



## شبیه‌سازی اجزاء محدود ضربه سرعت بالا بر روی صفحات کامپوزیتی پلیمری

مجید صفرآبادی<sup>1\*</sup>، پرهام اشکانی<sup>2</sup>، سید مهدی گنجیانی<sup>1</sup>

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

\* msafarabadi@ut.ac.ir, 14399-55961، تهران، صندوق پستی

## اطلاعات مقاله

دریافت: 95/5/20

پذیرش: 95/6/24

## کلیدواژگان:

صفحات کامپوزیتی

هیبرید

ضربه سرعت بالا

## چکیده

با توجه به گسترش استفاده مواد کامپوزیت پلیمری در صنایع، بررسی دقیق خواص این مواد در شرایط مختلف بارگذاری از جمله ضربه سرعت بالا بسیار حائز اهمیت است. در این پژوهش به بررسی ضربه سرعت بالا بر روی پنل کامپوزیتی پلیمری غیر هیبرید و هیبریدی پرداخته شده است. در ابتدا پس از معرفی انواع بارگذاری ضربه، تئوری‌های مورد استفاده در خصوص ارزیابی آسیب و مقایسه آن‌ها، با استفاده از تئوری ماتزنمیلر، به پیش بینی آسیب پرداخته شده است. در این تئوری برای ارزیابی دقیق‌تر تخریب، تنش برشی در ناحیه الاستیک به صورت غیرخطی در نظر گرفته شده است. در ادامه، جهت استفاده از این تئوری، یک سابروتین VUMAT در قالب نرم افزار آباکوس جهت مدل‌سازی اجزا محدود نوشته شده است. در نهایت، نتایج حاصل از مدل‌سازی و تحلیل حاضر با نتایج تجربی موجود، برای حالت‌های مختلف پنل‌های کامپوزیتی غیرهیبرید و هیبریدی مقایسه شده است. تطابق مناسب نتایج تئوری مورد استفاده در این تحقیق با داده‌های آزمایشگاهی، توانمندی مدل و سابروتین ارائه شده در این تحقیق را نشان می‌دهد.

## Finite element simulation of high velocity impact on polymer composite plates

Majid Safarabadi<sup>1\*</sup>, Parham Ashkani<sup>2</sup>, Seyed Mehdi Ganjiani<sup>1</sup>

1- School of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Iran

\* P.O.B. 14399-55961, Tehran, Iran, msafarabadi@ut.ac.ir

## Keywords

Composite plates  
Hybrid  
High velocity impact

## Abstract

According to the increase in using of polymer composite materials in industry, exact characterization of the material properties in different loading conditions, including high velocity impact is very important. In this article, the high velocity impact on non-hybrid and hybrid polymer composite panel has been investigated. After introducing the impact load types and theories used for damage evaluation and comparison of them, the matzenmiler theory has been employed to predict damage. In this theory, in order to predict more accurate damage evaluation, the shear stress is considered nonlinear in elastic region. Afterwards, in order to use the theory in the finite element modeling, a VUMAT subroutine is implemented in the Abaqus software. Finally, the obtained results from the present modeling and analysis, are compared with available experimental data for non-hybrid and hybrid composite panels. The good agreement between the theoretical results and experimental data, introduces the ability of the applied model and provided subroutine.

## 1- مقدمه

درک نسبی از رفتار مواد و پاسخ ساختار مهندسی در شرایط مختلف از اهمیت بالایی برخوردار است و این البته به نوع و شرایط بارگذاری بر روی آن ساختار بستگی دارد.

در ادامه درباره نکاتی در باب ضربه و جزئیات آن و همچنین روش‌های قابل بررسی جهت مطالعه شکست پرداخته می‌شود.

استحکام ضربه در مواد از جمله شاخصه‌های مهم در طراحی یک محصول مهندسی به شمار می‌آید. گسترش مواد کامپوزیت پلیمری در صنایع، ضرورت بررسی دقیق خواص این مواد در شرایط مختلف بارگذاری از جمله ضربه سرعت بالا را بیان می‌کند. شناخت خواص مواد مهندسی اولین قدم و از اصلی‌ترین شاخص‌ها، در انتخاب مواد برای طراحی یک محصول موفق است.

## Please cite this article using:

Safarabadi, M. Ashkani, P. and Ganjiani, S.M, "Finite element simulation of high velocity impact on polymer composite plates", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 05, No. 02, pp. 157-168, 2018.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

استوانه‌های کامپوزیتی، هنگامی که تحت برخورد قرار می‌گیرند، استفاده نمودند. بدین منظور برای مدل‌سازی پوسته و تقویت‌کننده‌ها از المان‌های جامد سه‌بعدی و جهت تعیین رفتار ماده، از مدل مادی وی‌یومت بر مبنای معیارهای آسیب پاک و هاشین(سه‌بعدی) استفاده شد.

لیاقت و همکاران [3] در پژوهش دیگری، ضربه سرعت بالا بر روی سازه ساندویچی با رویه‌های کامپوزیتی از جنس الیاف شیشه/اپوکسی و هسته لانه‌زنبوری از جنس آلومینیوم را به‌طور تجربی مورد بررسی قرار دادند. همچنین رفتار بالستیک هر یک از اجزاء سازه ساندویچی (رویه کامپوزیتی و لانه‌زنبوری) به‌طور جداگانه بررسی شدند تا تأثیر افزودن کامپوزیت به دو طرف لانه‌زنبوری در میزان انرژی جذب شده توسط لانه‌زنبوری مشخص شود. مطابق مرجع [4] در سال 2000، سه مکانیزم شکست برای تخمین حد بالستیک کامپوزیت های پلیمری تحت ضربه گلوله‌ی فولادی کافی می‌باشد. سه مکانیزم اتلاف انرژی شامل انرژی جذب شده در شکست کامپوزیت، انرژی تبدیل شده برای تغییر شکل الاستیک کامپوزیت و انرژی تبدیل شده به انرژی جنبشی بخشی از کامپوزیت می‌باشد.

نایک و شیرارو [5] انرژی جنبشی منتقل شده را ترکیبی از انرژی جنبشی انتقال، تغییر شکل برشی، شکست کششی الیاف، ترک خوردگی در ماتریس و در نهایت لایه لایه شدن توصیف نمودند.

لوپز و همکاران [6] در سال 2009 به بررسی انرژی اتلافی در ضربه سرعت بالا و پایین پرداختند. آن‌ها در این تحقیق اتلاف انرژی در ضربه سرعت پایین را، اتلاف انرژی گلوله در انتقال انرژی جنبشی، تغییر شکل الاستیک هدف، آسیب بصورت ترک خوردگی در لایه‌ها، لایه لایه شدن، شکست برشی و کششی الیاف دانستند. آن‌ها همچنین این اتلاف را در حالت ضربه سرعت بالا در انتقال خطی مومنت، آسیب ماده هدف در ضمن شکست الیاف در کشش و خرد نمودن در راستای ضخامت لمینیت تشریح نمود.

مدل دیگری از کانتول [7] برای اتلاف انرژی جنبشی گلوله در ضمن خمیش موضعی، تغییر شکل هدف در اثر تماس، لایه لایه شدن معرفی شد. علاوه بر این، این محققان پاسخ سیستم را مستقیماً وابسته به سرعت ضربه دانستند.

مدل ارائه شده توسط این افراد این مطلب را بیان می‌نمود که برای ضربه سرعت پایین، انرژی جنبشی گلوله بصورت تغییر شکل الاستیک سازه اتلاف می‌گردد، در حالی که در ضربه سرعت بالا انرژی جنبشی در منطقه‌ی کوچکی در نزدیک محل ضربه اتلاف می‌گردد. پاسخ هدف در ضربه سرعت بالا مستقل از شرایط مرزی می‌باشد، ولی در ضربه سرعت پایین شرایط مرزی تأثیر بسزایی روی نتایج دارد. پاسخ سازه هدف در دو ضربه سرعت بالا و پایین در شکل 1 و شکل 2 نشان داده شده است.

مدل‌های تحلیلی، روشی مناسب برای تعیین حد بالستیک سازه هدف در معرض یک تهدید خاص را ارائه داده و همچنین بینش ارزشمندی در مکانیزم تخریب ماده هدف تحت تأثیر ضربه مورد نظر فراهم می‌کند.

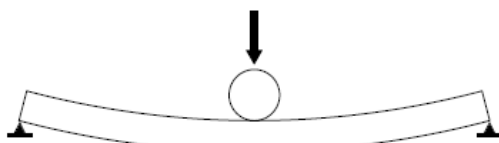


Fig. 1 Structural response at low velocity impact

شکل 1 پاسخ سازه در ضربه سرعت پایین

در زمان اصابت دو جسم، تنش‌های موجی در هر دو جسم شکل می‌گیرد و باعث گسترش این تنش‌ها که از نوع فشاری و برشی هستند در جهت ضخامت جداره و همچنین تنش‌های موجی کششی و برشی در جهت شعاعی صفحه می‌شود. نیروهای درگیر در این فرآیند شامل: نیروهای فشاری، اینرسی و اصطکاکی می‌باشد. بطور کلی در یک ضربه از نوع سرعت بالا و یا بهتر بگوییم بالستیک که در آن یک پرتابه با سرعت بالا به یک هدف برخورد می‌کند، هدف سه مرحله را تجربه می‌کند:

مرحله اول: در زمان تماس پرتابه با هدف است که فشردگی مواد در هر دو (پرتابه و هدف) رخ می‌دهد. اگر فرض بر این باشد که پرتابه صلب است و سختی آن به مراتب بالاتر از هدف باشد، با گسترش این فشردگی، حرکت جریان مواد در جهت ضخامت آغاز می‌گردد. که این شروع مرحله دوم است. حرکت جریان مواد در حد محدودتری در جهت شعاع نیز صورت می‌گیرد. این حرکت مواد تا زمان رسیدن تنش‌های موجی فشاری به پشت هدف ادامه می‌یابد. در این زمان تنش‌های فشاری در هدف زیر ناحیه پرتابه ایجاد شده و نتیجه این تحولات تحت کشش قرار گرفتن شعاعی هدف می‌باشد. متداول‌ترین شاخصه برای مطالعه پدیده برخورد و ضربه، سرعت برخورد دو جسم است که به چهار دسته زیر تقسیم می‌شود:

1- ضربه سرعت پایین که محدوده 3 تا 5 متر بر ثانیه می‌باشد و عمده ترین دستگاه برای ارزیابی ضربه در این رژیم سرعتی دستگاه‌های چارپی و آیزود است. محققین آزمون‌های شبه استاتیکی که در محدوده سرعتی 5 تا 500 میلی‌متر بر دقیقه است را در این رژیم سرعتی قرار می‌دهند.

2- ضربه سرعت متوسط که در محدوده 10 تا 100 متر بر ثانیه است و با دستگاه ضربه سقوط آزاد ارزیابی صورت می‌گیرد.

3- ضربه سرعت بالا که در این رژیم سرعتی، ضربه در سرعت‌ها بین 100 تا 1500 متر بر ثانیه است و دستگاه‌هایی چون اسلحه گازی و یا اسلحه گرم برای ارزیابی آن استفاده می‌گردد.

4- ضربه سرعت بسیار بالا که در محدوده سرعتی 1500 تا 15000 متر بر ثانیه بوده و عمده‌ترین دستگاه برای ارزیابی در این محدوده سرعتی، اسلحه گازی دو مرحله‌ای می‌باشد که با استفاده از مواد پر انرژی منفجره صورت می‌گیرد.

مدل‌های تحلیلی متعددی برای تخمین حد بالستیک و سرعت باقی مانده ضربه قابل نفوذ در سازه‌های کامپوزیت ارائه شده است. تخمین براساس معادلات بالانس انرژی به فرم نمایش داده شده در رابطه (1) می‌باشد. در این رابطه، انرژی جنبشی منتقل شده از پرتابه به هدف، انرژی تغییر شکل الاستیک و انرژی شکست برای موده‌های مختلف می‌باشد.

$$E_{TOTAL}(t) = E_{KE}^{Projectile} + E_{KE}^{Target} + E_{EL}^{Target} + E_{FAIL}^{Mode I} + E_{FAIL}^{Mode II} \quad (1)$$

لیاقت و همکاران [1] نفوذ شبه استاتیک و نفوذ دینامیکی بر روی سازه ساندویچی با رویه‌های آلومینیومی و هسته لانه زنبوری آلومینیومی به‌طور تجربی مورد بررسی قرار دادند. نتایج به‌دست آمده از نفوذ شبه استاتیک و نفوذ دینامیکی برتری سازه‌های ساندویچی به سازه‌های معمولی را نشان داد. بنابراین سازه ساندویچی به‌عنوان یک سازه جاذب انرژی مناسب می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد.

هدایتیان و همکاران [2] از پیشرفته‌ترین روش مدل‌سازی المان محدود کامپوزیت‌ها (آباکوس - اکسپلیسیت)، جهت تعیین رفتار سازه‌های مشبک

را نشان دهد. همچنین این روش مربوط به تحلیل‌های استاتیکی است و برای کامپوزیت‌های تک‌سویه کاربرد دارد [9].

#### 2-4- مکانیک آسیب پیوسته

پروژه‌ی HICAS در سال 1998 تا 2000 میلادی پروژه‌ی اول تحقیقاتی اتحادیه‌ی اروپا بوده است. یکی از اهداف این پروژه پیدا کردن مدل تخریب مناسب برای اعمال در کدهای صریح‌المان محدود بوده است. روشی که در نهایت پذیرفته شد، روش مکانیک آسیب پیوسته بود [12].

روش مکانیک آسیب پیوسته، این قابلیت را دارد که انواع مودهای تخریب را پیش‌بینی کند و این امکان را می‌دهد که رفتار مکانیکی ماده وابسته به زمان بوده و تحت بارهای مکانیکی برگشت‌ناپذیر باشد [13]. مزیت این روش آن است که می‌تواند به راحتی با معیارهای تخریب بر پایه‌ی تنش و کرنش ترکیب شده و شروع آسیب را پیش‌بینی کند و هم با روش مکانیک شکست ترکیب شده تا رشد تخریب را با کوپل کردن متغیرهای آسیب داخلی و انرژی شکست مدل کند.

در این تحقیق از مدل آسیب پیش‌رونده‌ی برای شبیه‌سازی آسیب استفاده می‌گردد که مبنای آن مکانیک آسیب پیوسته<sup>5</sup> می‌باشد. مکانیک آسیب پیوسته ابتدا توسط کاجانوف [14] برای مدل‌سازی شکست خزشی توسعه داده شد [13، 15]. این روش نقایص و معایب موجود در ماده‌ی کامپوزیتی و رشد آن‌ها را در مقیاس ماکروسکوپی مدل می‌کند [16]. معایب و نواقص در مواد کامپوزیتی ابتدا در مقیاس میکرونی تشکیل می‌گردند؛ اما تحلیل مدل سازه‌های بزرگ در مقیاس میکرون ناکارآمد است. برای ارتباط بین مقیاس‌های میکرو و ماکرو پیشنهاد می‌شود از مقیاس متوسط بر پایه‌ی مکانیک آسیب پیوسته استفاده گردد [12].

در این تحقیق آسیب ماده‌ی کامپوزیتی در مقیاس مزو<sup>6</sup> در نظر گرفته می‌شود. همچنین فرض می‌شود ماده‌ی کامپوزیتی همگن است. آسیب ماده نیز با کاهش خواص ماده شبیه‌سازی می‌شود (مطابق شکل 3). این گونه مدل آسیب در مقیاس متوسط برای سازه‌های بزرگ که دارای میکروتکرک می‌باشند، مناسب می‌باشد [15]. در روش مکانیک آسیب پیوسته، اثر آسیب در ماده به وسیله‌ی تنش مؤثر<sup>7</sup> و کرنش مؤثر<sup>8</sup> تعریف می‌شود

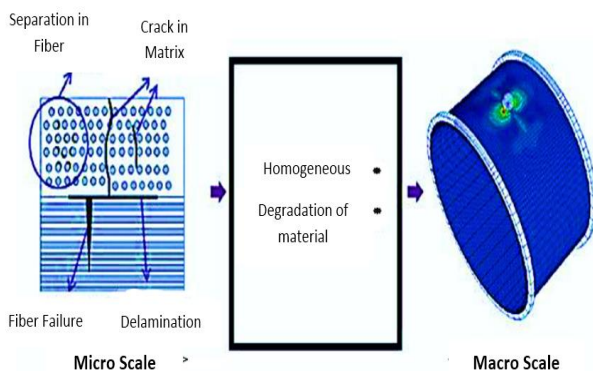


Fig. 3 Composite damage model based on continuous damage mechanics [15]

شکل 3 مدل آسیب کامپوزیت بر اساس مکانیک آسیب پیوسته [15]

<sup>5</sup> Continuum damage mechanics (CDM)

<sup>6</sup> Meso-level

<sup>7</sup> Effective stress

<sup>8</sup> Effective strain

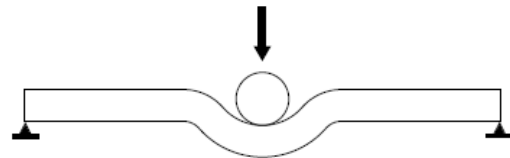


Fig. 2 Structural response at high velocity impact

شکل 2 پاسخ سازه در ضربه سرعت بالا

#### 2- ضربه و آسیب در مواد کامپوزیتی

در کل چهار روش برای مدل‌سازی آسیب ضربه در مواد کامپوزیتی وجود دارد [8-10]:

##### 1-2- مکانیک شکست

روش مکانیک شکست، تمایل به پیش‌بینی شروع و رشد تورق دارد. در این روش نرخ کرنش در نوک ترک که اندازه‌ی آن مشخص است با مقادیر بحرانی (نرخ اتلاف انرژی کرنش بحرانی) مقایسه می‌شود، تا انرژی لازم برای تولید سطح جدید ترک مشخص شود. از این روش می‌توان برای اندازه‌گیری استحکام فشاری پس‌ماند و رشد تورق در کامپوزیت‌ها استفاده کرد [9، 10]. عیب استفاده از این روش نامشخص بودن اندازه و محل ترک است.

##### 2-2- پلاستیسیته

روش پلاستیسیته، برای مواد کامپوزیتی که رفتار پلاستیکی دارند (مثل بورون/آلومینیوم، گرافیت/پیک و کامپوزیت‌های ترموپلاست)، مورد استفاده قرار می‌گیرد. این روش می‌تواند با معیار تخریب ترکیب شده و آسیب را پیش‌بینی نماید [9]. سرورا و همکارش [11] اولین بار در سال 2006 روشی برای مدل‌سازی ترک با استفاده از مکانیک شکست و آسیب به‌طور هم‌زمان ارائه کردند.

##### 3-2- معیار تخریب

روش معیار تخریب در کل به دو دسته تقسیم می‌شود: الف) متعامل<sup>1</sup> و ب) غیرمتعامل<sup>2</sup>. معیار تخریب غیرمتقابل بر این فرض استوار است که مودهای مختلف آسیب به هم وابسته نمی‌باشند و برای هر مکانیسم تخریب می‌توان عبارتی را بیان نمود. به‌طور مثال معیارهای ماکزیمم تنش و ماکزیمم کرنش از این نوع می‌باشند. معیار تنش چنان تعریف می‌شود که نباید تنش در هر جهت از ماده از مقدار استحکام آن جهت تجاوز نماید و کرنش هم نباید از کرنش تخریب آن تجاوز کند. از طرف دیگر، معیارهای تخریب متقابل بر این فرض استوارند که دو یا چند مکانیسم تخریب بر هم اثرگذار می‌باشند. همچنین آن‌ها سطح تخریبی در فضای تنش یا کرنش تعریف می‌کنند [10]. این سطح تخریب معمولاً یک چندجمله‌ای بر پایه‌ی تنش و یا کرنش می‌باشد و یک محدوده‌ی تخریب<sup>3</sup> را نشان می‌دهد. هر نقطه‌ای که درون این محدوده‌ی تخریب باشد، به معنای عدم وقوع تخریب است. معیارهای تسای-وو، تسای-هیل و معیار هافمن<sup>4</sup> از جمله‌ی این معیارها می‌باشند. اما عیب این چندجمله‌ای‌ها عدم بیان مکانیسم آسیب می‌باشد. در نتیجه انواع اصلاح‌شده‌ی آن‌ها برای تمایز بین مودهای تخریب مورد استفاده قرار می‌گیرند [10]. عیب استفاده از این روش در کامپوزیت‌ها این است که نمی‌تواند اندازه و محل ترک

<sup>1</sup> Interaction

<sup>2</sup> Non interaction

<sup>3</sup> Failure envelope

<sup>4</sup> Hoffman failure criteria

ماده برسد، تغییر شکل مضاعفی ناشی از میکرو ترک‌ها در یک ناحیه دیده می‌شود. به این ناحیه اصطلاحاً منطقه‌ی شکست گفته می‌شود. نمونه‌ای از منطقه‌ی شکست در شکل 5 نمایش داده می‌شود. در این منطقه با کاهش تدریجی تنش، کرنش زیاد می‌شود. که به این پدیده نرم شدگی کرنش گفته می‌شود [13، 17]. در این حالت سفتی مماسی<sup>3</sup> منفی می‌شود. رفتار نرمی کرنش<sup>4</sup> در تحلیل المان محدود موجب تمرکز کرنش<sup>5</sup> و حساسیت مش<sup>6</sup> می‌شود [13]. برای جلوگیری از این مشکل چند روش متمایز وجود دارد [13]:

- 1- مدل‌سازی با استفاده از روش ترک پخشی غیر محلی<sup>7</sup>
- 2- تعریف گرادیان وابسته به ماده<sup>8</sup>
- 3- تئوری پیوسته‌ی میکرو قطبی
- 4- تنظیم ویسکوزیته
- 5- دست‌کاری محلی خواص ماده وابسته به اندازه‌ی المان

روش‌های گرادیان وابسته و تئوری میکرو قطبی نیاز به کد نویسی‌های المان محدود دارند. همچنین تنظیم ویسکوزیته برای مواد ترد کاربرد ندارد [13]. در این تحقیق از روش ترک پخشی به منظور کاهش حساسیت جواب تحلیل به مش استفاده می‌شود.

در مواد کامپوزیتی آسیب را می‌توان به دو شکل تعریف کرد: 1- کاهش خواص ماده 2- کاهش کرنش الاستیک. در روش مکانیک آسیب پیوسته، می‌توان ماده‌ای را که دارای عیوبی در حد میکرون است همگن در نظر گرفت. پس رشد آسیب به وسیله‌ی تنش یا کرنش میانگین تعریف می‌شود. اما از آنجایی که در فرآیند ساخت کامپوزیت‌ها معمولاً عیوب زیادی مثل حفره‌ها، میکروتُرک‌ها و تنش‌های داخلی به وجود می‌آید، شبیه‌سازی آسیب در مقیاس میکروسکوپی به دلیل تغییرات محلی استحکام که ناشی از عیوب ذکر شده است، بسیار پیچیده خواهد بود. برخی محققین [15، 18] برای آن- که تغییرات استحکام ماده‌ی کامپوزیتی را در نظر بگیرند، متغیر آسیب را شکلی از توزیع وایبول فرض کرده و با آن رشد آسیب را پیش‌بینی می‌کنند.

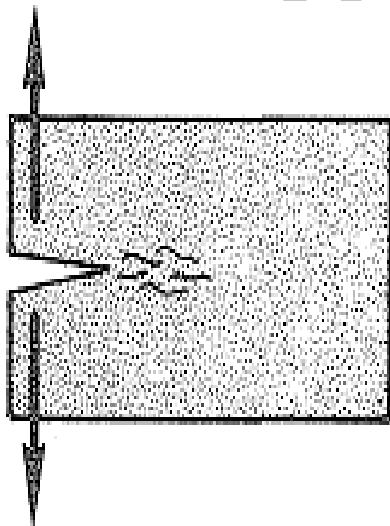


Fig. 5 Fractured zone in a material

شکل 5 منطقه‌ی شکست در یک ماده

نحوه‌ی عمل آن در شکل 4 نشان داده شده است. در روش کرنش معادل<sup>1</sup>، تنش میانگین  $\bar{\sigma}$  با سطح مقطع کلی و تنش مؤثر  $(\hat{\sigma})$  با آن قسمت از سطح مقطع که بارگذاری را تحمل می‌کند، مطابق رابطه (2) در ارتباط می‌باشند:

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

$$\hat{\sigma} = \frac{F}{A - A_d} \quad (2)$$

در رابطه (2)،  $A$  سطح مقطع کلی و  $A_d$  سطح مقطع آسیب‌دیده می‌باشند.

رابطه‌ی بین تنش مؤثر و تنش میانگین را می‌توان به صورت رابطه‌ی (3) نوشت:

$$\hat{\sigma} = \frac{1}{1 - \frac{A_d}{A}} \sigma = \frac{1}{(1 - d)} \sigma \quad (3)$$

$d$  همان متغیر آسیب است که مقدار آسیب را بیان می‌کند. شکل کرنش روابط (2) و (3) به صورت رابطه‌ی (4) است:

$$\varepsilon = \frac{1}{E_0} \hat{\sigma} = \frac{1}{E_0(1 - d)} \sigma \quad (4)$$

$E_0$  مدول یانگ اولیه‌ی ماده است.

روابط (2) تا (4) برای حالت یک‌بعدی است. از رابطه‌ی (3) می‌توان به این نتیجه رسید که در روش مکانیک آسیب پیوسته، آسیب موجب کاهش خواص ماده می‌شود. برای هر یک از راستاهای الیاف و دو راستای عرضی آن دو مود آسیب کششی و فشاری وجود دارد. فرض می‌شود که مود آسیب کششی و فشاری بر هم تأثیرگذار هستند؛ پس یک مود برای هر راستا و یک متغیر آسیب در نظر گرفته می‌شود.

بر اساس مشاهدات مشخص شده است که رشد ترک و شکست یک ماده به رفتار ماده در کشش بستگی دارد. این رفتار به تشکیل میکرو ترک‌هایی که در آن شکل می‌گیرد، وابسته است. با شروع کشش این ترک‌ها در نقاط مختلف ماده شکل می‌گیرد. اما اگر در نقطه‌ای، تنش کششی به حد استحکام

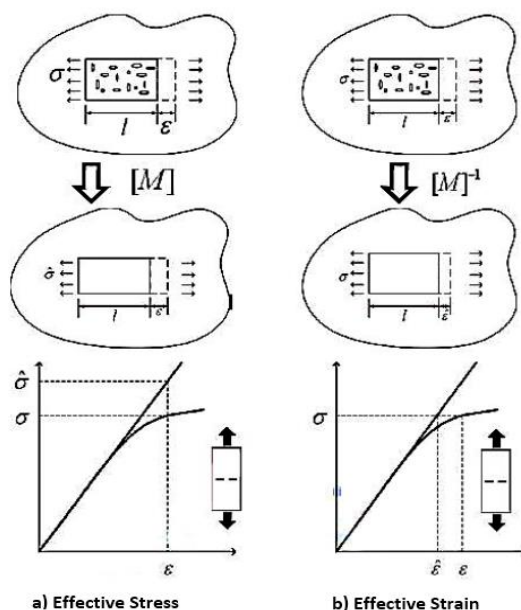


Fig. 4 The mode of action of stress and strain [15]

شکل 4 نحوه‌ی عمل تنش و کرنش مؤثر [15]

<sup>3</sup> Tangential stiffness

<sup>4</sup> Strain softening

<sup>5</sup> Strain localization

<sup>6</sup> Mesh sensitivity

<sup>7</sup> Nonlocal smeared cracking

<sup>8</sup> Gradian dependent material

<sup>1</sup> Strain equivalence approach

<sup>2</sup> Average stress

### 3- ارائه مدل آسیب

مدل ارائه شده برای حل مسأله ضربه سرعت بالا باید دارای شرایط زیر باشد:

- 1- به آسانی مدل ماده مورد استفاده بوده و شامل پارامترهای آسانی باشد.
- 2- تعداد محدودی از پارامترها باید مورد نیاز باشد.
- 3- فقط پارامترهای با مفهوم فیزیکی استفاده گردد.
- 4- وابستگی به مش باید حداقل باشد.
- 5- مدل باید قابلیت کاهش خواص به صورت کامل و آسیب پیش رونده را داشته باشد.
- 6- مدل باید بتواند در بارگذاری با نرخ کرنش پایین و بالا قابل استفاده باشد.

هدف اصلی مدل لایه کامپوزیتی شبیه سازی دقیق ضربه سرعت بالا بر روی سازه های کامپوزیتی می باشد.

مدل ماده ای که در این پژوهش مورد بررسی قرار می گیرد براساس تئوری مکانیک آسیب پیوسته می باشد. تنش موثر  $\bar{\sigma}$  در مواد همگن به تنش در ماده آسیب دیده مطابق رابطه (5) وابسته است.

$$\{\bar{\sigma}\} = [M(d)]\{\sigma\} \quad (5)$$

با استفاده از روابط ماده آسیب ندیده رابطه  $\{\bar{\sigma}\} = [C^0]\{\epsilon\}$  حاصل خواهد شد.

$$\{\sigma\} = [M(d)]^{-1}[C^0]\{\epsilon\} = [C(d)]\{\epsilon\} \quad (6)$$

آسیب بطور مستقیم بر روی سختی تأثیر می گذارد. این تأثیر در  $E_{11}$ ،  $E_{22}$  و  $G_{12}$  به صورت  $E_{11} = (1 - d_{11})E_{11}^0$ ،  $E_{22} = (1 - d_{22})E_{22}^0$  و  $G_{12} = (1 - d_{12})G_{12}^0$  نمایش داده می شود.

فرض می شود آسیب تجمعی و بصورت یکسان بر روی مدول سختی در کشش و فشار عمل کند.

در شکل 6 مسیر بارگذاری شامل آسیب و باربرداری می باشد. آسیب در طول مسیر OA و باربرداری از A تا B رخ می دهد. بارگذاری دوباره نیز از مسیر یکسان ولی اینبار از B تا A رخ می دهد. بارگذاری بیشتر از نقطه A موجب آسیب اضافی در ماده می گردد. آسیب کامل در نقطه C اتفاق می افتد.

سه متغیر آسیب  $d_{11}$ ،  $d_{22}$  و  $d_{12}$  باعث کاهش در سختی ماده می شود. پارامتر آسیب  $d_{11}$  مستقیم در جهت الیاف،  $d_{22}$  در جهت ماتریس و  $d_{12}$  در مدول برشی تأثیر گذار است.

### 3-1- آسیب پیش رونده

رفتار کل ماده را می توان با توجه به بارگذاری به دو قسمت مطابق با شکل 7 تقسیم نمود. منطقه A بنابر تئوری ماترنمیلر که کرنش از مقدار صفر تا کرنش در زمانی که ماکزیمم تنش اتفاق می افتد، ادامه می یابد و منطقه B که بصورت خطی نرم شدگی از کرنشی که ماکزیمم تنش وجود دارد تا کرنش نهایی ادامه می یابد [19].

آسیب پیش رونده در منطقه A مطابق مدل ماترنمیلر بصورت رابطه (7) تعریف می گردد.

$$d_{ij,A} = 1 - \exp\left[-\frac{1}{m} \left(\frac{E_{ij}^0 \epsilon_{ij}}{S_{ij}}\right)^m\right] \quad (7)$$

توجه شود در رابطه (7) از رابطه (8) محاسبه می گردد.

$$m = \frac{1}{\ln\left[\frac{E \epsilon^{\text{max } \sigma}}{S}\right]} \quad (8)$$

در رابطه (8)،  $E$  مدول یانگ و  $S$  ماکزیمم تنش می باشد. توجه شود ضریب  $m$  با توجه به مدل ماترنمیلر-لویلیئر-تیلور (MLT) نقش بسیار اساسی در رفتار ماده دارد. در شکل 8 رفتار ماده برای  $m$  های متفاوت نشان داده شده است.

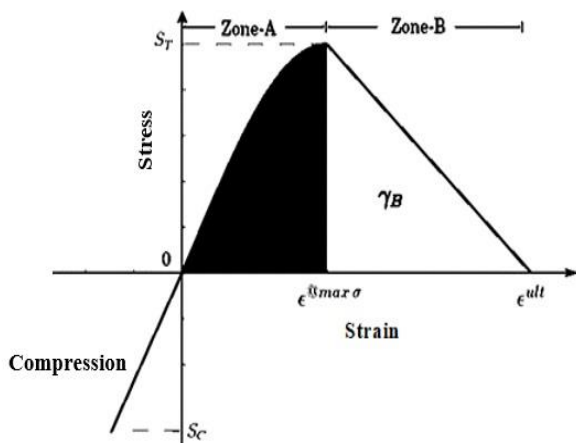


Fig. 7 The behavior of stress - strain material with proposed non-linear behavior and separation of damage zone [19]

شکل 7 رفتار تنش - کرنش ماده با رفتار پیشنهادی غیرخطی و جداسازی منطقه آسیب [19]

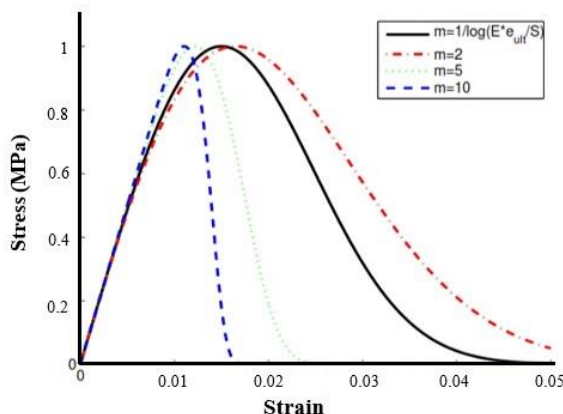


Fig. 8 The stress-strain behaviour for different m base on theory [19]

شکل 8 رفتار تنش - کرنش برای  $m$  های متفاوت براساس تئوری [19]

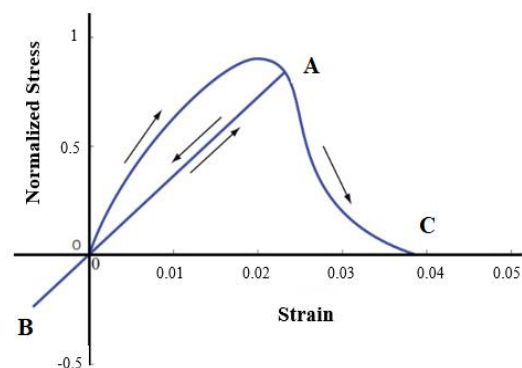
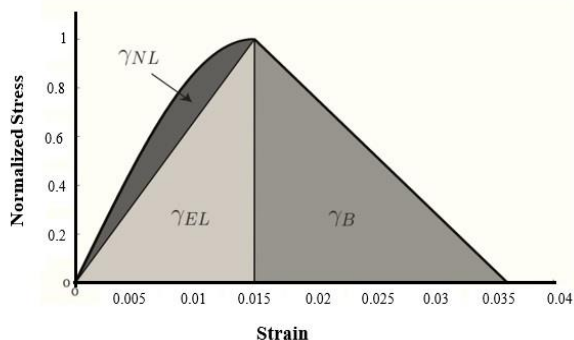


Fig. 6 Stress - strain loading paths diagram with damage [19]

شکل 6 نمودار تنش - کرنش مسیر بارگذاری به همراه آسیب [19]



**Fig. 9** Separation of non-linear strain energy ( $\gamma_{NL}$ ), the elastic energy in maximum stress ( $\gamma_{EL}$ ) and the stress softening [19]

شکل 9 جداسازی انرژی کرنشی غیر خطی ( $\gamma_{NL}$ )، انرژی الاستیک در ماکزیمم تنش ( $\gamma_{EL}$ ) و قسمت نرم شونده کرنشی تنش ( $\gamma_B$ ) [19]

### 3-4- اثر نرخ کرنش

مطالعات گسترده نشان از تأثیر نرخ بارگذاری بر روی پاسخ سازه‌های کامپوزیتی تقویت شده با الیاف کربن می‌دهد. درحالی که روش‌های آزمایش بسیار متفاوت می‌باشد، محققان در بسیاری از موارد شاهد افزایش سفتی و استحکام با افزایش نرخ کرنش بوده‌اند.

شبیه‌سازی عددی تأثیر نرخ کرنش نیازمند قوانین پیچیده بارگذاری - باربرداری می‌باشد. پارامترهایی که تحت تأثیر نرخ کرنش قرار می‌گیرند، باید برای هر ماده مطالعه گردند. همچنین تأثیر نرخ کرنش بر روی سفتی نیازمند بارگذاری سیکلی بارگذاری-باربرداری در نرخ کرنش‌های متفاوت که تنش در کرنش صفر به مقدار صفر می‌رسد، می‌باشد.

در این مسئله براساس مدل ماکسول، کلوین-ویگت و مدل جامد خطی استاندارد براساس جداسازی تنش به دو قسمت الاستیک و ویسکوز بنا بر رابطه‌ی (16) می‌باشد.

$$\sigma(E, \epsilon, \dot{\epsilon}) = \sigma_{\text{elastic}}(E, \epsilon) + \sigma_{\text{viscous}}(\mu, \dot{\epsilon}) \quad (16)$$

توجه شود در رابطه‌ی (16)  $\sigma_{\text{viscous}}$  در  $\dot{\epsilon} = 0$  برابر با صفر می‌گردد. همچنین توجه شود سفتی بطور مستقیم تابع نرخ کرنش می‌باشد. بنابراین لازم است خواص در نرخ کرنش به عنوان ورودی در مسئله وارد شود.

$$\sigma(E, \epsilon, \dot{\epsilon}) = E(\dot{\epsilon})\epsilon \quad (17)$$

بارگذاری-باربرداری برای نرخ کرنش‌های متفاوت در شکل 10 نشان داده شده است.

در روش ارائه شده در این پژوهش از تغییر مشخصات مکانیکی ماده در نرخ کرنش که مربوط به ضربه سرعت بالا باشد به دلیل پیچیدگی‌های معادلات آن صرف‌نظر می‌گردد. در این تحلیل از اعداد ثابتی استفاده شده و می‌تواند مقداری خطا ایجاد نماید.

### 3-5- آسیب بین لایه‌ای مواد کامپوزیتی

در یک شرایط برابر، تورق<sup>1</sup> در پوسته‌های کامپوزیتی بیشتر از صفحات کامپوزیتی می‌باشد؛ زیرا اثرات انحنای موجب افزایش نیروی تماسی و مدت‌زمان تماس می‌شود [20]. درنتیجه در سازه‌هایی مثل مخزن تحت فشار لازم است توجه بیشتری برای شناسایی تورق ناشی از ضربه صورت گیرد. تورق مود آسیب با اهمیتی در مدل‌سازی رفتار ضربه‌ی مواد کامپوزیتی می‌باشد. بخصوص اگر سازه‌ی کامپوزیتی ضخیم باشد، مود تورق اثر زیادی

شیب تابع نرم شونده‌گی کرنش، از کرنش در ماکزیمم تنش و کرنش نهایی که تابعی از انرژی شکست در واحد سطح ( $G_F$ ) و سایز المان با توجه به تئوری ترک بازانت می‌باشد. کرنش نهایی برای یک سایز مشخص المان ( $h^{el}$ ) بصورت رابطه (9) محاسبه می‌شود.

$$\epsilon^{ult} = 2 \frac{\gamma - \gamma_A}{S} + \epsilon_{@max\sigma} = 2 \frac{G_F - \gamma_A}{h^{el} S} + \epsilon_{@max\sigma} \quad (9)$$

پارامتر  $\gamma_A$  انرژی کرنشی با توجه به مجموع  $\gamma_{EL}$ ، انرژی کرنشی الاستیک در ماکزیمم تنش  $S$  و  $\gamma_{NL}$  انرژی تلف شده در ضمن قسمت غیر خطی (مطابق شکل 9) براساس تئوری ماتزنمیلر-لویلینر-تیلور می‌باشد.

$$\gamma_F = \gamma_A + \gamma_B = (\gamma_{NL} + \gamma_{EL}) + \gamma_B \quad (10)$$

آسیب از تابع تئوری ماتزنمیلر-لویلینر-تیلور و تابع نرم شونده‌گی کرنش باید بصورت رابطه‌ی  $d_A + d_B = 1$  به هم مرتبط گردند تا شکست کامل رخ دهد ( $\epsilon^{ult}$ ). آسیب پیش رونده در منطقه B به فرم (11) می‌باشد.

$$d_{ij,B} = (1 - d_{ij,A}) \left( \frac{\epsilon^{ult}}{\epsilon^{ult} - \epsilon_{@max\sigma}} \left[ 1 - \frac{\epsilon_{@max\sigma}}{\epsilon} \right] \right) \quad (11)$$

در رابطه (11) پیشروی آسیب فقط با کرنش محاسبه می‌گردد.

ترکیب دو تعریف آسیب منجر به استفاده از رابطه تنش-کرنش کامپوزیتی‌های تک جهته می‌باشد. منطقه A یک تابع خطی یا غیرخطی سازگار با ماکزیمم تنش  $\sigma_{ij}^{max}$ ، کرنش در ماکزیمم تنش ( $\epsilon_{@max\sigma}$ ) و سختی ( $E, G$ ) است. در حالی که منطقه B بوسیله‌ی انرژی جذب شده در ضمن شکست کامل RUC ( $\gamma_F^{RUC}$ ) می‌باشد.

### 3-2- روابط متشکله

با توجه به تقارن تانسور تنش و کرنش رابطه‌ی (12) باید صادق باشد.

$$\frac{\vartheta_{12}}{E_{11}} = \frac{\vartheta_{21}}{E_{22}} \quad (12)$$

با توجه به وجود آسیب ضریب پواسون به شکل (13) در می‌آید:

$$\vartheta_{12} = (1 - d_{11})\vartheta_{12}^0 \quad (13)$$

$$\vartheta_{21} = (1 - d_{22})\vartheta_{21}^0$$

با توجه به مدول سختی و نسبت پواسون تحت تأثیر آسیب رابطه‌ی تنش-کرنش به شکل (14) در می‌آید:

$$\begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\frac{\vartheta_{12}^0}{E_{11}} & 0 \\ \frac{\vartheta_{21}^0}{E_{22}} & (1 - d_{22})E_{22}^0 & 0 \\ 0 & 0 & (1 - d_{12})G_{12}^0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (14)$$

### 3-3- فشار

بدلیل نبود اطلاعات ماده در فشار، فرض می‌شود رفتار ماده در فشار همانند رفتار ماده در کشش باشد. آسیب پیش رونده مجموع آسیب در جهت الیاف یا عمود بر الیاف برای کشش و فشار مطابق رابطه (15) می‌باشد.

$$d_{ii}^{Total} = (d_{ii,A}^{Tension} + d_{ii,A}^{Compression}) + (d_{ii,B}^{Tension} + d_{ii,B}^{Compression}) \quad (15)$$

<sup>1</sup> Delamination

در رابطه‌ی (18)،  $s$  و  $t$  نشان‌دهنده‌ی راستاهای نرمال، برشی و مماسی می‌باشند. کرنش المان چسب در هر راستا به‌صورت رابطه‌ی (19) تعریف می‌شود:

$$\varepsilon_n = \frac{\delta_n}{T_0}, \quad \varepsilon_s = \frac{\delta_s}{T_0}, \quad \varepsilon_t = \frac{\delta_t}{T_0} \quad (19)$$

$T_0$ ، ضخامت متشکله‌ی المان چسب می‌باشد. در مدل منطقه‌ی چسب فرض می‌شود، رفتار ماده قبل از تخریب الاستیک خطی است و سختی ماده با رشد آسیب کاهش می‌یابد. معیارهای مختلفی برای شروع آسیب بین لایه‌ای کامپوزیت‌ها وجود دارد. در نرم‌افزار آباکوس، 6 معیار برای مدل‌سازی شروع این آسیب در نظر گرفته شده است که عبارت‌اند از [24]:

- 1- معیار ماکزیمم تنش اصلی
- 2- معیار ماکزیمم کرنش اصلی
- 3- معیار ماکزیمم تنش اسمی
- 4- معیار ماکزیمم کرنش اسمی
- 5- معیار تنش اسمی مرتبه‌ی دو
- 6- معیار کرنش اسمی مرتبه‌ی دو

در این تحقیق، از معیار تنش اسمی مرتبه‌ی دو برای شبیه‌سازی شروع آسیب بین لایه‌ای استفاده شده است. معادله‌ی آن به‌صورت معادله (20) می‌باشد:

$$\left\{ \left( \frac{t_n}{t_n^0} \right)^2 + \left( \frac{t_s}{t_s^0} \right)^2 + \left( \frac{t_t}{t_t^0} \right)^2 \right\} = 1 \quad (20)$$

در رابطه‌ی (20)،  $t_n^0$ ،  $t_s^0$  و  $t_t^0$  بیشینه کشش راستاهای  $n$ ،  $s$  و  $t$  می‌باشند.  $\langle \rangle$  علامت براکت مک کاولی<sup>9</sup> می‌باشد. که اعداد بزرگ‌تر از صفر را همان عدد و اعداد کوچک‌تر از صفر را، صفر نشان می‌دهد.

در نرم‌افزار آباکوس سه رابطه مود ترکیبی برای محاسبه‌ی نرخ رهاسازی انرژی شکست معادل ( $G_{equivC}$ ) تعبیه شده است؛ رابطه‌ی بنزگا-کنان<sup>10</sup>، رابطه‌ی توانی<sup>11</sup> و رابطه‌ی ریدر<sup>12</sup>. معیاری برای انتخاب این مدل‌ها وجود ندارد و تنها با استفاده از تجربه می‌توان بهترین آن را برگزید. در این تحقیق، بر اساس آنچه پیش‌ازین در مراجع [15، 18، 25] از رابطه‌ی بنزگا-کنان برای شبیه‌سازی رشد آسیب بین لایه‌ای استفاده می‌شود. این رابطه در سال 1996 توسط بنزگا و کنان پیشنهاد شد [26]. که به‌صورت معادله (21) می‌باشد:

$$G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left\{ \frac{G_s + G_t}{G_n + G_s + G_t} \right\}^\eta = G_{equivC} \quad (21)$$

رابطه (21)، زمانی مورد استفاده است که  $G_s^C = G_n^C$  باشد. در رابطه‌ی (21)  $G_n^C$  و  $G_s^C$  انرژی شکست ماده در هر مود می‌باشد.  $G_n$ ،  $G_s$  و  $G_t$  کار انجام شده به‌وسیله‌ی ترکش‌ها برای موده‌های مختلف شکست می‌باشند و  $G_{equivC}$  مجموع نرخ انرژی کرنش اتلافی ماده می‌باشد.  $\eta$  خصوصیتی از ماده است که از طریق آزمون به‌دست می‌آید و برای کربن اپوکسی معمولاً 2.284 در نظر گرفته می‌شود. از نظر فیزیکی، سختی بین لایه‌ای باید نزدیک به بی‌نهایت باشد. اما مقادیر بزرگ سختی ممکن است موجب مشکلات عددی مثل نوسان نادرست ترکش‌ها شود. از طرفی اگر مقادیر سختی کوچک باشد، مدل منطقه‌ی چسب نمی‌تواند به‌خوبی چسب را مدل کند. بهترین مقدار سختی در منابع [21، 22، 27] پیشنهاد شده است. در مرجع

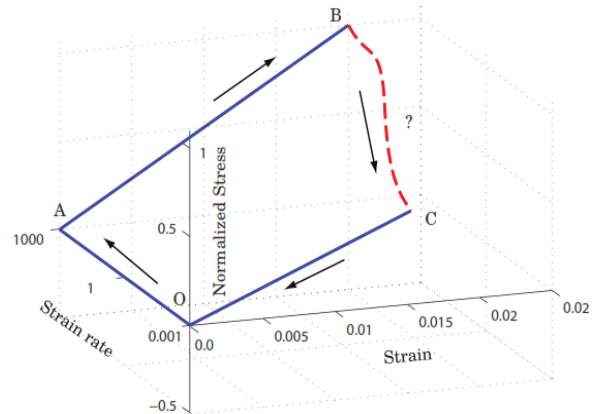


Fig. 10 The loading – unloading curve [19]

شکل 10 منحنی بارگذاری – باربرداری (تنش-کرنش-نرخ کرنش) [19]

روی استحکام باقیمانده‌ی آن می‌گذارد. تورق اساساً ناشی از تنش‌های کششی و برشی راستای ضخامت ماده می‌باشد. لذا، استفاده از المان پوسته‌ای<sup>1</sup>، نمی‌تواند مود تورق کامپوزیت‌های لایه‌ای را مدل کند. معمولاً برای بررسی اثر تورق در کامپوزیت‌های لایه‌ای از المان جامد سه‌بعدی<sup>2</sup> به همراه المان چسب<sup>3</sup> استفاده می‌شود [21، 22].

تورق به دلیل نیروهای کششی و برشی در سطح مشترک لایه‌ها به وجود می‌آید. این نیروها موجب رشد سریع ترک می‌شوند. به همین دلیل از معیارهای مکانیک شکست بجای معیارهای بر پایه‌ی تنش تخریب استفاده می‌گردد [12]. برای شبیه‌سازی تورق بیشتر از رشد ترک‌های لایه‌ای به‌وسیله‌ی روش‌های مکانیک شکست مثل روش بسته شدن ترک مجازی<sup>4</sup> و مدل منطقه‌ی چسب<sup>5</sup> استفاده می‌شود. اما روش بسته شدن ترک مجازی خیلی به هندسه و چگالی مش<sup>6</sup> حساس است و نیاز به یک ترک پیش‌فرض و استفاده از روش مش‌زنی تطبیق یافته<sup>7</sup> برای همخوانی با شکل ترک دارد. در مقابل مدل منطقه‌ی چسب که از معیارهای بر اساس مکانیک شکست برای شروع و رشد آسیب استفاده می‌کند تا حد زیادی از مشکلات روش بسته شدن ترک مجازی می‌کاهد و در مسائل ضربه بسیار کاربرد دارد [8].

در این تحقیق، از مدل منطقه‌ی چسب برای شبیه‌سازی آسیب بین لایه‌ای کامپوزیت‌های لایه‌ای استفاده می‌شود. برای این کار از المان چسب برای شبیه‌سازی لایه‌ی چسب بین لایه‌ها با ضخامت بسیار کم استفاده می‌شود. چسب‌ها دارای این خاصیت هستند که هر جا معیار تخریب بکار برده شده در مورد چسب‌ها ارضا شد، خواص در المان مزبور کاهش می‌یابد که انتخاب مقدار کاهش در دست کاربر است. بنابراین، محل‌های ایجاد آسیب در چسب‌ها نشان‌دهنده‌ی محل ایجاد تورق می‌باشد [23]. معادله‌ی متشکله‌ی آن بر اساس ترکش<sup>8</sup> و جابه‌جایی به‌صورت رابطه‌ی (18) تعریف می‌باشد:

$$\begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & K_{ns} & K_{nt} \\ K_{ns} & K_{ss} & K_{st} \\ K_{nt} & K_{st} & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} \quad (18)$$

1 Shell  
2 Solid  
3 Cohesive  
4 Virtual crack closure technique  
5 Cohesive zone model  
6 Mesh  
7 Adaptive re-meshing  
8 Traction

<sup>9</sup> McCauley bracket  
<sup>10</sup> Benzeggagh – Kenane (BK) law  
<sup>11</sup> power law  
<sup>12</sup> Reeder law

## 4- شبیه سازی عددی ضربه سرعت بالا

تحلیل ضربه سرعت بالا در سازه‌های کامپوزیتی نیازمند بررسی مکانیزم-های مختلف شکست و همچنین بررسی تماس بین پرتابه و کامپوزیت دارد. در ضمن بررسی ضربه سرعت بالا سه مسئله مورد توجه قرار می‌گیرد:

1. حد ضربه سرعت بالا
2. لایه لایه شدن
3. آسیب پیش رونده در ضمن ضربه

برای بررسی ضربه سرعت بالا روش‌های مختلفی وجود دارد که یکی از این روش‌ها مدل‌سازی لایه‌های کامپوزیتی به صورت پوسته و قرار دادن لایه‌های چسب (یک یا چند عدد) بین لایه‌های کامپوزیتی می‌باشد. در این قسمت بنابر تئوری‌های ارائه شده سابروتین VUMAT نوشته شده و بنا بر یکی از مقالات ابتدا برای یک پل کامپوزیتی کامپوزیتی غیرهیبرید صحت سنجی قرار گرفته است. در ادامه از این برنامه جهت سازه‌های کامپوزیتی هیبریدی نیز استفاده می‌شود.

## 4-1- مدل‌سازی عددی پرتابه

با توجه به شرایط تقارن در مدل می‌توان یک چهارم پرتابه را مدل و شرایط مرزی تقارن را بر سطوح مورد نظر اعمال نمود. نتایج نشان می‌دهد اختلافات بسیار ناچیزی مابین نتایج مدل‌های کامل با مدل‌های یک چهارم وجود دارد. در این مدل‌سازی‌ها با توجه به آن که پرتابه بسیار دارای سختی بیشتری نسبت به هدف (صفحه کامپوزیتی) دارد، به صورت صلب مدل می‌گردد. در شکل 12 پرتابه مش ریزی شده نشان داده شده است.

## 4-2- مدل‌سازی عددی پل کامپوزیتی

همان‌طور که قبلاً اشاره شد، پل کامپوزیتی با استفاده از المان پوسته بصورت تک لایه و یا چند لایه با تعداد نقاط کافی انتگرالگیری برای هر لایه در نظر گرفته شده است. المان مورد استفاده پوسته چهار گره ای با انتگرالگیری کاهش یافته برای استفاده در نرم افزار المان محدود آباکوس می‌باشد. در بین هر تک لایه و یا چند لایه، چسب قرار داده می‌شود. در این روش ترتیب قرار گیری به صورت [چند لایه/چسب/چندلایه] می‌باشد. در این روش حلگر المان محدود آباکوس/کمپسیسیست<sup>1</sup> با المان پوسته 4 گره ای کاهش یافته استفاده شده است. پل کامپوزیتی شامل دو چند لایه بوده که ما بین هر چند لایه چسب قرار می‌گیرد. هر چند لایه شامل لایه‌هایی با تعداد 3 نقطه انتگرالگیری برای هر لایه می‌باشد.

منطقه چسب از المان چسب سه بعدی 8 گره ای تشکیل شده که در فضای خالی بین دو چند لایه کامپوزیتی قرار می‌گیرد. این منطقه از دو طرف به چندلایه‌های توسط قید تای<sup>2</sup> در نرم افزار آباکوس متصل می‌گردند. چسب می‌تواند، مود شکست لایه لایه شدن و همچنین مسیر این مود شکست را به خوبی شبیه سازی نماید. برای شبیه سازی مناسب چندلایه و رفتار مناسب آن در سرعت ضربه بالا لازم است، تماس به صورت مناسبی فی مابین پرتابه و چندلایه کامپوزیتی تعریف گردد. سفتی عمودی چسب باید برابر سختی کامپوزیت در جهت ماتریس ( $E_{33}$ ) باشد. همچنین سختی برشی چسب برابر

[21] برای تعیین سختی بین لایه‌های المان چسب رابطه‌ی (22) پیشنهاد شده است؛

$$K_{nn} = \frac{\alpha E_3}{t_{ply}}, \quad K_{ss(tt)} = \frac{\alpha G_{23}}{t_{ply}} \quad (22)$$

در رابطه‌ی (22) ضخامت لایه‌ی کامپوزیتی و  $\alpha$  پارامتری است که بسیار بزرگ‌تر از یک می‌باشد [15].

## 3-6- حذف المان

برای پیش بینی ضربه‌های دارای نفوذ با استفاده از روش المان محدود باید حذف المان در برنامه شناسایی ضربه وجود داشته باشد. برای ماده کامپوزیتی بافته شده ماده در هر کدام از حالاتی که آسیب در جهت 1 و یا 2 اتفاق بیفتد دچار شکست می‌گردد. لازم به ذکر است برای حذف یک المان باید تمام نقاط انتگرال‌گیری در راستای ضخامت یک المان در جهت یک و یا دو آسیب کامل ببینند.

## 3-7- فلوجارت برنامه

فلوجارت برنامه نوشته شده برای شناسایی شکست در شکل 11 آمده است. همانگونه که مشاهده می‌شود ابتدا تنش محاسبه شده و پس از آن پس از محاسبه ثابت ماترنمیلر و انرژی شکست، کرنش‌ها بروزرسانی می‌گردند. با بروز رسانی کرنش‌ها همچنان که قبلاً اشاره شد رشد آسیب با این کرنش‌ها مورد بررسی قرار گرفته و پس از بررسی آسیب متغیرهای آسیب در دو ناحیه A و B محاسبه می‌گردند. بعد از بررسی تخریب کامل، تنش‌ها، کرنش‌ها و انرژی کرنش و سایر متغیرهای حالت برای گام بعدی بروز رسانی می‌گردند.

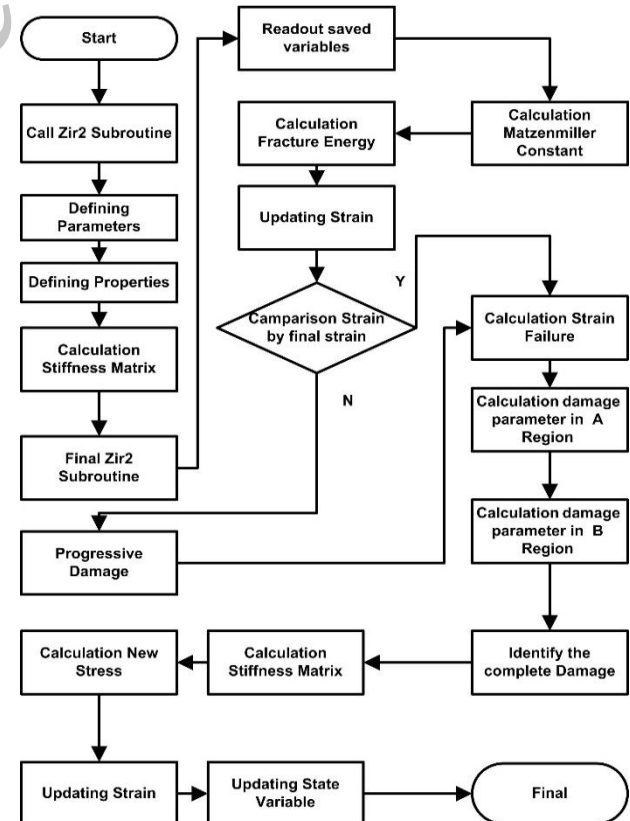


Fig. 11 The subroutine VUMAT flowchart

شکل 11 فلوجارت زیربرنامه VUMAT

<sup>1</sup> Abaqus/Explicit

<sup>2</sup> Tie



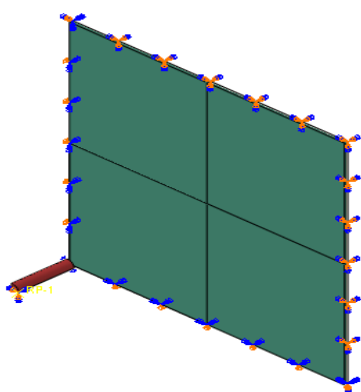


Fig. 14 Model boundary conditions

شکل 14 شرایط مرزی مدل

است. نتایج حاصل از آزمایش برای حالات مختلف کامپوزیت‌های هیبریدی و غیرهیبریدی به دست آمده است. همچنین نسبت حجمی الیاف، نوع الیاف و چینش زوایا در آمده است. لازم به ذکر است در همه ی مدل های مورد بررسی ابعاد پنل کامپوزیتی 125 میلی‌متر در 125 میلی‌متر بوده و قطر پرتابه 6.36 میلی‌متر می باشد.

مدل‌های مختلف با شرایط متفاوت از جهت جرم پرتابه، طول پرتابه و ضخامت پنل می‌باشد. موارد شبیه‌سازی شده با کادر قرمز رنگ در جدول زیر مشخص گردیده‌اند. همچنین لایه‌چینی، ترتیب قرارگیری لایه‌ها و نسبت حجمی الیاف بکار برده شده در قابل مشاهده می‌باشد. لازم به ذکر است برای بررسی سرعت حد بالستیک در نمونه‌ها، سرعت آزمایش به عنوان سرعت اولیه پرتابه در شبیه سازی تعریف شده و اختلاف سرعت نهایی گلوله پس از ضربه از صفر نسبت به سرعت اولیه میزان خطای شبیه سازی را نشان می‌دهد. خواص مکانیکی کامپوزیت کربن / اپوکسی و شیشه / اپوکسی در جدول 1 و جدول 2 آمده است. همچنین لازم است مطرح شود وابستگی به مش در تحلیل‌های ارائه شده بررسی و نتایج نهایی ارائه گردیده است. نتایج آزمایش برای حالات مختلف کامپوزیت های هیبریدی و غیرهیبریدی در جدول 3 آورده شده است.

اگر نتایج پنل هیبریدی H5 به‌عنوان نمونه مورد بررسی قرار گیرد، سرعت نهایی بدست آمده از شبیه سازی در این حالت پس از برخورد 14 متر بر ثانیه می‌باشد، که حاکی از خطای حدود 16 درصد می باشد. در شکل 15 تغییرات سرعت پرتابه و در شکل 16 و شکل 17 عدد آسیب در مودهای شکست در جهت 1 و جهت 2 قابل مشاهده می باشد..

جدول 1 مشخصات کامپوزیت های کربن/اپوکسی و شیشه /اپوکسی [28]

Table 1 Specifications of carbon/epoxy and glass/epoxy composites [28]

Property	T300 carbon/Epoxy	E-Glass/Epoxy
Reinforcement	T300 carbon	E-glass
Filament diameter( $\mu\text{m}$ )	7	20
Filament density ( $\frac{\text{g}}{\text{cc}}$ )	1.76	2.62
Filaments per tow/strand	3000	182
Tow/strand tex (g/km)	203	150
Type of weave	8H stain weave	Plain Wavw
No. of counts (per cm)	7.16	12.1
Crimp (%)	0.1	0.9
Fabric thickness (mm)	0.34	0.28
Fabric areal weight (g/m <sup>2</sup> )	312	388
Fiber volume fraction	0.56	0.51
Void content (%)	0.5	0.75

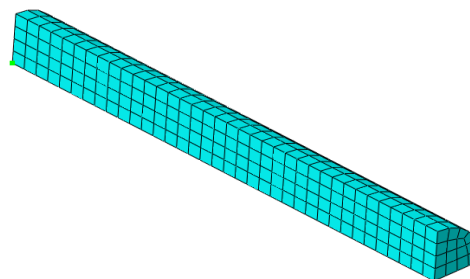


Fig. 12 The projectile with mesh

شکل 12 پرتابه با مش

سختی برشی چندلایه کامپوزیتی می باشد. با توجه به آن که از المان پوسته چهار گره ای با انتگرالگیری کاهش یافته برای مدل‌سازی چندلایه کامپوزیتی استفاده شده است و این المان براساس تئوری پوسته ریزنر-میندلین می‌باشد و در این تئوری تنش در جهت سوم برابر صفر و کرنش نیز تقریباً برابر با صفر می باشد، بنابراین تمام تغییر شکل‌ها در جهت سوم باید توسط المان چسب فی ما بین دو چند لایه کامپوزیتی کنترل گردد. لازم به ذکر است، لازم است برای مدل‌سازی چسب از یک المان در راستای ضخامت استفاده نمود. مطابق با شکل 13 مش ریزی به دو قسمت تقسیم می گردد. قسمت اول منطقه ای با مش مناسب و ریز که به منطقه ضربه موسوم است و منطقه خارجی که با مش درشت در آن منطقه اعمال می گردد.

3-4- شرایط مرزی و تماسی مدل‌سازی

مطابق با شکل 14 پنل کامپوزیتی و چسب ها در دو لبه بطور کامل مقید شده‌اند و در دو لبه‌ی دیگر دارای شرایط تقارن با توجه به مدل‌سازی یک چهارم مدل می‌باشند. شرایط مرزی تقارن برای پرتابه نیز وجود دارد. همچنین پرتابه دارای سرعت اولیه بوده و فقط اجازه‌ی حرکت در جهت سرعت اولیه را دارا می باشد.

در این شبیه سازی پرتابه با قید جسم صلب<sup>1</sup> به صورت صلب در آمده و چسب همچنانکه قبلاً اشاره شد به دو طرف صفحات کامپوزیتی تک یا چند لایه تای شده است. همچنین پرتابه با سطوح دارای تماس با ضریب اصطکاک مناسب می باشد.

4-4- بررسی نتایج

بررسی نتایج برای حالات مختلفی همچون شیشه و ترکیب کامپوزیت- های مختلف که به کامپوزیت‌های هیبریدی معروف می‌باشد، صورت گرفته

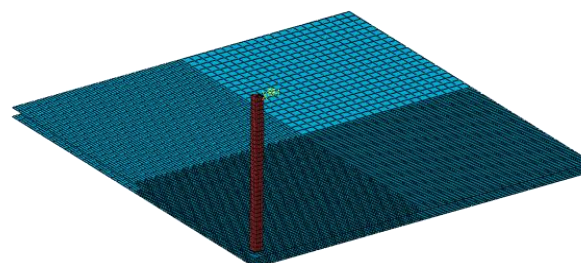


Fig. 13 Mesh region with three-dimensional view of the object (without adhesive)

شکل 13 نمای سه بعدی منطقه مش ریزی شده به همراه پرتابه (بدون حضور چسب)

<sup>1</sup> Rigid Body

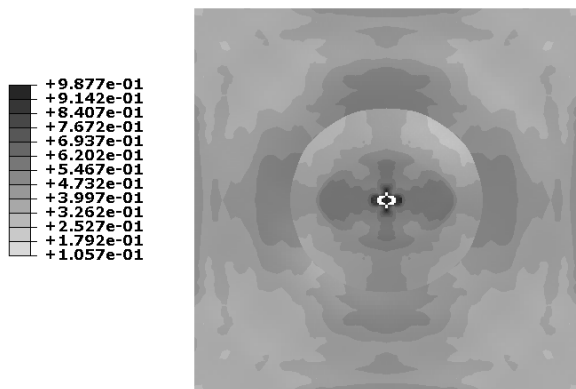


Fig. 16 Damage number in 1 direction at the end of the analysis for hybrid panel H5

شکل 16 عدد آسیب در جهت یک در انتهای تحلیل برای پنل هیبریدی H5

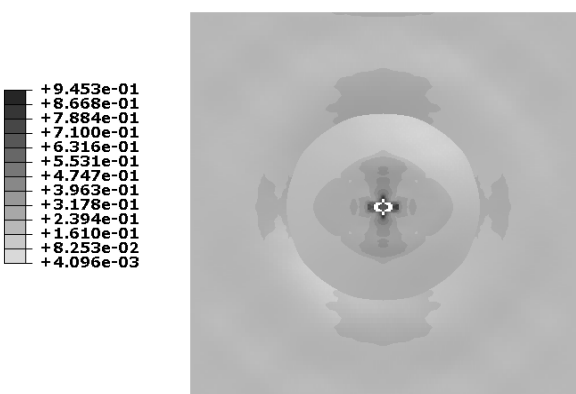


Fig. 17 Damage number in 2 direction at the end of the analysis for hybrid panel H5

شکل 17 عدد آسیب در جهت دو در انتهای تحلیل برای پنل هیبریدی H5

نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهد که نوشته شده علاوه بر شناسایی و مدل‌سازی آسیب در ضربه سرعت بالا برای کامپوزیت‌ها، توانایی و قابلیت استفاده در کامپوزیت‌های هیبریدی را نیز دارا می‌باشد. همچنان که قبلاً نیز اشاره شد این مدل می‌تواند لایه لایه شدن را نیز مدل نماید. امکان لایه لایه شده با مدل‌سازی چسب فی ما بین دو لایه کامپوزیتی می‌باشد. شکل 18 وضعیت آسیب چسب را نمایش می‌دهد.

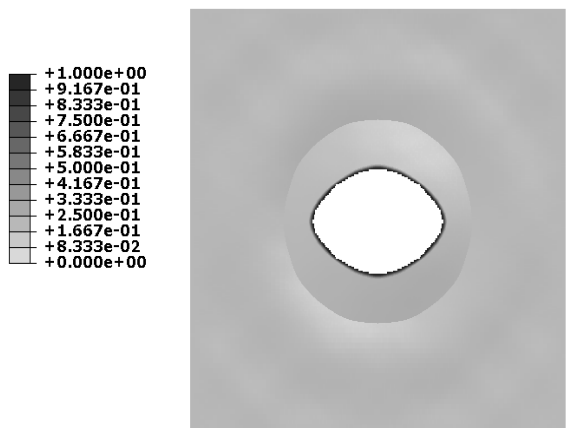


Fig. 18 adhesive damage and displaying region of delamination

شکل 18 عدد آسیب چسب و نمایش محدوده لایه لایه شدن

جدول 2 خواص مکانیکی کربن/اپوکسی و شیشه/اپوکسی [28]

Table 2 Mechanical Properties of carbon/epoxy and glass/epoxy [28]

Property	T300 carbon/Epoxy	E-Glass/Epoxy
$E_1$ (GPa)	40	16
$E_2$ (GPa)	40	16
$\nu_{12}$	0.315	0.277
$\nu_{23}$	0.4	0.4
$\nu_{31}$	0.016	0.016
$G_{12}$ (GPa)	3	2
$X_T$ (MPa)	400	400
$Y_T$ (MPa)	400	200
$S_{12}$ (MPa)	276.53	200
$X_C$ (MPa)	400	400
$Y_C$ (MPa)	300	313
$\epsilon_{1t}(@\sigma_{max})$	0.1079	0.074125
$\epsilon_{2c}(@\sigma_{max})$	0.106	0.074
$\epsilon_{2t}(@\sigma_{max})$	0.1079	0.075
$\epsilon_{12t}(@\sigma_{max})$	0.13	0.051
$\epsilon_{1c}(@\sigma_{max})$	0.106	0.106

جدول 3 نتایج آزمایش برای حالات مختلف کامپوزیت های هیبریدی و غیرهیبریدی [28]

Table 3 Test results for different scenarios for hybrid and non-hybrid composite [28]

سرعت بالستیک بر حسب متر بر ثانیه (نتایج آزمایشگاهی) [28]	سرعت باقیمانده در حل عددی بر حسب متر بر ثانیه	خطا بر حسب درصد	سرعت بالستیک بر حسب متر بر ثانیه (نتایج آزمایشگاهی) [28]	لایه چینی ردیف
98	13	13	98	$[G]_B$ 1
81	14	17	81	$[C]_B$ 2
84	17	20	84	$[C_2G_2]_S$ 3
87	14	14	87	$[G_2C_2]_S$ 4

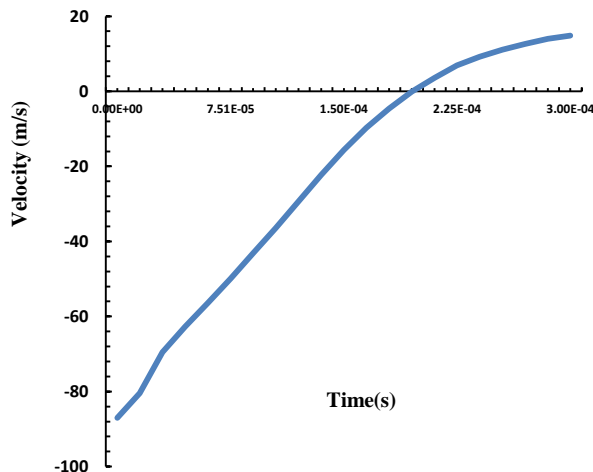


Fig. 15 Changes in the velocity of the projectile in impact with hybrid panel H5

شکل 15 تغییرات سرعت پرتابه در برخورد با پنل هیبریدی H5

انرژی شکست برای مود های مختلف (J)	$E_{FAIL}$
مدول الاستیک اولیه ( $N/m^2$ )	$E_0$
نیرو (N)	$F$
عدد معیار شکست	$f$
انرژی شکست در جهت عمود برای چسب (J/m)	$G_n^C$
انرژی شکست در جهت برشی برای چسب (J/m)	$G_s^C, G_n^C$
انرژی شکست ( $J/m$ )	$G_f$
طول مشخصه (m)	$h^{el}$
ضرایب سختی در چسب ( $N/m^2$ )	$K_{ij}$
طول مشخصه المان (m)	$l^*$
ماتریس آسیب	$M(d)$
عدد ماترنمیلر	$m$
تنش کششی در جهت عمود در چسب ( $N/m^2$ )	$t_n$
تنش کشش در جهت مماس در چسب ( $N/m^2$ )	$t_s, t_t$
ضخامت اولیه چسب (m)	$T_0$
ضخامت لایه کامپوزیتی (m)	$t_{ply}$
تنش ( $N/m^2$ )	$\sigma$
تنش در جهت الیاف ( $N/m^2$ )	$\sigma_1$
تنش در جهت عمود بر الیاف ( $N/m^2$ )	$\sigma_2$
تنش موثر ( $N/m^2$ )	$\hat{\sigma}$
تنش موثر ( $N/m^2$ )	$\bar{\sigma}$
کرنش	$\epsilon$
کرنش در جهت الیاف	$\epsilon_1$
کرنش در جهت عمود بر الیاف	$\epsilon_2$
کرنش برشی	$\epsilon_{12}$
کرنش شکست در جهت الیاف	$\epsilon^o_1$
کرنش عمودی در چسب	$\epsilon_n$
کرنش برشی در چسب	$\epsilon_s, \epsilon_t$
کرنش در ماکزیمم تنش	$\epsilon^{max \sigma}$
کرنش نهایی	$\epsilon^{ult}$
تنش برشی ( $N/m^2$ )	$\tau_{12}$
جابجایی عمودی در چسب (m)	$\delta_n$
جابجایی برشی در چسب (m)	$\delta_s, \delta_t$
انرژی شکست در ناحیه A	$\gamma_A$

علایم یونانی

محدوده پارگی حاصل از آزمایش و شبیه‌سازی در سطح بالایی در جدول 4 نمایش داده شده است. در شکل 19 محدوده‌ی آسیب حاصل از آزمایش (طول و عرض) نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد، با دقت خوبی به یکدیگر نزدیک می‌باشند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در جهت تار 11.9 میلیمتر و در جهت پود 9.92 میلیمتر بوده که به ترتیب دارای اختلاف 13 و 3 درصد با نتایج آزمایشگاهی می باشد.

جدول 4 نتایج محدوده آسیب در آزمایش های ضربه سرعت بالا [28]  
Table 4 Results of testing high velocity impact damage [28]

Sl. no.	Top view	
	Along warp(mm)	Along fill(mm)
(A) Plain weave E-glass/epoxy		
1	19.8(4.2, -3.8)	20.1(3.9, -3.1)
(B) 8H stain weave T300 carbon/epoxy		
1	12(1.0, -1.0)	12.3(1.7, -2.3)
(C) Hybrid		
H4	8.2(2.8, -2.2)	7.8(1.8, -2.2)
H5	10.5(1.5, -1.5)	10.2(1.8, -1.2)

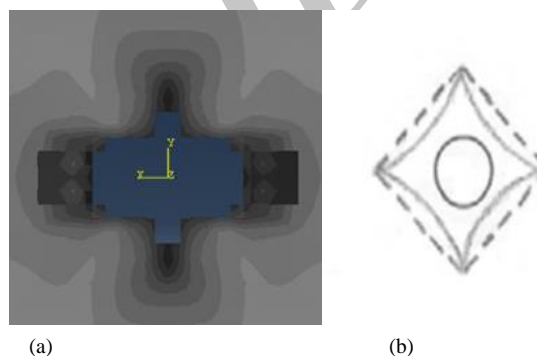


Fig. 19 damage region in a) impact test [28], b) simulation

شکل 19 محدوده آسیب در الف) آزمایش ضربه [28] و ب) شبیه سازی

5- فهرست علائم

A	سطح ( $m^2$ )
$A_d$	سطح آسیب دیده ( $m^2$ )
$C_{ij}$	ضرایب ماتریس سختی کامپوزیت ( $N/m^2$ )
$C_{ij}^0$	ضرایب ماتریس سختی کامپوزیت اولیه ( $N/m^2$ )
$C(d)$	ماتریس سختی آسیب دیده ( $N/m^2$ )
$d_{ij,A}$	مولفه های عدد آسیب در ناحیه A
$d_{ij,B}$	مولفه های عدد آسیب در ناحیه B
$d_A$	آسیب در ناحیه A
$d_B$	آسیب در ناحیه B
$E_{TOTAL}$	انرژی کل (J)
$E_{KE}$	انرژی جنبشی (J)
$E_{EL}$	انرژی تغییر شکل الاستیک (J)

[15] Kachanov, L. M., "on the creep rupture time (in russia)", *Izv. Akad Nauk*, Vol. 8, No. 16, pp. 26-31, 1958.

[16] Kondo, D., Welemane, H., Cormery, F., "Basic concepts and models in continuum damage mechanics", *Revue Européenne de Génie Civil*, Vol. 11, No. 7-8, pp. 927-943, 2007.

[17] Rots, J., Nauta, P., Kuster, G., Blaauwendraad, J., "Smearred crack approach and fracture localization in concrete", *Institutional Repository*, Vol. 2, No. 3, pp. 30-110 1985.

[18] Kim, E.-H., Lee, I., Hwang, T.-K., "Low-Velocity Impact and Residual Burst-Pressure Analysis of Cylindrical Composite Pressure Vessels", *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 10, pp. 2180-2193, 2012.

[19] Matzenmiller, A., Lubliner, J., Taylor, R., "A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites", *Mechanics of materials*, Vol. 20, No. 2, pp. 125-152, 1995.

[20] Kim, S. J., Goo, N. S., Kim, T. W., "Low-Velocity Impact and Residual Burst-Pressure Analysis of Cylindrical Composite Pressure Vessels", *Composites Science and Technology*, Vol. 51, No. 10, pp. 2180-2193, 1997.

[21] Turon Travesa, A., "Simulation of delamination in composites under quasi-static and fatigue loading using cohesive zone models", *PhD Thesis*, Universitat de Girona, Spain, 2006.

[22] Camanho, P. P., Davila, C., De Moura, M., "Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials", *Journal of Composite Materials*, Vol. 37, No. 16, pp. 1415-1438, 2003.

[23] Alimoradi, "Evaluation of damage caused by low-speed impact loads on composite sandwich plates", *In Persian*, MSc Thesis, Malek Ashtar University of Technology, Iran, 2007

[24] ABAQUS Analysis User Manual .

[25] Guo, W., Xue, P., Yang, J., "Nonlinear progressive damage model for composite laminates used for low-velocity impact", *Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 34, No. 9, pp. 1145-1154, 2013.

[26] Benzeggagh, M. L., Kenane, M., "Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus", *Composites Science and Technology*, Vol. 56, No. 4, pp. 439-449, 1996.

[27] Chen J.-F., Morozov, E. V., Shankar, K., "Simulating progressive failure of composite laminates including in-ply and delamination damage effects", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 61, No. 10, pp. 185-200, 2014.

[28] Pandya, K. S., Pothnis, J. R., Ravikumar, G., Naik, N., "Ballistic impact behavior of hybrid composites", *Materials & Design*, Vol. 44, No. 3, pp. 128-135, 2013.

$$\gamma \quad \text{انرژی شکست (N/mm}^2\text{)}$$

$$\gamma_B \quad \text{انرژی شکست در ناحیه B (N/mm}^2\text{)}$$

$$\gamma_{NL} \quad \text{انرژی شکست غیر خطی (N/mm}^2\text{)}$$

$$\gamma_{EL} \quad \text{انرژی شکست الاستیک (N/mm}^2\text{)}$$

$$\gamma_F \quad \text{انرژی شکست نهایی (N/mm}^2\text{)}$$

6- مراجع

[1] Hassanpoor, F. Liaghat, G. Sabouri, H. Hadavi, H., "Experimental Study of the interaction of surfaces with aluminum honeycomb core in sandwich panels in the quasi-static and dynamic penetration", *In Persian, Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 16, No. 16, pp. 23-31, 2016.

[2] Hedayatian, M. Liaghat, G. H. Rahimi, G. H. Pol, M. H., "Numerical and Experimental Study of penetration of the projectile at high speed cylindrical honeycomb composites", *In Persian, Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 14, No. 9, pp. 17-26, 2014.

[3] Pirmohammadi, N. Liaghat, G. Pol, M. H., "Experimental Study on ballistic behavior of honeycomb core sandwich plates", *In Persian, Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 14, No. 4, pp. 17-26, 2014.

[4] Morye, S., Hine, P., Duckett, R., Carr, D., Ward, I., "Modelling of the energy absorption by polymer composites upon ballistic impact," *Composites Science and Technology*, Vol. 60, pp. 2631-2642, 2000.

[5] Naik, N., Shrirao, P., "Composite structures under ballistic impact," *Composite structures*, Vol. 66, No. 1-4, pp. 579-590, 2004.

[6] López-Puente, J., Zaera, R., Navarro, C., "Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates," *Composites Part A: applied science and manufacturing*, Vol. 39, No. 2, pp. 374-387, 2008.

[7] Cantwell, W., Morton, J., "Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP," *Composites*, Vol. 20, No. 6, pp. 545-551, 1989.

[8] Feng, D., Aymerich, F., "Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates," *Composite Structures*, Vol. 108, No. 8, pp. 161-171, 2014.

[9] Donadon, M., Iannucci, L., Falzon, B. G., Hodgkinson, J., de Almeida, S. F., "A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage," *Computers & Structures*, Vol. 86, No. 11-12, pp. 1232-1252, 2008.

[10] Donadon, M. V., De Almeida, S. F. M., Arbelo, M. A., de Faria, A. R., "A Three-Dimensional Ply Failure Model for Composite Structures," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2009, No. 4, pp. 22-44, 2009.

[11] Cervera, M., Chiumenti, M., "Mesh objective tensile cracking via a local continuum damage model and a crack tracking technique", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 196, No. 1-3, pp. 304-320, 2006.

[12] Soutis, C., Beaumont, P. W., "Multi-scale modelling of composite material systems: The art of predictive damage modelling", *Second ed*, Woodhead Publishing and maney Publishing, New York, pp. 122-31, Elsevier, 2005.

[13] De Vree, J., Brekelmans, W., Van Gils, M., "Comparison of nonlocal approaches in continuum damage mechanics", *Computers & Structures*, Vol. 55, No. 4, pp. 581-588, 1995.

[14] Kachanov, L., "Introduction to continuum damage mechanics", *First ed.*, Springer Science & Business Media, Boston, pp. 141-144, 1986.