربن / اپوکسی در برابر ضربه کم سرعت مورد بررسی قرار می‌گیرد. خروجی دستگاه سقوط آزاد، نیروی اعمالی به ضربه زننده در بازه‌های زمانی مساوی و متناسب با فرکانس داده‌برداری است. با توجه به مقدار نیرو تماسی بدست آمده برحسب زمان  $(F(t))$ ، می‌توان مقادیر، سرعت  $(v(t))$ ، جابجایی  $(x(t))$  و انرژی وارد شده  $(E_a(t))$  را با توجه به استاندارد ای اس تی ام دی ۷۱۳۶ [27] به کمک روابط سینماتیک ۱ الی ۳ محاسبه کرد.

$$v(t) = v_i + gt - \int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \quad (1)$$

$$x(t) = v_i t + \frac{gt^2}{2} - \int_0^t \left( \int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \right) dt \quad (2)$$

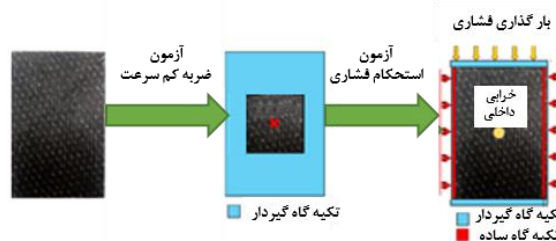
$$E_a(t) = \frac{m(v_i^2 - v(t)^2)}{2} + mgx(t) \quad (3)$$

که در آن  $(g)$  شتاب گرانشی،  $(m)$  جرم ضربه زننده و  $(v_i)$  سرعت ضربه زننده در لحظه قبل از برخورد با نمونه است.

##### ۴-۲- پاسخ نیرو بر حسب زمان

نتایج نیرو برحسب زمان در نمونه‌های شاهد و نمونه‌هایی که تحت ۲۰۰ چرخه حرارتی قرار گرفته‌اند، تحت ضربه کم سرعت در شکل ۷، نمایش داده شده‌است. مقاومت ماده در برابر آسیب ضربه را می‌توان بر اساس بیشینه نیروی ضربه مشخصه‌سازی کرد. بیشینه نیروی ضربه بیانگر بیشترین مقدار نیرویی است که چندلایه‌ی کامپوزیتی قبل از این که آسیب جدی ببیند می‌تواند تحمل کند. در نمونه تحت ضربه با انرژی ۱۰J، رفتار ماده را تقریباً می‌توان الاستیک فرض کرد. همچنین افت ناگهانی نیرو وجود ندارد و آسیب به وجود آمده در چندلایه کامپوزیتی کم است. اما در منحنی نمونه‌های تحت ضربه ۱۵J و ۲۰J، افت ناگهانی نیرو دیده می‌شود که بیانگر ایجاد خرابی در نمونه است. با توجه به منحنی‌های نیرو- زمان، با افزایش انرژی ضربه، بیشینه نیروی ضربه و مدت زمان ضربه افزایش یافته‌است و نوسانات شدیدتری دیده شده‌است. افزایش زمان ضربه به علت رشد آسیب در نمونه‌ها بوده است که منجر به افزایش زمان کل فرایند ضربه شده‌است. نتایج نشان می‌دهد که چرخه حرارتی باعث افزایش بیشینه نیروی شروع ضربه

به هم موازی باشند. با توجه به فیکسچر متفاوت هر یک از آزمون‌های، آزمون ضربه کم سرعت و آزمون استحکام باقی مانده فشاری، شرایط مرزی اعمال شده بر روی نمونه‌ها با یکدیگر متفاوت است. در شکل ۴، شرایط مرزی کامپوزیت در هر یک از آزمون‌ها ترسیم شده‌است.



شکل ۴) شرایط مرزی در آزمون ضربه کم سرعت و استحکام باقی مانده فشاری

##### ۳-۳- آزمون چرخه حرارتی

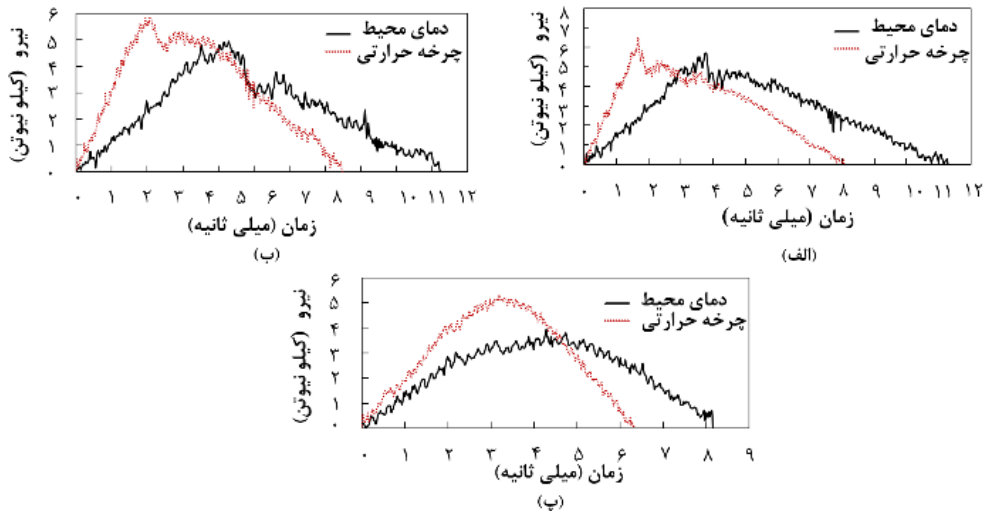
به منظور بررسی اثر چرخه حرارتی، مطابق شکل ۵، از یک آون حرارتی که قادر است تعداد سیکل‌های متناوب را در یک فرایند کاملاً کنترل شده و اتوماتیک به نمونه‌ها مطابق شکل ۵، اعمال نماید استفاده شده‌است. این. مطابق شکل ۶، نمونه‌های کامپوزیتی، تحت ۲۰۰ چرخه حرارتی در بازه دمایی ۳۰- درجه سانتیگراد تا ۷۰+ درجه سانتیگراد با نرخ حرارتی ۵ درجه سانتیگراد بر دقیقه قرار گرفتند.



شکل ۵) آون جهت اعمال چرخه حرارتی به نمونه‌ها

هر چرخه حرارتی بصورت ۱۰ دقیقه توقف در دمای ۳۰- درجه سانتیگراد، ۲۰ دقیقه تا رسیدن به دمای ۷۰+ درجه سانتیگراد، ۱۰ دقیقه توقف در دمای ۷۰+ درجه سانتیگراد و ۲۰ دقیقه کاهش تا دمای ۳۰- درجه سانتیگراد (مجموعه زمانی هر چرخه حدود ۶۰ دقیقه) می‌باشد. به منظور افزایش دقت و کاهش خطاهای ناشی از عیوب ساخت، برای هر سطح انرژی و هر یک از شرایط دمایی، ۳ تکرار لحاظ شده‌است.





شکل ۷) پاسخ نیرو-زمان نمونه‌های کامپوزیتی تحت چرخه حرارتی و ضربه کم سرعت و سطوح انرژی (الف) ۲۰ ژول، (ب) ۱۵ ژول و (پ) ۱۰ ژول

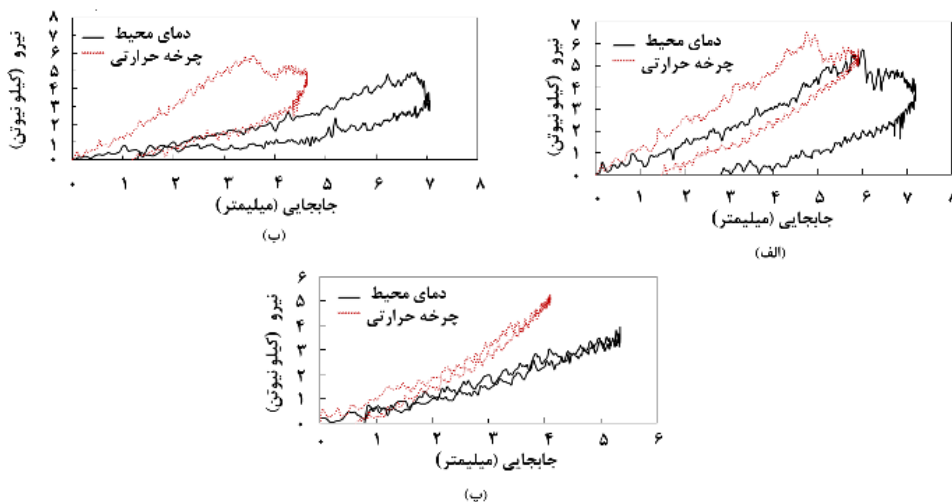
#### ۴-۲-۱- پاسخ نیرو بر حسب جابجایی

در شکل ۸، نمودار نیرو بر حسب جابجایی در دمای ۲۸ درجه سانتیگراد و نمونه‌هایی که تحت ۲۰۰ سیکل حرارتی بوده‌اند در سه سطح انرژی ۱۰، ۱۵ و ۲۰ ژول نمایش داده شده‌است. با توجه به منحنی نیرو بر حسب جابجایی، با افزایش انرژی ضربه، بیشینه جابجایی چندلایه کامپوزیتی افزایش می‌یابد.

توجه به شکل ۸ مشاهده می‌گردد در پایان اعمال ضربه مقدار جابجایی صفر نشده است که نشان می‌دهد در اثر ایجاد آسیب در چند لایه‌های کامپوزیتی جابجایی ماندگار یا فرورفتگی دائم در محل ضربه رخ داده‌است. مساحت داخل منحنی نیرو-جابجایی، مقدار انرژی جذب شده توسط چندلایه کربن / اپوکسی را نشان می‌دهد که با افزایش سطح انرژی ضربه کم سرعت، انرژی جذب شده افزایش یافته‌است و این انرژی صرف تغییر فرم پلاستیک رزین و ایجاد خرابی در نمونه‌ها شده‌است. مطابق نتایج در نمونه‌هایی که تحت سیکل حرارتی قرار گرفته‌اند کاهش بیشینه

و افزایش سفتی در هر سه سطح انرژی شده‌است. اثر همزمان گرمایش و سرمایش نمونه‌های کامپوزیتی و آزمون در سطوح مختلف انرژی، امکان پیش بینی مد های خرابی و نتیجه را پیچیده تر کرده‌است. ولی نتایج نشان می‌دهند چرخه‌های حرارتی با کمک به کامل شدن سیکل پخت رزین، باعث افزایش نیروی ضربه شده‌اند.

مطابق شکل ۷، در هر حالت چرخه حرارتی، زمان ضربه نسبت به دمای اتاق کاهش یافته‌است که این موضوع به علت کاهش آسیب نمونه‌های کامپوزیت بر اثر ضربه می‌باشد. نتایج نیرو بر حسب زمان در نمونه‌هایی که تحت ۲۰۰ چرخه حرارتی قرار گرفته‌اند، نشان می‌دهد که چرخه حرارتی باعث افزایش بیشینه نیروی شروع ضربه و افزایش سفتی در هر سه سطح انرژی شده‌است. افزایش سفتی باعث می‌شود که تغییر فرم خمشی کمتری در نمونه‌ها ایجاد شود [29].

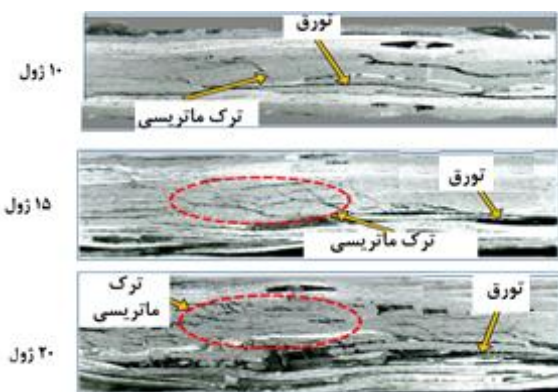


شکل ۸) پاسخ نیرو-جابجایی نمونه‌های کامپوزیتی تحت چرخه حرارتی و ضربه کم سرعت و سطوح انرژی (الف) ۲۰ ژول، (ب) ۱۵ ژول و (پ) ۱۰ ژول

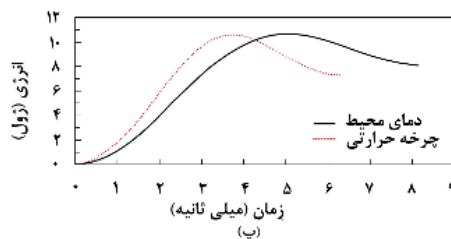
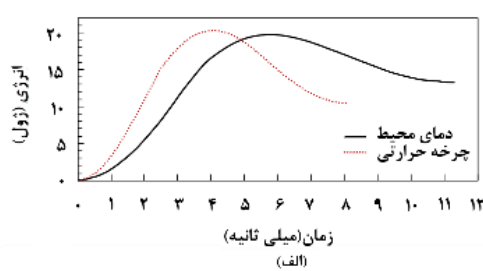
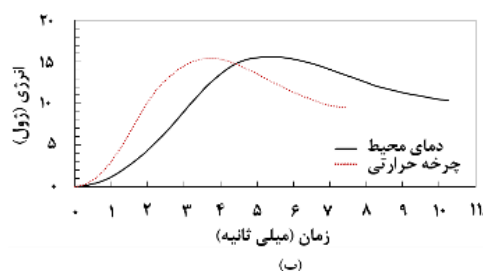
تورق عمل کنند. چگالی میکرو ترک‌ها با افزایش تعداد چرخه‌های حرارتی مطابق گزارش دیگر پژوهشگران افزایش می‌یابد [30].

#### ۴-۴- بررسی سطح خرابی

نتایج مشاهدات میکروسکوپ نوری نمونه‌های آزمون ضربه کم سرعت با سطوح مختلف انرژی ۱۰، ۱۵ و ۲۰ ژول در شکل ۱۰ نمایش داده شده‌است. طبق مشاهدات میکروسکوپ نوری مکانیزم‌های خرابی غالب در آزمون ضربه کم سرعت، ترک‌های ماتریسی و تورق می‌باشد. مطابق شکل ۱۰، در ضربه ۱۰ نمونه کامپوزیتی، ترک‌های ماتریسی بسیار کم مشاهده می‌شود. عمده ترک‌های ماتریسی در لایه‌های میانی که  $90^\circ$  هستند، دیده شده‌است که به سمت بالا و پایین نمونه امتداد داده شده‌اند و رشد این ترک‌ها تا مرز لایه‌های غیر هم‌جهت و امتداد آن در بین این لایه‌ها، کمک به ایجاد و گسترش جدایش لایه‌ها کرده‌است. جدایش لایه‌ها به خصوص در نیمه پایینی نمونه، عامل اصلی آسیب در نمونه تحت ضربه ۱۰ ژول است. بیشتر جدایش مشاهده شده بین لایه‌های  $90^\circ$  و  $45^\circ$  است. در نمونه کامپوزیتی تحت ضربه ۱۵ ژول ترک‌های ماتریسی نه‌تنها در لایه‌های  $90^\circ$  بلکه در لایه  $45^\circ$  (در نیمه پایینی نمونه)



شکل ۱۰) تصاویر میکروسکوپ نوری از مقطع نمونه آزمون ضربه کم سرعت با بزرگنمایی ۵۰ برابری در سطوح مختلف انرژی



شکل ۹) تغییرات انرژی-زمان نمونه‌های کامپوزیتی تحت چرخه حرارتی و ضربه کم سرعت و سطوح انرژی (الف) ۲۰ ژول، (ب) ۱۵ ژول و (پ) ۱۰ ژول

جایجایی و جایجایی ماندگار بیشتر از بقیه حالت‌ها می‌باشد. کاهش جایجایی ماندگار بیانگر کاهش میزان فرورفتگی نمونه بر با اثر ضربه است که خود ناشی از شکست الیاف در لایه‌های بالایی و پایینی نمونه کامپوزیت است. می‌توان نتیجه گرفت که چرخه حرارتی منجر به افزایش مقاومت نمونه در برابر فرو رفتگی و کاهش شکست الیاف شده‌است. افزایش شیب منحنی نیروی تماسی بر حسب زمان بیانگر افزایش سفتی در نمونه‌های تحت سیکل حرارتی می‌باشد. دلیل این موضوع می‌تواند رفتار ویسکو الاستیک رزین اپوکسی و افزایش فرایند پخت در دمای بالا و حین سیکل حرارتی می‌باشد.

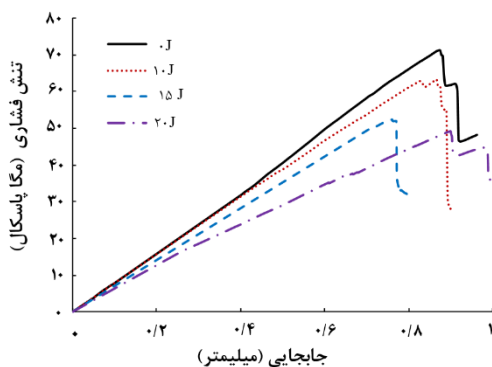
#### ۴-۳- تغییرات جذب انرژی ضربه

در شکل ۹، تغییرات جذب انرژی در نمونه در دمای اتاق و تحت ۲۰۰ چرخه حرارتی آورده شده‌است. همانطور که مشاهده می‌شود افزایش سطح انرژی ضربه منجر به افزایش جذب انرژی شده‌است. انرژی تغییر فرم الاستیک در سطوح مختلف انرژی ۱۰، ۱۵ و ۲۰ ژول در نمونه‌هایی که تحت ۲۰۰ چرخه حرارتی بوده‌اند افزایش یافته‌است. افزایش انرژی الاستیک منجر به کاهش انرژی جذب شده توسط چند لایه می‌شود که نشان دهنده ی کاهش آسیب های داخلی در نمونه می‌باشد. زیرا بخش عمده‌ای انرژی جذب شده صرف تولید آسیب در نمونه می‌شود. به عبارت دیگر در نمونه‌هایی که تحت چرخه حرارتی بوده‌اند انرژی مورد نیاز برای سوراخ شدن و خرابی نمونه‌ها افزایش یافته‌است.

چرخه حرارتی یک تغییر در رفتار مکانیکی ماده ایجاد می‌کند که آن را شکننده‌تر می‌سازد. چرخه‌های حرارتی میکروتورک‌ها را در ماتریس ایجاد کرده و میکرو ترک‌ها می‌توانند به عنوان نقاط شروع تورق عمل کنند. چگالی میکرو ترک‌ها با افزایش تعداد چرخه‌های حرارتی مطابق گزارش دیگر پژوهشگران افزایش می‌یابد [30].

چرخه حرارتی یک تغییر در رفتار مکانیکی ماده ایجاد می‌کند که آن را شکننده‌تر می‌سازد. چرخه‌های حرارتی میکروتورک‌ها را در ماتریس ایجاد کرده و میکرو ترک‌ها می‌توانند به عنوان نقاط شروع

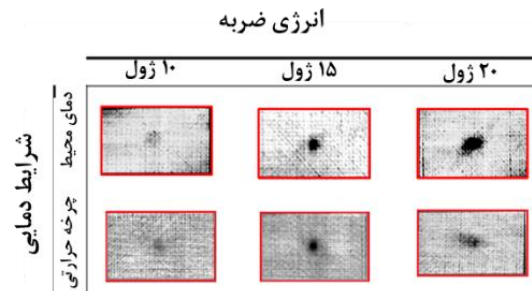
از تقسیم نیروی اعمال شده بر سطح مقطع نمونه بدست می‌آید که بیشینه تنش فشاری اعمال شده به نمونه، استحکام فشاری باقی مانده نمونه پس از ضربه کم سرعت می‌باشد. در شکل ۱۲، منحنی تنش فشاری برحسب جابجایی بدست‌آمده از آزمون فشاری پس از ضربه کم سرعت به ازای مقادیر آسیب اولیه مختلف نمایش داده شده‌است. پاسخ کلی چند لایه‌های کامپوزیتی در برابر آزمون فشار پس از ضربه تا قبل از شکست ناگهانی بصورت خطی است. این منحنی های تنش فشاری بر حسب جابجایی برای مقایسه در کنار منحنی تنش فشاری - جابجایی نمونه بدون آسیب اولیه رسم شده‌است. با افزایش انرژی ضربه اولیه وارد شده بر چندلایه، استحکام فشاری و سفتی نمونه کاهش می‌یابد. این امر به دلیل آسیب‌هایی نظیر ترک ماتریسی، تورق و شکست الیاف می‌باشد که شدت این آسیب‌ها با افزایش انرژی ضربه افزایش یافته و منجر به کاهش استحکام باقی مانده فشاری چندلایه کامپوزیتی شده‌است که منطبق با نتایج پژوهش‌های دیگر<sup>[31]</sup> می‌باشد. در ضربه ۱۰ ژول که اثر ضربه به سختی با چشم غیر مسلح قابل تشخیص بود، استحکام فشاری ۱۵/۷۳ درصد و سفتی ۴/۲۸ درصد کاهش یافت. بیشترین افت استحکام فشاری مربوط به ۲۰ ژول است که استحکام فشاری ۳۱/۱۲ درصد و سفتی ۲۶/۰۵ درصد افت داشته‌اند.



شکل ۱۲ نمودار استحکام باقی مانده فشاری بر حسب جابجایی در سطوح مختلف انرژی ضربه، ۰ ژول، ۱۰ ژول، ۱۵ ژول و ۲۰ ژول

با توجه به اینکه در سطح انرژی ۲۰ ژول مکانیزم شکست الیاف رخ داده‌است، افت شدیدی در استحکام فشاری نمودار مربوطه مشاهده می‌شود. پس می‌توان نتیجه گرفت که شکست الیاف تاثیر بسزایی در کاهش خواص فشاری داشته‌است. نمایی از نمونه‌های تخریب شده در اثر فشار پس از ضربه‌های ۱۰، ۱۵ و ۲۰ ژول در شکل ۱۳، نمایش داده شده‌است. در این شکل آسیب نمونه‌های شکسته شده در مقیاس ماکرو پس از انجام آزمون فشار پس از ضربه، بررسی شده‌است. همانطور که در این شکل مشخص است، مد نهایی خرابی در این آزمون ترک عرضی است که این ترک از محل ضربه وارد شده به نمونه، شروع به رشد کرده و در نهایت به

گسترش یافته‌است. مشابه نمونه تحت ضربه ۱۰ ژول، تورق در لایه‌های پایینی بین لایه‌های ۹۰° و ۴۵°- و همچنین ۴۵°- و ۰° مشاهده شده که نسبت به نمونه ۱۰ ژول رشد بیشتری داشته‌است. در نمونه کامپوزیتی تحت ضربه ۲۰ ژول ترک‌های ماتریسی در لایه‌های بالایی نیز گسترش یافته‌است. تراکم ترک‌های ماتریسی در نمونه با سطح ضربه ۲۰ ژول بقدری افزایش یافته که لایه ۴۵°- در نیمه پایینی خرد شده‌است که این امر تشدید گسترش تورق در لایه‌های پایینی را به دنبال داشته‌است. مقایسه مقادیر سطح خرابی در دماهای مختلف در جدول ۲، آورده شده‌است. در شکل ۱۱، تصاویر رادیوگرافی ناحیه خرابی در سه سطح انرژی ضربه در شرایط دمای محیط و چرخه حرارتی نمایش داده شده‌است. شکل ناحیه خرابی در سطوح پایین ضربه تقریباً به صورت دایره است که با افزایش سطح انرژی ضربه، شکل ناحیه خرابی به حالت بیضی‌گون تغییر می‌یابد که نشان دهنده رشد ترک در لایه‌های غیر محوری (Off-axis) در راستای الیاف می‌باشد.



شکل ۱۱ مقایسه سطح خرابی نمونه‌های کامپوزیتی تحت چرخه حرارتی و ضربه کم سرعت و سطوح انرژی ۱۰ ژول، ۱۵ ژول و ۲۰ ژول

جدول ۲ مقایسه سطح خرابی در نمونه‌های کامپوزیتی تحت چرخه حرارتی و ضربه کم سرعت و سطوح انرژی مختلف

شرایط دمایی	انرژی ضربه (ژول)	سطح خرابی (میلی‌متر مربع)
دمای اتاق	۱۰	۳۱۷
	۱۵	۴۶۰
	۲۰	۸۹۳
چرخه حرارتی	۱۰	۲۷
	۱۵	۱۳۸
	۲۰	۲۹۸

#### ۴-۵- تاثیر ضربه کم سرعت بر استحکام فشاری

برای انجام آزمون استحکام باقی مانده فشاری چند لایه‌های کامپوزیتی با لایه چینی شبه ایزوتروپیک به فرم  $45/0_2 / -45/0_2$  [45] آماده شده‌است. ابعاد نمونه‌ها طبق هر دو استاندارد ای اس تی ام ۷۱۳۶ [۲۷] و ای اس تی ام ۷۱۳۷ [28] برابر  $10 \times 10 \text{ cm}$  با ضخامت ۲/۹ میلیمتر می‌باشد. برای هر یک از سطوح انرژی در آزمون ضربه و استحکام فشاری، ۴ تکرار لحاظ شده‌است. در آزمون فشاری پس از ضربه تنش فشاری اعمالی بر چند لایه کامپوزیتی



لایه‌های کامپوزیتی با آسیب‌های اولیه مختلف در شکل ۱۴ نشان داده شده‌است. مطابق شکل ۱۴، چرخه حرارتی در سطوح مختلف انرژی ۱۰، ۱۵ و ۲۰ ژول منجر به افزایش استحکام باقی‌مانده فشاری نمونه‌های کامپوزیتی، شده‌است. کاهش سطح تورق، مطابق جدول (۲) یکی از دلایلی که استحکام باقی‌مانده فشاری پس از ضربه در نمونه‌هایی که تحت چرخه حرارتی بوده‌اند افزایش یافته‌است. زیرا تورق عامل اصلی ایجاد کم‌اندامش محلی (Local buckling) حین بارگذاری فشاری می‌باشد. به عبارت دیگر چرخه حرارتی منجر به افزایش مقاومت به ضربه و کاهش میزان فرورفتگی در اثر بار ضربه شده‌است و در نهایت با کاهش آسیب اولیه، ترک عرضی در اثر اعمال بار فشاری بر نمونه طولانی‌تر شده و استحکام باقی‌مانده فشاری افزایش یافته‌است.

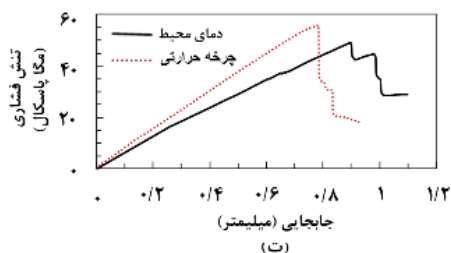
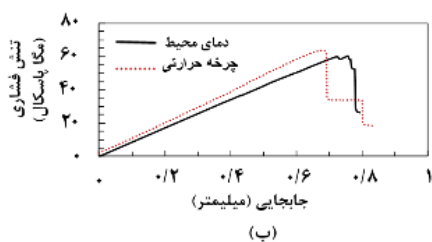
در جدول ۳، نتایج استحکام باقی‌مانده فشاری پس از ضربه در سطوح مختلف انرژی در نمونه‌های مربوط به دمای محیط و نمونه‌های تحت ۲۰۰ چرخه حرارتی آورده شده‌است.

#### ۷-۴- مدل تجربی پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده فشاری

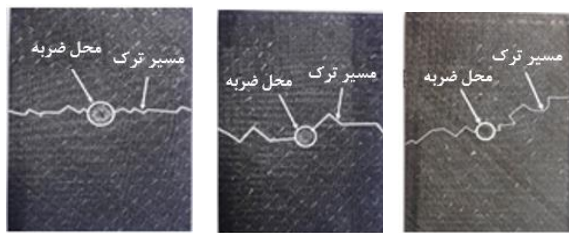
در این پژوهش برای پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده فشاری از مدل کاپرینو استفاده شده‌است [23]. مدل ارائه شده توسط کاپرینو بر اساس یک دیدگاه فیزیکی بوده و توسط محققین زیادی برای

جدول ۳) استحکام باقی‌مانده فشاری در سطوح مختلف انرژی ضربه

سطح انرژی ضربه (ژول)	۰	۱۰	۱۵	۲۰
استحکام فشاری (دمای اتاق) (مگا پاسکال)	۷۱/۲۶	۶۰/۰۵	۵۲/۲۴	۴۹/۰۹
استحکام فشاری (چرخه حرارتی) (مگا پاسکال)	۸۲/۴۷	۶۴/۹۷	۶۲/۳۲	۵۵/۸۴



شکل ۱۴) تغییرات استحکام باقی‌مانده فشاری بر حسب مکان نمونه‌های کامپوزیتی تحت چرخه حرارتی و ضربه کم سرعت در سطوح انرژی ضربه (الف) ۰ ژول، (ب) ۱۰ ژول، (پ) ۱۵ ژول و (ت) ۲۰ ژول

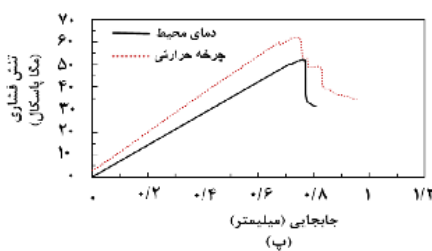
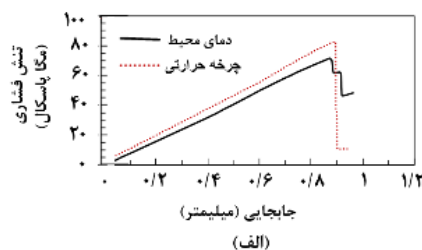


شکل ۱۳) نمایی از نمونه‌های تخریب‌شده آزمون فشار پس از ضربه با سطوح انرژی ضربه (الف) ۱۰ ژول، (ب) ۱۵ ژول و (پ) ۲۰ ژول

دو طرف نمونه امتداد پیدا می‌کند. با افزایش انرژی ضربه، ترک عرضی مسیر کوتاه‌تری را از محل ضربه خورده تا دو وجه نمونه پیموده‌است و بیشترین طول ترک، در نمونه‌ی ضربه خورده با انرژی ۱۰ ژول می‌باشد. به عبارت دیگر، با افزایش انرژی ضربه، سطح خرابی بیشتری بر روی نمونه به وجود می‌آید و سطح برابر کاهش می‌یابد. در نتیجه ترک در نمونه مطابق شکل ۱۳ ج تقریباً بصورت کاملاً عرضی رشد می‌کند. به همین دلیل ترک عرضی مسیر کوتاه‌تری تا رسیدن به لبه آزاد می‌پیماید. درحالی‌که در سطوح انرژی ضربه پایین‌تر، چون آسیب اولیه ناشی از ضربه کم است، کاهش چندان در سطح برابر نسبت به نمونه ضربه خورده با انرژی بالاتر رخ نمی‌دهد و ترک بیشتر متأثر از عیوب داخلی نمونه رشد می‌کند. در نتیجه مسیر طولانی‌تری را نیز می‌پیماید. این مطلب خود دلیلی بر بیشتر بودن استحکام باقی‌مانده پس از ضربه با انرژی کمتر است چراکه مسیر ترک طولانی‌تر بوده و انرژی بیشتری برای رشد ترک نیاز است.

#### ۴-۶- تاثیر چرخه حرارتی بر استحکام باقی‌مانده فشاری

به منظور بررسی اثر چرخه حرارتی بر استحکام باقی‌مانده فشاری پس از ضربه منحنی‌های تنش فشاری بر حسب جابجایی چند



کاپرینو می‌باشد که پارامتر انرژی ( $U$ ) در مخرج کسر بوده که با نزدیک شدن مقدار انرژی به سمت صفر نسبت استحکام باقی مانده فشاری به استحکام اولیه به سمت بینهایت میل می‌کند. در واقع می‌توان گفت از این مدل می‌بایست برای پیش‌بینی استحکام انرژی‌های بالاتر از ۰ ژول استفاده کرد. زیرا خطای آن در نزدیکی انرژی صفر ژول افزایش می‌یابد. نتایج به دست آمده از برازش منحنی در نرم افزار به صورت خلاصه در جدول ۴ نمایش داده شده است.

جدول ۴) نتایج برازش منحنی‌های مدل کاپرینو بر روی داده‌های تجربی

شرایط نمونه	$U_0$	$a$	RMSE	$R^2$
دمای اتاق	۵/۵۴۸	۰/۲۹۸۱	۰/۰۱۲۷۵	۰/۹۸۷
چرخه حرارتی	۳/۲۸۹	۰/۲۰۴۶	۰/۰۲۷۹۹	۰/۸۷۹۳

### ۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق رفتار کامپوزیت کربن / اپوکسی با لایه چینی شبه همسانگرد  $[E_{\text{c}}/E_{\text{f}} = -۴۵/۹۰.۲]$  تحت ضربه کم سرعت و چرخه حرارتی مثبت - منفی بررسی شده و استحکام باقی مانده آنها بدست آمده است. مشاهدات میکروسکوپ نوری نشان داد که اولین مکانیزم آسیب که در ضربه کم‌سرعت رخ می‌دهد، ترک‌های ماتریسی است که عمدتاً در لایه‌های ۹۰° رخ می‌دهد. با افزایش انرژی ضربه، ترک‌های ماتریسی و تورق ابتدا در نیمه پایین نمونه (نزدیک به وجه ضربه نخورده) سپس در نیمه بالایی رشد می‌کند. چرخه حرارتی باعث افزایش بیشینه نیروی شروع ضربه و افزایش سفتی در هر سه سطح انرژی شده است. چرخه‌های حرارتی میکروتکرک‌ها را در ماتریس ایجاد کرده و تعداد آنها با افزایش تعداد چرخه‌های حرارتی افزایش می‌یابد. نمونه‌های ضربه خورده به منظور اندازه‌گیری استحکام باقی مانده، تحت آزمایش فشار پس از ضربه قرار گرفتند. مشاهده شد که کماتش محلی به عنوان مکانیزم خرابی غالب در آزمون فشار، باعث رشد آسیب‌های به وجود آمده در اثر ضربه شده است. بیشترین افت استحکام فشاری مربوط به نمونه‌های با سطح ضربه ۲۰ ژول است که استحکام فشاری ۳۱/۱۲ درصد و سفتی خمشی ۲۶/۰۵ درصد کاهش داشته است. چرخه حرارتی در سطوح مختلف انرژی ۱۰، ۱۵ و ۲۰ ژول منجر به کاهش سطح تورق و افزایش استحکام باقی مانده فشاری نمونه‌های کامپوزیتی، شده است. با بدست آوردن پارامترهای مادی مدل نیمه تجربی کاپرینو، امکان پیش‌بینی استحکام باقی مانده صفحات کربن / اپوکسی تحت ضربه کم سرعت و چرخه حرارتی فراهم شده است.

**تاییدیه اخلاقی:** این مقاله تاکنون در نشریه دیگری به چاپ نرسیده است. محتوای مقاله منتج از فعالیت علمی خود نویسندگان بوده و صحت و اعتبار نتایج و متن مقاله برعهده نویسندگان مقاله است

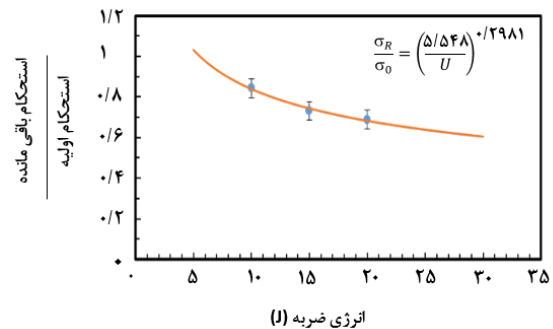
مدل‌سازی استحکام باقی‌مانده فشاری پس از ضربه استفاده شده است. این مدل مطابق رابطه ۴، مدلی برای پیش‌بینی استحکام باقی‌مانده بصورت تابعی از انرژی ضربه ارائه می‌دهد که در آن پارامترهای  $U_0$  و  $a$  با استفاده از نتایج آزمون‌های تجربی و برازش بر روی آن‌ها تعیین می‌شوند.

$$\frac{\sigma_R}{\sigma_0} = \left(\frac{U_0}{U}\right)^a \quad (4)$$

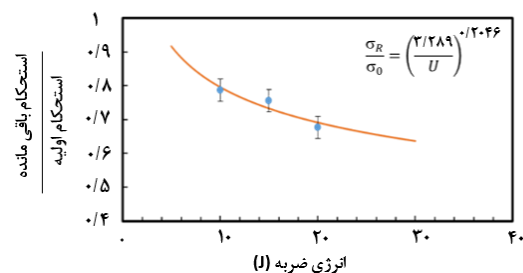
در این رابطه،  $\sigma_R$  استحکام فشاری باقی‌مانده،  $U$  انرژی ضربه بوده و  $a$  و  $U_0$  پارامترهای مادی هستند که با استفاده از برازش منحنی بر روی نتایج آزمایشگاهی بدست می‌آیند. منحنی‌های مدل ذکر شده با استفاده از نرم افزار متلب و روش حداقل مربعات بر روی نتایج آزمایشگاهی برازش شده‌اند. در شکل ۱۵، منحنی برازش شده در دمای اتاق نمایش داده شده است.

با اعمال چرخه حرارتی به نمونه کامپوزیتی، استحکام فشاری باقی مانده افزایش می‌یابد. در شکل ۱۶، منحنی برازش شده تحت چرخه حرارتی نمایش داده شده است.

البته لازم به ذکر است با توجه به اینکه محور عمودی نمودار، نسبت استحکام باقی مانده فشاری به استحکام اولیه  $\left(\frac{\sigma_R}{\sigma_0}\right)$  را نشان می‌دهد، بالاتر یا پایین تر بودن یک منحنی نسبت به دیگر منحنی‌ها به معنی بیشتر یا کمتر بودن استحکام فشاری باقیمانده آن نسبت به بقیه نمی‌باشد. همچنین در شکل مشاهده می‌شود که منحنی‌ها با رسیدن به مقدار انرژی صفر ژول مقدار نسبت استحکام باقی مانده فشاری به استحکام اولیه از یک واحد عبور می‌کنند. علت این امر هموگرافیک بودن رابط ارائه شده توسط



شکل ۱۵) برازش منحنی بر روی داده‌های نمونه کامپوزیت در دمای اتاق



شکل ۱۶) برازش منحنی بر روی داده‌های نمونه کامپوزیت تحت چرخه حرارتی

and flexural damage behaviour of carbon fibre-reinforced epoxy laminates. *Polymers*. 2019;11(1):80.

15- Weng J, Wen W, Zhang H. Study on low-velocity impact and residual strength at high temperatures of composite laminates. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2019;233(3):1106-23.

16- Soutis C, Turkmen D. Moisture and temperature effects of the compressive failure of CFRP unidirectional laminates. *Journal of Composite Materials*. 1997;31(8):832-49.

17- Terada K, Kobayashi S, Takeda N. Experimental characterization of microscopic damage progress in AS4/PEEK cross-ply laminates under thermal cycling. *Advanced Composite Materials*. 2000;9(4):335-48.

18- Ghasemi AR, Khabaz Kashani H. Analysis of Circular Hole and Thermal Cycle Effects on the Mechanical Properties in Multi-Layer Polymer Composite Reinforced with Nanoparticles. *Modares Mechanical Engineering*. 2019 ;19(1):229-36.

19- Lazar M. Kachanov. Rupture time under creep conditions. *Izvestia Akademii Navsk SSSR.Odtelemie Tekhniheskikh Nauk*. 1958; l.8.:26-31.

20- Y. Rabotnov. Creep rupture in *Proceedings. the 12th International Congress of Applied Mechanics*. 1968; 1: 342-349.

21- Cui HP, Wen WD, Cui HT. An integrated method for predicting damage and residual tensile strength of composite laminates under low velocity impact. *Computers & structures*. 2009;87(7-8):456-66.

22- Amirashjaee K, Fakhreddini-Najafabadi S, Taheri-Behrooz F. Numerical and experimental study of carbon/epoxy composite laminate response to low velocity impact. *Journal of Science and Technology of Composites*. 2021;8(1):1461-72.

23- Caprino G. On the prediction of residual strength for notched laminates. *Journal of materials science*. 1983;18(8):2269-73.

24- Avva VS, Padmanabha HL. Compressive residual strength prediction in fiber-reinforced laminated composites subjected to impact loads. In *Fracture 84 1984* (pp. 2897-2907). Pergamon.

25- SIKAWRAP. SikaWrap® -230 C. *WOVEN UNIDIRECTIONAL CARBON FIBRE FABRIC*. 2017; 1-4.

26- HEXION™. EPIKOTE™. Resin L20 and EPIKURE™ Curing Agent 960 data sheet. 2004; pp.1-4.

27- ASTM International. D7136/D7136M - 15. Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event. *Am Stand Test Methods*. 2011; 4-6.

28- ASTM International. D7137/D7137M-17. Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. *Am Stand Test Methods*. 2012; 1-17.

29- Tuo H, Lu Z, Ma X, Zhang C, Chen S. An experimental and numerical investigation on low-velocity impact damage and compression-after-impact behavior of composite laminates. *Composites Part B: Engineering*. 2019;167:329-41.

30- Wang D, Zhou X, Ge H, Liu Z, Liu H, Sun K. The influence of thermal fatigue on the properties of glass

**تعارض منافع:** مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافی با پایان‌نامه / رساله و طرح پژوهشی ندارد.  
**منابع مالی:** توسط نویسندگان مقاله تامین شده است.

## منابع

1- Taraghi I, Fereidoon A, Taheri-Behrooz F. Low-velocity impact response of woven Kevlar/epoxy laminated composites reinforced with multi-walled carbon nanotubes at ambient and low temperatures. *Materials & Design*. 2014 ;53:152-8.

2- Körbelin J, Dreiner C, Fiedler B. Impact of temperature on LVI-damage and tensile and compressive residual strength of CFRP. *Composites Part C: Open Access*. 2020;3:100074.

3- Ivañez I, Sánchez-Saez S, Garcia-Castillo SK, Barbero E, Amaro A, Reis PN. High-velocity impact behaviour of damaged sandwich plates with agglomerated cork core. *Composite Structures*. 2020;248:112520.

4- Ghajar R, Rassaf A. Effect of impactor shape and temperature on the behavior of E-glass/epoxy composite laminates. *Modares Mechanical Engineering*. 2015;14(10).

5- Cowley KD, Beaumont PW. The interlaminar and intralaminar fracture toughness of carbon-fibre/polymer composites: The effect of temperature. *Composites science and technology*. 1997;57(11):1433-44.

6- HS. Kim, WX. Wang, Y. Takao. Effects of temperature and stacking sequence on the mode I inter laminar fracture behavior of composite laminates. *Key Engineering Materials*. 2000; 183: 815-820.

7- Wang D, Zhou X, Ge H, Liu Z, Liu H, Sun K. The influence of thermal fatigue on the properties of glass fiber/epoxy composites. *Polymers and Polymer Composites*. 2012 Feb;20(1-2):129-32.

8- Abrate S, editor. *Impact engineering of composite structures*. Springer Science & Business Media; 2011.

9- Richardson MO, Wisheart MJ. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 1996;27(12):1123-31.

10- Petersen D, Rolfes R, Zimmermann R. Thermo-mechanical design aspects for primary composite structures of large transport aircraft. *Aerospace science and technology*. 2001;5(2):135-46.

11- Lafarie-Frenot MC, Rouquie S, Ho NQ, Bellenger V. Comparison of damage development in C/epoxy laminates during isothermal ageing or thermal cycling. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2006;37(4):662-71.

12- Ghelli D, Cantarini V, Troiani E. Influence Of Thermal Cycling On The Low Velocity Impact Response Of Cfrp Laminates. 16<sup>TH</sup> European Conference On Composite Materials. 2014; Seville-Spain.

13- H. Ghasemi, R. Baghersad. Analytical and experimental study of nonlinear behavior and failure coefficient of composite multilayers due to cyclic thermal loading, *Iranian Journal of Aviation Engineering*. 2012; 14(2): 11-16. (In Persian)

14- García-Moreno I, Caminero MÁ, Rodríguez GP, López-Cela JJ. Effect of thermal ageing on the impact

fiber/epoxy composites. *Polymers and Polymer Composites*. 2012;20(1-2):129-32.

31- Caminero MA, García-Moreno I, Rodríguez GP. Experimental study of the influence of thickness and ply-stacking sequence on the compression after impact strength of carbon fibre reinforced epoxy laminates. *Polymer Testing*. 2018 Apr 1;66:360-70.