

بررسی عددی رفتار ورق‌های کامپوزیتی چندلایه

فلز-الیاف تحت ضربه کم سرعت

مجید جمال امید^{۱*}، محمدرضا محمدی سوکی^۲

۱- استادیار، ۲- کارشناس ارشد دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

(تاریخ وصول: ۹۴/۱۰/۱۲، تاریخ پذیرش: ۹۵/۱/۲۲)

چکیده

در این مقاله به بررسی عملکرد ورق‌های کامپوزیتی چندلایه فلز-الیاف تحت ضربه کم سرعت با انرژی‌های ضربه‌ی ۱۲/۷ J، ۱۶/۳ J و ۲۴/۲ J به سه روش پرداخته شده است. در مدل اول از آسیب بین لایه‌ای صرف نظر شده و در دو مدل دیگر این آسیب با استفاده از روش المان چسبناک و سطح چسبناک شبیه سازی شده است. برای مدل سازی آسیب بین لایه‌ای از تئوری منطقه چسبناک و برای مدل سازی آسیب داخل لایه‌ای از معیار واماندگی هشین با گسترش آسیب بر مبنای اتلاف انرژی استفاده شده است. از داده‌های پلاستیسیته و مدل پلاستیسیته جانسون-کوک برای تعریف تغییر فرم پلاستیکی قسمت‌های آلومینیومی بهره گرفته شده و دقت نتایج هر مدل با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. در فرآیند تحقیق، نتایج مدل سازی عددی از نظر نیروی ضربه و تغییر مکان دائم با نتایج تجربی مقایسه و مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان داد به ازای انرژی ۱۲/۷ J برحسب نیروی ضربه، مدلی که در آن از آسیب بین لایه‌ای صرف نظر شده بهترین پیش بینی را داشته و با افزایش انرژی ضربه‌ای از میزان دقت نتایج کاسته شده است. در این راستا در انرژی‌های ضربه بالاتر، نتایج حاصل از دو روش مدل سازی دیگر که رفتار بین لایه‌ای در آنها لحاظ شده است پیش بینی دقیق تری را در مقایسه با نتایج تجربی نشان داده و در این بین دقیق ترین نتایج از مدل سطح چسبناک حاصل شده است. همچنین آسیب‌های وارد شده به مدل‌های المان چسبناک و سطح چسبناک استخراج شده و با یکدیگر مقایسه شده است. در ضمن تورق پیش بینی شده در مدل‌های سطح چسبناک و المان چسبناک تقریباً رفتار مشابهی را نشان داده است.

واژه‌های کلیدی: کامپوزیت چندلایه الیاف-فلز، ضربه کم سرعت، مدل بدون تورق، المان چسبناک، سطح چسبناک.

Numerical Investigation of the Behavior of FML Composite Plates under Low Velocity Impact

M. Jamal-Omidi*, M. R. Mohammadi Suki

Maleke Ashtar University of Technology, Tehran

(Received: 2/1/2016, Accepted: 4/10/2016)

Abstract

In this article, low velocity impact behavior of fiber metal laminate (FML) composite plates is investigated under three different impact energies (12.7 J, 16.3 J and 24.2 J). Here, three modeling techniques are used. In one of the models the inter-laminar damage is neglected (model without delamination) and in other two models this damage is simulated using cohesive element and cohesive surface models. Cohesive zone theory is used to model inter-laminar damage and Hashin failure criteria with energy dissipation-based damage evolution is used to model intra-laminar damage. In order to define plastic deformation of aluminum components, plasticity data and the Johnson-Cook plasticity model are employed and results accuracy of each model is compared to experimental ones. In the process of research, numerical modeling results in the terms of impact force and permanent deflection are compared and discussed with experimental results. It has been found that for 12.7 J impact energy in terms of impact force, model without delamination has the most precise result and by increasing impact energy force, accuracy of results is reduced. Whereas, two other modeling technique that include inter-laminar behavior, show more accurate prediction in higher impact energies compared to the experimental result. In which, cohesive surface model has the most accurate results. Also, the imposed damage in cohesive element and cohesive surface models are extracted and compared to each other. In addition, the results indicate that the predicted delamination in cohesive element and cohesive surface models are almost similar to each other.

Keywords: Fiber Metal Laminate Composite, Low Velocity Impact, Model without Delamination, Cohesive Element, Cohesive Surface.

۱- مقدمه

و آلا را با اجرای آزمایش ضربه سقوط آزاد بررسی کرد، و نتایج حاصل نشان داد که چندلایه فلز الیاف گلار عملکرد بهتری از آلا دارد. وی همچنین به بررسی مقایسه‌ای بین ضربه سرعت کم، زیاد، و بارگذاری استاتیکی و مقاومت به آسیب هر کدام و اثر بارگذاری کششی بر روی محدوده آسیب پرداخته است. عبدالله و کانتول [۷] به بررسی رفتار چندلایه‌های فلز-الیاف از طریق انجام آزمایش کشش و ضربه پرداختند و نتایج حاصل افزایش مقاومت پسماند در این نوع ساختار را نشان داده است. مطالعات گسترده‌ای توسط لالیبرت و همکارانش [۸] بر روی عملکرد پس از ضربه‌ی چندلایه‌های فلز-الیاف گلار انجام گرفته است. نتایج حاصله نشان داد مقاومت به ضربه و مقاومت به رشد خرابی در چندلایه‌های فلز-الیاف از آلومینیوم بهتر است. آن‌ها در مطالعه دیگری تست ضربه را برای استانداردهای مختلف گلار انجام دادند، سپس میزان آسیب به جای مانده را بر روی نمودند [۹]. گلار ۵ بهترین مقاومت به ضربه را نسبت به سایر مدل‌ها نشان داد. کاپرینو و همکارانش [۱۰] با اجرای آزمون‌های ضربه‌ای مختلف تاثیر پارامتر سرعت ضربه، جرم ضربه زننده و انرژی ضربه را بر روی پاسخ ورق چندلایه فلز-الیاف مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها مشاهده نمودند وابستگی رفتار ورق به انرژی ضربه نسبت به جرم و سرعت بیشتر می‌باشد.

وو و همکارانش [۱۱] به توصیف نمونه‌های گلار بر اساس مراحل آسیب شامل فرورفتگی پلاستیکی، آسیب‌های به‌سختی قابل رویت، آسیب‌های به‌وضوح قابل رویت تا نفوذ کامل در انرژی‌های مختلف ضربه پرداختند. آن‌ها در نهایت رفتار خستگی پس از ضربه با حالات مختلف آسیب را مطالعه کردند. نتایج نشان داد گلار ۴ و ۵ عملکرد بهتری از الیاف‌های آلومینیومی دارند. صدیقی و داریوشی [۱۲] با استفاده از دستگاه تست چارپی به بررسی تاثیر زوایای قرارگیری الیاف و جنس لایه‌ها در رفتار ضربه‌ای چند لایه‌های فلز-الیاف از جنس آلومینیوم-شیشه پرداختند. نتایج آزمون نشان داد حضور لایه‌های کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه تاثیر چشمگیری در بهبود خواص ضربه‌ای چند لایه‌های فلز-الیاف دارد. همچنین وجود لایه‌های آلومینیومی بهبود بیشتری را در مقاومت به ضربه چند لایه‌ها در مقایسه با لایه‌های کامپوزیتی نشان داده است. لئو و لیا [۱۳] تاثیر مشخصه مواد، زاویه الیاف چندلایه‌های فلز-الیاف تحت ضربه کم سرعت بتفصیل مورد بررسی قرار دادند. در مقایسه با نمونه‌های گلار الیاف تک جهته، ترکیبات متعامد مقاومت به ضربه بهتری را نشان دادند. سبزیکار بروجردی و همکارانش [۱۴] به بررسی رفتار صفحات چندلایه‌های فلز-الیاف تحت ضربه کم سرعت به صورت آزمایشگاهی با استفاده از دستگاه ضربه ثقلی و تحلیلی پرداختند. آن‌ها برای انجام محاسبات تحلیلی از روش انرژی با استفاده از شکل ساده شده‌ی معادلات فون-کارمن استفاده نمودند. مقایسه

چندلایه فلز-الیاف^۱ از لایه‌های کامپوزیت تقویت شده با الیاف و فلز که به صورت متناوب مرتب شده، تشکیل شده است. در چندلایه‌های فلز-الیاف مشخصات ممتاز خستگی و شکست مربوط به مواد کامپوزیت تقویت شده با الیاف با رفتار پلاستیکی و دوام ارائه شده توسط اکثر فلزات ترکیب می‌گردد. چندلایه‌های فلز-الیاف خانواده‌ای از سازه‌های کامپوزیتی هیبریدی هستند که ترکیبی از لایه‌های فلز که یک لایه‌ی پلاستیک تقویت شده با الیاف را در بر می‌گیرد، می‌باشند [۱].

توسعه‌ی خانواده چندلایه‌های فلز-الیاف به نام آرال^۲ و گلار^۳ در دهه‌ی ۸۰ میلادی در دانشگاه فئاوری دلفت^۴ شروع گردید. این چیدمان‌ها از لایه‌های نازک الیاف آلومینیوم مقاوم (معمولاً با ضخامت بین ۰/۳ تا ۰/۵ میلی‌متر) و پیش آغشته‌های^۵ کامپوزیتی تک جهته که به صورت متناوب به یکدیگر متصل گردیده‌اند، تشکیل شده است. در سال‌های اخیر گلار در پوسته بالای سازه‌ی هواپیمای Airbus A380 استفاده شده است و موجب صرفه‌جویی نزدیک به ۷۹۴ کیلوگرم وزن ناخالص شده است. برخی از مزیت‌های اصلی چندلایه‌های فلز-الیاف مقاومت ویژه بالا، مقاومت خستگی ممتاز، مقاومت به ضربه عالی، شکل‌پذیری بهتر می‌باشند [۲]. امروزه چندلایه‌های فلز-الیاف در استانداردهای مختلفی تولید می‌شوند که هر نوع متناسب با نیاز ساختاری هر جزء مختلف انتخاب می‌شود.

سازه‌های موجود در صنایع هوایی و فضایی در طول کارکرد خود به دلایل مختلف، تحت نیروهای ضربه‌ای مختلف قرار گرفته و دچار تغییر شکل‌های پلاستیک می‌شوند [۳]. بررسی اعمال بارهای ضربه‌ای و شناخت رفتار سازه ناشی از آنها جهت طراحی هرچه بهتر انواع سازه‌ها امری اجتناب‌ناپذیر است. بررسی ضربه نیازمند بررسی رفتار وابسته به دینامیک سازه و مواد است. یک ضربه کم سرعت، مانند سقوط ابزار، می‌تواند موجب ایجاد آسیب غیر قابل کشف در ساختار داخلی کامپوزیت گردد که منجر به واماندگی آن شود. آسیب ضربه کم سرعت ممکن است به صورت ترک خوردگی ماتریس، شکست الیاف، یا تورق بین لایه‌ها خود را نشان دهد. پدیده تورق به تنهایی عاملی است که به شدت ظرفیت تحمل بار کامپوزیت را کاهش می‌دهد، به ویژه در فشار، همچون حساسیت به کمانش که با جدایش لایه‌ها افزایش می‌یابد [۴].

در طول سالیان گذشته محققان زیادی به بررسی مقاومت به ضربه سازه‌های چندلایه فلز-الیاف پرداخته‌اند [۳]. در ابتدا ولات [۵] و [۶] به بررسی رفتار چندلایه‌های فلز-الیاف تحت بارگذاری ضربه کم سرعت پرداخت. ولات مقاومت به ضربه کم سرعت چندلایه‌های فلز-الیاف گلار

1- Fiber Metal Laminates (FML)

2- Arall

3- Glare

4- Delft

5- Prepreg

عمومی برای بین لایه‌ها، استفاده از قانون تماس سطح به سطح برای ضربه زننده و هدف، واماندگی کششی و برشی برای ورق فلزی و معیار واماندگی هشین دو بعدی برای لایه‌های کامپوزیت برخی از نکات مهم شبیه سازی آن‌ها است. حسینی و خلیلی [۲۳] به تحلیل عددی سه بعدی ضربه کم سرعت بر صفحات ساندویچی با رویه‌های چندلایه فلز-الیاف پرداختند و تأثیر جنس الیاف، جنس فلز در رویه‌ها و انرژی ضربه بر پاسخ سازه را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که تغییر جنس الیاف از شیشه به کربن و بور و تغییر جنس فلز از آلومینیوم به تیتانیوم و منیزیم میزان نیروی برخورد و میزان انرژی جذب شده توسط سازه افزایش می‌یابد.

هرچند اثرات زیان آور آسیب ضربه کم سرعت بر روی عملکرد مکانیکی یک ورق کامپوزیت به خوبی شناخته شده است، ولیکن در مورد آسیب ناشی از ضربه چندلایه فلز-الیاف تحقیقات اندکی صورت گرفته است. انجام آزمایشات تجربی برای تعیین میزان آسیب ضربه بر روی چندلایه‌های فلز-الیاف با در نظر گرفتن تعداد پارامترهای متفاوتی که باید در نظر گرفته شود پرهزینه بوده و همچنین بررسی و سنجش طبیعت داخلی آسیب، بصورت تجربی بسیار مشکل و تقریباً غیرممکن است. امروزه متد المان محدود روش مقرون به صرفه‌ای را برای پیش‌بینی آسیب در چندلایه‌های فلز-الیاف فراهم نموده است. به کمک این روش می‌توان مناطقی را که از نظر آزمایش تجربی دارای محدودیت برای اعتبار سنجی و روشن کردن رفتار آسیب دارند، مشخص نمود. پی بردن به مکانیک آسیب چندلایه‌های فلز-الیاف برای شناخت عملکرد آن از این جهت دارای اهمیت است که بر روی میزان و نحوه تنزل در سازه چندلایه‌های فلز-الیاف (ترک خوردگی ماتریس، له شدن ماتریس، شکست الیاف، تورق و ...) تأثیرگذار است. برای حصول اطمینان از طراحی سازه قابل اطمینان و بهینه، درک اثرات عدم قطعیت ورودی‌های متعدد و مکانیک آسیب و تقابل آن‌ها، در رسیدن به یک روش مدل سازی مناسب جهت حصول نتایج قابل اعتماد امری ضروری است.

هدف از این مقاله شبیه‌سازی عددی و بررسی عملکرد ورق‌های چندلایه فلز-الیاف تحت بارگذاری ضربه‌ای کم سرعت می‌باشد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج آزمایش‌های تجربی موجود از نظر نیروی ضربه، تغییر شکل دائم، شکل و ابعاد آسیب الیاف و تورق بین لایه‌ها مورد مقایسه و بررسی قرار گرفته است.

برای این منظور ابتدا ضربه کم سرعت در یک ورق چندلایه فلز-الیاف به سه شیوه مدل سازی بدون تورق، شامل تورق از روش المان چسبناک و سطح چسبناک مورد بررسی قرار گرفته است. برای مدل سازی آسیب بین لایه‌ای از تئوری منطقه چسبناک (گسترش آسیب بر حسب انرژی آزاد شده) و آسیب داخل لایه‌ای از تئوری دو بعدی هشین (گسترش آسیب بر حسب انرژی آزاد

منحنی‌های نیرو-تغییر شکل تحلیلی با نتایج تجربی، کارایی مناسب روش به کار گرفته شده را در پیش بینی خواص ضربه چندلایه‌های فلز-الیاف نشان داده است. ناکاتانی و همکارانش [۱۵] با انجام آزمون‌های ضربه کم سرعت به بررسی عملکرد و تأثیر ورق تیتانیومی به عنوان لایه فلزی چندلایه‌های فلز-الیاف در برابر آسیب ضربه بر روی هسته پرداختند. به علت تغییر شکل پلاستیک و شروع ترک در لایه‌های فلزی، شدت آسیب در هسته (الیاف شیشه) به طور چشمگیری کاهش یافت. به بیان دیگر نتایج تحقیق نشان داد لایه تیتانیومی نقش اساسی در جلوگیری از آسیب‌های ناشی از ضربه بر روی هسته ایفا می‌کند. در بررسی انجام شده توسط ناکاتانی یک مدل سازی عددی صریح که چسب بین لایه‌های کامپوزیت و فلز به وسیله المان‌های چسبناک برای شبیه‌سازی تورق بین لایه‌ها توسعه یافته بود به وسیله محاسبه‌ی انرژی جذب شده در هر لایه اثرات آسیب‌های داخلی در ورق‌های فلزی و لایه‌های کامپوزیت انجام شد. سید یعقوبی و همکارانش [۱۶] به بررسی مطالعات تجربی بر روی نمونه‌های گلار ۵ جهت بررسی اثرات هندسه‌ی نمونه و نوع چیدمان در راستای پاسخ ضربه کم سرعت پرداختند. صدیقی و همکارانش [۱۷] به بررسی اثر نوع فلز و ضخامت آن بر روی پاسخ ضربه کم سرعت بر روی چندلایه‌های فلز-الیاف به صورت تجربی پرداختند و نتایج حاصل را به وسیله‌ی مدل سازی عددی صحت سنجی کردند. آن‌ها نشان دادند که انتخاب المان مناسب نسبت به معیار تخریب نقش بیشتری در پیش بینی صحیح رفتار چندلایه‌های فلز-الیاف تحت ضربه کم سرعت دارد. مورنیر و همکارانش [۱۸] اثرات جرم ضربه زننده، زاویه الیاف، ضخامت فلز، و ابعاد ورق در راستای پاسخ ضربه کم سرعت را مورد مطالعه قرار دادند. لالیبرت و همکارانش [۱۹] به وسیله نرم افزار تجاری ال‌اس-داینایا ضربه کم سرعت را بر روی چندلایه‌های فلز-الیاف به وسیله یک زیرروال تهیه شده توسط کاربر بر اساس مکانیک آسیب پیوسته برای لایه‌های کامپوزیت، مدل سازی کردند. نتایج تحقیق نشان داد که آسیب ناشی از تورق، مود آسیب بحرانی در چندلایه‌های فلز-الیاف تحت ضربه کم سرعت نمی‌باشد. گوان و همکارانش [۲۰] چندلایه‌های فلز-الیاف را با لایه‌های فلزی الاستیک پلاستیک و لایه کامپوزیتی همسانگرد در نرم افزار تجاری آباکوس شبیه سازی کردند. در فرآیند شبیه سازی از معیار واماندگی برشی-کششی برای قسمت فلزی و از معیار سای و و معیار واماندگی کششی برای قسمت الیاف کامپوزیت استفاده شده است. سنو و همکارانش [۲۱] از طریق مدل سازی عددی به اهمیت المان‌های جامد بر المان‌های پوسته پیوسته، و اهمیت معیار واماندگی هشین^۱ سه بعدی بر معیار دوبعدی در ضربه سرعت پایین پی بردند. فن و همکارانش [۲۲] با استفاده از نرم افزار تجاری آباکوس اثر اندازه ضربه زننده، ابعاد هدف، و محل ضربه را به صورت عددی بررسی کردند. استفاده از قانون تماس

نحوه پیشروی و گسترش آسیب پیشرونده در نرم افزار تجاری آباکوس مبتنی بر مدل پیشنهادی لایزیک و هورتادو [۲۵] می باشد که معیار واماندگی هشین را با تئوری نوار ترک بازانت و او [۲۶]، تکامل آسیب کامانهو و داویلا [۲۷]، و مدل ماتزنمیلر^۴ برای محاسبه‌ی تنزل سفتی مواد ماتریس ترکیب می کند [۲۸]. این مدل آسیب برای المان‌های تنش صفحه‌ای، همچون المان‌های پوسته پیوسته، معتبر است.

۲-۱-۱-۲ معیار واماندگی

معیار واماندگی تنش صفحه‌ای هشین استفاده شده در این تحقیق به صورت زیر می باشد [۲۴]:

حالت کشش الیاف ($\hat{\sigma}_{11} \geq 0$):

$$\left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

حالت فشار الیاف ($\hat{\sigma}_{11} \leq 0$):

$$\left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_c}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

حالت کشش ماتریس ($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$):

$$\left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

حالت فشار ماتریس ($\hat{\sigma}_{22} \leq 0$):

$$\left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_T}\right)^2 - 1\right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

در روابط فوق، X_t و X_c به ترتیب مقاومت کششی و فشاری طولی، Y_t و Y_c به ترتیب بیانگر مقاومت کششی و فشاری عرضی و S_L و S_T به ترتیب بیانگر مقاومت برشی طولی و عرضی می باشند. همچنین $\hat{\sigma}_{ij}$ تنش موثر در جهات مختلف است.

لایزیک متغیرهای آسیب را d_m^t ، d_m^c ، d_f^t ، d_f^c و d_s^t که محدوده مقادیر آن از صفر در هنگام یا قبل از آغاز آسیب در حالت داده شده تا یک در واماندگی کامل در آن مود است معرفی کرد. این مقادیر جهت تعیین متغیرهای آسیب برای ماتریس، الیاف، و برش (d_s ، d_f ، d_m) ترکیب می شوند:

$$d_m = \begin{cases} d_m^t & \text{if } \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \\ d_m^c & \text{if } \hat{\sigma}_{22} < 0 \end{cases} \quad (5)$$

$$d_f = \begin{cases} d_f^t & \text{if } \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \\ d_f^c & \text{if } \hat{\sigma}_{11} < 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$d_s = 1 - (1 - d_f^t)(1 - d_f^c)(1 - d_m^t)(1 - d_m^c) \quad (7)$$

این متغیرهای آسیب در اپراتور آسیب (M)، به صورت زیر تعریف می شود:

$$M = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-d_f)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_s)} \end{bmatrix} \quad (8)$$

جهت تعیین تانسور تنش موثر، $\hat{\sigma}$ ، این ماتریس به تانسور تنش حقیقی، σ ، اعمال می شود:

شده) به دو شیوه المان چسبناک^۱ و سطح چسبناک^۲ استفاده شده است. همچنین رفتار قسمت فلزی به دو صورت با بهره گیری از داده های پلاستیسیته و رفتار وابسته به نرخ کرنش مواد بررسی شده است.

۲- روش تحقیق

در چندلایه های فلز-الیاف تمایل مواد به واماندگی در چندین مود به صورت همزمان است که این امر پیش بینی رفتار آسیب ضربه را به کار مشکلی تبدیل کرده است. به طور کلی آسیب های موجود در یک چندلایه فلز-الیاف به صورت آسیب داخل لایه ای، بین لایه ای و آسیب قسمت فلزی طبقه بندی می شوند. در ماتریس به علت فشار ایجاد شده در لایه بالایی ترک جزئی ایجاد می شود، در حالی که الیاف به علت تنش های خمشی تحت فشار هستند. در سطح زیرین تورق ایجاد می شود. تورق های داخلی به علت قرار گرفتن الیاف در جهت های مختلف ایجاد می شود. هر یک از آسیب های ذکر شده نیاز به ارائه مدل مناسبی جهت ثبت آسیب به جای مانده از ضربه دارند. دینامیک کلی ضربه کم سرعت را می توان این چنین تعریف کرد، هنگامی که ضربه زننده به ورق برخورد می کند، انرژی جنبشی خود را در شروع به ورق چندلایه فلز-الیاف به عنوان انرژی کرنشی الاستیک و پلاستیک به آلومینیوم و انرژی کرنشی الاستیک به کامپوزیت انتقال می دهد. هنگامی که مواد کامپوزیتی به مقاومت نهایی خود برسند، انرژی کرنشی الاستیک به صورت آسیب دائم پراکنده می شود. همچنین زمانیکه سرعت ضربه زننده به صفر برسد، کلیه انرژی جنبشی ضربه زننده یا به الاستیک، و یا به انرژی کرنشی پلاستیک تبدیل شده و یا از طریق آسیب دفع می شود. انرژی الاستیک باقیمانده، باعث می شود ضربه زننده و ورق به صورت عکس تغییر شکل پیدا کنند و سپس ضربه زننده در جهت عکس ضربه شتاب پیدا کند. مجدداً این امر باعث تبدیل انرژی کرنشی به انرژی جنبشی شده و سبب برگشت ضربه زننده می شود. در نهایت ورق دچار ارتعاش شده و انرژی باقیمانده را از این طریق دفع می کند.

۲-۱-۲ مدل آسیب داخل لایه ای

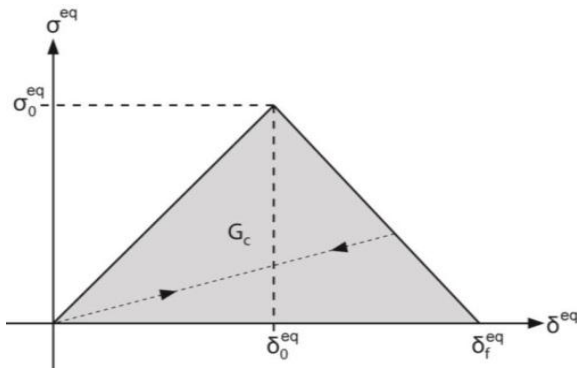
در این مقاله از مدل مکانیک آسیب پیوسته^۳ که در آن ترک ها به صورت قسمت دارای لکه نمایش داده و منجر به تنزل سفتی المان مدل شده در داخل لایه های کامپوزیت می شود، استفاده شده است. اکثر روش های مدل مکانیک آسیب پیوسته برای مواد کامپوزیتی شامل دو بخش اساسی می باشد؛ معیار آسیبی که مشخص کننده شرایطی است که تحت آن آسیب آغاز می شود و یک مدل گسترش آسیب که تنزل سفتی المان و در نهایت حذف شدن المان را کنترل می کند. در این مطالعه از معیار واماندگی هشین استفاده شده است [۲۴].

4- Matzenmiller

1- Cohesive Element

2- Cohesive Surface

3- Continuum Damage Mechanics



شکل ۱- منحنی عمومی تنش-جابجایی برای آسیب لایه [۲۹].

در رابطه فوق، E_M ، G_M و X_M به ترتیب مدول یانگ، انرژی شکست بحرانی، و مقاومت کامپوزیت برای مود آسیب مفروض هستند. نرخ اتلاف انرژی متفاوتی برای هر کدام از چهار مود آسیب وجود دارد [۳۰]. مایمی و همکارانش [۳۰] رابطه تجربی و تئوری برای پارامترهای اتلاف انرژی ارائه نمودند. روابط تغییرمکان-تنش معادل توسط معادلات زیر، که در آن کرنش جهت ij را نشان می‌دهد، می‌باشند [۲۵]:

کشش الیاف:

$$\delta_{ft}^{eq} = L^c \sqrt{\langle \varepsilon_{11} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad (12)$$

$$\sigma_{ft}^{eq} = \frac{(\sigma_{11} \langle \varepsilon_{11} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12})}{\delta_{ft}^{eq} / L^c} \quad (13)$$

فشار الیاف:

$$\delta_{fc}^{eq} = L^c \langle -\varepsilon_{11} \rangle \quad (14)$$

$$\sigma_{fc}^{eq} = \frac{(-\sigma_{11} \langle -\varepsilon_{11} \rangle)}{\delta_{fc}^{eq} / L^c} \quad (15)$$

کشش ماتریس:

$$\delta_{mt}^{eq} = L^c \sqrt{\langle \varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad (16)$$

$$\sigma_{mt}^{eq} = \frac{(\sigma_{22} \langle \varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12})}{\delta_{mt}^{eq} / L^c} \quad (17)$$

فشار ماتریس:

$$\delta_{mc}^{eq} = L^c \sqrt{\langle -\varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad (18)$$

$$\sigma_{mc}^{eq} = \frac{(-\sigma_{22} \langle -\varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12})}{\delta_{mc}^{eq} / L^c} \quad (19)$$

کروشه، $\langle x \rangle$ ، به صورتی معین شده است که $\langle x \rangle = (x + |x|) / 2$ برای هر کدام از حالات مفروض، متغیر آسیب مطابق d_f^c ، d_m^c و d_f^t صورت زیر تعیین می‌شود:

$$d = \frac{\delta_f^{eq} (\delta_f^{eq} - \delta_0^{eq})}{\delta_{max}^{eq} (\delta_f^{eq} - \delta_0^{eq})} \quad (20)$$

δ_{max}^{eq} حداکثر تغییر مکان در حین بارگذاری را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل (۱) مشاهده شد، باربرداری و بارگذاری مجدد وابسته به حداکثر تغییرمکان ورق می‌باشد. پاسخ واقعی آسیب مواد، پس از آغاز آسیب، از ماتریس کرنش (ε) و ماتریس تنزل سفتی (C_d)، همانطور که توسط ماترنمیلر و همکارانش [۲۸] پیشنهاد شد، محاسبه می‌شود.

$$\hat{\sigma} = M \sigma \quad (9)$$

اگر مواد کاملاً بدون آسیب باشند، M برابر با ماتریس واحد است. تانسور تنش مؤثر در نرم افزار المان محدود آباکوس برای محاسبه معیار آغاز آسیب هشین، بر اساس معادله‌های (۱) تا (۴) می‌باشد.

۲-۱-۲- گسترش آسیب

لاپزیک گسترش آسیب را بر اساس تعمیم یک مدل گسترش آسیب چسبناک^۱ توسط کامانهو و داویلا [۲۶] پایه گذاری کرد. معیار واماندگی هشین آغاز آسیب درون یک المان را کنترل می‌کند. متغیرهای آسیب توصیف شده در بخش قبل، از تنش‌ها و تغییرات مکان معادل محاسبه می‌شوند. رفتار تنش و تغییر مکان معادل برای هر کدام از چهار مود واماندگی مبتنی بر منحنی دوخطی^۲ نشان داده شده در شکل (۱) است. رفتار مواد برای قسمت اول منحنی، تا هنگامی که تنش معادل به صورتی است که معیار واماندگی (معادله (۱) تا (۴)) به مقدار ۱ برسد، الاستیک خطی است. در این نقطه، که با پارامتر δ_0^{eq} مشخص شده تغییر مکان معادل است، و علامت σ_0^{eq} تنش معادل است. تغییر مکان واماندگی معادل، δ_f^{eq} ، از مساحت مثلث محاسبه می‌شود، G_c یکی از پارامترهای مواد است که نشان دهنده انرژی اتلاف شده از طریق واماندگی برای یک حالت معین واماندگی است. قسمت منحنی از δ_0^{eq} تا δ_f^{eq} رفتار نرم شدن هنگامی که مواد متحمل آسیب می‌شود را نشان می‌دهد.

معرفی یک طول مشخصه (L_c)، امکان تعریف چگونگی گسترش آسیب را براساس تغییرمکان به جای کرنش فراهم می‌کند. بر طبق تئوری نوار ترک بازانت و او، این تنظیمات مشکل وابستگی به مش را کم می‌کند [۲۶]. بدون اجرای این تنظیمات، انرژی اتلاف شده متناسب با حجم المان است؛ هنگامی که مش تصحیح می‌شود، انرژی اتلاف شده به صفر نزدیک می‌شود. هرچند، معرفی یک طول مشخصه توسط رابطه زیر به کرنش واماندگی اجازه می‌دهد تا برای ثابت نگاه داشتن G_c تغییر کند [۲۵]:

$$\varepsilon_f = \frac{2G_c}{\sigma_c L_c} \quad (10)$$

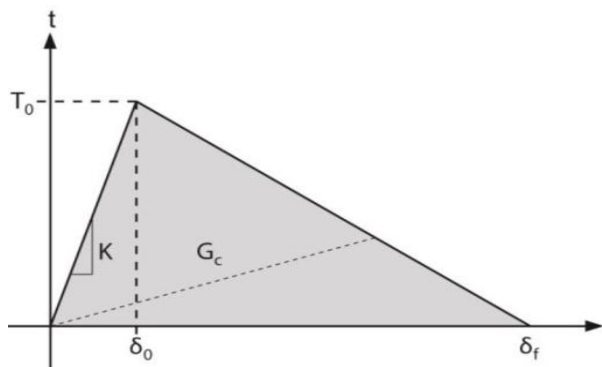
برای یک المان پوسته، L_c از طریق جذر محیط سطح معیار محاسبه می‌شود. همانطور که اشاره شد، این روش از طریق حداکثر اندازه مش که توسط مایمی^۳ و همکارانش پیشنهاد شد، وابستگی به مش را کاهش می‌دهد [۳۰]. به صورت مشابه، مایمی با استفاده از تئوری نوار ترک پیشنهاد کرد که L_c محدود به رابطه زیر باشد:

$$L_c \leq \frac{2E_M G_M}{X_M^2} \quad (11)$$

1- Cohesive Damage
2- Bilinear
3- Maimi

کشش-جدایش مانند فرمول بندی دوزنقه‌ای [۳۲]، چند جمله‌ای و نمایی [۳۳] ارائه شده است.

هنگامی که فقط یک مود واماندگی در رشد ترک وجود دارد، خروجی شبیه سازی نسبت به شکل قانون چسبناک حساس نبوده و به طور کلی، رفتار چسب به حداکثر تنش و مساحت زیر منحنی حساس است [۳۲ و ۳۴]. به همین دلیل، مدل دوخطی کشش-جدایش اغلب برای مدل سازی تورق تک مود استفاده می‌شود.



شکل ۲- قانون کشش جدایش دوخطی [۲۹].

در مدل دوخطی کشش-جدایش اغلب برای مدل سازی تورق تک مود استفاده می‌شود، یک محدوده الاستیک خطی از δ_0 تا δ_f که در حداکثر کشش (T_0) اتفاق می‌افتد، فرض می‌شود. شیب این خط به عنوان سفتی پنالتی (K) تعریف می‌گردد. تورق رابطه‌ای را برای محاسبه سفتی پنالتی بصورت زیر پیشنهاد نمود:

$$K = \frac{\alpha E_3}{h}, \text{ where } K_1 = K_2 = K_3 = K \quad (24)$$

جائیکه h ، ضخامت لایه چسب و $\alpha \gg 1$ است و پارامترهای K_1 ، K_2 و K_3 هر یک بیانگر سفتی پنالتی در مودهای مختلف می‌باشند [۳۳]. کوریگلیانو [۳۵] برای محاسبه سفتی پنالتی رابطه زیر را پیشنهاد نمود:

$$K_1 = \frac{2G_{13}}{e}, K_2 = \frac{2G_{23}}{e}, K_3 = \frac{E_3}{e} \quad (25)$$

e ، ضخامت ساختگی منسوب به چسب بین دو لایه است.

کامانهو و همکارانش [۳۶] و هارپر [۳۴] در تحقیقات خود به ترتیب از سفتی پنالتی $K = 10^6 \text{ N/mm}^3$ و $K = 10^5 \text{ N/mm}^3$ استفاده نمودند. نتایج تحقیقات انجام شده نشان داد که سفتی‌های پنالتی انتخاب شده تورق را به خوبی پیش‌بینی می‌کند.

معمولاً حداکثر کشش برای حالت مشخص به عنوان مقاومت چسب در آن جهت در نظر گرفته شده است. در صورت تورق کامپوزیت، حداکثر کشش برای مود اول $T_0 = Y_t$ ، و برای مود دوم $\delta_0 = S_L$ که از آنجایی که این مقادیر تقریباً معادل با مقاومت مواد ماتریس در کشش و برش هستند، در نظر گرفته شده است. نرخ انتشار انرژی بحرانی، G_c ، برای هر مود باید به صورت تجربی محاسبه شود. در این مقاله برای کامپوزیت

$$\sigma = C_d \varepsilon \quad (21)$$

که در آن،

$$C_d = \frac{1}{D} \times \quad (22)$$

$$\begin{bmatrix} (1-d_f)E_1 & (1-d_f)(1-d_m)v_{21}E_1 & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m)v_{12}E_2 & (1-d_m)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_s)GD \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$D = 1 - (1-d_f)(1-d_m)v_{12}v_{21}$$

متغیرهای آسیب (d_s و d_m ، d_f) در داخل ماتریس C_d همان مواردی هستند که در ماتریس M برای محاسبه معیار واماندگی استفاده شده است.

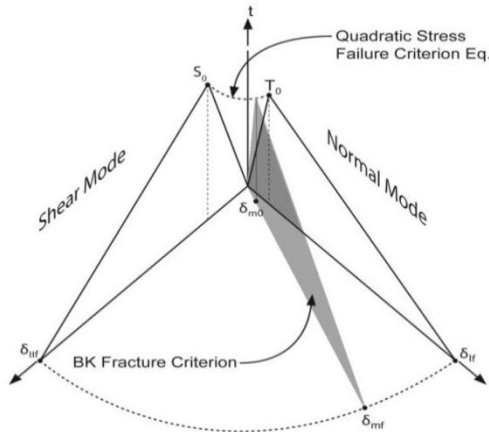
۲-۲- آسیب بین لایه‌ای

برای شبیه سازی تورق بین لایه‌ها از تئوری منطقه چسبناک^۱ استفاده شده است. این تئوری از مکانیک شکست الاستیک خطی^۲ برای شبیه‌سازی چسبندگی بین دو سطح به عنوان المان‌های چسب با خواص مستقل از خواص مواد خود سطوح به هم چسبیده استفاده می‌کند. خواص منطقه چسبناک به منطقه غنی از رزین بین دو لایه کامپوزیت و بین لایه کامپوزیت و آلومینیوم اطلاق می‌گردد. تئوری منطقه چسبناک نسبت به سایر روش‌های مکانیک شکست برای مدل سازی تورق یا چسبندگی برتری‌های متعددی دارد. در تئوری منطقه چسبناک، چون رشد ترک به یک محدوده چسبناک دو بعدی از پیش مشخص شده محدود شده است، در این کاربرد از نظر محاسباتی موثرتر از تکنیک تمرکز تنش است. این منطقه تنها محیطی است که در آن تورق امکان دارد ایجاد شود. این المان‌ها مبتنی بر قوانین کشش-جدایش^۳ یک مدل مواد معین هستند، که می‌تواند شامل رفتار الاستیک خطی و نرم شوندگی^۴ آسیب باشد. مدل سازی منطقه چسبناک با فرض آنکه مساحت زیر منحنی نرم شوندگی برابر با انرژی شکست بحرانی است، شامل مکانیک شکست می‌شود. شروع آسیب متناسب با مقاومت سطح مشترک^۵ است [۳۱].

۲-۲-۱- تئوری منطقه چسبناک

در این مقاله، رفتار چسبناک به وسیله قوانین کشش-جدایش با استفاده از معیار واماندگی مبتنی بر تنش درجه دوم و مود ترکیبی، و گسترش آسیب مبتنی بر انرژی مدل سازی شده است. در یک حالت از واماندگی، کشش (t)، تنش در جهت واماندگی المان چسب را نمایش می‌دهد، در حالی که جدایش (δ)، تغییر مکان المان چسب را نشان می‌دهد. مساحت زیر منحنی کشش-جدایش بیانگر انرژی شکست بحرانی (G_c) می‌باشد (شکل (۲)). چندین معادله برای پیش‌بینی شکل منحنی

می‌دهد، مطابق شکل (۳) باید از مدل آسیب مناسبی که در بر گیرنده مود ترکیبی ناشی از اثرات آن‌ها است، استفاده شود.



شکل ۳- دیاگرام مدل کشش- جدایش مود ترکیبی [۲۹].

برای مدل‌سازی تورق $G_{IIIc} = G_{IIIc}$ در نظر گرفته شده است. معادله مود ترکیبی BK^۱ که به صورت تجربی از تست تورق خمش مود ترکیبی MMB^۲ تعیین می‌شود، انرژی شکست انرژی بحرانی (G_c) را بر اساس ترکیب مود اول و دوم محاسبه می‌کند [۳۹]:

$$G_c = G_{IC} + (G_{IIIc} - G_{IC}) \left(\frac{G_{shear}}{G_T} \right)^\eta \quad (32)$$

در این معادله $G_T = G_I + G_{II} + G_{III}$ و $G_{shear} = G_{II} + G_{III}$ است. پارامتر موادی BK، η به وسیله برازش منحنی از داده‌های تجربی بدست می‌آید.

۲-۲-۳- شروع و گسترش آسیب

شروع آسیب المان چسبناک می‌تواند بر اساس معیار واماندگی بر حسب تنش یا کرنش باشد. در تحقیق حاضر معیار واماندگی بر اساس معیار تنش می‌باشد. در اینجا از معیار واماندگی درجه دوم کشش مقاومت چسب استفاده شده است [۲۹]. معیار کشش درجه دوم به صورت زیر می‌باشد:

$$\left\{ \frac{t_n}{T_0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{S_0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{S_0} \right\}^2 = 1 \quad (33)$$

کروشه مشخص می‌کند که تنش‌های فشاری یا تغییر فرم‌ها آسیب را شروع نمی‌کنند. پس از آغاز آسیب، افزایش جدایش منجر به آسیب غیر قابل بازگشت می‌شود.

متغیر اسکالر، D ، آسیب را به صورت تغییر از ۰ تا شروع آسیب و واماندگی المان یعنی ۱ نمایش می‌دهد، بنابراین:

$$t_n = (1 - D)\bar{t}_n \quad (34)$$

$$t_s = (1 - D)\bar{t}_s \quad (35)$$

$$t_t = (1 - D)\bar{t}_t \quad (36)$$

فرض می‌شود که مود دوم و سوم یکسان هستند، بنابراین مقاومت برشی و انرژی کرنشی بحرانی در مود دوم (برش صفحه‌ای) و سوم (برش خارج از صفحه) با یکدیگر برابر هستند. طول تقریبی چسبناک برای موده‌های اول و دوم به صورت زیر بیان می‌شود [۳۲ و ۳۳]:

$$l_{czI} = ME_2 \frac{G_{IC}}{T_0^2} \quad (26)$$

$$l_{czII} = ME_2 \frac{G_{IIIc}}{S_0^2} \quad (27)$$

متغیر M وابسته به نوع تئوری منطقه چسبناک مورد استفاده دارد. در این مقاله بر اساس مطالعات تورن و سانگ مقدار M برابر با ۱ لحاظ شده است [۳۳ و ۳۷]. طول منطقه چسبناک از معادله (۲۶) و (۲۷) محاسبه شده و به کمک آن سایز مناسب مش منطقه چسبناک قابل دستیابی است. اگر N_e تعداد المان‌ها در منطقه چسبناک و L_e طول هر المان تعریف شوند، طول المان موردنیاز برای مود اول و دوم به صورت زیر بیان می‌شود [۳۷]:

$$l_e \leq \frac{l_{czI}}{N_e} \quad (28)$$

$$l_e \leq \frac{l_{czII}}{N_e} \quad (29)$$

۲-۲-۲- تنظیم مش

یکی از مشکلات موجود در استفاده از المان‌های چسبناک نیاز به استفاده از مش بسیار ریز برای حصول نتایج قابل قبول می‌باشد؛ این ملزومات منجر به افزایش بسیار زیاد زمان حل می‌شود. برای کم کردن این مشکل، تورن و همکارانش [۳۳] روشی را مبتنی بر تحقیقات آلفانو و کریسفیلد [۳۸]، برای مدل‌سازی چسب با مش بندی مناسب ارائه نمودند. آلفانو و کریسفیلد نشان دادند که کاهش مصنوعی حداکثر کشش مجاز، T_0 ، می‌تواند به وسیله ایجاد مش منظم‌تر حول نوک ترک با ثابت نگاه داشتن رفتار مواد، حجم محاسبات المان چسبناک را کاهش دهد. از آنجایی که طول ترک در مقایسه با طول منطقه چسبناک بسیار بزرگ است، مکانیک شکست الاستیک خطی برای ایجاد یک محیط شکست جدید به نرخ آزاد سازی انرژی باید برابر با G_c باشد. بنابراین، اگر G_c ثابت نگاه داشته شود، امکان صرف‌نظر کردن از اثرات مقاومت‌های سطحی وجود دارد. عبارت حاصل از معادلات (۲۶) و (۲۷) تا (۲۸) و (۲۹)، حداکثر کشش‌های مهم برای تطبیق سایز مش انتخاب شده و تعداد المان‌های داخل منطقه چسبناک را محاسبه می‌کند [۳۷]:

$$T^a = \sqrt{\frac{E_2 G_{IC}}{N_e l_e}} \quad (30)$$

$$S^a = \sqrt{\frac{E_2 G_{IIIc}}{N_e l_e}} \quad (31)$$

تورن در مطالعه خود نشان داد هنگامی که از تنظیمات مذکور استفاده می‌کند، تمرکز تنش در نوک ترک به طور کلی دارای دقت کمتری است [۳۳]. هنگامی که موده‌های مختلف ترک به صورت همزمان رخ

1- Benzeggah-Kenane
2- Mixed-Mode Bending

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n) \left(1 + C \ln \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0}\right) (1 - T^m) \quad (39)$$

جائیکه $\varepsilon/\varepsilon_0$ ، نرخ کرنش برای S^{-1} $\varepsilon_0 = 1$ ، T ، دما، ε ، کرنش پلاستیک معادل، A ، B ، C ، n و m ثوابت مربوط به مواد هستند که به صورت تجربی محاسبه می‌شوند. در این معادله اولین جمله، تنش‌ها را به عنوان تابعی از کرنش بدون در نظر گرفتن نرخ کرنش و دما، جمله دوم اثرات نرخ کرنش را و جمله سوم نیز اثرات دما را نشان می‌دهد [۴۰]. در مقاله حاضر اثرات دما در نظر گرفته نشده است.

۳- نتایج و بحث

در این مقاله به منظور شبیه‌سازی، مطابق شکل (۵) از ورق گلار ۵ از دو لایه آلومینیوم از جنس T_3-2024 و پیش‌آغشته شیشه-اپوکسی با چیدمان $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ تشکیل شده است. نمونه مورد بررسی و شرایط حاکم منطبق بر تحقیقات آزمایشگاهی انجام شده توسط وو و همکارانش [۱۱] می‌باشد. ضخامت لایه آلومینیوم در گلار ۵ mm برای 0.489 mm و ضخامت لایه پیش‌آغشته 0.146 mm است. برای شبیه‌سازی ضربه از یک ضربه زننده کروی با قطر 12.7 mm با جرم 6.29 kg استفاده شده و در فرآیند تحقیق ورق‌ها تحت انرژی‌های مختلف 7 الی 40 J تحت ضربه قرار گرفته است.

Aluminium 2024-T ₃	0.489 mm	
0° S2-Glass/Epoxy	0.146 mm	→ Cohesive (interface) layer
90° S2-Glass/Epoxy	0.146 mm	→ Cohesive (interface) layer
90° S2-Glass/Epoxy	0.146 mm	→ Cohesive (interface) layer
0° S2-Glass/Epoxy	0.146 mm	→ Cohesive (interface) layer
Aluminium 2024-T ₃	0.489 mm	→ Cohesive (interface) layer

شکل ۵- نمایش لایه چینی ورق چندلایه فلز-الیاف گلار ۵ /۲ (دولایه فلز و یک لایه پیش‌آغشته) و ضخامت هر لایه.

در مش‌بندی لایه‌های آلومینیوم از المان C3D8R آجری خطی با هشت گره استفاده شده است، المان لایه‌های پیش‌آغشته نیز از المان SC8R پوسته پیوسته استفاده شده است. خواص مربوط به لایه پیش‌آغشته استفاده شده در جدول‌های (۱) و (۲) نشان داده شده است. برای آلومینیوم T_3-2024 مطابق جدول (۳) از اطلاعات پلاستیسیته استفاده شده است.

برای مدل‌سازی چسب بین لایه‌ها از دو شیوه المان چسبناک و سطح چسبناک با ضخامت 0.1 mm استفاده شده است. پس از انجام آنالیز حساسیت به مش‌بندی، همانطور در شکل (۶-الف) نشان داده شده است، در مرکز ورق (محل ضربه) ابعاد المان‌ها 0.5 mm \times 0.5 mm نظر گرفته شده است که با دور شدن از محل ضربه ابعاد المان‌ها افزایش یافته است. مطابق شکل (۶-ب)، در مدل‌سازی المان چسبناک برای

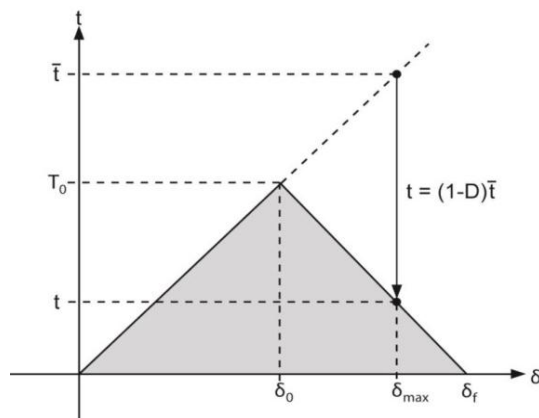
در این معادلات $\bar{\varepsilon}_n$ ، $\bar{\varepsilon}_s$ و $\bar{\varepsilon}_t$ اجزای تنش پیش‌بینی شده به وسیله رفتار الاستیک برای کرنش موجود بدون آسیب هستند. جابه‌جایی مود ترکیبی مؤثر به وسیله رابطه زیر تعریف می‌شود [۲۷]:

$$\delta^m = \sqrt{(\delta^n)^2 + (\delta^s)^2 + (\delta^t)^2} \quad (37)$$

فرض می‌شود گسترش آسیب به صورت زیر خطی باشد:

$$D = \frac{\delta_f^m (\delta_{max}^m - \delta_0^m)}{\delta_{max}^m (\delta_f^m - \delta_0^m)} \quad (38)$$

که در آن δ_f^m ، جابه‌جایی مؤثر در واماندگی کامل $\delta_f^m = 2G_C/T_{eff}^0$ که T_{eff}^0 کشش مؤثر در شروع آسیب است و G_C از معادله (۳۲) است، δ_0^m جابه‌جایی مؤثر در شروع آسیب و δ_{max}^m مقدار جابه‌جایی به دست آمده در حین بارگذاری می‌باشد [۲۷]. شکل (۴) به صورت شماتیک تعریف متغیر آسیب (D)، و کاربرد آن در گسترش آسیب را نشان می‌دهد.



شکل ۴- محاسبه و کاربرد متغیر آسیب (D) [۲۹].

همانند آسیب درون لایه‌ای، باربرداری یک مسیر خطی در برگشت از حداکثر جدایش دست یافته در حین بارگذاری به مبداء را طی می‌کند.

۲-۲-۴- سطوح چسبناک در مقابل المان‌های چسبناک

فرمول‌بندی که برای رفتار سطح چسبناک استفاده شده شبیه به المان‌های چسبناک با پاسخ کشش-جدایش است. در این روش ضخامت رابط صفر در نظر گرفته شده و قید چسبناکی به هر کدام از گره‌های مورد نظر اعمال می‌گردد [۲۹].

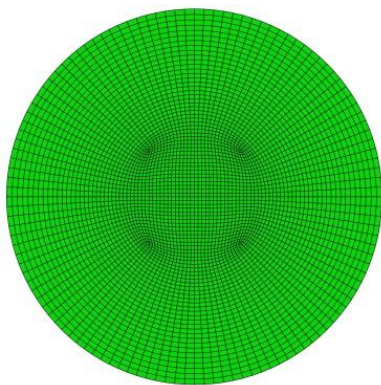
۲-۳- مدل مواد قسمت فلزی

مدل آسیب در مدل‌سازی ضربه در فلزات باید به گونه‌ای انتخاب شود که بتواند به دقت مقادیری همچون: حداکثر تغییر مکان، تغییر مکان پلاستیک نهایی و آسیب‌های وارده را پیش‌بینی نماید. در تحلیل ضربه لحاظ کردن اثرات نرخ کرنش بر رفتار مواد حائز اهمیت می‌باشد. در این راستا از مدل وابسته به نرخ جانسون-کوک در این مقاله بهره گرفته شده است. مدل پلاستیسیته جانسون-کوک که تابعی از کرنش، نرخ کرنش و دما است، به صورت زیر بیان می‌شود:

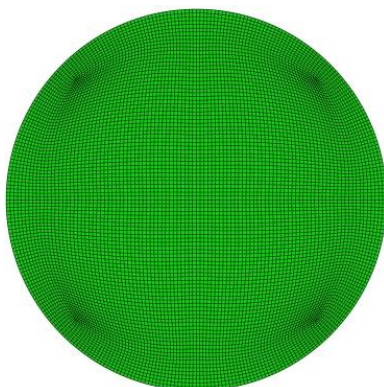
سطح به صفر یا منفی برسد، قید تماس اعمال شده حذف می‌شود و دو سطح از یکدیگر جدا می‌شوند. جهت مدل سازی تماس بین لایه‌ها از قانون "تماس عمومی" استفاده شده است.

جدول ۳- اطلاعات پلاستیسیته آلومینیوم T_۳-۲۰۲۴ [۴۱].

کرنش پلاستیک (%)	تنش تسلیم (MPa)
۰	۳۰۰
۰/۰۱۶	۳۲۰
۰/۰۴۷	۳۴۰
۰/۱۱۹	۳۵۵
۰/۴۴۹	۳۷۵
۱/۰۳۶	۳۹۰
۲/۱۳۰	۴۱۰
۳/۴۳۹	۴۳۰
۵/۱۳۳	۴۵۰
۸	۴۷۰
۱۴/۷۱	۴۸۴



(الف) لایه کامپوزیت و آلومینیوم



(ب) لایه چسب

شکل ۶- نمایش مش بندی مدل مورد بررسی.

مدل سازی تورق، المان‌های لایه بین لایه‌ای از نوع COH3D8، المان‌های چسبناک هشت گره‌ای با ابعاد المان ۰/۵ mm×۰/۵ در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است، با توجه به این امر که در مدل سازی سطح چسبناک ضخامت لایه‌های بین لایه‌ای صفر در نظر گرفته می‌شود نیازی به تعیین المان نمی‌باشد. شرایط مرزی گیردار در لبه‌های ورق اعمال شده است.

جدول ۱- خواص مکانیکی و استحکامی ماده کامپوزیت شیشه/اپوکسی [۲۵]S2.

مقدار	واحد	خواص
۵۵۰۰۰	MPa	E_1
۹۵۰۰	MPa	E_2
۵۵۰۰	MPa	G_{12}
۳۰۰۰	MPa	G_{23}
۰/۳۳	---	ν_{12}
۲۵۰۰	MPa	X^T
۲۰۰۰	MPa	X^C
۵۰	MPa	Y^T
۱۵۰	MPa	Y^C
۵۰	MPa	S^L
۱۲/۵	N/mm	$G_{ft,c}, G_{fc,c}$
۱	N/mm	$G_{mt,c}, G_{mc,c}$

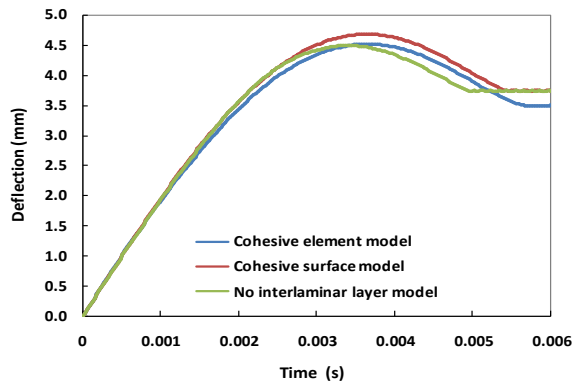
جدول ۲- خواص مکانیکی و استحکامی چسب [۲۵].

مقدار	واحد	خواص
۲۰۰۰	MPa	E
۰/۳۳	---	ν
۵۰	MPa	t_n^f, t_s^f
۴	N/mm	G_n, G_s

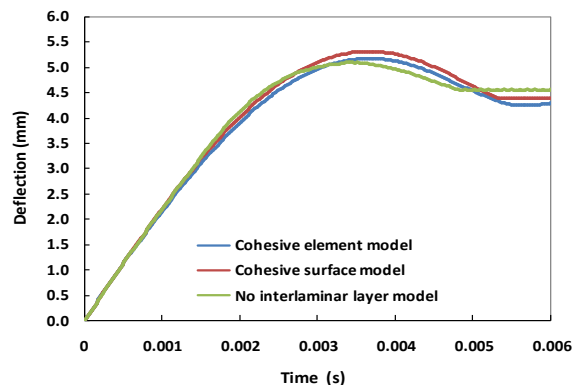
در تمامی مدل‌ها، هریک از لایه‌ها به صورت مجزا مدل سازی شده‌اند. جهت تماس بین لایه‌های مختلف در مدل بدون تورق، پیوند لایه‌ها به صورت ایده‌آل فرض شده است. فرض ایده‌آل بودن پیوندها به این خاطر است که از چسب بین لایه‌ها صرف نظر شده است و لایه‌ها با استفاده از قید Tie به یکدیگر متصل شده‌اند. با بهره گیری از این قید، جایی جایی یک سطح با یک سطح دیگر یکسان می‌گردد. در مدل المان چسبناک، چسب بین لایه‌ها با استفاده از قید Tie به لایه‌های اطراف متصل شده است. برای مدل سازی تماس بین ضربه زننده و ورق از روش "تماس سخت" استفاده شده است. در این روش هنگامی که فاصله بین ضربه زننده و ورق به صفر برسد قید تماس اعمال شده و نیروی تماس بدون محدودیت بین دو سطح اعمال می‌شود. هنگامی که نیروی بین دو

در شکل (۷-الف) در مدل سطح چسبناک، در حدود زمان ۱/۵ ms تغییرات ایجاد شده در منحنی نشان دهنده‌ی اولین تورق است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش انرژی ضربه‌ی زمان اولین تورق ایجاد شده به زمان زودتری (قبل از ۱/۵ ms و ۱ ms) انتقال می‌یابد. در شکل (۷-ج)، افت ناگهانی منحنی نیروی ضربه-زمان در زمان ۲ ms ناشی از ترک خوردگی آلومینیوم سمت ضربه‌نخورده است. مدل المان محدود، به علت اینکه آسب لایه آلومینیوم در نظر گرفته نشده است، قادر به پیش‌بینی این افت ناگهانی نیرو نمی‌باشد. در شکل (۸) تاریخچه تغییر مکان محل ضربه نسبت به زمان آورده شده است.

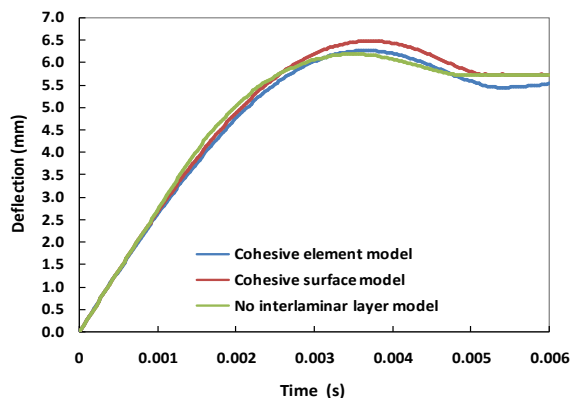
تاریخچه نیروی ضربه-زمانی برای سه مدل سازی سطح چسبناک، المان چسبناک و بدون تورق در سه انرژی ضربه ۱۲/۷ J، ۱۶/۳ J و ۲۴/۲ در مقایسه با نتایج تجربی موجود در شکل (۷) نشان داده شده است. به طور کلی روند تغییرات بدست آمده از روش المان محدود با نتایج تجربی مطابقت خوبی را از نظر نیروی ضربه و تغییر مکان دائمی نشان می‌دهد. تغییرات ایجاد شده در منحنی تاریخچه نیروی ضربه-زمان به علت آسب‌های بین لایه‌ای ایجاد شده است. که در حالت المان چسبناک این امر شدیدتر است.



(الف) انرژی ۱۲/۷ J

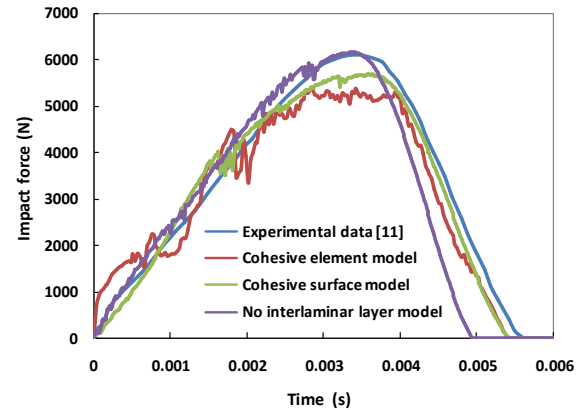


(ب) انرژی ۱۶/۳ J

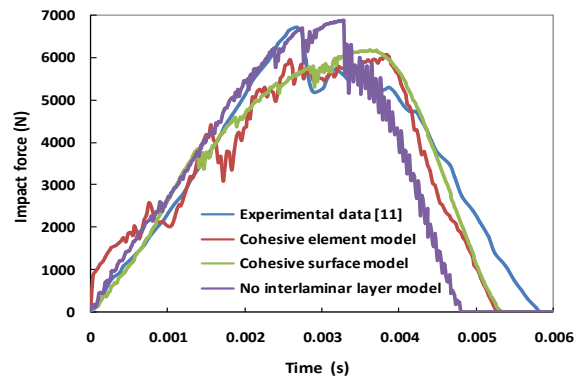


(ج) انرژی ۲۴/۲ J

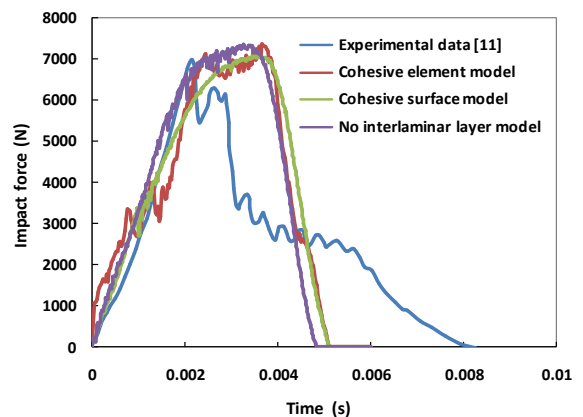
شکل ۸- تاریخچه تغییر مکان-زمان تحت انرژی‌های مختلف.



(الف) انرژی ۱۲/۷ J



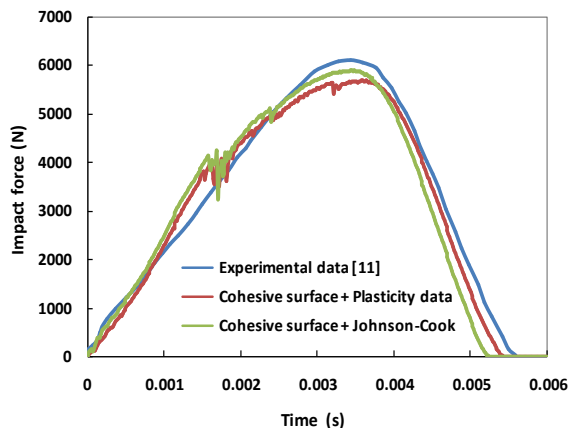
(ب) انرژی ۱۶/۳ J



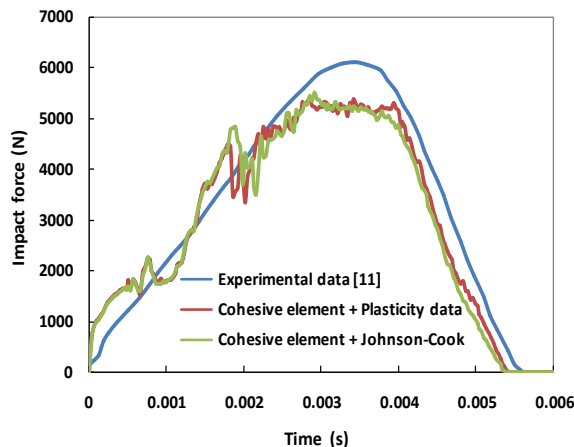
(ج) انرژی ۲۴/۲ J

شکل ۷- تاریخچه نیروی ضربه-زمان تحت انرژی‌های مختلف.

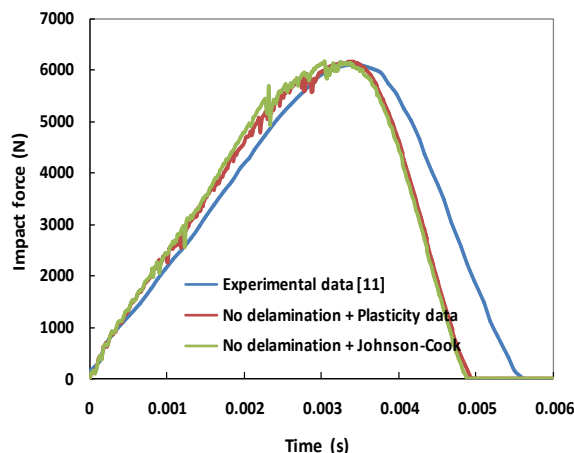
دارند، چراکه با افزایش انرژی ضربه اثرات آسیب‌های بین‌لایه‌ای بیشتر نمایان می‌شود. در مدل‌هایی که آسیب بین‌لایه‌ای در نظر گرفته می‌شود، با افزایش انرژی ضربه، پیش‌بینی حداکثر نیروی ضربه با خطای کمتری بدست آمده است.



(الف) سطح چسبناک



(ب) المان چسبناک



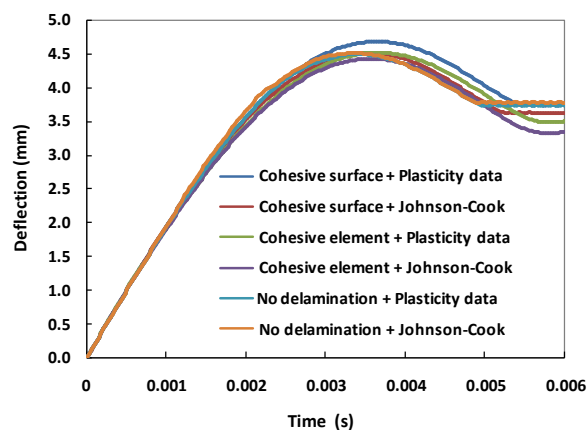
(ج) بدون تورق

شکل ۱۰- مقایسه تاریخچه نیروی ضربه-زمان با اعمال رفتار پلاستیسیته و وابسته به نرخ کرنش جانسون-کوک برای قسمت فلزی ورق کامپوزیت چندلایه فلز-الیاف در انرژی ۱۲/۷ J.

نمایش جابه‌جایی و تاریخچه نیروی ضربه با لحاظ کردن رفتار پلاستیسیته و وابسته به نرخ کرنش جانسون-کوک در بخش آلومینیومی (T_۳-۲۰۲۴) (جدول (۴)) تحت انرژی ضربه ۱۲/۷ J در شکل (۹) و (۱۰) آورده شده است. نتایج حاکی از آن است که در مدل‌هایی که اثرات نرخ کرنش اعمال شده است در تاریخچه نیروی ضربه‌ی تمامی مدل‌ها بهبود ایجاد شده و بیشترین میزان مربوط به مدل سطح چسبناک بوده است.

جدول ۴- خواص وابسته به نرخ کرنش آلومینیوم T_۳-۲۰۲۴ [۴۲].

مقدار	واحد	خواص
۲۰۰۰	MPa	E
۰/۳۳	---	ν
۵۰	MPa	A, B
۴	---	n, m
۰/۱۳	---	D_1, D_2
-۱/۵	---	D_3
۰/۰۱۱	---	D_4
۰/۰	---	D_5

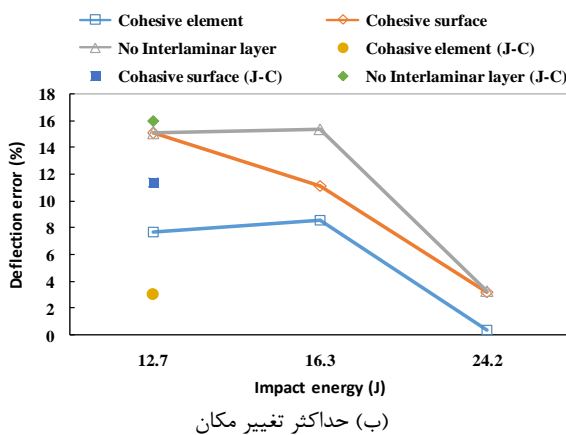
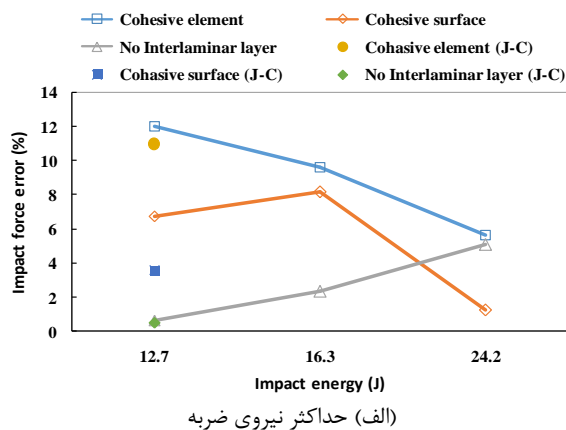


شکل ۹- مقایسه تاریخچه تغییر مکان-زمان دو مدل مواد مختلف برای قسمت فلزی ورق کامپوزیت چندلایه فلز-الیاف در انرژی ضربه ۱۲/۷ J.

نتایج حداکثر نیروی ضربه و تغییر مکان دائم حاصل از روش المان محدود در مقایسه با نتایج تجربی در جدول (۵) آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود روش المان چسبناک از نظر تغییر شکل دائمی با ۰/۳۶٪ و ۷/۶۹٪ بهترین پیش‌بینی را دارد، در حالی که در دو روش دیگر خطای بیشتری وجود دارد. از نظر پیش‌بینی نیروی ضربه مدل بدون تورق بهترین پاسخ را با خطای حداقل ۰/۵٪ در انرژی ۱۲/۷ J و حداکثر ۵/۰۷٪ در انرژی ۲۴/۲ J داشته است، در حالی که در این روش مدل سازی اثرات آسیب‌های بین‌لایه‌ای (تورق) مشاهده نمی‌گردد. همچنین مشاهده می‌شود مدل سطح چسبناک و المان چسبناک بهترین پیش‌بینی از نظر انرژی ضربه را در انرژی ۲۴/۲ J

جدول ۵- مقایسه نتایج بدست آمده از حل المان محدود با نتایج تجربی [۱۱].

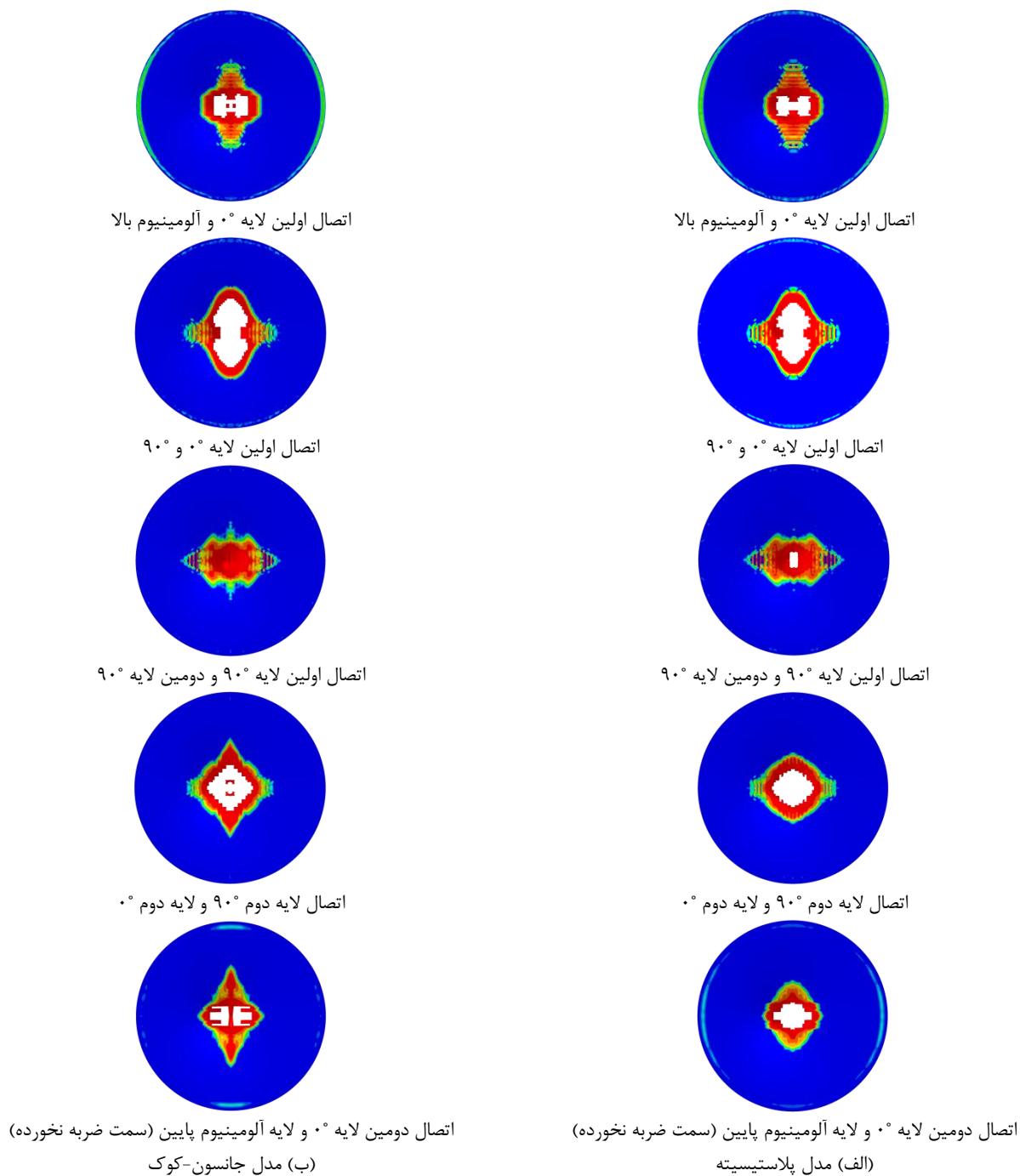
انرژی ضربه	نتایج	حداکثر نیروی ضربه (N)	خطا (%)	تغییر مکان دائم (mm)	خطا (%)
۱۲/۷ J	روش تجربی	۶۱۱۷	---	۳/۲۵	---
	روش المان چسبناک	۵۳۸۲	۱۲/۰۱	۳/۵۰	۷/۶۹
	روش المان چسبناک (مدل جانسون-کوک)	۵۴۴۵	۱۰/۹۸	۳/۳۵	۳/۰۷
	روش سطح چسبناک	۵۷۰۲	۶/۷۸	۳/۷۴	۱۵/۰۷
	روش سطح چسبناک (مدل جانسون-کوک)	۵۸۹۹	۳/۵۶	۳/۶۲	۱۱/۳۸
	بدون رفتار بین لایه‌ای	۶۱۵۸	۰/۶۷	۳/۷۴	۱۵/۰۷
۱۶/۳ J	بدون رفتار بین لایه‌ای (مدل جانسون-کوک)	۶۱۴۸	۰/۵۰	۳/۷۷	۱۶
	روش تجربی	۶۷۲۵	---	۳/۹۵	---
	روش المان چسبناک	۶۰۷۷	۹/۶۳	۴/۲۹	۸/۶
	روش سطح چسبناک	۶۱۷۵	۸/۱۷	۴/۳۹	۱۱/۱۳
۲۴/۲ J	بدون رفتار بین لایه‌ای	۶۸۸۲	۲/۳۳	۴/۵۶	۱۵/۴
	روش تجربی	۶۹۷۵	---	۵/۵۵	---
	روش المان چسبناک	۷۳۶۹	۵/۶۴	۵/۵۳	۰/۳۶
	روش سطح چسبناک	۷۰۶۱	۱/۲۳	۵/۷۳	۳/۲۴
	بدون رفتار بین لایه‌ای	۷۳۲۹	۵/۰۷	۵/۷۳۲	۳/۲۹



شکل ۱۱- خطای محاسبه شده در سه روش مدل‌سازی برای سه انرژی مختلف.

شکل (۱۱) خطای پیش‌بینی حداکثر تغییر مکان و نیروی ضربه را در هر کدام از روش‌های مدل‌سازی نشان می‌دهد. نتایج حاکی از آن است که خطای حاصل از مدل‌سازی سطح چسبناک و المان چسبناک در انرژی‌های بالاتر ضربه کاهش می‌یابد، در حالی که در مدل بدون تورق با افزایش انرژی ضربه خطای پیش‌بینی حداکثر نیرو افزایش پیدا می‌کند. روند ایجاد آسیب بین لایه‌ای (تورق) در دو روش المان چسبناک و سطوح چسبناک در شکل (۱۲) و (۱۳) به ازای انرژی ضربه ۱۲/۷ آورده شده است.

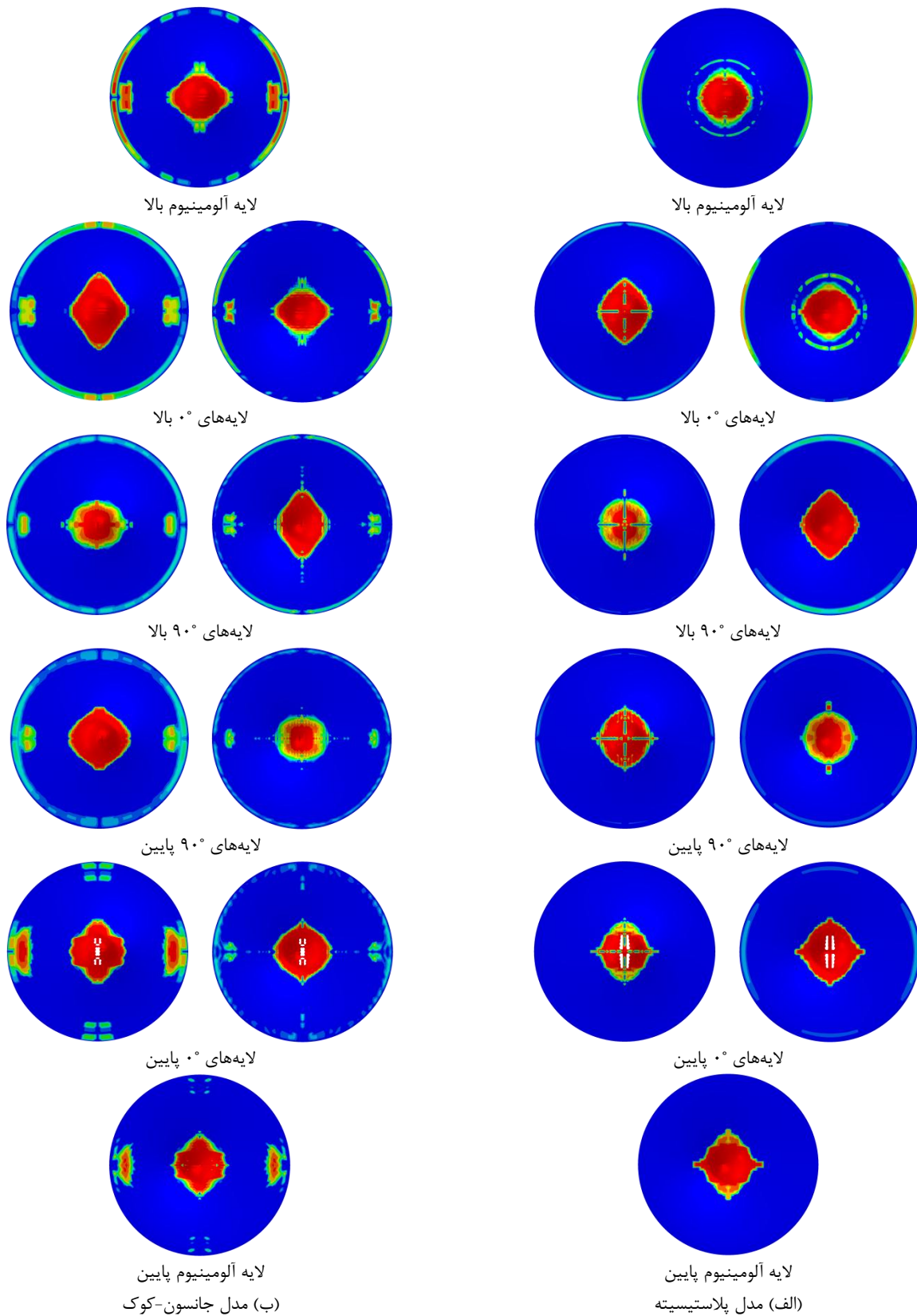
مطابق شکل (۱۲)، مناطق حذف شده در روش المان چسبناک از کارافتادگی کامل چسب در آن منطقه را نشان می‌دهد. در مدل سطح چسبناک بین لایه‌های کامپوزیت و آلومینیوم ضخامت چسب صفر در نظر گرفته شده است، المانی برای حذف شدن وجود ندارد و تورق بر روی سطح نمایان است. نتایج روند تغییرات یکسانی را در دو روش مدل‌سازی نشان داده است. کمترین میزان آسیب در لایه‌های اول و سوم اتفاق افتاده و بیشترین میزان تخریب مربوط به لایه‌های دوم (لایه صفر و نود درجه)، چهارم (لایه صفر و نود درجه) و پنجم (لایه صفر و آلومینیوم) است که این امر به دلیل تنش برشی ایجاد شده مابین لایه‌های با بیشترین تفاوت در زاویه چیدمان است. در مدل‌سازی سطح چسبناک تخریب داخل لایه‌ای در دومین لایه صفر درجه موجود است که با حذف المان آسیب دیده در شکل (۱۳) مشاهده می‌شود. همچنین مقایسه‌ای بین آسیب تورق برای دو نوع مدل مواد قسمت فلزی در شکل (۱۲) و (۱۳) نشان داده شده است.



شکل ۱۲- آسیب (تورق) ایجاد شده، در لایه‌های چسب از روش المان چسبناک پس از اعمال ضربه $12/7 J$ بر روی چندلایه فلز-الیاف گلار ۵ در زمان $6 ms$ برای دو مدل ماده بخش فلزی.

نخورده و آسیب جانسون-کوک توسط حل عددی برای انرژی ضربه J $24/2$ را برای سه مدل مختلف نمایش می‌دهد. آسیب پیش‌بینی شده در مدل سطح چسبناک که در شکل (۱۵-الف) نمایش داده شده، بهترین مطابقت را با نتایج تجربی نشان داده است.

کرنش پلاستیک در دو قسمت فلزی چندلایه فلز-الیاف در شکل (۱۴) آورده شده است. در آلومینیوم سمت ضربه نخورده‌ی ورق چندلایه فلز-الیاف، کرنش پلاستیک بیشتری مشاهده شده است. شکل (۱۵) آسیب قابل رویت (شکست) لایه آلومینیوم سمت ضربه



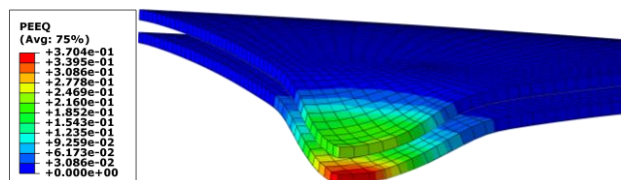
شکل ۱۳- آسیب (تورق) ایجاد شده، در سطوح چسبناک پس از اعمال ضربه ۱۲/۷ J بر روی چندلایه فلز-الیاف گلار ۵ در لحظه ۶ ms برای دو مدل ماده بخش فلزی.

۴- نتیجه‌گیری

نتایج حاصل از این تحقیق تحقیق داد که نیروی ضربه در مدل بدون تورق تحت انرژی ضربه $12/7$ J دارای خطایی حدود 1% است و با افزایش انرژی ضربه به میزان $24/2$ J خطایی حدود $5/64\%$ حاصل شده است. در دو روش المان چسبناک و سطح چسبناک میزان خطا با افزایش انرژی ضربه کاهش داشته و در انرژی ضربه $24/2$ J میزان خطا به ترتیب حدود 5% و 1% شده است. همچنین در این دو روش بخشی از انرژی ضربه صرف آسیب‌های بین لایه‌ای شده است. از نظر پیش‌بینی تغییرمکان دائم، مدل‌سازی المان چسبناک نزدیک‌ترین مطابقت را با نتایج تجربی داشته و نتایج دو روش دیگر خطای متناظری را نشان داده است. استفاده از رفتار وابسته به نرخ کرنش قسمت فلزی با استفاده از مدل جانسون-کوک برای قسمت فلزی چندلایه فلز-الیاف باعث بهبود نتایج در انرژی ضربه $12/7$ J شده است به طوری که این بهبود در مدل سطح چسبناک بیش از سایر مدل‌ها می‌باشد. رفتار نسبتاً یکنواختی در مدل بدون تورق به ازای انرژی ضربه $12/7$ J بر روی منحنی نیروی ضربه-زمان مشاهده شده است. در صورتیکه در دو روش مدل‌سازی دیگر به ویژه المان چسبناک روند این تغییرات بیشتر بوده و دلیل آن ناشی از لحاظ کردن آسیب بین لایه‌ای و ایجاد آسیب تورق در حین وارد شدن ضربه می‌باشد. آسیب بین لایه‌ای به جای مانده با دو روش المان چسبناک و سطح چسبناک مورد بررسی قرار گرفت و آسیب (تورق) نسبتاً یکسانی در دو روش ملاحظه گردید. همچنین در بررسی آسیب قسمت آلومینیومی بر اساس مدل‌های مختلف مادی (داده‌های پلاستیسیته و جانسون-کوک)، سطح تورق بیشتری در مدل جانسون-کوک نسبت به مدل دیگر مشاهده شده است. کرنش پلاستیک بیشتری در آلومینیوم سمت ضربه نخورده‌ی ورق چندلایه فلز-الیاف مشاهده شده است. در مقایسه با نتیجه تجربی، مدل سطح چسبناک بهترین پیش‌بینی را از نظر شکل آسیب (جانسون-کوک) به جای مانده از ضربه در قسمت آلومینیومی چندلایه فلز-الیاف (سمت ضربه نخورده) نشان داده است. در نهایت بر اساس نتایج حاصل از مدل‌های مورد بررسی و مقایسه با نتایج تجربی، مدل برگرفته از روش سطح چسبناک به علت تخمین نتایج دقیق و همچنین پیش‌بینی آسیب تورق بین لایه‌ها برای بررسی ضربه بر روی ورق‌های کامپوزیتی چندلایه فلز-الیاف پیشنهاد می‌شود.

مراجع

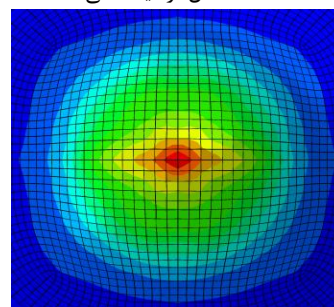
- [1] Vlot, A.; Vogelesang, L. B.; de Vries, T. J. "Towards Application of Fiber-Metal Laminates in Large Aircraft"; Aircraft Eng. Aerospace Technol. 1999, 71, 558-570.
- [2] Vlot, A.; Gunnink, J. W. (Editors) "Fiber Metal Laminates, An Introduction"; 2001.
- [3] Sadighi, M.; Alderliesten, R. C.; Benedictus, R. "Impact Resistance of Fiber-Metal Laminates: A Review"; Int. J. Impact Eng. 2012, 49, 77-90.



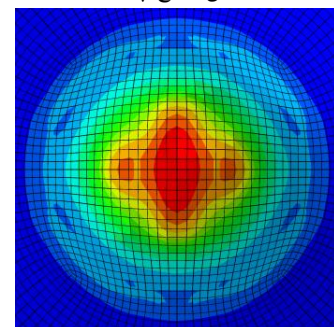
شکل ۱۴- کرنش پلاستیک معادل در صفحات آلومینیوم (مدل سازی سطح چسبناک) در انرژی ضربه $12/7$ J.



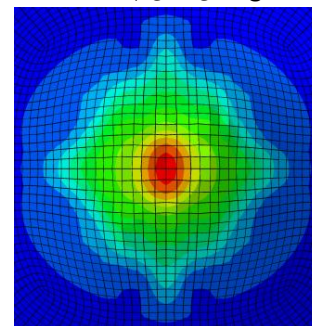
(الف) مدل آزمایشگاهی



(ب) مدل سطح چسبناک



(ج) مدل المان چسبناک



(د) مدل بدون تورق

شکل ۱۵- مقایسه نتایج آزمون ضربه بر روی لایه بیرونی صفحه آلومینیومی با نتایج عددی بر اساس آسیب جانسون-کوک برای سه مدل مختلف در انرژی ضربه $24/2$ J.

- [23] Hosseini, S. H.; Khalili, S. M. R. "3D Numerical Analysis of Low-Velocity Impact of Rectangular Sandwich Plates with FML Face Sheets"; *J. Energ. Mater.* 2015, 10, 13-25. (In Persian)
- [24] Hashin, Z. "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites"; *Transactions of the ASME, J. Appl. Mech.* 1980, 47, 329-334.
- [25] Lapczyk, I.; Hurtado, J. A. "Progressive Damage Modeling in Fiber Reinforced Materials"; *Compos. Part A* 2007, 38, 2333-2341.
- [26] Bazant, Z. P.; Oh, B. H. "Crack Band Theory for Fracture of Concrete"; *Mater. Struct.* 1983, 16, 155-177.
- [27] Camanho, P. P.; Dávila, C. G. "Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials"; *NASA-Technical Paper*, 211737(1), 33, 2002.
- [28] Matzenmiller, A.; Lubliner, J.; Taylor, R. L. "A Constitutive Model for Anisotropic Damage in Fiber-Composites"; *Mech. Mater.* 1995, 20, 125-152.
- [29] Abaqus 6.13 "Analysis User's Manual. Abaqus 6.13 Documentation"; 2012, Dassault Systems.
- [30] Maimi, P.; Camanho, P. P.; Mayugo, J. A.; Davila, C. G. "A Thermodynamically Consistent Damage Model for Advanced Composites"; *NASA TM Technical Reports*, 2006, 214282.
- [31] Mi, Y.; Crisfield, M. A.; Davies, G. A. O.; Hellweg, H. B. "Progressive Delamination using Interface Elements"; *J. Compos. Mater.* 1998, 32, 1246-1272.
- [32] Yang, Q.; Cox, B. "Cohesive Models for Damage Evolution in Laminated Composites"; *Int. J. Fracture* 2005, 133, 107-137.
- [33] Turon, A.; Dávila, C. G.; Camanho, P. P.; Costa, J. "An Engineering Solution for using Coarse Meshes in the Simulation of Delamination with Cohesive Zone Models"; *NASA Technical Memorandum*, 2005, 213547.
- [34] Harper, P. W.; Hallett, S. R. "Cohesive Zone Length in Numerical Simulations of Composite Delamination"; *Eng. Fracture Mech.* 2008, 75, 4774-4792.
- [35] Corigliano, A. "Formulation, Identification and use of Interface Models in the Numerical Analysis of Composite Delamination"; *Int. J. Solids Struct.* 1993, 30, 2779-2811.
- [36] Camanho, P. P.; Davila, C.; De Moura, M. "Numerical Simulation of Mixed-Mode Progressive Delamination in Composite Materials"; *J. Compos. Mater.* 2003, 37, 1415-1438.
- [37] Song, K.; Dávila, C. G.; Rose, C. A. "Guidelines and Parameter Selection for the Simulation of Progressive Delamination"; in *Abaqus User's Conference*, Newport, Rhode Island 2008.
- [38] Alfano, G.; Crisfield, M. A. "Finite Element Interface Models for the Delamination Analysis of Laminated Composites: Mechanical and Computational Issues"; *Int. J. Num. Methods in Eng.* 2001, 50, 1701-1736.
- [39] Benzeggagh, M. L.; Kenane, M. "Measurement of Mixed-Mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-Mode Bending Apparatus"; *Compos. Sci. Technol.* 1996, 56, 439-449.
- [40] Johnson, G. R.; Cook, W. H. "Fracture Characteristics of Three Metals subjected to Various Strains, Strain rates, Temperatures and Pressures"; *Eng. Fracture Mech.* 1985, 21, 31-48.
- [41] Linde, P.; Pleitner, J.; de Boer, H.; Carmone, C. Modeling and Simulation of Fiber Metal Laminates, ABAQUS Users' Conference, Boston, Massachusetts, 2004.
- [42] Lesuer, D. "Experimental Investigation of Material Models for Ti-6Al-4V and 2024-T3"; *FAA Report DOT/FAA/AR-00/25*, September 2000.
- [4] De Freitas, M.; Reis, L. "Failure Mechanisms on Composite Specimens Subjected to Compression after Impact"; *Compos. Struct.* 1998, 42, 365-373.
- [5] Vlot, A. "Impact Properties of Fiber-Metal Laminates"; *Compos. Eng.* 1993, 3, 911-927.
- [6] Vlot, A. "Impact Loading on Fiber-Metal Laminates"; *Int. J. Impact Eng.* 1996, 18, 291-307.
- [7] Abdullah, M. R.; Cantwell, W. J. "The Mechanical Properties of Fiber-Metal Laminates Glass Fibre Reinforced Polypropylene"; *Compos. Sci. Technol.* 2000, 60, 1085-1094.
- [8] Laliberté, J. F.; Poon, C.; Straznicky, P. V.; Fahr, A. "Post-Impact Fatigue Damage Growth in Fiber-Metal Laminates"; *Int. J. Fatigue* 2002, 24, 249-256.
- [9] Laliberté, J.; Straznicky, P. V.; Poon, P. V. "Impact Damage in Fiber Metal Laminates, Part 1: Experiment"; *AIAA J.* 2005, 43, 2445-2453.
- [10] Caprino, G.; Spataro, G.; Del Luongo, S. "Low-Velocity Impact Behaviour of Fibreglass-Aluminium Laminates"; *Compos. Part A* 2004, 35, 605-616.
- [11] Wu, G.; Yang, J. M.; Hahn, H. T. "The Impact Properties and Damage Tolerance and of Bi-Directionally Reinforced Fiber Metal Laminates"; *J. Mater. Sci.* 2007, 42, 948-957.
- [12] Sadighi, M.; Dariushi, S. "An Experimental Study on Impact Behavior of Fiber/Metal Laminates"; *Iran. J. Polym. Sci. Technol.* 2008, 21, 315-327. (In Persian)
- [13] Liu, Y.; Liaw, B. "Effects of Constituents and Lay-up Configuration on Drop-Weight Tests of Fiber-Metal Laminates"; *Appl. Compos. Mater.* 2009, 17, 43-62.
- [14] Sabzikar Boroujerdy, M.; Dariushi, S.; Sadighi, M. "Fiber Metal Laminates under Low Velocity Impact: An Experimental/Analytical Approach"; *Iran. J. Polym. Sci. Technol.* 2011, 24, 69-74. (In Persian)
- [15] Nakatani, H.; Kosaka, T.; Osaka, K.; Sawada, Y. "Damage Characterization of Titanium/GFRP Hybrid Laminates subjected to Low-Velocity Impact"; *Compos.: Part A*, 2011, 42, 772-781.
- [16] Seyed Yaghoubi, A.; Liu, Y.; Liaw, B. "Stacking Sequence and Geometrical Effects on Low-Velocity Impact Behaviors of GLARE 5 (3/2) Fiber-Metal Laminates"; *J. Thermoplastic Compos. Mater.* 2011, 25, 223-47.
- [17] Sadighi, M.; Parnanen, T.; Alderliesten, R. C.; Sayeefabi, M.; Benedictus, R. "Experimental and Numerical Investigation of Metal Type and Thickness Effects on the Impact Resistance of Fiber-Metal Laminates"; *Appl. Compos. Mater.* 2012, 19, 545-559.
- [18] Morinière, F. D.; Alderliesten, R. C.; Sadighi, M.; Benedictus, R. "An Integrated Study on the Low-Velocity Impact Response of the GLARE Fibre-Metal Laminate"; *Compos. Struct.* 2013, 100, 89-103.
- [19] Laliberté, J.; Poon, C.; Straznicky, P. V. "Numerical Modelling of Low-Velocity Impact Damage in Fibre-Metal-Laminates"; *ICAS 2002 Congress (The International Council of the Aeronautical Sciences Congress)*, Toronto, Canada.
- [20] Guan, Z. W.; Cantwell, W. J.; Abdullah, R. "Numerical Modeling of the Impact Response of Fiber-Metal Laminates"; *Polym. Compos.* 2009, 30, 603-611.
- [21] Seo, H.; Hundley, J.; Hahn, H. T.; Yang, J. M. "Numerical Simulation of Glass-Fiber Reinforced Aluminum Laminates with Diverse Impact Damage"; *AIAA J.* 2010, 48, 676-687.
- [22] Fan, J.; Guan, Z. W.; Cantwell, W. J. "Numerical Modelling of Perforation Failure in Fibre Metal Laminates Subjected to Low Velocity Impact Loading"; *Compos. Struct.* 2011, 93, 2430-2436.