



## Experimental Measurement of Parameters for High Velocity Impact Simulation on Composite Plate Based On PDM and CZM

### ARTICLE INFO

#### Article Type

Original Research

#### Authors

Soroush M.<sup>1</sup> MSc,  
MalekzadehFard K.<sup>1</sup> PhD,  
Sharavi M.\*<sup>1</sup> PhD

#### How to cite this article

Soroush M, MalekzadehFard K, Sharavi M. Experimental Measurement of Parameters for High Velocity Impact Simulation on Composite Plate Based On PDM and CZM. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(9): 2215-2226.

<sup>1</sup>Aerospace Engineering Faculty, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

#### \*Correspondence

Address: Aerospace Engineering Faculty, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. Postal code: 1695833866

Phone: -

Fax: -

shahravi@mut.ac.ir

#### Article History

Received: September 01, 2018

Accepted: February 07, 2019

ePublished: September 01, 2019

### ABSTRACT

This paper introduces the initiation and evolution of interlaminar and intralaminar damage in the laminated composite plate under high-velocity impact with the finite element model. Damage in composite layers and delamination between layers are defined based on progressive damage model and cohesive zone modeling. Interlaminar and intralaminar damage initiation are predicted with Hashin criterion and traction-separation law and the damage evolution is predicted with reducing the value of stiffness based on fracture toughness energy that is available in ABAQUS. In this study, needed parameters for the finite element model such as fracture toughness energy are measured experimentally with some tests such as CT and DCB. The finite element model is valid with a velocity comparison of the impactor after impact in experimental impact test with 160J and the numerical simulation. The low percent difference between the experimental and numerical impact results is achieved and thus the needed parameters for simulation is extracted correctly. The present paper introduces a validated, accurate and low-cost finite element model with damage consideration and perforation of impactor for a laminated composite under the high-velocity impact that needed parameters could be measured experimentally.

**Keywords** Finite Element Simulation; Progressive Damage Model; Cohesive Zone Model; Kevlar-Epoxy Composite; High Velocity Impact

### CITATION LINKS

[1] Impact on composite ... [2] Post-failure behavior of laminates ... [3] A progressive failure model for composite laminates ... [4] Progressive fatigue damage modeling of composite ... [5] A progressive damage model for mechanically fastened joints in ... [6] Progressive damage analysis of glass-epoxy laminated composites under static tensile loading ... [7] Progressive damage modeling of laminated composites by considering simultaneous effects of interlaminar ... [8] Tensile characteristic length determination of notched woven composite laminates ... [9] Fracture toughness of the tensile and compressive fibre failure modes ... [10] Intrinsic parameters in the fracture of carbon/carbon ... [11] Experimental study of damage propagation in over-height compact tension tests. Composites Part A ... [12] E399-05: Standard test method for linear-elastic plane-strain fracture toughness ... [13] Simulation of mode I strain energy release rate for rectangular laminated composite plate using ... [14] Experimental determination of translaminar fracture toughness of a woven glass ... [15] D5528-01: Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix ... [16] D6671/D6671M-19: Standard test method for mixed mode I-mode II interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber reinforced ... [17] Cohesive laws of composite bonded joints under mode ... [18] An analytical analysis of energy release rate in bonded composite joints in a mode ... [19] A new approach for determining the R-curve in ... [20] Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of ... [21] Experimental and numerical investigation of crack growth in adhesive ... [22] Determination of cohesive zone parameters in mode ... [23] Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination ... [24] Prediction of strain energy release rate of asymmetric double cantilever composite ... [25] Experimental and numerical investigation of in-plane interlaminar fracture of ... [26] Acoustic emission based methodology ... [27] Finite element modeling of low-velocity impact on laminated composite ... [28] Finite element simulation of interlaminar and intralaminar damage ... [29] ABAQUS 2017 user's manual [Internet]. Providence ... [30] . A fatigue failure criterion for fiber reinforced ... [31] Simulation of interlaminar and intralaminar damage in polymer-based composites ... [32] A method for testing interlaminar dynamic fracture toughness ...

## استخراج تجربی پارامترهای شبیه‌سازی ضربه سرعت بالا بر صفحه کامپوزیتی به روش تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده

میثم سروش MSc

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

کرامت ملک‌زاده‌فرد PhD

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

مرتضی شهری \* PhD

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### چکیده

پژوهش حاضر آغاز و گسترش خسارت درون و برون لایه‌ای در صفحه چندلایه کامپوزیتی کولار- اپوکسی در معرض ضربه سرعت بالا با استفاده از یک مدل اجزای محدود را ارائه می‌دهد. خسارت در لایه‌های کامپوزیت به روش تخریب پیش‌رونده و تورق بین لایه‌ها با استفاده از مدل ناحیه چسبنده تعریف شده است. آغاز خسارت درون‌لایه‌ای با استفاده از معیار هاشین و آغاز تورق بین لایه‌ها با استفاده از تئوری کشش- جدایش پیش‌بینی شده و گسترش خسارت‌های درون و برون لایه‌ای به‌وسیله کاهش سفتی بر پایه انرژی چقرمگی شکست موجود در نرم‌افزار آباکوس انجام شده است. در این تحقیق، پارامترهای مورد نیاز مدل اجزای محدود از قبیل انرژی چقرمگی شکست به‌صورت تجربی و با استفاده از آزمایش‌هایی مانند کشش فشرده و تیر یکسر گیردار دوتایی استخراج شده است. اعتبارسنجی مدل اجزای محدود نیز با استفاده از مقایسه سرعت ضربه‌زنده پس از برخورد در آزمایش تجربی ضربه با انرژی ۱۶۰ ژول و شبیه‌سازی عددی انجام شده است. با مشاهده درصد تفاوت پایین بین نتایج آزمایش ضربه با شبیه‌سازی عددی نتیجه گرفته شد که خواص مورد نیاز شبیه‌سازی به‌درستی استخراج شده و معتبر است. در تحقیق حاضر یک مدل معتبر، دقیق و کم‌هزینه اجزای محدود با در نظر گرفتن خسارت و نفوذ ضربه‌زنده برای یک کامپوزیت چندلایه تحت ضربه سرعت بالا را ارائه کرده که پارامترهای مورد نیاز آن را می‌توان به‌صورت تجربی استخراج کرد.

**کلیدواژه‌ها:** شبیه‌سازی اجزای محدود، روش آسیب پیش‌رونده، مدل ناحیه چسبنده، کامپوزیت کولار/اپوکسی، ضربه سرعت بالا

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۶/۱۰

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۱/۱۸

\* نویسنده مسئول: shahravi@mut.ac.ir

### ۱- مقدمه

استفاده روزافزون از چندلایه‌های کامپوزیتی در صنایع مختلف از جمله هوافضا، نظامی و حمل و نقل نشانگر مزیت‌های قابل توجه این مواد نسبت به سایر مواد است. برخی از مزایای این مواد شامل نسبت استحکام و سفتی به وزن بالا، مقاومت به خستگی بالا، مقاومت در مقابل خوردگی و سایش، قابلیت جذب انرژی بالا و قابلیت طراحی خوب هستند. البته در مقابل مزایای ذکر شده، این مواد معایبی نیز در مقایسه با سایر مواد دارند که یکی از مهم‌ترین آنها ضعف در برابر ضربه و وجود مکانیزم‌های پیچیده تخریب در اثر ضربه است، تا جایی که فقدان دانش در زمینه تأثیرات ضربه روی سازه‌های کامپوزیتی منجر به محدودیت استفاده از این مواد شده است [1]. مکانیزم‌های تخریب در کامپوزیت‌ها به دو دسته درون‌لایه‌ای و برون‌لایه‌ای تقسیم می‌شوند که مکانیزم درون‌لایه‌ای مربوط به شکست الیاف و ماتریس و دیگری مربوط به جدایش بین لایه‌ها است. بدین‌منظور روش‌های متعدد عددی و تجربی برای بررسی خواص شکست کامپوزیت‌ها توسط محققین مختلف ارائه و توسعه یافته شده است. استفاده از مدل تخریب پیش‌رونده (PDM) به‌منظور شبیه‌سازی اجزای محدود خسارت تحت بارگذاری‌های مختلف بین محققین بسیاری به چشم می‌خورد. این

روش که بر مبنای مکانیک آسیب پیوسته (CDM) است شبیه‌سازی خسارت در مدل به‌وسیله کاهش سفتی و در نهایت از بین رفتن المان انجام می‌شود. در این روش با افزایش بار و افزایش میزان تنش، سفتی کاهش یافته برای لایه‌ها تعریف شده و چنانچه لایه‌ای دچار واماندگی شود، سفتی صفر برای آن در نظر گرفته می‌شود و در ادامه سفتی جدید برای سایر لایه‌ها محاسبه می‌شود. روش تخریب پیش‌رونده برای اولین بار توسط چوی و همکاران برای تحلیل رفتار گسترش واماندگی مواد کامپوزیتی مورد استفاده قرار گرفت [2]. این روش این قابلیت را دارد که بر اساس مدل غیرخطی با دقت بالا آغاز خسارت و گسترش آن تا واماندگی کامل را برای مواد کامپوزیتی شبیه‌سازی کند و بدین‌ترتیب از جذابیت بالایی برای تحلیل سازه‌های کامپوزیتی بین محققین برخوردار است [3-5]. *تربیی‌زاده* و همکاران [6] مدل‌سازی تخریب پیش‌رونده صفحات کامپوزیتی تحت بار کششی را در دمای پایین با به‌کارگیری نرم‌افزار انسیس و با استفاده از معیار تخریب هاشین انجام داده‌اند. اخیراً *شکرپه* و همکاران [7] مدل‌سازی آسیب پیش‌رونده در چندلایه‌های کامپوزیتی را با در نظر گرفتن اثرات همزمان تخریب‌های درون و برون‌لایه‌ای با استفاده از معیار هاشین و مدل ناحیه چسبنده (CZM) با به‌کارگیری نرم‌افزار آباکوس بررسی کردند. همچنین *طاهری و بخشان* [8] به روش تخریب پیش‌رونده فاصله مشخصه کششی را در چندلایه‌های کامپوزیتی بافته شده ناچار به روش‌های تحلیلی و عددی بررسی کرده‌اند. ایشان از زیربرنامه یومت برای تعریف معیار واماندگی سه‌بعدی در نرم‌افزار آباکوس استفاده کرده‌اند. برای استفاده از مدل تخریب پیش‌رونده در شبیه‌سازی‌های اجزای محدود، نیاز به انجام آزمون‌های تجربی برای استخراج پارامترهای مورد نیاز آن است [4].

برای شبیه‌سازی خسارت در مواد کامپوزیتی غیر از پارامترهای مربوط به ناحیه خطی این مواد از جمله مدول یانگ در کشش و فشار، نیاز به استخراج چقرمگی شکست درون و برون‌لایه‌ای نیز است. چقرمگی شکست بحرانی (Gc) که به آن نرخ بحرانی رهایی انرژی کرنشی (SEER) نیز گفته می‌شود، به‌عنوان یکی از پارامترهای مورد نیاز در شبیه‌سازی کامپوزیت‌های چندلایه است. این پارامتر بیانگر میزان مقاومت ماده در برابر رشد ترک است و در کامپوزیت‌های چندلایه به دو صورت برون و درون‌لایه‌ای قابل تعریف است. برای استخراج چقرمگی شکست درون‌لایه‌ای استاندارد مشخصی وجود ندارد. *پینهو* و همکاران [9] با استفاده از روش نرمی تخمین‌های خوبی از مقادیر چقرمگی شکست درون‌لایه‌ای ارائه می‌کند. ایشان با استفاده از آزمایش نمونه‌های کشش فشرده و فشار فشرده مقادیر چقرمگی شکست درون‌لایه‌ای را برای کامپوزیت چندلایه کربن/اپوکسی اندازه‌گیری کردند. بدین‌ترتیب برای مد شکست الیاف و ماتریس نرخ آزادسازی انرژی کرنشی با آزمون‌های مذکور قابل استخراج است. *داسیوس* و همکاران [10] منحنی آر را برای کامپوزیت چندلایه برای نمونه‌های کشش فشرده به دست آوردند. در فرآیند رشد ترک در مدل اول در کامپوزیت‌های چندلایه، مقدار نرخ رهایی انرژی کرنشی با رشد ترک به دلیل پل‌زنی الیاف افزایش می‌یابد که به این پدیده اثر منحنی مقاومت (R Curve) گفته می‌شود و تأثیر بسیار زیادی بر نمودار بار-جاب‌جایی آزمایشگاهی می‌گذارد. *لی* و همکاران [11] با استفاده از آزمون کشش فشرده با ارتفاع زیاد (OCT)، چقرمگی شکست کامپوزیت چندلایه کربن/اپوکسی را با استفاده از استاندارد [12] ASTM E399 که برای مواد ایزوتروپیک معتبر است محاسبه کردند. *شکرپه* و همکاران [13] چقرمگی شکست را برای یک نمونه

آوردند. اخیراً چوپانی و شاملی<sup>[25]</sup> شکست بین لایه‌های کامپوزیت چندلایه شیشه/اپوکسی تحت بارگذاری مود مرکب اول و دوم را به روش‌های تجربی و عددی مورد بررسی قرار دادند. ایشان با استفاده از گیره (فیکسچر) بهبودیافته و شبیه‌سازی اجزای محدود با به‌کارگیری روش انتگرال‌گیری جی (J) چقرمگی شکست بین لایه‌های را استخراج کردند. همچنین محمدی و همکاران<sup>[26]</sup> اخیراً چقرمگی شکست بین لایه‌های را در چندلایه‌های کامپوزیتی کربن/اپوکسی با روش نشرآوایی تعیین کردند. ایشان چقرمگی شکست بین لایه‌های را در حالت‌های بارگذاری مود اول، دوم و ترکیبی، بر مبنای استانداردهای ASTM و ASTM D5528 و D6671 به دست آورده و با مقادیر به‌دست‌آمده از روش نشر آوایی مقایسه کردند.

تاکنون بسیاری از محققین در شبیه‌سازی اجزای محدود کامپوزیت‌های چندلایه تحت ضربه، از اطلاعات (پارامترهای موادی) موجود در مراجع خارجی استفاده کردند. این در حالی است که خواص کامپوزیت‌های ساخته‌شده در داخل کشور به‌علت متفاوت بودن مواد اولیه و همچنین پروسه ساخت، با خواص موجود در مقالات خارجی تفاوت قابل توجهی دارند. در این پژوهش پارامترهای مورد نیاز (از قبیل خواص خطی، استحکامی و چقرمگی شکست) شبیه‌سازی کامپوزیت چندلایه کولار-اپوکسی در معرض ضربه با استفاده از آزمایشات تجربی به دست آمده و از روش‌های تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده برای شبیه‌سازی خسارت دورن و برون‌لایه‌ای استفاده شده است. در انتها پاسخ ضربه ناشی از شبیه‌سازی مدل اجزای محدود با استفاده از نرم‌افزار آباکوس با نتایج آزمون ضربه سرعت بالا با انرژی ۱۶۳ژول مقایسه و اعتبارسنجی شده است.

تحقیق حاضر در راستای مطالعه خلیلی و همکاران<sup>[27]</sup> روی شبیه‌سازی ضربه کم سرعت روی کامپوزیت‌ها است. ایشان یک مدل اجزای محدود معتبر جهت شبیه‌سازی ضربه روی کامپوزیت‌های چندلایه بدون درنظرگرفتن خسارت را ارائه کردند. در ادامه مولفین<sup>[28]</sup> به استخراج یک مدل معتبر برای شبیه‌سازی ضربه روی کامپوزیت‌ها، با تعریف خسارت درون‌لایه‌ای و درنظرگرفتن جدایش بین لایه‌ای پرداختند. در تحقیق حاضر، هدف استخراج آزمایشگاهی پارامترهای موادی مورد نیاز یک مدل معتبر اجزای محدود به‌منظور شبیه‌سازی خسارت به روش تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده است.

## ۲- روش شبیه‌سازی خسارت در کامپوزیت

شبیه‌سازی خسارت در کامپوزیت‌های چندلایه در مقیاس ماکرو، که در آن پاسخ کلی سازه بررسی می‌شود به‌علت کارایی بالا در روش‌های اجزای محدود، توسعه زیادی یافته است. همان‌طور که ذکر شد مکانیزم‌های پیچیده تخریب در کامپوزیت‌ها به دو دسته درون و برون‌لایه‌ای تقسیم می‌شوند که مکانیزم درون‌لایه‌ای مربوط به شکست الیاف و ماتریس و دیگری مربوط به جدایش بین لایه‌های کامپوزیت است. در پژوهش حاضر، در شبیه‌سازی خسارت در هر کدام از لایه‌های کامپوزیت از روش تخریب پیش‌رونده و بین دو لایه، از روش ناحیه چسبنده استفاده شده است.

### ۲-۱- خسارت درون‌لایه‌ای

یک مدل نمونه مدل تخریب پیش‌رونده شامل سه مرحله تحلیل تنش الاستیک خطی، تحلیل و اماندگی و تعریف متغیرهای حالت برای کاهش خواص مواد است. در نرم‌افزارهای اجزای محدودی مانند آباکوس، مدل تخریب پیش‌رونده برای کامپوزیت‌ها به‌صورت

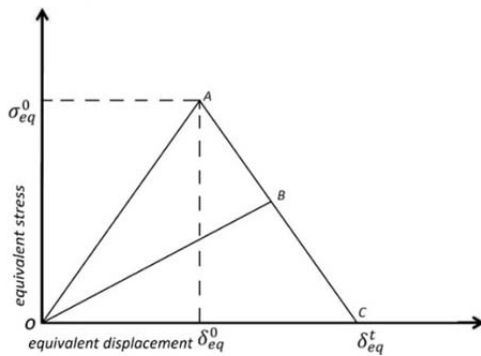
کشش فشرده به روش اجزای محدود و با استفاده از روش بسته‌شدن مجازی ترک (VCCT) برای کامپوزیت چندلایه به دست آورده و با نتایج پینهو و همکاران<sup>[9]</sup> مقایسه کرده‌اند. خلیجی و همکاران<sup>[14]</sup> با استفاده از یک گیره جدید چقرمگی عرضی کامپوزیت چندلایه شیشه/اپوکسی را تعیین کردند. ایشان به روش لایه‌گذاری دستی و فرآیند اتوکلاو نمونه‌های پروانه‌ای شکل تهیه کرده و بر پایه آزمون آرکان به استخراج نمودارهای نیرو جابه‌جایی آنها پرداخته‌اند. در ادامه با استفاده از شبیه‌سازی اجزای محدود، چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت‌ها تعیین شده است.

تعیین چقرمگی شکست برون‌لایه‌ای یکی دیگر از پارامترهای مهم در شبیه‌سازی خسارت در مواد کامپوزیتی است. فعالیت‌های تحقیقاتی گسترده‌ای به‌منظور تعیین چقرمگی شکست بین‌لایه‌ای این مواد که تحت عنوان جدایش یا تورق لایه‌ها که از شایع‌ترین مودهای آسیب چندلایه‌های کامپوزیتی شناخته می‌شود به روش‌های تئوری، آزمایشگاهی و عددی انجام شده است. چقرمگی شکست بین لایه‌های مود اول را می‌توان با استفاده از آزمایش تیر یکسر گیردار دوتایی (DCB) براساس استاندارد ASTM D5528<sup>[15]</sup> استخراج کرد. همچنین محققین پیشنهاد دادند برای اندازه‌گیری چقرمگی شکست مود دوم از آزمایش خمش تیر با شکاف انتهایی (ENF) و در حالت ترکیبی مود اول و دوم از آزمایش مود خمشی ترکیبی (MMB)، براساس استاندارد ASTM<sup>[16]</sup> D6671 استفاده شود. دیاس و همکاران<sup>[17]</sup> با استفاده از قوانین چسبندگی نرخ رهایی انرژی کرنشی در حالت مود یک را برای یک اتصال چسبی دو صفحه کامپوزیتی استخراج کرده‌اند. همچنین لی و همکاران<sup>[18]</sup> یک راه حل تحلیلی برای محاسبه چقرمگی شکست بین لایه‌ای در مود اول در نمونه تیر یکسر گیردار دوتایی ارائه دادند. گراسیا و همکاران<sup>[19]</sup> نیز روش جدیدی برای محاسبه نقطه‌به‌نقطه منحنی آر در برابر رشد ترک برای نمونه تیر یکسر گیردار دوتایی ارائه کردند. تاکنون اکثر محققین به استخراج چقرمگی شکست بین لایه‌ای در بارگذاری مود اول پرداختند و به بررسی مود دوم و ترکیبی چندان پرداخته نشده است. بنرگاه و کنان<sup>[20]</sup>، به بررسی تجربی تورق بین لایه‌ای در کامپوزیت‌های شیشه/اپوکسی، تحت بارگذاری مود اول، دوم و ترکیبی پرداختند. ایشان رابطه‌ای نیمه‌تجربی برای محاسبه چقرمگی شکست بین لایه‌ای ارائه کردند. اخیراً کریمی‌ان مقدم و همکاران<sup>[21]</sup>، رشد ترک در اتصال چسبی دو صفحه کامپوزیتی الیاف شیشه را در مود اول شکست به روش‌های تجربی و عددی مورد بررسی قرار دادند. ایشان با استفاده از آزمون تیر یکسر گیردار دوتایی و روش اجزای محدود توسعه‌یافته (XFEM) مقدار نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی را استخراج کردند. شکریه و همکاران<sup>[22]</sup> نیز پارامترهای مدل ناحیه چسبنده تحت بارگذاری مود اول نمونه تیر یکسر گیردار دوتایی کامپوزیتی با استفاده از روش معکوس استخراج کردند. ایشان رشد تورق با استفاده از مدل ناحیه چسبناک بر پایه مدل‌های کشش-جدایش انجام دادند. همچنین با استفاده از الگوریتم ژنتیک اختلاف نوار بار-جابه‌جایی حاصل از اجزای محدود و نتایج آزمایشگاهی سایر محققین را به حداقل رساندند. کامانهو و همکاران<sup>[23]</sup> رشد تورق و استخراج چقرمگی شکست بین لایه‌ای را در حالت بارگذاری مود ترکیبی را بررسی کردند. همچنین شکریه و زین‌الدینی<sup>[24]</sup> با به‌کارگیری روش چیدمان معادل در مود ترکیبی اول و دوم و همچنین با استفاده از روش اجزای محدود و طبق روش روش بسته‌شدن مجازی ترک، چقرمگی شکست بحرانی یک نمونه تیر کامپوزیتی یکسر گیردار دو لبه نامتقارن را به دست

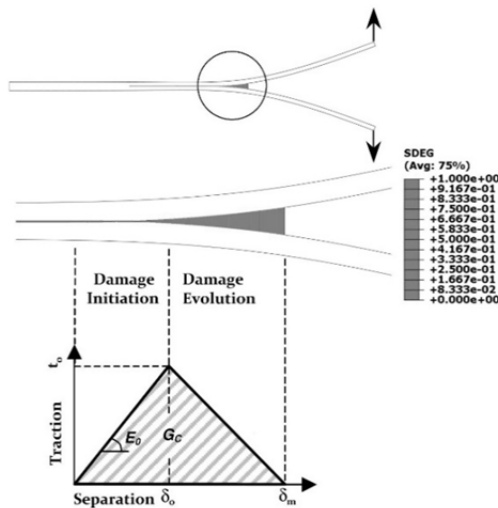
$(\delta_0)$  و در نهایت با استفاده از معیارهای مکانیک شکست میزان گسترش خسارت مشخص می‌شود. معیارهای شروع آسیب مختلفی برای تعیین آغاز خسارت وجود دارد که در رابطه ۲، نوع ترکیبی تنش بیشینه آورده شده است. در این رابطه  $t^0$  حداکثر استحکام بین دو لایه در جهت نرمال و در دو جهت برشی است و  $t$  هم تنش موجود در بین دو لایه در جهت مذکور است. جزییات بیشتری در این رابطه در تحقیق اخیر مولفین<sup>[28]</sup> بیان شده و در آنجا نتیجه گرفته شده که این معیار واماندگی دقیق‌ترین پاسخ را دارد:

$$\left\{ \frac{t_n}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (۲)$$

در ادامه براساس شکل ۱ با شروع آسیب، سفتی اولیه ( $E_0$ ) بین لایه‌ها طی یک رابطه خطی کشش-جدایش کاهش یافته و مانند مدل مدل تخریب پیش‌رونده، با استفاده از پارامتر خسارت در المان ( $D$ ) نرخ رشد آسیب تعیین شده و در نهایت در نقطه  $\delta_m$  با جذب انرژی  $G^C$  آسیب در المان کامل می‌شود.



نمودار ۱) تنش موثر و جابه‌جایی موثر در گسترش خسارت به روش خطی<sup>[28]</sup>



شکل ۱) شماتیک نواحی آغاز و گسترش خسارت و رفتار دو خطی کشش-جدایش<sup>[28]</sup>

### ۳- روش تعیین پارامترهای مورد نیاز مدل‌های مدل تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده

همان‌طور که ذکر شد در یک مدل تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده، خواص الاستیک، استحکامی و جذب انرژی ماده و چسب بین دو لایه مورد نیاز است. در پژوهش حاضر خواص الاستیک و استحکامی کششی شامل مدول الاستیسیته و برشی،

الاستیک خطی و شروع خسارت در آن با استفاده از معیارهای آغاز آسیب و گسترش خسارت نیز براساس انرژی آزادشده در طول فرآیند خسارت و نرم‌شدگی خطی ماده تعریف می‌شود<sup>[29]</sup>. متفاوت بودن رفتار کامپوزیت‌ها در جهات مختلف، مستلزم بررسی خواص الاستیک، استحکام و ضریب پواسون آنها در جهات مختلف است. از طرف دیگر کامپوزیت‌ها جزء موادی هستند که خواص آنها در کشش و فشار متفاوت است و این عوامل باعث پیچیده شدن شبیه‌سازی رفتار واماندگی در کامپوزیت‌ها می‌شوند. از جمله معیارهای رایج در شبیه‌سازی واماندگی کامپوزیت‌ها، معیار هاشین<sup>[30]</sup> است که در نرم‌افزار آباکوس نیز از آن استفاده می‌شود. این معیار برای افزایش دقت، آغاز واماندگی را به صورت چهار مد دسته‌بندی کرده (جدول ۱) که تنش‌های برشی نیز در آن موثر هستند. در این معیار  $\sigma_{11}$  و  $\sigma_{22}$  به ترتیب نشان‌دهنده تنش موثر در راستای الیاف و ماتریس و  $\sigma_{12}$  نشان‌دهنده تنش برشی موثر بین ماتریس و الیاف است.  $X$ ،  $Y$  و  $S$  نیز معادل حداکثر مقاومت قابل تحمل در جهات الیاف، ماتریس و مقاومت برشی است که اندیس  $C$  نشان‌دهنده جهت فشار و اندیس  $t$  نشان‌دهنده جهت کشش در مدل تخریب پیش‌رونده آباکوس، بعد از ارضاشدن معیارهای واماندگی جدول فوق (مساوی یک شدن  $F$ ) تاثیر خسارت به وسیله کاهش سفتی دیده شده است.

جدول ۱) انواع مدهای واماندگی معیار هاشین و روابط آن<sup>[30]</sup>

رابطه معیار	نوع معیار
$\sigma_{22} \geq 0 \rightarrow F_m^t = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^t}\right)^2$	کشش ماتریس
$\sigma_{22} < 0 \rightarrow F_m^c = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S^t}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^c}{2S^t}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y^c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S^t}\right)^2$	فشار ماتریس
$\sigma_{11} \geq 0 \rightarrow F_f^t = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^t}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S^t}\right)^2$	کشش الیاف
$\sigma_{11} < 0 \rightarrow F_f^c = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^c}\right)^2$	فشار الیاف

بدین ترتیب چنان چه پارامتر خسارت در یک المان برابر یک شود، سفتی در المان به صفر رسیده و آن المان هیچ تنشی تحمل نمی‌کند. در این مدل پاسخ مواد براساس رابطه ۱ محاسبه می‌شود که در آن  $\varepsilon$  کرنش و  $C_d$  ماتریس الاستیسیته خسارت است:

$$\sigma = C_d \varepsilon \quad (۱)$$

همان‌طور در نمودار ۱ قابل مشاهده است، جابه‌جایی معادل اولیه ( $\delta_{eq}^0$ ) در نقطه A با تنش معادل اولیه ( $\sigma_{eq}^0$ ) تقاطع دارد و این نقطه زمانی است که هر کدام از مدهای واماندگی ارضا شده است. با گسترش خسارت، سفتی و تنش کاهش یافته و هنگامی که میزان جابه‌جایی به  $\delta_{eq}^t$  برسد، خسارت ماده در آن مد واماندگی کامل می‌شود. در این میان برای رسیدن رفتار ماده از نقطه A به نقطه C برای هر مد واماندگی به یک میزان انرژی ( $G^C$ ) نیاز است که برابر با مساحت مثلث OAC، نمودار ۱ است. جزییات بیشتری در این رابطه در تحقیق اخیر مولفین<sup>[28]</sup> به تفصیل آورده شده است.

### ۲-۲- خسارت برون‌لایه‌ای

شبیه‌سازی خسارت برون‌لایه‌ای یا تورق در کامپوزیت‌ها، نیازمند تعریف ناحیه یا رفتار چسبنده دارد. در مدل ناحیه چسبنده مانند مدل تخریب پیش‌رونده، از روابط مکانیک شکست برای گسترش خسارت استفاده می‌شود. همان‌طور که در شکل ۱ قابل ملاحظه است، مدل ناحیه چسبنده با یک ناحیه الاستیک خطی شروع شده و در ادامه براساس معیار واماندگی آغاز خسارت تعیین

چقرمگی شکست  $G$ ، در حالت کلی با رابطه ۳ قابل محاسبه است که در آن که در آن  $dU$  افزایش دیفرانسیلی انرژی کرنشی و  $da$  افزایش دیفرانسیلی طول ترک است. براساس تئوری تیرها، مقدار نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی در مدهای بارگذاری اول و دوم را می‌توان با رابطه‌های ۴ و ۵ محاسبه کرد [16, 15]:

$$G = -\frac{1}{b} \frac{dU}{da} \quad (3)$$

$$G_I = \frac{12 p^2 a^2}{E b^2 h^3} \quad (4)$$

$$G_{II} = \frac{9 p^2 a^2}{16 E b^2 h^3} \quad (5)$$

براساس استانداردهای ذکر شده، لازم است طول نمونه آزمایش حداقل ۱۲۵ و عرض آن در محدوده ۲۰ تا ۲۵ میلی‌متر باشد. همچنین ضخامت کامپوزیت بین ۳ تا ۵ میلی‌متر و طول ترک اولیه نیز به‌طور معمول ۵۰ میلی‌متر توصیه شده است. طبق استاندارد برای استخراج چقرمگی شکست از داده‌های آزمایش چهار روش تئوری تیر ساده، تئوری تیر اصلاح شده (MBT)، روش کالیبره کردن نرمی (CCM) و روش اصلاح شده کالیبره کردن نرمی (MCCM) وجود دارد. در تئوری تیر ساده فرض می‌شود که رفتار نمونه تیر یکسر گیردار دوتایی مانند تیر یکسر درگیر است و نرخ‌هایی انرژی با استفاده از رابطه ۶ به دست می‌آید:

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba} \quad (6)$$

رابطه ۶ در عمل مقدار نرمی را بیشتر از مقدار واقعی که در آن تیر کاملاً درگیر است پیش‌بینی می‌کند. از آنجایی که تیر به‌طور کامل درگیر نیست و امکان دارد جلوی ترک (جایی که فرض شده کاملاً مهار شده) مقدار مشخصی چرخش داشته باشد از دو روش برای اصلاح این اثر استفاده می‌شود. در روش تئوری تیر اصلاح شده طول ترک موجود به اندازه  $\Delta$  بیشتر فرض می‌شود، که  $\Delta$  با آزمایش و ترسیم ریشه سوم نرمی  $(\frac{\delta}{p})$ ، برحسب طول ترک (مطابق نمودار ۲) به دست می‌آید. بنابراین طول ترک برابر با  $a + \Delta$  خواهد بود و رابطه اصلاح شده به‌صورت رابطه ۷ به دست می‌آید:

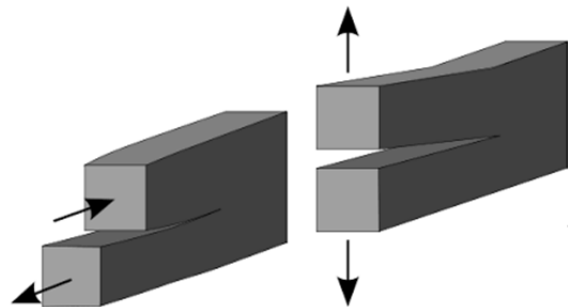
$$G_I = \frac{3P\delta}{2b(a + |\Delta|)} \quad (7)$$

در روش کالیبره کردن نرمی، ضریب ۳ به‌کاررفته در روش تئوری تیر ساده، با ضریب  $n$  که شیب خط نمودار لگاریتمی نرمی برحسب لگاریتم طول ترک است جایگزین شده و به‌صورت رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$G_I = \frac{nP\delta}{2ba} \quad (8)$$

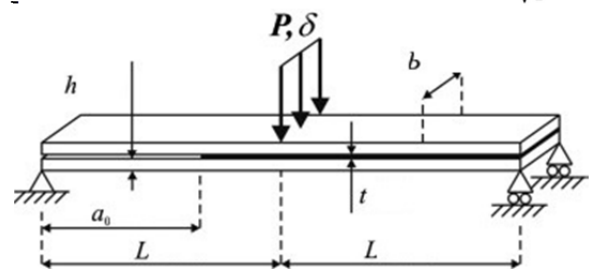
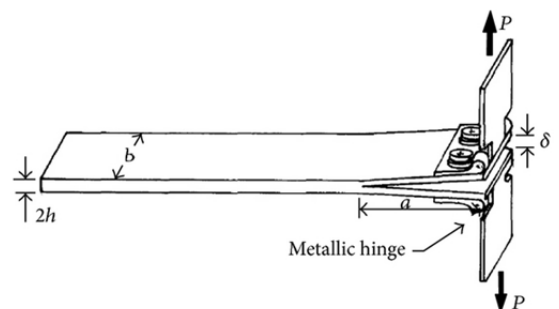
در استانداردهای ASTM D5528 و ASTM D6671 نحوه محاسبه بار در رابطه‌های فوق به سه روش بار متناظر با نقطه‌ای که منحنی بار-جابجایی از حالت خطی خارج می‌شود (NL)، بار متناظر با تشخیص چشمی رشد ترک (VIS) و بار متناظر با کاهش ۵٪ شیب نمودار نیرو-جابجایی پیشنهاد شده است. در تحقیق انجام شده توسط کریمیان مقدم و همکاران [21] مشاهده شد که مقادیر نرخ‌هایی انرژی به‌دست‌آمده از سه روش مذکور به‌طور میانگین کمتر از ۵٪ با یکدیگر اختلاف دارند. همچنین محمدی و

استحکام کششی و برشی به‌ترتیب بر مبنای استاندارد ASTM D3039 و ASTM D3518 انجام شده است. همچنین مقاومت فشاری نیز بر مبنای استاندارد ASTM D3410 انجام شده است. در شبیه‌سازی خسارت انرژی‌های چقرمگی شکست درون‌لایه‌ای (مدل تخریب پیش‌رونده) و برون‌لایه‌ای (مدل ناحیه چسبنده) نیز مورد نیاز است. برای تعیین انرژی چقرمگی شکست درون‌لایه‌ای، استاندارد مشخصی موجود نیست و در این تحقیق مانند اکثر محققین از روش نرمی ارایه‌شده توسط پینهو و همکاران [9] استفاده شده است. در رابطه با انرژی چقرمگی شکست برون‌لایه‌ای، در روند جدایش یا رشد ترک برای متمایز نمودن مولفه‌های تنش در مدهای مختلف، سه مود مختلف در تغییر شکل نسبی سطوح جدایش تعریف می‌شود. در این میان مود اول (بازشدگی) و مود دوم (برش داخل صفحه) که در شکل ۲، نشان داده شده از اهمیت بیشتری برخوردار هستند.



شکل ۲) شماتیک رشد ترک در مد اول و دوم

تعیین چقرمگی شکست برون‌لایه‌ای در مدهای مختلف به روش تجربی و براساس آزمایش‌های استاندارد قابل انجام است. بدین‌ترتیب چقرمگی شکست مود اول با استفاده از نمونه‌های تیر یکسر گیردار دوتایی و براساس استاندارد ASTM D5528 و چقرمگی شکست مود دوم با استفاده از نمونه‌های خمش تیر با شکاف انتهایی و براساس استاندارد ASTM D6671 استخراج می‌شود. در شکل ۳ تصاویر شماتیک دو تست تیر یکسر گیردار دوتایی و خمش تیر با شکاف انتهایی نشان داده شده است.



شکل ۳) جزئیات شماتیک تست‌های تیر یکسر گیردار دوتایی و خمش تیر با شکاف انتهایی

تیر یکسر گیردار دوتایی (جهت استخراج چقرمگی شکست مد اول) به منظور ایجاد جدایش اولیه، یک لایه تفلون با ضخامتی تقریبی ۲۰ میکرون در حین ساخت نمونه‌ها بین دو لایه میانی کامپوزیت قرار داده شده است. همچنین کامپوزیت‌های ۱۶ لایه مربعی شکل با ابعاد ۱۴۶×۱۴۶ و ضخامت کل ۴/۷ میلی‌متر و چگالی ۱۳۲۰ کیلوگرم بر مترمکعب به‌عنوان نمونه‌های تست ضربه تهیه شده است.

#### ۴-۱- استخراج تجربی پارامترهای مورد نیاز

پارامترهای مورد نیاز شبیه‌سازی خسارت در کامپوزیت‌های چندلایه براساس استانداردهای ذکر شده و در دمای محیط با استفاده از دستگاه‌های سنتام مدل ۵۰ (ظرفیت ۵ تن) و هیوا مدل ۲۰۰ (ظرفیت ۲۰۰ کیلوگرم) انجام شده است. آزمون‌های کشش و فشار که در شکل ۵ نشان داده شده مطابق استاندارد با سرعت ۲ میلی‌متر بر دقیقه و آزمون‌های کشش فشرده و خمش تیر با شکاف انتهایی در شکل ۶ نشان داده شده با سرعت یک میلی‌متر بر دقیقه انجام شده است. در آزمون‌های تعیین چقرمگی شکست بحرانی مود اول که برای دقت بیشتر آزمایش با دستگاه هیوا و سرعت یک میلی‌متر بر دقیقه انجام شده، میزان جابه‌جایی و بار در جهت عمودی به‌طور پیوسته توسط دستگاه ثبت شده و در همین حین میزان رشد ترک همان‌طور که در شکل ۷ قابل مشاهده است با چشم غیرمسلح از طول باز شدن فک، ثبت شده است. پارامترهای به‌دست آمده از آزمون‌ها شامل خواص الاستیک، استحکامی و جذب انرژی، جهت شبیه‌سازی خسارت درون‌لایه‌های کامپوزیت (روش مدل تخریب پیش‌رونده) و بین‌لایه‌های کامپوزیت (روش مدل ناحیه چسبنده) به‌ترتیب در جداول ۲ و ۳ ذکر شده است. لازم به ذکر است برخی از خواص، با استفاده از روابط تئوری یا اطلاعات موجود در برگه مشخصات فنی تعیین شده است.

#### ۴-۲- آزمون تجربی ضربه

آزمون ضربه با استفاده از دستگاه ضربه سرعت بالا انجام شده که شکل شماتیک آن و نحوه گیردار کردن ورق تحت ضربه در شکل ۸ نشان داده شده است. ورق کامپوزیتی ۱۶ لایه کولار-اپوکسی، به‌طور عرضی تحت ضربه یک ضربه زننده مخروطی شکل از جنس VCN200 با قطر ۸/۷، طول ۳۰ میلی‌متر و زاویه مخروط ۳۰ درجه با جرم ۹/۲۵ گرم، قرار گرفته است. بدین‌ترتیب آزمون تجربی ضربه روی کامپوزیت چندلایه ساخته شده، به‌وسیله یک ضربه زننده مخروطی با سرعت ۱۸۷/۶ متر بر ثانیه و انرژی ۱۶۳ ژول انجام شده است.

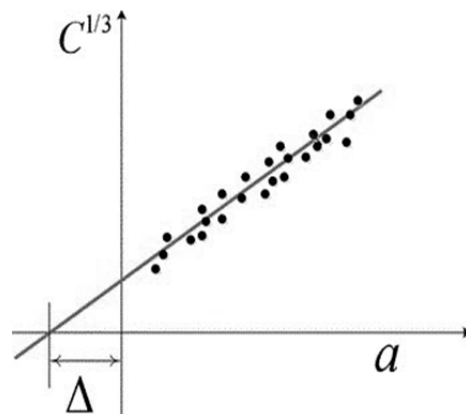


شکل ۵) آزمون‌های فشار (سمت راست) و کشش (سمت چپ)

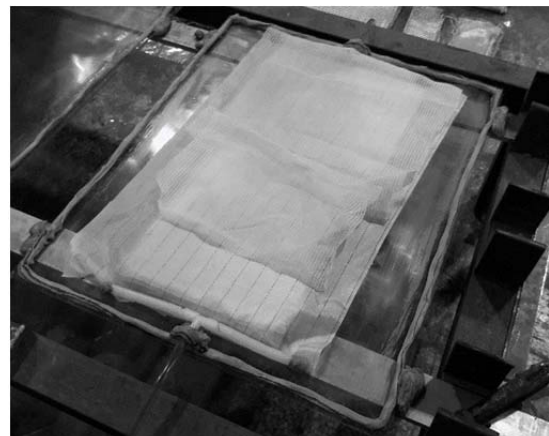
همکاران [26] نشان دادند که در محاسبه چقرمگی شکست بین لایه‌ای استفاده از روش کاهش ۵٪ شیب نمودار نیرو-جابه‌جایی برای به‌دست آوردن نیرو نسبت به سایر روش‌ها تطابق بیشتری با مقادیر به‌دست آمده از روش نشرآوایی دارد. بدین‌ترتیب در پژوهش حاضر از روش تئوری تیر اصلاح‌شده (رابطه ۷) و روش کاهش ۵٪ شیب نمودار نیرو-جابه‌جایی برای محاسبه میزان چقرمگی شکست استفاده شده است.

#### ۴- مواد، آماده‌سازی نمونه‌ها و آزمایشات تجربی

در این تحقیق کامپوزیت‌های چندلایه به روش تزریق در خلاء (VIP) تولید شده است. بدین‌ترتیب پارچه‌های دوچپته پیش‌بافته کولار با چگالی سطحی ۲۳۰ گرم بر مترمربع از نوع کولان (ساخت استرالیا) مطابق شکل ۴، درون کیسه خلا قرار داده شده و فرآیند تزریق اپوکسی نوع اپولام (ساخت فرانسه) تحت فشار منفی ۰/۹ بار انجام شده است. در ادامه به‌علت سردی هوای ناشی از زمستان با استفاده از یک دستگاه اتوکلاو، پخت در دمای ۲۵°C و به‌مدت ۲۴ ساعت انجام شده است. طبق توصیه کارخانه سازنده، بهترین خواص ماتریس با ترکیب وزنی ۱۰۰ گرم اپوکسی و ۳۰ گرم هاردنر (نوع ۲۰۱۸) به دست می‌آید که منجر به پخت نوع آرام می‌شود و در اینجا نیز از آن پیروی شده است. به‌منظور یکسان‌بودن خواص، تمامی نمونه‌های آزمایش ضربه و نمونه‌های استخراج خواص مواد به یکباره و در یک مرحله تولید شده‌اند.



نمودار ۲) نمودار ریشه سوم نرمی بر حسب رشد طول ترک و استخراج میزان  $\Delta$



شکل ۴) فرآیند ساخت کامپوزیت چندلایه کولار-اپوکسی به روش تزریق در خلاء

نمونه‌های آزمون مورد نیاز برای استخراج خواص الاستیک، استحکامی و جذب انرژی ماده و چسب بین دو لایه طبق استانداردهای ذکر شده در بخش ۳، ساخته شده است. در نمونه‌های

جدول ۲) خواص ماده استخراج شده برای تعریف خسارت درون‌لایه‌ای در مدل تخریب پیش‌رونده

خواص استخراج شده برای کامپوزیت کولار-اپوکسی					
$G_{23}$	$G_{13}$	$G_{12}$	$E_{22}$	$E_{11}$	الاستیک (گیگاپاسکال)
۴/۴	۴/۴	۷/۶	۹۹/۵	۹۹/۵	
$S^L$	$Y^C$	$Y^T$	$X^C$	$X^T$	آغاز خسارت (مگاپاسکال)
۷۰	۱۱۰	۴۲۵	۱۱۰	۴۲۵	
	$M^C$	$M^T$	$F^C$	$F^T$	گسترش خسارت (نیوتن بر میلی‌متر)
	۳/۸۱	۰/۹۶	۱۵/۶	۲۱/۳	

(\*) با استفاده از روابط تئوری تعیین شده

جدول ۳) خواص ماده استخراج شده برای تعریف خسارت برون‌لایه‌ای در مدل ناحیه چسبنده

خواص استخراج شده برای چسب (جدایش بین لایه‌ای)			
	$G$	$E$	
	۰/۱۵۵	۱/۶	
	$\tau_3$	$\tau_2$	$\tau_1$
	۶۸	۶۸	۳۴
	$G_{III}$	$G_{IC}$	
	۳/۸۱	۰/۹۶	

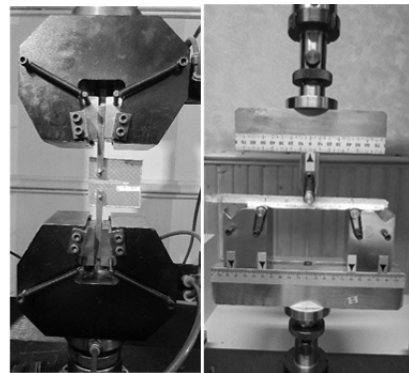
(\*\*) از برگه مشخصات فنی چسب تعیین شده؛ (\*\*\*) با استفاده از روابط تئوری تعیین شده

### ۵- شبیه‌سازی به روش اجزای محدود

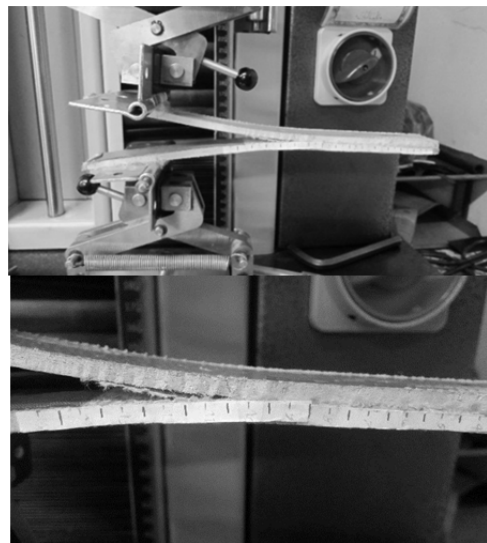
در این تحقیق شبیه‌سازی اجزای محدود به کمک نرم‌افزار آباکوس نسخه ۲۰۱۷ انجام شده است. مدل دینامیکی شامل یک مخروط فولادی به‌عنوان ضربه زننده روی صفحه مربعی ۱۴۶×۱۴۶ میلی‌متر ساخته شده از کامپوزیت کولار/اپوکسی دوجبهته و ضخامت هر لایه ۰/۲۹۴ میلی‌متر است. تکیه‌گاه‌های صفحه به‌صورت گیردار مدل‌سازی شده و برخورد یک مخروط توپر از جنس فولاد با جرم ۹/۲۵ گرم و سرعت ۱۸۷/۶ متر بر ثانیه، به‌صورت عمود به مرکز صفحه شبیه‌سازی شده است.

### ۵-۱- نحوه شبیه‌سازی

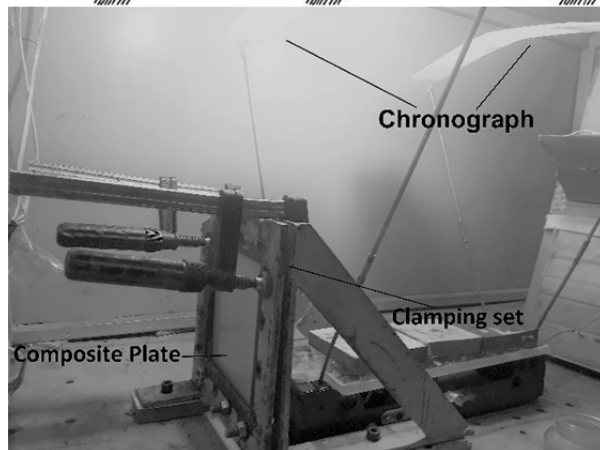
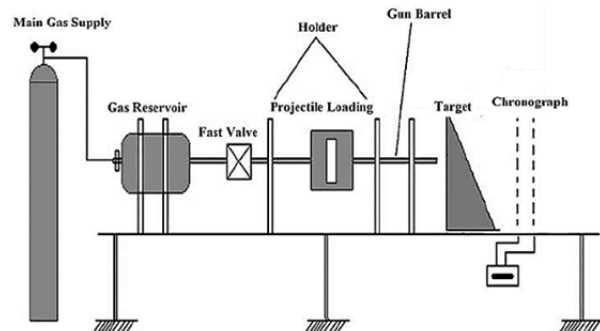
در تحقیق حاضر برای شبیه‌سازی برخورد از تحلیل غیرخطی و حلگر صریح که در این گونه مسایل نسبت به حلگر ضمنی مناسب تر است، استفاده شده است. مدل‌سازی پیوسته با استفاده از المان صفحه‌ای پیوسته انجام شده و جسم مخروطی ضربه زننده نیز به‌صورت شکل‌پذیر و با استفاده از المان‌های توپر مدل‌سازی شده که با سرعت اولیه مشخص به سطح صفحه برخورد می‌کند. برای مش‌بندی صفحه از المان SC8R که یکی از المان‌های خانواده المان صفحه‌ای پیوسته است، استفاده شده است. این المان‌ها در مقایسه با المان‌های صفحه‌ای مرسوم به‌علت در نظر گرفتن اثرات تغییر شکل برشی، نتایج دقیق‌تری می‌دهند. اما روابط دینامیکی و سینماتیکی آنها از تئوری ورق‌ها پیروی می‌کنند<sup>[29]</sup>. نکته قابل توجه در اینجا این است که برای شبیه‌سازی تورق بین لایه‌های کامپوزیت، هر لایه به‌صورت مجزا مدل‌سازی و با روش مدل ناحیه چسبنده چسب بین لایه‌ها تعریف شده است. در شبیه‌سازی حاضر، خواص مواد با در نظر گرفتن خسارت درون و برون‌لایه‌ای براساس روش‌های مدل تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده با استفاده از داده‌های جداول ۱ و ۲ تعیین شده است. تعداد المان‌های به‌کاررفته در شبیه‌سازی شامل ۱۵۶۸۰ المان SC8R برای صفحه و ۱۱۱۰ المان C3D8R برای ضربه زننده است که تعداد و اندازه مناسب المان‌ها با استفاده از روش آزمون و خطا به دست آمده است. به عبارت دیگر، با ریزتر کردن المان‌ها و مقایسه نتایج با اندازه مش اولیه و تکرار این فرآیند (مطالعه همگرایی المان)، اندازه مناسب المان‌ها به دست آمده است. همچنین برای کاهش زمان حل، از مدل یک‌چهارم برای استخراج نتایج استفاده شد که در



شکل ۶) آزمون‌های خمش تیر با شکاف انتهایی (سمت راست) و کشش فشرده (سمت چپ)



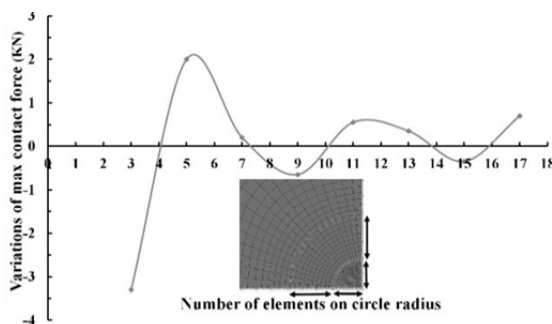
شکل ۷) آزمون تیر یکسر گیردار دوتایی و مشاهده چشمی گسترش ترک



شکل ۸) شماتیک دستگاه آزمون ضربه بالستیک و شرایط تکیه‌گاهی سازه هدف

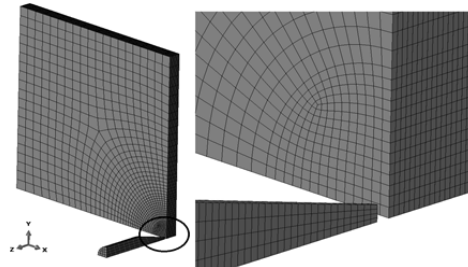
صفحه کامپوزیتی پس از نفوذ، طبق معیار هاشین شامل معیارهای کشش و فشار الیاف و ماتریس نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که الیاف در کشش بیشترین مقاومت در برابر واماندگی را از خود نشان دادند. آغاز خسارت در هر لایه از کامپوزیت با مقادیر بزرگ‌تر از صفر در هر کدام از معیارها تعیین می‌شود. به‌طور مثال همان‌طور که در شکل ۱۰ قابل مشاهده است، برخی از نواحی کامپوزیت که در آن HSNFTCRT مقداری نزدیک به صفر دارد نشان‌دهنده آغازنشدن خسارت در آن نواحی است. مقادیر صفر تا یک نشان‌دهنده گسترش خسارت و کاهش سفتی ماده در جهت الیاف است و همان‌هایی در آنها معیار خسارت به عدد یک رسیده باشد دچار تخریب کامل شدند و دیگر هیچ تنش در جهت الیاف تحمل نمی‌کنند. این توضیح برای سایر مدهای واماندگی نشان‌دهنده شده در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ قابل تعمیم است. همچنین در شکل ۱۲، کانتور خسارت برون‌لایه‌ای (تورق) بین لایه‌های کامپوزیت پس از نفوذ بیان شده که نشان از واماندگی چسب بین لایه‌ها در اطراف ناحیه نفوذ را دارد. بدین‌ترتیب با استفاده از نتایج این تحقیق آغاز خسارت درون‌لایه‌ای با استفاده از معیار هاشین و آغاز تورق بین لایه‌ها با استفاده از تئوری کشش-جدایش پیش‌بینی شده و گسترش خسارت‌های درون و برون‌لایه‌ای به‌وسیله کاهش سفتی پیش‌بینی شده است. در این تحقیق مکانیزم شکست کامپوزیت ناشی از برخورد، از نوع پتالینگ یا گلبرگ‌شدگی است. پتالینگ به‌علت بروز تنش‌های کششی شدید شعاعی رخ می‌دهد و منحصر به محل برخورد است و میزان آن به ضخامت سازه هدف وابسته است. در تحقیق حاضر تطابق خوبی بین میزان ارتفاع ناحیه آسیب دیده (۶ میلی‌متر) در آزمون تجربی و شبیه‌سازی برخورد به‌دست‌آمده که در شکل ۱۳ نشان داده شده است.

برای درک روند گسترش خسارت در کامپوزیت می‌توان در هر لایه تاریخیچه تغییرات هر کدام از معیارهای واماندگی را در طول زمان برخورد را استخراج و مورد بررسی قرارداد و بدین‌ترتیب می‌توان درک بهتری از مدهای واماندگی حین فرآیند نفوذ کسب کرد. به‌طور نمونه در نمودار ۸، تغییرات معیارهای واماندگی (به‌ترتیب از بالا به پایین) شامل فشار الیاف، کشش الیاف، فشار ماتریس و کشش ماتریس را در طول زمان برخورد و به‌صورت متوسط برای کل الیاف لایه اول (با زاویه الیاف ۴۵ درجه) مشاهده کرد. ملاحظه می‌شود که کشش ماتریس به‌طور متوسط بیشترین خسارت را در لایه اول ایجاد کرده و در زمان ۰/۲۵ میلی‌ثانیه به حداکثر مقدار خود رسیده است. این نتیجه یک دید کلی در رابطه با سطح خسارت هر کدام از مدهای واماندگی در هر کدام از لایه‌های کامپوزیت ارایه می‌دهد و می‌تواند برای طراحی کامپوزیت‌های در معرض ضربه سرعت بالا مورد استفاده قرار گیرد.



نمودار ۸ (۳) مطالعه همگرایی تعداد الیاف، حداکثر نیروی برخورد نسبت به تعداد الیاف در طول لایه ناحیه دایره‌ای شکل

شکل ۹ نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل قابل مشاهده است، برای افزایش دقت نتایج، در اطراف ناحیه برخورد از همان‌هایی با ابعاد کوچک‌تر (مش ریزتر) استفاده شده است. بدین‌ترتیب طی مطالعه همگرایی اندازه الیاف با مقایسه نیروی برخورد نسبت به ریزکردن الیاف، استخراج شده که نتیجه آن در نمودار ۳ ذکر شده و براساس آن تعداد بهینه ۱۵ الیاف برای لایه دایره به دست آمده است. تئوری تماس به‌کاررفته بین ضربه زننده و هدف از نوع تماس جفتی و با تنظیم تماس سخت انجام شده است.



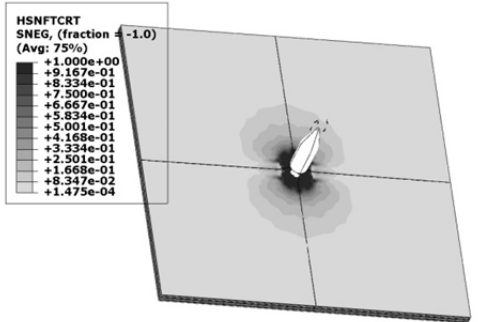
شکل ۹ (۹) مش‌ریزی مدل یک‌چهارم صفحه کامپوزیتی و ضربه زننده

## ۲-۵- اعتبارسنجی شبیه‌سازی

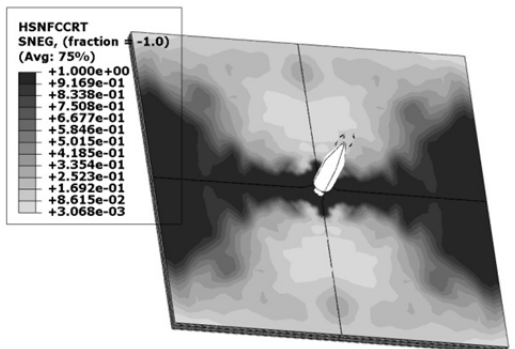
برای اطمینان از درستی روش به‌کاررفته در شبیه‌سازی تحقیق حاضر، ابتدا به مقایسه پاسخ شبیه‌سازی ضربه روی صفحه کامپوزیتی با نتایج گنزالس<sup>[31]</sup> پرداخته شده است. مدل دینامیکی شامل یک کره فولادی به‌عنوان ضربه زننده روی صفحه مربعی با ابعاد ۱۵۰×۱۰۰ میلی‌متر مربع ساخته شده از کامپوزیت با الیاف کربن و ماتریس اپوکسی AS4/8552 با چیدمان ۸ لایه‌ای متقارن [45<sub>4</sub>/0<sub>4</sub>-45<sub>4</sub>/90<sub>4</sub>] است. ضخامت هر لایه ۰/۱۸۱۲۵ میلی‌متر و چگالی هر لایه ۱۵۹۰ کیلوگرم بر مترمکعب است. جسم ضربه زننده یک کره توپر الاستیک همگن دارای قطر ۱۶ میلی‌متر از جنس فولاد با جرم ۵ کیلوگرم است که به‌صورت عمود و با سرعت ۲/۷۸ متر بر ثانیه به مرکز صفحه برخورد می‌کند. در نمودار ۴، مقایسه تاریخیچه نیروی برخورد به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی حاضر با نتایج شبیه‌سازی و آزمایشگاهی گنزالس پرداخته شده است. در نمودارهای ۵ و ۶ نیز، مقایسه انرژی داخلی هدف و نیروی برخورد برحسب جابه‌جایی ضربه زننده با نتایج گنزالس<sup>[31]</sup> پرداخته شده است. ملاحظه می‌شود که نتایج شبیه‌سازی حاضر از تطابق قابل قبولی با نتایج مرجع مذکور برخوردار است.

به‌منظور اطمینان از درستی استخراج پارامترهای موادی مورد نیاز شبیه‌سازی، سرعت پس از برخورد ضربه زننده در آزمون تجربی استخراج شده و با سرعت پس از برخورد ضربه زننده به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی مقایسه صورت گرفته و تطابق خوبی مشاهده شده است. در نمودار ۷، تاریخیچه تغییرات انرژی جنبشی ضربه زننده به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی ذکر شده که نشان می‌دهد ضربه زننده پس از نفوذ کامل به میزان ۱۴/۶۴ ژول انرژی خود را از دست می‌دهد. در مقابل سرعت ضربه زننده در آزمون تجربی پس از نفوذ به ۱۴۸/۸ متر بر ثانیه کاهش یافته که برابر با ۳۷/۶۰ ژول کاهش انرژی جنبشی است و با توجه به یک‌چهارم بودن مدل عددی اختلاف نتایج اجزای محدود در حدود ۳٪ به دست آمده است. تحلیل‌های انجام شده با استفاده از یک سیستم با ۸ گیگابایت حافظه و هسته پردازشگر از نوع Core i7-6820HQ انجام شده و برای هر تحلیل حدود ۱۵ دقیقه زمان صرف شده است. در شکل‌های ۱۰ و ۱۱، توزیع کانتورهای خسارت درون‌لایه‌ای در



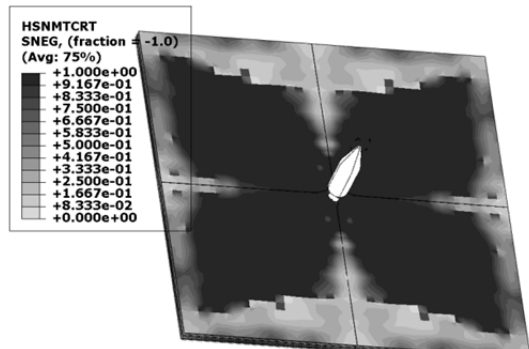


Step: Step-1, By M.Soroush  
Increment: 22722; Step Time = 2.4000E-04  
Primary Var: HSNFTCRT  
Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.000e+00  
Status Var: STATUS

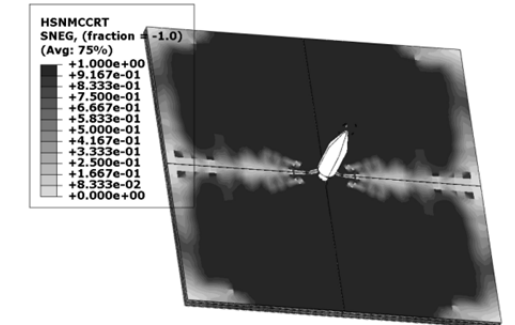


Step: Step-1, By M.Soroush  
Increment: 22722; Step Time = 2.4000E-04  
Primary Var: HSNFCRT  
Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.000e+00  
Status Var: STATUS

شکل ۱۰) کانتورهای خسارت در صفحه کامپوزیتی پس از نفوذ، براساس معیارهای کشش در الیاف (بالا) و فشار در الیاف (پایین)

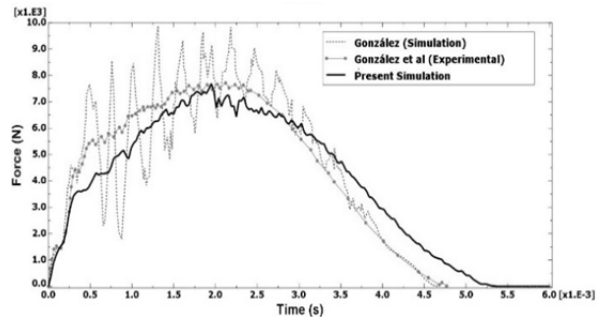


Step: Step-1, By M.Soroush  
Increment: 22722; Step Time = 2.4000E-04  
Primary Var: HSNMTCRT  
Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.000e+00  
Status Var: STATUS

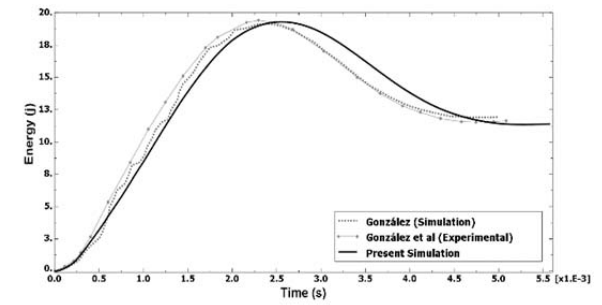


Step: Step-1, By M.Soroush  
Increment: 22722; Step Time = 2.4000E-04  
Primary Var: HSNMCCRT  
Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.000e+00  
Status Var: STATUS

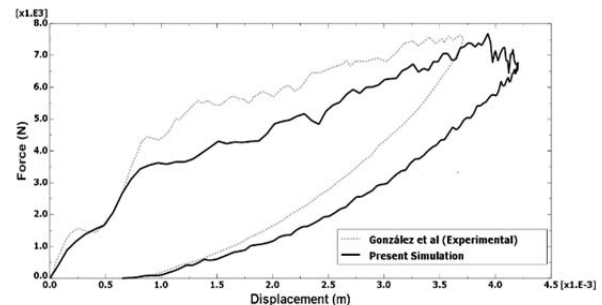
شکل ۱۱) کانتورهای خسارت در صفحه کامپوزیتی پس از نفوذ، بر اساس معیارهای کشش در ماتریس (بالا) و فشار در ماتریس (پایین)



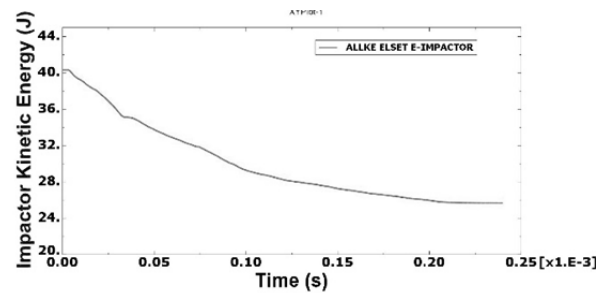
نمودار ۴) مقایسه تاریخچه نیروی برخورد



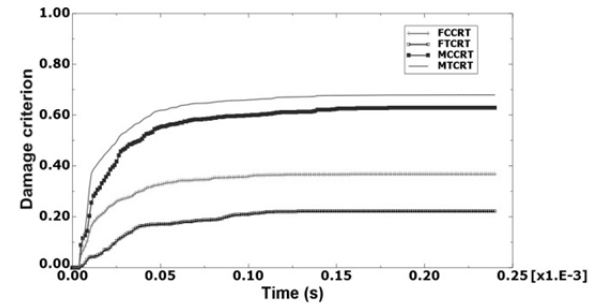
نمودار ۵) مقایسه تاریخچه انرژی داخلی هدف



نمودار ۶) مقایسه نیروی برخورد بر حسب جابه‌جایی ضربه زنده



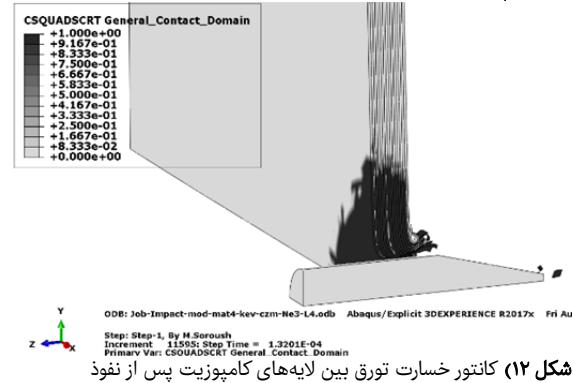
نمودار ۷) تاریخچه تغییرات انرژی جنبشی ضربه زنده



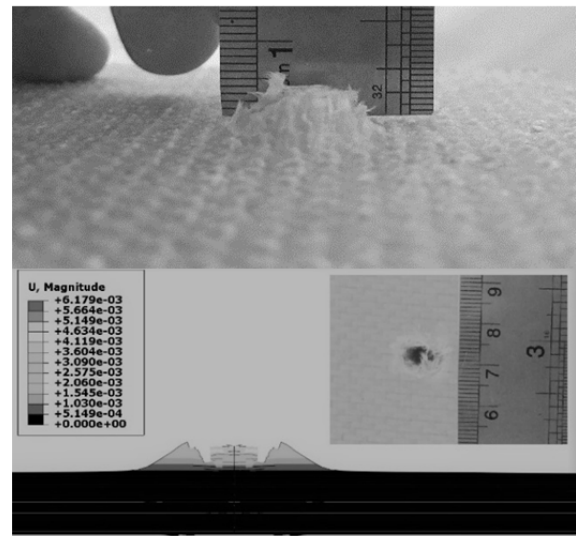
نمودار ۸) متوسط تغییرات معیارهای اماندگی در لایه اول

عددی انجام شده است. بدین ترتیب بر مبنای نتایج شبیه‌سازی، ضربه زنده پس از نفوذ کامل به میزان ۵۸/۵۶ ژول انرژی خود را از دست داده که در حدود ۳٪ کمتر از نتیجه آزمون تجربی است. براساس یافته‌های پژوهش حاضر، روش تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده می‌تواند به‌خوبی رفتار خسارت درون و برون‌لایه‌ای صفحه کامپوزیتی تحت ضربه سرعت بالا را شبیه‌سازی کند. در این میان می‌توان با استفاده از آزمون‌های موجود در استانداردها و مراجع، پارامترهای مورد نیاز مدل‌های مدل تخریب پیش‌رونده و مدل ناحیه چسبنده را استخراج کرد.

نکته قابل توجه در اینجا این است که استخراج انرژی چقرمگی شکست به‌صورت استاتیکی برای شبیه‌سازی ضربه با سرعت حدود ۱۸۰ متر بر ثانیه معتبر است و نیاز به استخراج چقرمگی شکست به‌صورت دینامیکی در این محدوده سرعت نیست. این نتیجه‌گیری با پژوهش سان و هان [32] که در آن بیان شده، چقرمگی شکست در سرعت رشد ترک پایین تر از ۱۲۰۰ متر بر ثانیه ثابت بوده و با مقدار استاتیکی آن برابر است، انطباق دارد، زیرا در پژوهش حاضر از نتایج آزمون‌های استاتیکی برای یک مدل دینامیکی استفاده و پاسخ شبیه‌سازی با پاسخ آزمون تجربی از تطابق خوبی برخوردار شد. تحقیق حاضر یک مدل معتبر، دقیق و کم‌هزینه اجزای محدود با در نظر گرفتن خسارت و نفوذ ضربه زنده برای یک کامپوزیت چندلایه تحت ضربه سرعت بالا را ارائه کرده که می‌توان پارامترهای مورد نیاز آن را به‌صورت تجربی استخراج کرد. تحقیق حاضر می‌تواند راهگشای تحقیقات آتی در زمینه طراحی و تحلیل کامپوزیت‌های در معرض ضربات سرعت بالا با رویکرد استخراج خواص مکانیکی آن به‌صورت تجربی قرار گیرد.



شکل ۱۲) کانتور خسارت تورق بین لایه‌های کامپوزیت پس از نفوذ



شکل ۱۳) مکانیزم شکست پتالینگ کامپوزیت و میزان ارتفاع ناحیه آسیب‌دیده در آزمون تجربی و شبیه‌سازی برخورد

**تشکر و قدردانی:** از آقایان دکتر سقفی و مهندس باریاز، آزمایشگاه مواد و فناوری‌های نو دانشگاه صنعتی امیرکبیر و آقایان مهندس تقویان و میرزایی، کارگاه مواد مرکب دانشگاه صنعتی مالک اشتر (تهران)، بابت همکاری و راهنمایی‌های فراوان در انجام آزمون‌های تجربی مورد نیاز و ساخت کامپوزیت تشکر فراوان می‌شود.  
**تاییدیه اخلاقی:** این مقاله حاصل کار تحقیقاتی مشترک دانشجو و اساتید راهنما از دانشگاه صنعتی مالک اشتر است.  
**تعارض منافع:** موزدی توسط نویسندگان بیان نشده است.  
**سهم نویسندگان:** میثم سروش (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۶۰٪)؛ کرامت ملک‌زاده‌فرد (نویسنده دوم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪)؛ مرتضی شهری (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪)  
**منابع مالی:** هیچ گونه حمایت مالی از این کار پژوهشی انجام نشده است.

## ۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

مدل اجزای محدود ارائه‌شده در این پژوهش قادر به شبیه‌سازی ضربه سرعت بالا بر صفحه کامپوزیتی کولار-اپوکسی با در نظر گرفتن خسارت درون و برون‌لایه‌ای است. خسارت تعریف‌شده در لایه‌های کامپوزیت به روش تخریب پیش‌رونده و خسارت تورق بین لایه‌ها با استفاده از مدل ناحیه چسبنده انجام شده است. آغاز خسارت در لایه‌های کامپوزیت با استفاده از معیار هاشین پیش‌بینی شده و گسترش خسارت به‌وسیله مدل تخریب پیش‌رونده و کاهش سفتی بر پایه انرژی چقرمگی شکست موجود در نرم‌افزار آباکوس انجام شده است. همچنین برای پیش‌بینی آغاز تورق بین لایه‌ها از تئوری کشش-جدایش و برای گسترش آن از روابط بر پایه انرژی موجود در نرم‌افزار استفاده شده است.

در تحقیق حاضر همچنین، پارامترهای مورد نیاز مدل‌های به‌کاررفته برای شبیه‌سازی خسارت، از قبیل خواص خطی، استحکامی و چقرمگی شکست با استفاده از آزمایشات تجربی و براساس استاندارد ASTM استخراج شده است. به‌منظور استخراج انرژی چقرمگی شکست درون‌لایه‌ای از آزمون‌های کشش فشرده و برای استخراج چقرمگی شکست برون‌لایه‌ای از آزمایشات خمش تیر با شکاف انتهایی و تیر یکسر گیردار دوتایی استفاده شده است.

اعتبارسنجی روش مدل اجزای محدود، ابتدا با استفاده از مقایسه پاسخ ضربه برای یک مساله نمونه و با در نظر گرفتن خسارت درون و برون‌لایه‌ای انجام شده و در ادامه با استفاده از مقایسه سرعت ضربه زنده پس از برخورد در آزمایش تجربی ضربه و پاسخ شبیه‌سازی

### پی‌نوشت

#### فهرست علائم

$E$	مدول یانگ (پاسکال)
$G$	مدول برشی (پاسکال)
$G^c$	انرژی چقرمگی شکست بحرانی (نیوتن بر میلی‌متر)
$P$	نیرو (نیوتن)
$S$	مقاومت برشی بین الیاف و ماتریس (پاسکال)
$X$	مقاومت در جهت الیاف (پاسکال)
$Y$	مقاومت در جهت ماتریس (پاسکال)

#### علائم یونانی

$\sigma$	تنش (پاسکال)
$\epsilon$	کرنش
$\rho$	چگالی (کیلوگرم بر مترمکعب)
$\tau$	تنش برشی (پاسکال)

Advanced Design and Manufacturing Technology. 2010;3(4):1-8. [Persian]

14- Khaliji V, Yazdani M, Choupani N. Experimental determination of translaminar fracture toughness of a woven glass epoxy composite using new fixture. Modares Mechanical Engineering. 2016;15(11):330-338. [Persian]

15- ASTM. D5528-01: Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites [Internet]. West Conshohocken PA: American Standard of Testing Methods; 2007 [Unknown cited]. Available from: <https://www.astm.org/DATABASE.CART/HISTORICAL/D5528-01.htm>.

16- ASTM. D6671/D6671M-19: Standard test method for mixed mode I-mode II interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber reinforced polymer matrix composites [Internet]. West Conshohocken PA: American Standard of Testing Methods; 2007 [Unknown cited]. Available from: <https://www.astm.org/Standards/D6671.htm>

17- Dias GF, De Moura MFSF, Chousal JAG, Xavier J. Cohesive laws of composite bonded joints under mode I loading. Composite Structures. 2013;106:646-652.

18- Li G, Li C. An analytical analysis of energy release rate in bonded composite joints in a mode I condition. Composites Part B Engineering. 2013;44(1):704-713.

19- De Gracia J, Boyano A, Arrese A, Mujika F. A new approach for determining the R-curve in DCB tests without optical measurements. Engineering Fracture Mechanics. 2015;135:274-285.

20- Benzeggagh ML, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus. Composites Science and Technology. 1996;56(4):439-449.

21- Kariman Moghadam A, Rahnama S, Maleki S. Experimental and numerical investigation of crack growth in adhesive bonding of two composite plates under mode I. Modares Mechanical Engineering. 2016;16(5):271-280. [Persian]

22- Shokrieh MM, Damirchiloo S, Salamat Talab M. Determination of cohesive zone parameters in mode I delamination growth of a double cantilever beam specimen using the inverse method. Journal of Science and Technology of Composites. 2017;4(1):83-90. [Persian]

23- Camanho PP, Davila CG, De Moura MF. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials. Journal of Composite Materials. 2003;37(16):1415-1438.

24- Shokrieh MM, Zeinedini A. Prediction of strain energy release rate of asymmetric double cantilever composite beam using equivalent lay-up for mixed-mode I/II delamination. Modares Mechanical Engineering. 2014;13(13):214-225. [Persian]

25- Choupani N, Shameli M. Experimental and numerical investigation of in-plane interlaminar fracture of woven glass-epoxy composite under mixed-mode loading conditions. Aerospace Mechanics Journal. 2018;14(1):39-54. [Persian]

26- Mohammadi R, Saeedifar M, Ahmadi Najafabadi M, Hosseini Toudeshky H. Acoustic emission based methodology to evaluate the fracture toughness in carbon/epoxy composites. Amirkabir Journal of Mechanical Engineering. 2017;49(2):379-386. [Persian]

27- Khalili SMR, Soroush M, Davar A, Rahmani O. Finite

جاب‌جایی موثر (میلی‌متر)  $\delta$

عرض از مبدا نمودار ریشه سوم نرمی بر حسب رشد طول ترک (میلی‌متر)  $\Delta$

بالانویس‌ها

t کششی

c فشاری

c بحرینی

زیرنویس‌ها

1,2,3 راستای الیاف

I, II مدهای شکست اول و دوم

## منابع

- 1- Abrate S. Impact on composite structures. New York: Cambridge University Press; 2005.
- 2- Chou SC, Orringer O, Rainey JH. Post-failure behavior of laminates: II - stress concentration. Journal of Composite Materials. 1977;11(1):71-78.
- 3- Tan SC. A progressive failure model for composite laminates containing openings. Journal of Composite Materials. 1991;25(5):556-577.
- 4- Shokrieh MM. Progressive fatigue damage modeling of composite materials [Dissertation]. Montréal: McGill University; 1996.
- 5- Camanho PP, Matthews FL. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates. Journal of Composite Materials. 1999;33(24):2248-2280.
- 6- Torabizadeh MA, Shokrieh MM, Fereidoon A. Progressive damage analysis of glass-epoxy laminated composites under static tensile loading at low temperature. Journal of Modeling in Engineering. 2010;8(21):33-43. [Persian]
- 7- Shokrieh MM, Ghajar M, Salamattalab M, Madoliat R. Progressive damage modeling of laminated composites by considering simultaneous effects of interlaminar and intralaminar damage mechanisms. Journal of Science and Technology of Composites. 2015;2(2):1-8. [Persian]
- 8- Taheri Behrooz F, Bakhshan H. Tensile characteristic length determination of notched woven composite laminates by means of progressive damage analysis. Modares Mechanical Engineering. 2015;15(8):360-370. [Persian]
- 9- Pinho ST, Robinson P, Iannucci L. Fracture toughness of the tensile and compressive fibre failure modes in laminated composites. Composites Science and Technology. 2006;66(13):2069-2079.
- 10- Dassios KG, Kostopoulos V, Steen M. Intrinsic parameters in the fracture of carbon/carbon composites. Composites Science and Technology. 2005;65(6):883-897.
- 11- Li X, Hallett SR, Wisnom MR, Zobeiry N, Vaziri R, Poursartip A. Experimental study of damage propagation in over-height compact tension tests. Composites Part A Applied Science and Manufacturing. 2009;40(12):1891-1899.
- 12- ASTM. E399-05: Standard test method for linear-elastic plane-strain fracture toughness  $K_{Ic}$  of metallic materials [Internet]. West Conshohocken PA: American Standard of Testing Methods; 2005 [Unknown cited]. Available from: <https://www.astm.org/DATABASE.CART/HISTORICAL/E399-05.htm>
- 13- Shokrieh MM, Ghajar M. Simulation of mode I strain energy release rate for rectangular laminated composite plate using a simple finite element model. Journal of

<https://www.3ds.com/products-services/simulia/>

30- Hashin Z, Rotem A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. *Journal of Composite Materials*. 1973;7(4):448-464.

31- González Juan EV. Simulation of interlaminar and intralaminar damage in polymer-based composites for aeronautical applications under impact loading [Dissertation]. Girona: Universitat de Girona; 2011.

32- Sun CT, Han C. A method for testing interlaminar dynamic fracture toughness of polymeric composites. *Composites Part B Engineering*. 2004;35(6-8):647-655.

element modeling of low-velocity impact on laminated composite plates and cylindrical shells. *Composite Structures*. 2011;93(5):1363-1375.

28- Soroush M, Malekzade Fard K, Shahravi M. Finite element simulation of interlaminar and intralaminar damage in laminated composite plates subjected to impact. *Latin American Journal of Solids and Structures*. 2018;15(6):e90.

29- Dssault System's Simulia Corp. ABAQUS 2017 user's manual [Internet]. Providence RI: Dssault System's Simulia Corp; 2017 [Unknown cited]. Available from: