محبله علمی - بژو،شی "موادیرانرژی " سال مازدیم، شاره ۲، شاره یابی ۳۰، تابیان ۹۵: ص ۳۸-۳۳

بررسی عددی رفتار ورقهای کامپوزیتی چندلایه

فلز – الياف تحت ضربه كم سرعت

مجید جمال امیدی^{(*}، محمدرضا محمدی سوکی^۲ ۱- استادیار، ۲- کارشناس ارشد دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران (تاریخ وصول: ۹۴/۱۰/۱۲، تاریخ پذیرش: ۹۵/۱/۲۲)

چکیدہ

در این مقاله به برر سی عملکرد ورقهای کامپوزیتی چندلایه فلز- الیاف تحت ضربه کم سرعت با انرژیهای ضربهی ۱۲/۲۱، ۱۲/۲۱ و ۲۴/۲۱ به سه روش پرداخته شده است. در مدل اول از آسیب بین لایه ی 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 لایه ی از تفوری منطقه چسبناک و برای مدل سازی آسیب داخل لایه ای 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 الزال الزی عددی از نظر نیروی ضربه و تغییر بین لایه ای صرفنظر شده بهترین پیش بینی را داشته و با افزایش انرژی ضربه ای از میزان دقت نتایج کاسته شده است. در این از آسیب نین لایه می صرفنظر شده بهترین پیش بینی را داشته و با افزایش انرژی ضربه ای از میزان دقت نتایج کاسته شده است. در این از آسیب نین لایه می صرفنظر شده بهترین پیش بینی را داشته و با افزایش انرژی ضربه ای از میزان دقت نتایج کاسته شده است. در این را از آسیب نین لایه ای صرفنظر شده بهترین پیش بینی را داشته و با افزایش انرژی ضربه ای از میزان دقت نتایج کاسته شده است. در این را از آسیب نین لایه می صرفنظر شده بهترین پیش بینی را داشته و با افزایش انرژی ضربه ای از میزان دقت نتایج کاسته شده است. در این راستا در انرژیهای ضربه بالاتر، نین لایه می صرفنظر شده بهترین پیش بینی را داشته و با افزایش انرژی ضربه ای ای و میزان دقت نتایج کاسته شده است. در این را از و را زی از آسیب بالاتر، نین لایه می می از می مدل سازی در این را داخله ای الحاظ شده است پیش بینی دقیق تری را در مقایسه با نتایج تجربی نشان داده و در این بین دقیق ترین نتایج از مدل سازی در مین کاره رست ای می وارد شده به مدل های المان چسبناک و سطح چسبناک است. ای می داده است. یکدیگر مقایسه شده است. در ضمن تورق پیش بینی شده در مدل های سطح چسبناک و را من مشایه می می دانه را می 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 Universityof 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.

* Corresponding Author E-mail: J_Omidi@mut.ac.ir

۱– مقدمه

24

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 تقویتشده با الیاف با رفتار پلاستیکی و دوام ارائهشده توسط اکثر فلزات ترکیب می گردد. چندلایه های فلز- الیاف خانوادهای از سازه های کامپوزیتی هیبریدی هستند که ترکیبی از لایههای فلز که یک لایهی

پلاستیک تقویت شده با الیاف را در بر می گیرد، می باشند [۱]. توسعه ی خانواده چند لایه های فلز – الیاف به نام آرال ^۲ و گلار ^۳ در دهه ی ۸۰ میلادی در دانشگاه فتاوری دلفت^۴ شروع گردید. این چیدمان ها از لایه های نازک آلیاژ آلومینیوم مقاوم (معمولاً باضخامت بین ۲/۰ تا ۲/۰ میلی متر) و پیش آغشته های ^۵ کامپوزیتی تک جهته که به صورت متناوب به یکدیگر متصل گردیده اند، تشکیل شده است. در سال های اخیر گلار در پوسته بالای سازه ی هواپیمای A380 A380 استفاده شده است و موجب صرفه جویی نزدیک به ۲۹۴ کیلو گرم وزن ناخالص شده است. برخی از مزیت های اصلی چند لایه های فلز –الیاف مقاومت بهتر می باشند [۲]. امروزه چند لایه های فلز –الیاف در استانداردهای مختلفی تولید می شوند که هر نوع متنا سب با نیاز ساختاری هر جزء مختلفی انتخاب می شود.

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 اجتناب ناپذیر 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 ا ست که بین لایهها خود را نشان دهد. پدیده تورق به تنهایی عاملی ا ست که فشار، همچون حساسیت به کمانش که با جدایش لایهها افزایش مییابد [۴].

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

و آلار را با اجرای آزمایش ضربه سقوط آزاد بررسی کرد، و نتایج حاصل نشان داد که چندلایه فلز الیاف گلار عملکرد بهتری از آلار دارد. وی همچنین به برر سی مقایسهای بین ضربه سرعت کم، زیاد، و بارگذاری ا ستاتیکی و مقاومت به آ سیب هرکدام و اثر بارگذاری کاششی بر روی محدوده آسیب پرداخته است. عبدالله و کانتول[۷] به بررسی رفتار چندلایههای فلز – الیاف از طریق انجام آزمایش کشش و ضربه یرداختند 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 ر شد خرابی در چندلایههای فلز −الیاف از آلومینیوم بهتر است. آنها در مطالعه دیگری تست ضربه را برای استانداردهای مختلف گلار انجام دادند، سپس میزان آ سیب به جای مانده را برر سی 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 برر سی قرار دادند. آنها م شاهده نمودند وابستگی رفتار ورق به انرژی ضربه نسبت به جرم و سرعت بیشتر میباشد.

مجله علمی ـ پژوهشی «مواد پرانرژی»؛ سال یازدهم، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۵

وو و همکارانش[۱۱] به توصيف نمونههاي گلار بر اساس مراحل آسيب شامل فرورفتگی پلاستیکی، آسیبهای بهسختی قابل رویت، آسیبهای بهوضوح قابل رویت تا نفوذ کامل در انرژیهای مختلف ضربه پرداختند. آنها درنهایت رفتار خستگی پس از ضربه با حالات مختلف آ سیب را مطالعه کردند. نتایج نا شان داد گلار ۴ و ۵ عملکرد بهتری از آلیاژهای آلومینیومی دارند. صدیقی و داریوشی[۱۲] با استفاده از دستگاه تست چارپی به برر سی 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 چشـمگیری در بهبود خواص ضـربهای چند لایههای فلز-الیاف دارد. همچنین وجود لایههای آلومینیومی بهبود بیشتری را در مقاومت به ضربه چند لایهها در مقایسه با لایههای کامیوزیتی نشان داده است. لئو و ليا [۱۳] تأثير مشخصه مواد، زاويه الياف چندلايههاي فلز الیاف تحت ضربه کم سرعت بتفصیل مورد برر سی 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 برر سی رفتار صفحات چندلایهای فلز-الیاف تحت ضربه کم سرعت به صورت آزمایشـگاهی با اسـتفاده از دسـتگاه ضـربه ثقلی و تحلیلی پرداختند. آنها برای انجام محاسبات تحلیلی از روش انرژی با استفاده از شکل ساده شدهی معادلات فون-کارمن ا ستفاده نمودند. مقایسه

¹⁻ Fiber Metal Laminates (FML)

²⁻ Arall

³⁻ Glare 4- Delft

⁵⁻ Prepreg

Archive of SID

منحنىهاى نيرو-تغيير شكل تحليلي با نتايج تجربي، كارايي 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 تاثیر ورق تیتانیومی به عنوان لایه فلزی چندلایههای فلز-الیاف در برابر آسـیب ضـربه بر روی هسـته یرداختند. به علت تغییر شکل پلاستیک و شروع ترک در لایهی فلزی، شدت آسیب در هسته (الیاف شیشه) به طور چشمگیری کاهش یافت. به بیان دیگر نتایج تحقیق ناشان داد لایه تیتانیومی نقش ا سا سی در جلوگیری از آسیبهای نا شی از ضربه بر روی هسته ایفا میکند. در برر سی انجام شدہ تو سط ناکاتانی یک مدل سازی عددی صریح که چسب بین لایههای کامپوزیت و فلز به وسیله المانهای چسبناک برای شبيهسازي تورق بين لايهها توسعه يافته بود به وسيله محاسبهي انرژي 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 برر سی 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 كردند. آنها نشان دادند كه انتخاب المان مناسب نسبت به معيار تخریب نقش بیشـتری در پیش بینی صـحیح 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 را ستای پا سخ ضربه کم سرعت را مورد مطالعه قرار دادند. لالیبرت و همکارانش[۱۹] به وسیله نرم افزار تجاری الاس-داینا ضربه کم سرعت را بر روی چندلایههای فلز-الیاف به وسیله یک زیرروال تهیه شده توسط کاربر بر اساس مكانيك آسيب پيوسته براي لايههاي كامپوزيت، مدلسازي كردند. نتايج تحقيق نشان داد كه آسيب نا شي از تورق، مود آسيب بحرانی در چندلایههای فلز الیاف تحت ضربه کم سرعت نمی باشد. گوان و همکارانش[۲۰] چندلایه های فلز الیاف را با لایه های فلزی الاستیک پلاستیک و لایه کامپوزیتی همسانگرد در نرم افزار تجاری آباکوس شبیه سازی کردند. در فرآیند شبیه سازی از معیار واماندگی بر شی-کششی برای قسمت فلزی و از معیار سای وو و معیار واماندگی کششی برای قسمت الیاف کامیوزیت استفاده شده است. سئو و همکارانش[۲۱] از طریق مدل سازی عددی به اهمیت المانهای جامد بر المانهای یوسته پیوسته، و اهمیت معیار واماندگی هشین ٔ 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

عمومی برای بین لایه ا ستفاده 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 لایه های کامپوزیت برخی از نکات مهم شبیه سازی آن ها است. حسینی و خلیلی [۳۳] به تحلیل عددی سه بعدی ضربه کم سرعت بر صفحات ساندویچی با رویه های چندلایه فلز-الیاف پرداختند و تأثیر جنس الیاف، جنس فلز در رویه ها 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 تو سط سازه افزایش می یابد.

هرچند اثرات زیان آور آسیب ضربه کم سرعت بر روی عملکرد مکانیکی یک ورق کامپوزیت به خوبی شناخته شده است، ولیکن در مورد آسیب نا شي از ضربه چندلايه فلز-الياف تحقيقات اندكي صورت گرفته است. انجام آزمایشات تجربی برای تعیین میزان آسایب 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 طبيعت داخلي آسيب، بصورت تجربي بسيار مشكل و تقريباً غيرممكن است. امروزه مند المان محدود روش مقرون به صر فهای 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 شـناخت 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، شـكسـت الياف، تورق و ...) تاثير گذار اسـت. براي حصـول اطمينان از طراحي سازه قابل اطمينان و بهينه، درك اثرات عدم قطعيت 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 شبیه سازی عددی و بررسی عملکرد ورق های چندلایه فلز-الیاف تحت بارگذاری ضربه ای کم سرعت می با شد. نتایج حاصل از شبیه سازی عددی با نتایج آزمایش های تجربی موجود از نظر نیروی ضربه، تغییر شکل دائم، شکل و ابعاد آ سیب الیاف و تورق بین لایه ها 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 برحسب انرژی آزاد شده) و آسیب داخل لایهای از تئوری دو بعدی هشین (گسترش آسیب بر حسب انرژی آزاد

¹⁻ Hashin

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

۲- روش تحقيق

در چندلایه های فلز-الیاف تمایل مواد به واماندگی در چندین مود به صورت همزمان است که این امر پیشبینی رفتار آسیب ضربه را به کار مشکلی تبدیل کرده است. به طور کلی آسیبهای موجود در یک جندلايه فلز - الياف به صورت أسيب داخل لايهاي، بين لايهاي و أسيب قسمت فلزی طبقهبندی می شوند. در ماتریس به علت فشار ایجاد شده در لایه بالایی ترک جزئی ایجاد می شود، در حالی که الیاف به علت تنشهای خمشے تحت فشار هستند. در سطح زیرین تورق ایجاد می شــود. تورق های داخلی به علت قرار گرفتن الیاف در جهت های مختلف ایجاد می شود. هریک از آسیبهای ذکر شده نیاز به ارائه مدل منا سبی جهت ثبت آ سیب به جای مانده از ضربه دارند. دینامیک کلی ضربه کم سرعت را میتوان 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 کرنشیی الاستیک به کامپوزیت انتقال میدهد. هنگامی که مواد کامیوزیتی 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 آسيب دفع مى شود. انرژى الاستيک باقيمانده، باعث مى شود ضربه زننده و ورق به صورت عکس تغییر شکل پیدا کنند و سپس ضربه زننده در جهت عكس ضربه شتاب پيدا كند. مجدداً اين امر باعث تبديل انرژى 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 مي کند.

۲-۱- مدل آسیب داخل لایهای

در این مقاله از مدل مکانیک آسیب پیوسته⁷ که در آن ترکها به صورت قسمت دارای لکه نمایش داده و منجر به تنزل سفتی المان مدل شده در داخل لایههای کامپوزیت می شود، استفاده شده است. اکثر روشهای مدل مکانیک آسیب پیو سته برای مواد کامپوزیتی شامل دو بخش اساسی میباشد؛ 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 میکند. در این مطالعه از معیار واماندگی هشین استفاده شده است[۲۴].

نحوه پیشروی و گسترش آسیب پیشرونده در نرم افزار تجاری آباکوس مبتنی بر مدل پیشنهادی لاپزیک و هورتادو[۲۵] میباشـد که معیار واماندگی ه شین را با تئوری نوار ترک بازانت و اوه[۲۶]، تکامل آ سیب کامانهو و داویلا[۲۷]، و مدل ماتزنمیلر^۴ برای محاسـبهی تنزل سـفتی مواد ماتریس ترکیب میکند[۲۸]. این مدل آسیب برای المانهای تنش صفحهای، همچون المانهای پوسته پیوسته، معتبر است.

مجله علمی ـ پژوهشی «مواد پرانرژی»؛ سال یازدهم، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۵

۲-۱-۱- معيار واماندگي

معيار واماندگى تنش صفحهاى هشين استفاده شده در اين تحقيق به صورت زير مىباشد[٢۴]: صورت زير مىباشد [٢۴]: حالت كشش الياف ($\hat{\sigma}_{11} \ge 0$): $\left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{x_t}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{s_L}\right)^2 = 1$ (1) حالت فشار الياف ($\hat{\sigma}_{11} \le 0$):

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

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

- $\left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 \tag{(7)}$

 classified and the set of the
- $\left(\frac{\partial_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T}\right)^2 1\right]\frac{\partial_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\partial_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 \tag{(f)}$

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

لاپزیک متغیرهای آسیب را d_{f}^{c} ، d_{f}^{c} ، d_{m}^{c} ، 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_{f} ، d_{f} ، و d_{s}) ترکیب می شوند:

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

$$d_f = \begin{cases} d_f^t & \text{if } \hat{\sigma}_{11} \ge 0\\ d_f^c & \text{if } \hat{\sigma}_{11} < 0 \end{cases}$$

$$\tag{(9)}$$

$$d_s = 1 - (1 - d_f^t)(1 - d_f^c)(1 - d_m^t)(1 - d_m^c)$$
(Y)

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

جهت تعیین تانسور تنش مؤثر، $\hat{\sigma}$ ، این ماتریس به تانسور تنش حقیقی، σ ، اعمال میشود:

4- Matzenmiller

¹⁻ Cohesive Element

²⁻ Cohesive Surface

³⁻ Continuum Damage Mechanics

 $\hat{\sigma} = M\sigma$

(٩)

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

۲-۱-۲- گسترش آسیب

لاپزیک گسترش آ سیب را بر ا ساس تعمیم یک مدل گسترش آ سیب چسبناک^۱ توسط کامانهو و داویلا[۲۶] پایه گذاری کرد. معیار واماندگی هشین آغاز آ سیب درون یک المان را کنترل می کند. متغیرهای آ سیب توصیف شده در بخش قبل، از تنشها و تغییرات مکان معادل محا سبه می شوند. رفتار تنش و تغییر مکان معادل برای هر کدام از چهار مود واماندگی مبتنیبر 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 بر سد، الاستیک خطی است. در این نقطه، که با پارامتر δ_0^{eq} مشخص شده واماندگی معادل است، و علامت σ_0^{eq} تنش معادل ا ست. تغییر مکان پارامترهای مواد است که نشات دهنده انرژی اتلاف شده از طریق واماندگی معادل، یک حالت معین واماندگی ا ست. قسمت منحنی از δ_0^{eq} پارامترهای مواد است که نشان دهنده انرژی اتلاف شده از طریق واماندگی برای یک حالت معین واماندگی ا ست. قسمت منحنی از δ_0^{eq} می مواد را نشان

معرفی یک طول مشخصه (L_c)، امکان تعریف چگونگی گسترش آسیب را براساس تغییرمکان به جای کرنش فراهم می کند. بر طبق تئوری نوار ترک بازانت و اوه، 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 می شود، انرژی اتلاف شده به صفر نزدیک می شود. هرچند، معرفی یک طول مشخصه توسط رابطه زیر به کرنش واماندگی اجازه می دهد تا برای ثابت نگاه داشتن G_c تغییر کند[۲۵]:

$$\varepsilon^f = \frac{2G_c}{\sigma_c L_c} \tag{(1.)}$$

برای یک المان پو سته، L_c از طریق جذر محیط سطح معیار محا سبه می شود. همانطور که اشاره شد، این روش از طریق حداکثر اندازه مش که توسط مایمی T و همکارانش پیشنهاد شد، وابستگی به مش را کاهش میدهد[T]. به صورت مشابه، مایمی با استفاده از تئوری نوار ترک پیشنهاد کرد که L_c محدود به رابطه زیر باشد:

$$L_c \le \frac{2E_M G_M}{X_M^2} \tag{11}$$



شکل ۱- منحنی عمومی تنش-جابه جایی 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 هرکدام 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 تو سط معادلات زیر، که در آن *ز*ij کرنش جهت *ij* را نشان میدهد، میباشند[۲۵]

کشش الیاف: $\delta_{ft}^{eq} = L^c \sqrt{\langle \varepsilon_{11} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2}$ (۱۲)

$$\sigma_{ft}^{eq} = \frac{\langle \sigma_{11} \rangle \langle \varepsilon_{11} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12}}{\delta_{ft}^{eq} / L^c}$$
(17)

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

$$\sigma_{fc}^{eq} = \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle \langle -\varepsilon_{11} \rangle}{\delta_{fc}^{eq} / L^c} \tag{10}$$

کشش ماتریس:

$$\delta_{mt}^{eq} = L^c \sqrt{\langle \varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \tag{17}$$

$$\sigma_{mt} = \frac{\delta_{mt}^{eq}/L^c}{\delta_{mt}^{eq}/L^c}$$

$$\delta_{mc}^{eq} = L^c \sqrt{\langle -\varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \tag{1}$$

$$\sigma_{mc}^{eq} = \frac{1}{\delta_{mc}^{eq}/L^c}$$
(19)
 $\zeta_{e}(x) = (x + |x|)/2$ ($\lambda_{e}^{eq} = (x + |x|)/2$), $\mu_{e}^{eq} = (x + |x|)/2$

کرو شه، ()، به صورتی معین شده است که ||x|| + |x|| = (x). برای هر کدام از حالات مفروض، متغیر آســـیب مطابق d_f^c , d_f^c و d_m^c به صورت زیر تعیین میشود:

$$d = \frac{\delta_f \left(\delta_f^{eq} - \delta_0^{eq}\right)}{\delta_{max}^{eq} \left(\delta_f^{eq} - \delta_0^{eq}\right)} \tag{Y}$$

 δ_{max}^{eq} ، حداکثر تغییر مکان در حین بارگذاری را نشان می دهد. همانطور که در شکل (۱) مشاهده شد، باربرداری و بارگذاری مجدد وابسته به حداکثر تغییرمکان ورق می با شد. پا سخ واقعی آ سیب مواد، پس از آغاز آسیب، از ماتریس کرنش (\mathfrak{F}) و ماتریس تنزل سفتی (\mathfrak{C}_a)، همانطور که توسط ماترنمیلر و همکارانش [۲۸] پیشنهاد شد، محاسبه می شود.

¹⁻ Cohesive Damage

²⁻ Bilinear

³⁻ Maimi

$$\sigma = C_d \varepsilon \tag{(1)}$$

$$C_d = \frac{1}{D} \times \tag{(YY)}$$

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

$$D = 1 - (1-d_f)(1-d_m)v_{12}v_{21}$$
(YT)
$$aristly constrained by a constrained$$

ه ستند که در ماتریس M برای محا سبه معیار واماندگی ا ستفاده شده است.

۲-۲- آسیب بین لایهای

برای شبیه سازی تورق بین لایهها از تئوری منطقه چسبناک استفاده شده است. این تئوری از مکانیک شکست الاستیک خطی ۲ برای شبیه سازی چسبندگی بین دو سطح به عنوان المان های چسب با خواص مستقل از خواص مواد خود سطوح به هم چسبیده استفاده می کند. خواص منطقه چسبناک به منطقه غنی از رزین بین دو لایه کامپوزیت و بین لایه کامپوزیت و آلومینیوم اطلاق می گردد. تئوری منطقه چسبناک نسبت به سایر روشهای مکانیک شکست برای مدلسازی تورق یا چسبندگی برتریهای متعددی دارد. در تئوری منطقه چسبناک، چون رشد ترک به یک محدوده چسبناک دو بعدی از ییش مشخص شده محدود شده است، در این کاربردها از نظر محاسباتی موثرتر از تکنیک تمرکز تنش است. این منطقه تنها محیطی است که در آن تورق امکان دارد ایجاد شود. این المان ها مبتنی بر قوانین کش_ش-جدایش^۳ یک مدل مواد معین هس_تند، که می توانند شامل رفتار الاستیک خطی و نرم شوندگی^۴ آسیب با شد. مدل سازی منطقه چسبناک با فرض آنکه مساحت زیر منحنی نرم شوندگی برابر با انرژی شکست بحرانی است، شامل مکانیک شکست می شود. شروع آسیب متناسب با مقاومت سطح مشتر ک^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 (1)، تنش در جهت واماندگی المان چسب را نمایش میدهد، در حالی که جدایش (δ)، تغییرمکان المان چسب را نشان میدهد. مساحت زیر منحنی کشش- جدایش بیانگر انرژی شکست بحرانی (G_c) میاشد (شکل (۲)). چندین معادله برای پیشبینی شکل منحنی

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

هنگامی که فقط یک مود واماندگی در ر شد ترک وجود دارد، خروجی شبیه سازی نسبت به شکل قانون چ سبناک 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 مدلسازی تورق تک مود استفاده می شود.



شکل ۲- قانون کشش جدایش دوخطی[۲۹].

در مدل دوخطی کشش- جدایش اغلب برای مدل سازی تورق تک مود استفاده می شود، یک محدوده الاستیک خطی از ۲۰ تا δ_0 ، که در حداکثر کشش (T_0) اتفاق می افتد، فرض می شود. شیب این خط به عنوان سفتی پنالتی (K) تعریف می گردد. تورن² رابطه ای را برای محاسبه سفتی پنالتی بصورت زیر پیشنهاد نمود:

$$\begin{split} K &= \frac{\alpha E_3}{h}, \text{ where } K_1 = K_2 = K_3 = K \tag{74} \\ &= K_1 \text{ where } K_1 = K_2 = K_3 = K \tag{74} \\ &= K_2 \text{ of } K_1 \text{ where } k_1 = 1 \text{ or } k_2 \text{ or } k_1 \text{ or } k_1 \text{ or } k_2 \text{ or } k_1 \text{ or$$

۹. ضخامت ساختگی منسوب به چسب بین دو لایه است. کامانهو و همکارانش [۳۶] و هارپر [۳۴] در تحقیقات خود به ترتیب از سفتی پنالتی ۲۰^۶ N/mm³ و ۲۰^۶ K = ۱۰⁶ N/mm³ استفاده نمودند. نتایج تحقیقات انجام شده نشان داد که سفتیهای پنالتی انتخاب شده تورق را به خوبی پیش بینی میکند.

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

¹⁻ Cohesive Zone Modeling (CZM)

²⁻ Linear Elastic Fracture Mechanics

³⁻ Traction-Separation Laws 4- Softening Behavior

⁵⁻ Interface Strength

⁶⁻ Turon

فرض می شود 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 ه ستند. طول تقریبی چ سبناک برای مودهای اول و دوم به صورت زیر بیان می شود [۳۲و ۳۳]:

$$l_{cz_I} = M E_2 \frac{G_{IC}}{T_0^2} \tag{(77)}$$

$$l_{cz_II} = ME_2 \frac{G_{IIc}}{S_0^2} \tag{YV}$$

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) محا سبه شده و به کمک آن سایز منا سب 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 می شود [۳۷]:

$$l_e \le \frac{l_{CZI}}{N} \tag{(YA)}$$

 l_e

$$\leq \frac{l_{CZII}}{N}$$
 (۲۹)

۲-۲-۲- تنظیم مش

یکی از مشـکلات موجود در اسـتفاده از المانهای چسـبناک نیاز به ا ستفاده از مش بسیار ریز برای حصول نتایج قابل قبول میبا شد؛ این ملزومات منجر به افزایش بسیار زیاد زمان حل می شود. برای کم کردن این م شکل، تورن و همکارانش [۳۳] رو شی را مبتنی بر تحقیقات آلفانو و کریسفیلد[۸۸]، برای مدلسازی چسب با مش بندی مناسب ارائه نمودند. آلفانو و کریسفیلد نشان دادند که کاهش مصنوعی حداکثر کشش مجاز، ۲۵، میتواند به وسیله ایجاد مش منظمتر حول نوک ترک کاهش دهد. از آنجایی که طول ترک در مقایسـه با طول منطقه پسبناک بسیار بزرگ است، مکانیک شکست الاستیک خطی برای ایجاد یک محیط شکست جدید به نرخ آزاد سازی انرژی باید برابر با $_0$ با شد. بنابراین، اگر $_0$ ثابت نگاه داشـته شـود، امکان صـرفنظر کردن از اثرات مقاومتهای سطحی وجود دارد. عبارت حاصل از معادلات (۲۶) و (۲۷) تا (۸۲) و (۲۹)، حداکثر کشـشهای مهم برای تطبیق سـایز مش انتخاب

$$T^a = \sqrt{\frac{E_2 G_{IC}}{N_e l_e}} \tag{(7.)}$$

$$S^{a} = \sqrt{\frac{E_2 G_{IIC}}{N_e l_e}} \tag{(71)}$$

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 مودهای مختلف ترک به صورت همزمان رخ

میدهد، مطابق شکل (۳) باید از مدل آ سیب منا سبی که در بر گیرنده مود ترکیبی ناشی از اثرات آنها است، استفاده شود.



برای مدل سازی تورق $G_{IIC} = G_{IIIC}$ در نظر گرفته شده است. معادله مود ترکیبی BK ⁽ که به صورت تجربی از تسبت تورق خمش مود ترکیبی MMB^۲ تعیین می شود، انرژی شکست انرژی بحرانی (G_c) را بر اساس ترکیب مود اول و دوم محاسبه می کند[۳۹]: اساس ترکیب مود اول و دوم محاسبه می کند[۳۹]: (۳۲) $G_c = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{shear}}{G_T}\right)^{\eta}$ (۳۲) در این معادله $G_T = G_{II} + G_{III} + G_{III} = G_{shear} = G_{II} + G_{III}$ است. پارامتر موادی BK به وسیله برازش منحنی از دادههای تجربی بدست می آید.

۲-۲-۳- شروع و گسترش آسیب

شروع آسیب المان چسبناک میتواند بر اساس معیار واماندگی بر حسب تنش یا کرنش با شد. در تحقیق حا ضر معیار واماندگی بر ا ساس 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:

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

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

متغیر ا سکالر، D، آ سیب را به صورت تغییر از ۰ تا شروع آ سیب و تا واماندگی المان یعنی ۱ نمایش میدهد، بنابراین:

$$t_n = (1 - D)\bar{t_n} \tag{(14)}$$

$$t_s = (1 - D)\overline{t_s} \tag{Va}$$

$$t_t = (1 - D)\overline{t_t} \tag{(47)}$$

¹⁻ Benzeggah-Kenane

²⁻ Mixed-Mode Bending

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

 $\delta_f^m = 2G_C/T_{eff}^0$, کامل (δ_f^m جابه جایی مؤثر در واماندگی کامل (δ_f^m معادله (۳۲) است)، که T_{eff}^0 کشش مؤثر در شروع آسیب است و $_2$ از معادله (۳۲) است)، δ_0^m , جابه جایی مؤثر در شروع آسیب و δ_{max}^m ، مقدار جابه جایی به دست آمده در حین بارگذاری میبا شد[۲۷]. شکل (۴) به صورت شماتیک تعریف متغیر آسیب (D)، و کاربرد آن در گسترش آسیب را نشان می دهد.



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

۲-۲-۴ سطوح چسبناک در مقابل المانهای چسبناک

فرمول بندی 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 هرکدام از گرههای مورد نظر اعمال می گردد[۲۹].

۲-۳- مدل مواد قسمت فلزی

مدل آ سیب در مدل سازی ضربه در فلزات باید به گونهای انتخاب شود که بتواند به دقت مقادیری همچون: حداکثر تغییر مکان، تغییر مکان پلاستیک نهایی و آ سیبهای وارده را پیش بینی نماید. در تحلیل ضربه لحاظ کردن اثرات نرخ کرنش بر رفتار مواد حائز اهمیت می باشد. در این را ستا از مدل وابسته به نرخ جانسون-کوک در این مقاله بهره گرفته شده است. مدل پلاستی سیته جانسون-کوک که تابعی از کرنش، نرخ کرنش و دما است، به صورت زیر بیان می شود:

مجله علمی ـ پژوهشی «مواد پرانرژی»؛ سال یازدهم، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۵

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 بهمنظور شبیه سازی، مطابق شکل (۵) از ورق گلار ۵ از دو لایه آلومینیوم از جنس ۲۰–۲۰۲۴ و پیش آغ شته شیشه-اپوکسی با چیدمان [°۰٬۹۰٬۹۰٬۹۰٬۱۰] تشکیل شده است. نمونه مورد بررسی و شرایط حاکم منطبق بر تحقیقات آزمایشگاهی انجام شده تو سط وو و همکارانش [۱۱] می باشـد. ضـخامت لایه آلومینیوم در گلار ۵ mm ۱۶۸۹ و ضـخامت لایهی پیش آغشـته ۲۸۳ ۳ سال ۱۲/۷ ست. برای شبیه سازی ضربه از یک ضربه زننده کروی با قطر ۱۲/۷ mm با جرم kg ۱۶/۲۹ استفاده شده و در فرآیند تحقیق ورق ها تحت انرژی های مختلف J ۲ الی ۲۰ ۲ تحت ضربه قرار گرفته است.

Aluminium 2024-T ₃	0.489 mm	
		Cohesive (interface) laver
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	

شکل ۵− نمایش لایه چینی ورق چندلایه فلز-الیاف گلار۵ ۲/۱ (دولایه فلز و یک لایه پیش آغشته) و ضخامت هرلایه.

در مشبندی لایههای آلومینیوم از المان C3D8R آجری خطی با هشت گره استفاده شده است، المان لایههای پیش آغشته نیز از المان SC8R پوسته پیوسته استفاده شده است. خواص مربوط به لایه پیش آغشته ا ستفاده شده در جدول های (۱) و (۲) ن شان داده شده است. برای آلومینیوم T-۲۰۲۴ مطابق جدول (۳) از اطلاعات پلاستیسیته استفاده شده است.

برای مدل سازی چسب بین لایه ها از دو شیوه المان چسبناک و سطح چسبناک با ضخامت ۱۳۸۰ استفاده شده است. پس از انجام آنالیز حسا سیت به مش بندی، همانطور در شکل (۶- الف) نشان داده شده ا ست، در مرکز ورق (محل ضربه) ابعاد المان ها mm ۸/۵ mm ۵/۰ در نظر گرفته شده است که با دور شدن از محل ضربه ابعاد المان ها افزایش یافته است. مطابق شکل (۶- ب)، در مدل سازی المان چسبناک برای

مدلسازی تورق، المانهای لایه بین لایه ای از نوع COH3D8، المانهای چسبناک هشت گرهای با ابعاد المان ۵/۰×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 می شود نیازی به تعیین المان نمی باشد. شرایط مرزی گیردار در لبه های ورق اعمال شده است.

جدول ۱- خواص مکانیکی و استحکامی ماده کامپوزیت شیشه/اپوکسی .[70]52

مقدار	واحد	خواص
۵۵۰۰۰	MPa	E_1
۹۵۰۰	MPa	E ₂
۵۵۰۰	MPa	G ₁₂
۳۰۰۰	MPa	G ₂₃
۰ /۳۳		v_{12}
۲۵۰۰	MPa	X^T
۲۰۰۰	MPa	X ^C
۵۰	MPa	Y^T
10.	MPa	Y ^C
۵۰	MPa	S^L
۱۲/۵	N/mm	$G_{ft,c}, G_{fc,c}$
١	N/mm	$G_{mt,c}, G_{mc,c}$

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

مقدار	واحد	خواص
۲۰۰۰	MPa	Ε
• /٣٣		ν
۵۰	MPa	$t_{ m n}^{ m f}$, $t_{ m s}^{ m f}$
۴	N/mm	$G_{\rm n}$, $G_{\rm s}$

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 ایدهال فرض شده است. فرض ایدهال بودن پیوندها به این خاطر است که از چسب بین لایهها صرفنظر شده است و لایهها با استفاده از قید Tie به یکدیگر متصل شدهاند. با بهره گیری از این قید، جابی جایی یک سطح با یک سطح دیگر یکسان می گردد. در مدل المان چسبناک، چسب بین لایهها با استفاده از قید Tie به لایههای اطراف متصل شده است. برای مدلسازی 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 بر سد قید تماس اعمال شده و نیروی تماس بدون محدودیت بین دو سطح اعمال می شود. هنگامی که نیروی بین دو

1- Hard contact

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

جدول ٣- اطلاعات يلاستيسيته آلومينيوم T-٢٠٢۴-[۴1].

كرنش پلاستيك (%)	تنش تسليم (MPa)
•	٣٠٠
۰/۰ ۱۶	۳۲۰
•/• 47	46.
٠/١١٩	۳۵۵
•/449	۳۷۵
۱/۰۳۶	۳۹۰
۲/۱۳۰	41.
٣/4٣٩	42.
۵/۱۳۳	40.
٨	41.
14/21	47.4



شکل ۶- نمایش مش بندی مدل مورد بررسی.

2- General Contact

تاریخچه نیروی ضربه- زمانی برای سه مدل سازی سطح چ سبناک، المان چسبناک و بدون تورق در سه انرژی ضربه لا ۱۲/۲ ۲ ۱۶/۳ و لا 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 آسیبهای بین لایهای ایجاد شده است. که در حالت المان چسبناک این امر شدیدتر است.



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

در شکل (۷- الف) در مدل سطح چ سبناک، در حدود زمان ms ۱/۵ ms تغییرات ایجاد شده در منحنی نشان دهندهی اولین تورق است. همانطور که مشاهده می شود با افزایش انرژی ضربه زمان اولین تورق ایجاد شده به زمان زودتری (قبل از ns ۱/۵ و ns ۱) انتقال مییابد. در شکل (۷-ج)، افت ناگهانی منحنی نیروی ضربه-زمان در زمان ۳ ms ناشی از ترک خوردگی آلومینیوم سمت ضربه نخورده است. مدل المان محدود، به علت اینکه آ سیب لایه آلومینیوم در نظر گرفته نشده است،

قادر به پیشبینی این افت ناگهانی نیرو نمیباشد. در شکل (۸) تاریخچه

مجله علمی ــ پژوهشی «مواد پرانرژی»؛ سال یازدهم، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۵



نمایش جابه جایی و تاریخچه نیروی ضربه با لحاظ کردن رفتار پلاستیسیته و وابسته به نرخ کرنش جانسون-کوک در بخش آلومینیومی (۲۰–۲۰۲۴ (جدول (۴)) تحت انرژی ضربه J ۱۲/۷ در شکل (۹) و (۱۰) آورده شده است. نتایج حاکی از آن است که در مدلهائیکه 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.

.[47]]7•74-T,	آلومينيوم .	كرنش	به نرخ	، وابسته	۰ خواص	جدول ۴-
-------	----------	-------------	------	--------	----------	--------	---------

مقدار	واحد	خواص
7	MPa	Ε
۰ /۳۳		ν
۵۰	MPa	А, В
۴		n, m
٠/١٣		D_{1}, D_{2}
$-1/\Delta$		D_3
•/• \ \		D_4
• / •		D5



شکل ۹- مقایسه تاریخچه تغییر مکان-زمان دو مدل مواد مختلف برای قسمت فلزی ورق کامپوزیت چندلایه فلز-الیاف در انرژی ضربه J ۲/۱۷.

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 می شود روش المان چسبناک از نظر تغییر شکل دائمی با ٪۲/۶ و ٪۷/۶۹ بهترین پیشبینی را دارد، در حالی که در دو روش دیگر خطای بیشـتری وجود دارد. از نظر پیشبینی نیروی ضربه مدل بدون تورق بهترین پاسـخ را با خطای حداقل ٪۵/۰ در انرژی J ۱۲/۷ و حداکثر ٪۷۰/۷ در انرژی J ۲۴/۲ را داشـته است، در حالی که در این روش مدل سازی اثرات آ سیبهای بین لایهای (تورق) مشاهده نمی گردد. همچنین مشـاهده میشود مدل سـطح چسـبناک و المان چسـبناک بهترین پیشبینی از نظر انرژی ضـربه را در انرژی J

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



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 I ۱۲/۷ J.

خطا (./)	تغییر مکان دائم (mm)	خطا (./)	حداکثر نیروی ضربه (N)	نتايج	انرژی ضربه
	٣/٢۵		8117	روش تجربی	
٧/۶٩	٣/۵٠	۱۲/۰۱	۵۳۸۲	روش المان چسبناک	
٣/•٧	٣/٣۵	۱۰/۹۸	5440	روش المان چسبناک (مدل جانسون-کوک)	
۱۵/۰۷	٣/٧۴	۶/۷۸	۵۷۰۲	روش سطح چسبناک	17/Y J
۱۱/۳۸	۳/۶۲	۳/۵۶	۵۸۹۹	روش سطح چسبناک (مدل جانسون-کوک)	
۱۵/۰۷	٣/٧۴	•/97	۶۱۵۸	بدون رفتار بین لایهای	
18	٣/٧٧	•/۵•	5142	بدون رفتار بین لایهای (مدل جانسون-کوک)	
	٣/٩۵		8720	روش تجربی	
٨/۶	۴/۲۹	٩/۶٣	۶۰۷۷	روش المان چسبناک	1 C/W T
11/18	۴/۳۹	٨/١٧	۶۱۷۵	روش سطح چسبناک	17/1 J
۱۵/۴	۴/۵۶	۲/۳۳	۶۸۸۲	بدون رفتار بین لایهای	
	۵/۵۵		8980	روش تجربی	
۰/۳۶	۵/۵۳	۵/۶۴	٧٣۶٩	روش المان چسبناک	46/4 T
۳/۲۴	۵/۷۳	۳۲/۱	Y+۶1	روش سطح چسبناک	11/1 J
۳/۲۹	۵/۷۳۲	۵/۰۷	٢٣٢٩	بدون رفتار بین لایهای	

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

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 انرژی-های 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 لا ۱۲/۷ آورده شده است.

مطابق شـکل (۱۲)، مناطق حذف شـده در روش المان چسـبناک 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 سـطح نمایان است. نتایج روند تغییرات یکسانی را در دو روش مدل سازی نشان داده است. کمترین میزان آ سیب 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 برشـی ایجاد شـده مابین چسـبناک تخریب داخل لایهای در دومین لایهی صفر درجه موجود است که با حذف المان آ سیب دیده در شکل (۱۳) مشاهده می شود. همچنین مقای سهای بین آ سیب تورق برای دو نوع مدل مواد ق سمت فلزی در شکل (۲۱) و (۱۳) نشان داده شده است.



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



شکل ۱۲− آسیب (تورق) ایجاد شده، در لایههای چسب از روش المان چسبناک پس از اعمال ضربه J ۱۲/۷ بر روی چندلایه فلز-الیاف گلار ۵ در زمان ۶ ms ۶ برای دو مدل ماده بخش فلزی.

> 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

نخورده و آسیب جانسون-کوک توسط حل عددی برای انرژی ضربه J نخورده و آسیب پیشبینی شده ۲۴/۲ را برای سه مدل مختلف نمایش میدهد. آسیب پیشبینی شده در مدل سطح چ سبناک که در شکل (۱۵- الف) نمایش داده شده، بهترین مطابقت را با نتایج تجربی نشان داده است. Archive of SID



شکل ۱۳− آ سیب (تورق) ایجاد شده، در سطوح چسبناک پس از اعمال ضربه J ۲۲/۷ بر روی چندلایه فلز-الیاف گلار ۵ در لحظه ms ۶ برای دو مدل ماده بخش فلزی.

شکل ۱۴ – کرنش پلاستیک معادل در صفحات آلومینیوم (مدل سازی سطح چسبناک) در انرژی ضربه I ۱۲/۷ J.



(د) مدل بدون تورق شکل 1۵– 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 ۲ ۲۴/۲ J.

۴- نتیجهگیری

نتایج حاصل از این تحقیق تحقیق داد که نیروی ضربه در مدل بدون تورق تحت انرژی ضربه J ۱۲/۷ دارای خطایی حدود ۱٪ است و با افزایش انرژی ضربه به میزان J ۲۴/۲ خطایی حدود ٪/۵/۶۴ حاصل شده است. در دو روش المان چسبناک و سطح چسبناک میزان خطا با افزایش انرژی ضربه کاهش داشته و در انرژی ضربه ۲۴/۲ میزان خطا به ترتیب حدود ۵٪ و ۱٪ شده است. همچنین در این دو روش بخشی از انرژی ضربه صرف آسیبهای بین لایهای شده است. از نظر پیش بینی تغییرمکان دائم، مدل سازی 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 J ۱۲/۷ J شده است به طوری که این بهبود در مدل سطح چسبناک بیش از سایر مدلها می باشد. رفتار نسبتاً یکنواختی در مدل بدون تورق به ازای انرژی ضربه J ۱۲/۷ 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 می باشد. آسیب بین لایه ای 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 بر گرفته از روش سطح چسبناک به علت تخمین نتایج دقیق و همچنین پیش بینی آسیب تورق بین لایهها برای بررسی ضربه بر روی ورقهای کامپوزیتی چندلایه فلز الياف ييشنهاد مي شود.

مراجع

- 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 Laminatese, 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.

www.SID.ir

- [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] Maimí, P.; Camanho, P. P.; Mayugo, J. A.; Davila, C. G. "A Thermodynamically Consistent Damage Model for Advanced Ccomposites"; 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.; Sayeaftabi, 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.