

بررسی تجربی و تحلیلی ضربه کم سرعت بر صفحات چندلایه ای فلز - الیاف

مصطفی سبزیکار بروجردی^۱، سهیل داریوشی^۲، مجتبی صدیقی^{۲*}

۱- فیروزکوه، دانشگاه آزاد اسلامی واحد فیروزکوه، گروه فنی و مهندسی، صندوق پستی ۱۴۸

۲- تهران، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی مکانیک، صندوق پستی ۳۴۳۱۱-۱۵۹۱۶

دریافت: ۸۹/۱۲/۱۵، پذیرش: ۹۰/۲/۲۷

چکیده

چندلایه ای های فلز - الیاف از کنار هم قرار گرفتن صفحات فلزی و لایه های ساخته شده از کامپوزیت های الیافی تشکیل می شوند. خواص مکانیکی مناسب باعث شده است تا این کامپوزیت ها کاربرد گسترده ای در صنایع، به ویژه صنایع هواپیماسازی پیدا کنند. در این پژوهش، رفتار چندلایه ای های فلز - الیاف زیر بار ضربه بررسی شده است. در تحلیل چندلایه ها از روش انرژی استفاده شد. در این روش با استفاده از شکل ساده شده معادلات فون - کارمن جمله های مختلف انرژی برای سازه زیر بار ضربه محاسبه شد. به منظور انجام آزمون های تجربی نیز دو گروه نمونه با زاویه الیاف متفاوت ساخته شد و هر نمونه در دو سطح مختلف انرژی، به وسیله دستگاه ضربه ثقلی مورد آزمایش قرار گرفت. در هر دو سطح انرژی، نمونه های متقارن از نمونه های نامتقارن مقاومت بیشتری نشان دادند. با افزایش سرعت اولیه ضربه زننده و در نتیجه افزایش انرژی ضربه در محدوده بررسی شده، تعداد لایه های جدا شده، مساحت ناحیه جدایش لایه ها و نیز تعداد لایه های شکسته شده افزایش می یابد. اما، روند جذب انرژی برای نمونه ها در مقایسه با سطح کمتر انرژی تغییری نمی کند. مقایسه نتایج تحلیلی با نتایج تجربی نشان داد، روش تحلیلی به کار گرفته شده برای پیش بینی خواص ضربه چندلایه ای های فلز - الیاف مناسب است.

واژه های کلیدی

چندلایه ای فلز - الیاف،

ضربه کم سرعت،

انرژی کرنشی،

الیاف شیشه، زاویه الیاف

* مسئول مکاتبات، پیام نگار:

mojtaba@aut.ac.ir

مقدمه

در سال‌های اخیر، چندلایه‌ای‌های فلز - الیاف در صنایع هواپیماسازی کاربردهای فراوانی یافته‌اند. از این رو، مراکز پژوهشی بسیاری پژوهش‌های خود را روی این مواد متمرکز کرده‌اند. کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف خواص مثبت فلزات و کامپوزیت‌های الیافی را یک جا دارند. از جمله این خواص می‌توان مقاومت خستگی عالی، مقاومت ضربه‌ای زیاد، مقاومت به شعله، رطوبت و خوردگی و مقاومت به گسترش تخریب را نام برد [۵-۱]. نکته مهم دیگر آن است که این مواد مانند فلزات قابلیت ماشین کاری، شکل دهی و اتصال به هم را نیز دارند [۶]. از پرکاربردترین کامپوزیت‌های لایه‌ای فلز - الیاف که تا به امروز ساخته شده‌اند، می‌توان ARALL، GLARE و CARE را نام برد [۷-۹]. مجموعه گسترده از آزمون‌های ضربه تا کنون روی کامپوزیت‌های لایه‌ای انجام شده است. نتایج این آزمایش‌ها نشان می‌دهد، چندلایه‌ای‌های فلز - الیاف در مقایسه با کامپوزیت‌های الیافی حساسیت بسیار کمتری به تخریب‌های ناشی از ضربه دارند [۹، ۱۰]. در حالی که رفتار ضربه‌ای کامپوزیت‌های الیاف شیشه به طور قابل ملاحظه‌ای از آلومینیم هم کمتر است. خواص ضربه‌ای GLARE حتی از آلومینیم هم بهتر است. مقاومت به رشد خرابی در GLARE هم از آلومینیم و هم از کامپوزیت‌های زمینه پلیمری الیاف شیشه بیشتر است [۷، ۱۱]. مقاومت ضربه‌ای زیاد GLARE به دو پدیده افزایش استحکام کششی الیاف شیشه در سرعت کرنش‌های زیاد و کرنش‌های نهایی نسبتاً زیاد این الیاف مربوط می‌شود. بدین ترتیب، انرژی جذب شده چندلایه‌ای‌های GLARE با افزایش سرعت بارگذاری افزایش می‌یابد [۷، ۱۰].

Wu و همکاران [۱۲] اثر ضربه کم سرعت و مقاومت به رشد تخریب را در چندلایه‌ای‌های GLARE بررسی کردند. انرژی ضربه، مساحت ناحیه آسیب دیده و تغییر شکل دائمی، پارامترهای مورد بررسی برای تعیین کارایی ضربه و مقاومت به خرابی بودند. افزون بر این، استحکام کششی باقی مانده و هم‌چنین رفتار خستگی پس از ضربه در مقادیر مختلف خرابی نیز معین شد. نتایج به دست آمده بیانگر خواص ضربه، استحکام باقی مانده و خستگی پس از ضربه بهتر چندلایه‌ای‌های GLARE نسبت به آلومینیم یک پارچه بود.

Cantwell و Carrillo [۱۳] خواص مکانیکی نسل جدیدی از چندلایه‌ای‌های فلز - الیاف را بررسی کردند. در این چندلایه‌ای‌ها به جای استفاده از رزین‌های گرماسخت، از رزین گرمانرم پلی پروپیلن خودتقویت شده استفاده شده بود. این چندلایه‌ای‌ها در برابر آزمون‌های کشش، خمش و ضربه کم سرعت مقاومت زیادی نشان دادند.

Langdon و همکاران [۱۴] پاسخ انواع چندلایه‌ای‌های GLARE را به بارهای انفجاری یکنواخت بررسی کردند. شیوه‌های تخریب مشاهده شده شامل جدایش لایه‌ها، تغییر شکل پلاستیک، کماتش داخلی و پارگی لایه فلزی بود. مهم‌ترین نتیجه به دست آمده ارتباط خطی میان تغییر مکان جبهه جلو و پشت صفحات بود.

Langdon و همکاران [۱۵] در پژوهش بعدی، شیوه‌های تخریب هر صفحه را معین کردند. این شیوه‌ها شامل جدایش لایه‌ها، تغییر مکان‌های پلاستیک بزرگ، شکست الیاف و ترک خوردگی ماتریس بود. Abdullah و Cantwell [۱۶] پاسخ چندلایه‌ای‌های فلز - الیاف ساخته شده از الیاف بافته شده شیشه و رزین پلی پروپیلن و ورقه‌های آلومینیم به ضربه‌های پرسرعت را بررسی کردند. ساز و کارهای در نظر گرفته شده برای جذب انرژی عبارتند از: تغییر شکل عمده پلاستیک، کشیدگی غشایی در لایه‌های آلومینیمی، پارگی لایه‌های آلومینیمی، لایه لایه‌شدگی، شکست الیاف و ترک خوردگی ماتریس. مقاومت به سوراخ‌شدگی این چندلایه‌ای‌ها نیز با استفاده از روش‌های تحلیلی محاسبه شد. نتایج آزمایش‌های به دست آمده صحت مدل تحلیلی را تأیید کرد.

Vlot [۱۰] رفتار کامپوزیت‌های الیافی و چندلایه‌ای‌های فلز - الیاف را در بارگذاری‌های ایستا، ضربه کم سرعت و ضربه پرسرعت بررسی کرد. بارگذاری و ضربه ایجاد شده با استفاده از پرتابه نیمه کروی انجام شد. انرژی لازم برای ایجاد اولین ترک در کامپوزیت‌های الیافی و هم‌چنین CARE و ARALL به مراتب از انرژی مورد نیاز در AL و GLARE کمتر بود. مقادیر به دست آمده از حل نظری، سازگاری بسیار خوبی با نتایج آزمایشگاهی داشت. در مدل نظری ارائه شده اثر لایه لایه‌شدگی در نظر گرفته نشده بود.

Caprino و همکاران [۱۷] رفتار چندلایه‌ای‌های آلومینیم - الیاف شیشه را در برابر ضربه کم سرعت بررسی کردند. جرم ضربه زنده ثابت بود و تغییر انرژی به وسیله تغییر ارتفاع انجام شد. بررسی نتایج نشان داد، منحنی‌های نیرو - جابه‌جایی کاملاً غیرخطی هستند که می‌توان آنها را با چندجمله‌ای‌های مرتبه ۲ به خوبی تخمین زد.

در این پژوهش، رفتار چندلایه‌ای‌های فلز - الیاف زیر بار ضربه بررسی شده است. در تحلیل چندلایه‌ای‌ها از روش انرژی استفاده شد. در کاربرد این روش مجموعه‌ای از فرض‌های ساده‌کننده در نظر گرفته شد. این فرض‌ها باعث شد، استفاده از این روش ساده‌تر از روش‌های به کار گرفته شده توسط سایر پژوهشگران باشد. در عین حال، توافق مناسب نتایج این روش با نتایج به دست آمده از نتایج تجربی نشان می‌دهد، روش استفاده شده مناسب است و به خوبی رفتار

$$V_f = V_{\text{glass}} / (V_{\text{resin}} + V_{\text{glass}}) = 53\% \quad (3)$$

خواص مکانیکی هر یک از مواد اولیه در جدول ۱ آمده است. خواص مکانیکی لایه‌های کامپوزیتی نیز بر اساس قانون مخلوط‌ها به ترتیب زیر محاسبه شد:

$$E_{c1} = E_{f1} V_f + E_m V_m \quad (4)$$

$$E_{c2} = \left(\frac{V_f}{E_{f2}} + \frac{V_m}{E_m} \right)^{-1} \quad (5)$$

$$V_{c12} = V_{f12} V_f + V_m V_m \quad (6)$$

در این معادلات E_{c1} ، E_{c2} و V_{c12} به ترتیب مدول کشسانی طولی، مدول کشسانی عرضی و ضریب پواسون طولی لایه کامپوزیت اند. V_m و V_f به ترتیب درصد حجمی الیاف و رزین و E_{f1} و E_{f2} مدول کشسانی طولی و عرضی الیاف و E_m مدول کشسانی رزین است. V_{f12} و V_m نیز به ترتیب ضریب پواسون طولی الیاف و ضریب پواسون رزین هستند. نمونه‌ها به شکل صفحاتی در اندازه $150 \times 150 \text{ mm}^2$ با لایه چینی به شکل $[AL/\theta_{11}\theta_{12}/AL/\theta_{21}\theta_{22}/AL]$ تهیه شد. از نماد AL برای نشان دادن لایه‌های آلومینیمی و از نماد θ برای نشان دادن لایه کامپوزیتی شامل الیاف با زاویه θ استفاده شده است.

با توجه به این که در این پژوهش شرایط تکیه گاهی به شکل تکیه گاه دایره‌ای گیردار (شکل ۱) انتخاب شد، به دلیل تقارن بارگذاری و شرایط تکیه گاهی اگر لایه چینی به شکل فوق در نظر گرفته شود، نمونه‌هایی که اختلاف زاویه الیاف در هر دو لایه کامپوزیتی آنها با هم برابر باشد، یکسان می‌شوند و تفاوتی با یک دیگر نخواهند داشت. مثلاً نمونه‌های $[AL/+45,-45/AL/-45,+45/AL]$ و $[AL/0,90/AL/90,0/AL]$ یکسانند و نیازی نیست که هر دو نمونه ساخته شود.

با توجه به این نکته، دو مجموعه نمونه شامل نمونه A با

جدول ۱ - خواص مکانیکی مواد اولیه.

مواد	σ_{Ult} (MPa)	ν (GPa)	E (GPa)
آلومینیم	۲۳۵	۰/۳۳	۴۶/۵
الیاف شیشه	۱۰۰۰	۰/۳	۷۳
اپوکسی	۶۰	۰/۳۵	۲/۷۵
شیشه-اپوکسی	۵۵۸	۰/۳۲	۴۰

چندلایه‌ای فلز - الیاف را در برابر بارهای ضربه‌ای پیش‌بینی می‌کند. در بخش تجربی، ۲ دسته نمونه با زاویه الیاف مختلف ساخته شد. نمونه‌ها شامل سه لایه آلومینیم بود که لایه‌های کامپوزیت الیافی شیشه - اپوکسی در بین آنها قرار داشت و در دستگاه ضربه سقوط وزنه آزمایش شد.

تجربی

مواد و روش‌ها

مواد به کار رفته برای ساخت نمونه‌ها شامل ورق آلومینیمی AA 1050 با ضخامت ۰/۵ mm، الیاف شیشه تک جهتی از نوع E-glass با چگالی 2400 g/m^3 ، رزین اپوکسی و سخت کننده از نوع EPOLAM 2002 تولید شده در شرکت AXSON فرانسه بود. اپوکسی استفاده شده با چگالی 114 g/cm^3 ، گرانشی 1700 MPa.s و با نسبت وزنی ۱۲:۱۰۰ با سخت کننده مخلوط و به مدت ۲۴ h در دمای محیط و زیر فشار 0.5 MPa پخت شد. با توجه به محاسبات و معادلات، که یک نمونه آن در ادامه آمده است، درصد حجمی الیاف برای صفحات کامپوزیتی ۵۳٪ بود. پیش از ساخت نمونه، لایه‌های الیاف شیشه و ورق‌های آلومینیم به دقت توزین و پس از ساخت نمونه، وزن آن معین شد. تفاوت حاصل، وزن رزین به کار رفته در ساخت نمونه را نشان می‌دهد. با معلوم بودن چگالی رزین و الیاف شیشه به راحتی حجم هر دو به دست می‌آید و می‌توان درصد حجمی الیاف را در لایه کامپوزیتی شیشه - اپوکسی به دست آورد.

$$\text{وزن لایه‌های الیاف به کار رفته در یک نمونه} \quad 114 \text{ g} = 15 \text{ cm} \times 15 \text{ cm}$$

$$\text{وزن ورق‌های آلومینیم به کار رفته در یک نمونه} \quad 975 \text{ g} = 15 \text{ cm} \times 15 \text{ cm}$$

$$\text{وزن نمونه ساخته شده} \quad 2493 \text{ g}$$

در نتیجه وزن رزین مصرفی برابر است با:

$$2493 - (114 + 975) = 404 \text{ g}$$

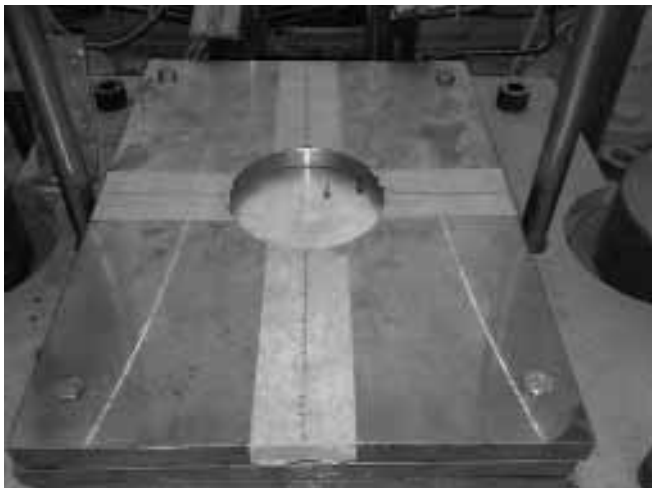
$$\rho = 27 \text{ g/cm}^3 \quad \text{چگالی آلومینیم}$$

$$\rho = 2524 \text{ g/cm}^3 \quad \text{چگالی شیشه از نوع E}$$

$$\rho = 119 \text{ g/cm}^3 \quad \text{چگالی رزین}$$

$$\rho_{\text{glass}} = m_{\text{glass}} / V_{\text{glass}} \longrightarrow V_{\text{glass}} = 44/88 \quad (1)$$

$$\rho_{\text{resin}} = m_{\text{resin}} / V_{\text{resin}} \longrightarrow V_{\text{resin}} = 39/8 \quad (2)$$

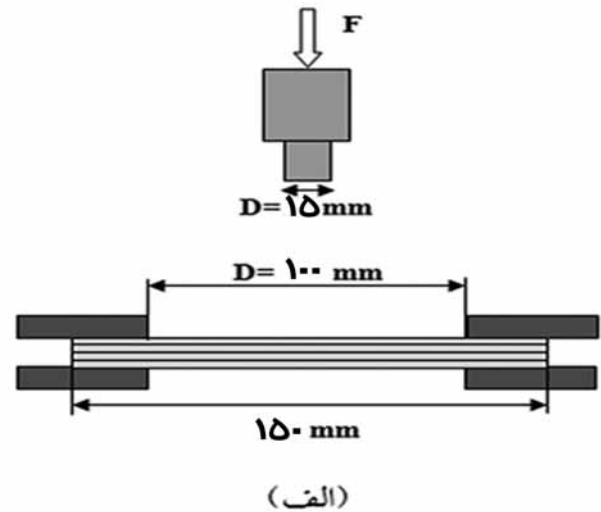


شکل ۲- نحوه قرار گرفتن نمونه‌ها در صفحات تکیه گاهی.

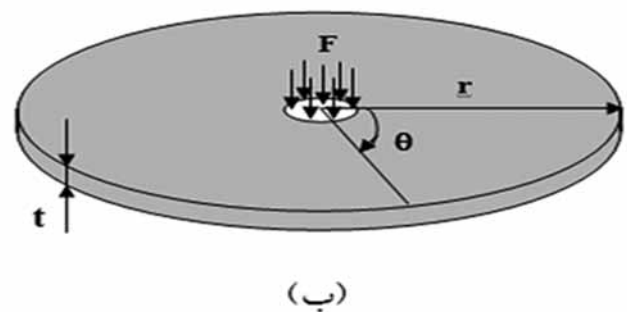
مدل تحلیلی

بر اساس آزمون‌های تجربی انجام شده روی کامپوزیت‌ها مشخص شد، به محض برخورد ضربه زننده به نمونه، یک موج فشاری، یک موج برشی و موج‌های ریلی از نقطه ضربه در جهت‌های مختلف شروع به انتشار می‌کنند. موج‌های فشاری و برشی به پشت نمونه رسیده و منعکس می‌شوند. پس از چند مرتبه رفت و برگشت امواج در ضخامت نمونه، حرکت صفحه به حالت پایدار می‌رسد. چنانچه طول مدت ضربه بیشتر از زمان لازم برای پایدار شدن حرکت نمونه باشد، ضربه کم سرعت محسوب می‌شود. اما، در ضربه پرسرعت مدت زمان تماس ضربه زننده و سازه کمتر از مدت زمان رسیدن موج برشی عرضی به مرزهای صفحه است. معمولاً خرابی ایجاد شده به وسیله ضربه پرسرعت محلی است و باعث نفوذ و خرابی بیشتر در محل برخورد می‌شود، اما خرابی ناشی از ضربه کم سرعت کلی‌تر است و شبیه به حالت بارگذاری شبه ایستا است. به طور کلی و بر اساس آزمون‌های تجربی، پژوهشگران نتیجه گرفته‌اند که یک بار ضربه‌ای کم سرعت با انرژی جنبشی مشخص و یک بار ایستا با همان مقدار انرژی، تغییر شکل مرکزی برابر روی یک صفحه ایجاد می‌کنند [۱۰، ۱۸، ۱۹]. در نتیجه برای مدل‌سازی ضربه کم سرعت می‌توان از معادلات حاکم بر بارگذاری ایستا استفاده کرد.

برای تغییر شکل‌های کوچک، خمش نقش اساسی در ایجاد تغییر شکل دارد و می‌توان رابطه‌ای خطی بین کرنش و مشتقات تغییر مکان برقرار ساخت. اما برای تغییر شکل‌های بزرگ جمله‌های غیرخطی که به کشیدگی مربوط می‌شوند، نیز باید در محاسبات وارد شود. در نتیجه با استفاده از معادلات فون-کارمن در دستگاه مختصات قطبی و با فرض متقارن بودن شرایط تکیه‌گاهی و نیروی وارد شده و نیز با فرض نازک



(الف)



(ب)

شکل ۱- (الف) شکل و ابعاد تکیه‌گاه و ضربه‌زننده و (ب) دستگاه مختصات مورد استفاده، هندسه نمونه و بارگذاری.

لایه چینی [AL/0,90/AL/90,0/AL] و نمونه B با لایه چینی [AL/90,90/AL/0,0/AL] ساخته و آزمایش شد. هنگام آزمایش نمونه B لایه صفر درجه در بالا قرار داشت. شایان ذکر است، از هر نمونه حداقل ۳ مورد ساخته و آزمایش شد.

برای انجام آزمون‌ها از دستگاه ضربه‌تقلی استفاده شد. ضربه زننده سر تخت با مقطع استوانه‌ای و قطر ۱۵ mm بود. فاصله رها شدن ضربه زننده از سطح نمونه بار اول ۱۰۰ cm و بار دوم ۱۵۰ cm معین شد. سرعت نهایی به دست آمده برای این دو حالت ۴ و ۵ m/s و در نتیجه انرژی ضربه به ترتیب برابر با ۲۰ و ۳۱ J بود. سرعت ضربه زننده با استفاده از یک زمان‌سنج لیزری سریع با دقت میکروثانیه اندازه‌گیری شد. تفاوت انرژی با تغییر ارتفاع ضربه زننده ایجاد شد. وزن ضربه زننده در تمام آزمون‌ها ثابت و برابر ۲۵۰۰ g بود. برای ایجاد شرایط تکیه‌گاهی به شکل دایره‌ای گیردار، نمونه‌ها بین دو صفحه فولادی ضخیم که سوراخی به قطر ۱۰ cm در آنها وجود داشت، مطابق شکل ۲، بسته شد. در هر آزمایش محل برخورد ضربه زننده مرکز نمونه معین شد.

بودن ورق معادلات کرنش - تغییر مکان به شکل زیر در می‌آیند:

$$w/w_0 = \frac{[(a^2 - r^2) \frac{a^2 - b^2}{2a^2} + (b^2 + r^2) \log \frac{r}{a}]}{[\frac{a^2 - b^2}{2} + (b^2 \log \frac{b}{a})]} \quad b \leq r \leq a \quad (15)$$

در معادله (۱۵)، w تغییر شکل عرضی و w_0 تغییر شکل عرضی بیشینه است. انرژی کشسان پلاستیک هر لایه آلومینیم از معادلات (۱۶) و (۱۷) محاسبه می‌شود:

$$du = \frac{1}{2} E \bar{\epsilon}^{-2} \quad \bar{\epsilon} < \frac{\sigma_y}{E} \quad (16)$$

$$du = \frac{1}{2} \alpha \bar{\epsilon}^2 + [1 - \frac{\alpha}{2E}] \frac{\sigma_y}{\epsilon} - \frac{\sigma_y^2}{2E} [1 - \frac{\alpha}{E}] \quad (17)$$

انرژی کرنش کل در هر لایه آلومینیمی، U_{Al} ، از معادله (۱۸) به دست می‌آید:

$$U_{Al} = \int_0^{2\pi} \int_0^a \int_{-\tau/2}^{\tau/2} (dU) r dz dr d\theta \quad (18)$$

انتگرال (۱۸) با روش‌های عددی و تقسیم صفحه به اجزای کوچک قابل محاسبه است. برای هر جزء با استفاده از معادلات فون - کارمن و معادله تغییر شکل می‌توان کرنش مؤثر را محاسبه کرد و بر اساس آن انتگرال (۱۸) را به دست آورد.

برای محاسبه انرژی کرنشی لایه‌های کامپوزیتی ابتدا با معلوم بودن خواص هر لایه ماتریس سفتی آن لایه به دست می‌آید. برای استفاده از این معادلات در دستگاه مختصات قطبی، جمله‌های مختلف در ماتریس انتقال ضرب می‌شود. سپس، با معلوم بودن تغییر شکل کلی هر لایه و جزء بندی هر لایه در راستای شعاعی، محیطی و عرضی مقدار انتگرال انرژی با روش عددی محاسبه می‌شود:

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} = \quad (19)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{-\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}$$

$$\beta = 2\pi - \theta - \alpha \quad (20)$$

$$\bar{Q}_{rr} = Q_{11}(\cos \beta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})(\sin \beta)^2(\cos \beta)^2 + Q_{22}(\sin \beta)^4 \quad (21)$$

$$\epsilon_r = \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{1}{2} [(\frac{\partial u}{\partial r})^2 + (\frac{\partial w}{\partial r})^2] - z \frac{\partial^2 w}{\partial r^2} \quad (7)$$

$$\epsilon_\theta = \frac{u}{r} - z(\frac{1}{r} \frac{\partial w}{\partial r}) \quad (8)$$

$$\epsilon_{r\theta} = 0 \quad (9)$$

در این معادلات، ϵ_r کرنش شعاعی، ϵ_θ کرنش مماسی و $\epsilon_{r\theta}$ کرنش برشی است. u و w نشان دهنده تغییر شکل شعاعی و عرضی است. هندسه مسئله و دستگاه مختصات استفاده شده در شکل ۱ نشان داده شده است.

با استفاده از فرض دوم، خطی بودن رفتار کشسان - پلاستیک لایه‌های آلومینیم، کرنش و تنش در هر نقطه از نمودار تنش - کرنش برحسب پارامترهای مشخص به دست آمد و سپس کرنش مؤثر محاسبه شد. با معلوم بودن معادله تغییر شکل صفحه می‌توان این معادلات را در انتگرال انرژی قرار داد و مقدار انرژی کرنشی هر لایه را به دست آورد:

$$\epsilon = \frac{\sigma}{E} \quad \epsilon < \frac{\sigma_y}{E} \quad (10)$$

$$\epsilon = \epsilon_{el} + \epsilon_{pl} \quad \epsilon > \frac{\sigma_y}{E} \quad (11)$$

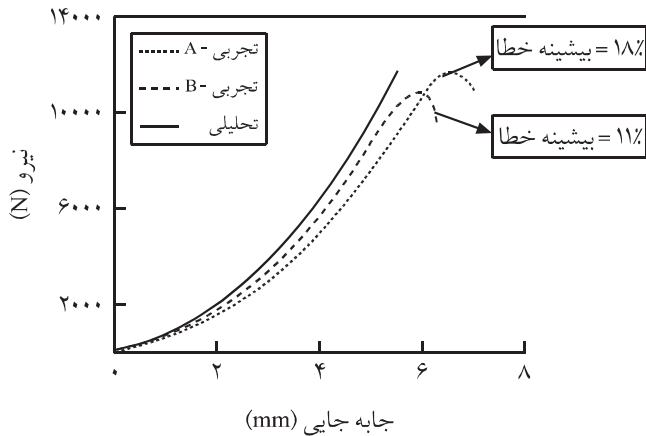
در معادلات (۱۱) و (۱۲)، σ_y تنش تسلیم، ϵ_{el} کرنش در ناحیه کشسان و ϵ_{pl} کرنش در ناحیه پلاستیک است. معادله (۱۱) را، که مربوط به بخش پلاستیک است، می‌توان به شکل زیر نوشت:

$$\sigma = E_{el}\epsilon_y + \alpha(\epsilon - \epsilon_y) \quad (12)$$

$$\epsilon = \frac{1}{\alpha} + (\sigma - \sigma_y) + \frac{\sigma_y}{E} \quad (13)$$

$$\bar{\epsilon}^{-2} = \frac{3}{4} [\epsilon_r^2 + \epsilon_\theta^2 + \epsilon_r \epsilon_\theta] \quad (14)$$

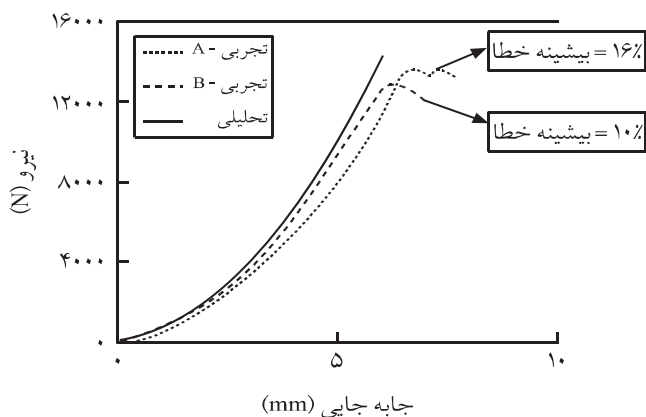
در این معادلات، ϵ_y کرنش در نقطه تسلیم، α زاویه منحنی تنش - کرنش در ناحیه پلاستیک و ϵ' کرنش مؤثر است. در مرجع ۲۰ نشان داده شده است، تغییر شکل یک صفحه گرد به شعاع a با تکیه گاه گیردار، زیر بار q که در سطح دایره‌ای به شعاع b گسترده شده (شکل ۱ ب) به شکل زیر است:



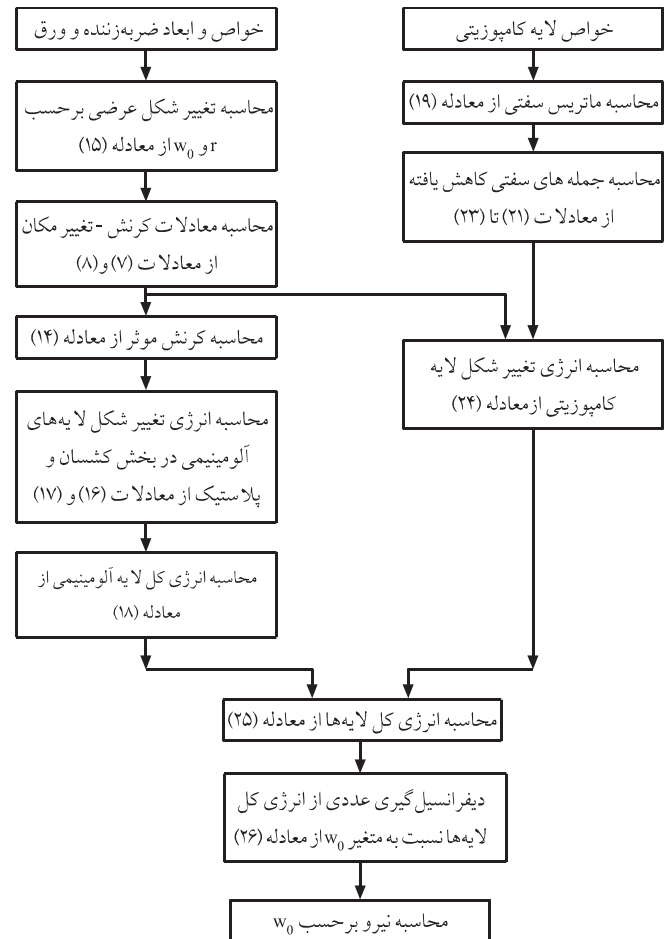
شکل ۴ - نمودار نیرو - تغییر شکل برای مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی زیر ضربه ۲۰ J.

$$F = \frac{du}{dw_0} \approx \frac{U(w_0 + \delta) - U(w_0)}{\delta} \quad (26)$$

در معادله (۲۶) انرژی کل لایه‌ها، F نیروی وارد شده بر صفحه و δ تغییرات بسیار کوچک تغییر مکان مرکز صفحه است. با در نظر گرفتن $\delta \leq 0.0001 w_0$ معادله (۲۶) از دقت خوبی برخوردار خواهد بود. با معلوم شدن نیروی F به ازای تغییر شکل بیشینه w_0 نمودار نیرو - تغییر شکل برای هر نمونه رسم شد. برای روشن تر شدن روند در بخش تحلیلی، مراحل حل به شکل نمودار جریان در شکل ۳ آمده است. مقایسه نمودار نیرو - تغییر شکل تحلیلی و تجربی و توضیحات بیشتر در بخش نتایج و بحث آورده شده است.



شکل ۵ - نمودار نیرو - تغییر شکل برای مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی زیر ضربه ۳۱ J.



شکل ۳ - نمودار جریان مراحل حل تحلیلی.

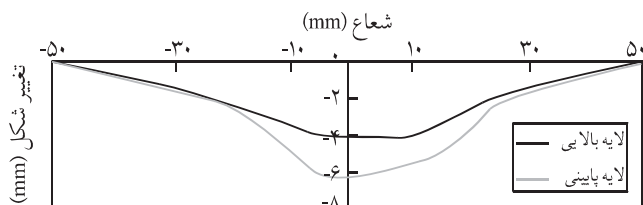
$$\bar{Q}_{\theta\theta} = Q_{11}(\cos \beta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})(\sin \beta)^2(\cos \beta)^2 + Q_{22}(\sin \beta)^4 \quad (22)$$

$$\bar{Q}_{r\theta} = (Q_{11} + Q_{12} - 4Q_{66}) + (\sin \beta)^2(\cos \beta)^2 + Q_{12} + [(\sin \beta)^2 + (\cos \beta)^2 + Q_{22}(\sin \beta)^4] \quad (23)$$

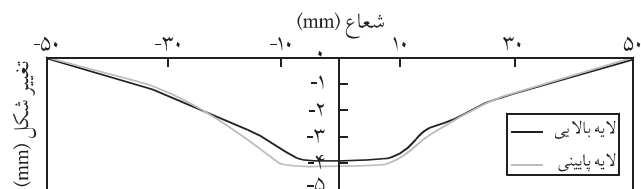
$$U_c = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^{t/2} \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{rr} \varepsilon_r^2 + \bar{Q}_{\theta\theta} \varepsilon_\theta^2 + 2\bar{Q}_{r\theta} \varepsilon_r \varepsilon_\theta) r dr dz d\theta \quad (24)$$

در معادلات پیش گفته، $[Q]$ ماتریس سفتی، U_c انرژی کرنشی هر لایه کامپوزیتی، β زاویه جزء مورد بررسی در دستگاه مختصات قطبی و α زاویه الیاف در لایه کامپوزیتی است. در معادلات (۱۸) و (۲۴) مقادیر انرژی کرنشی بر حسب خیز بیشینه به دست می‌آید. برای محاسبه انرژی کل لایه‌ها می‌توان نوشت:

$$U = \sum_{n=1}^k (U_{Al})_n + \sum_{n=1}^{k-1} (U_c)_n \quad (25)$$



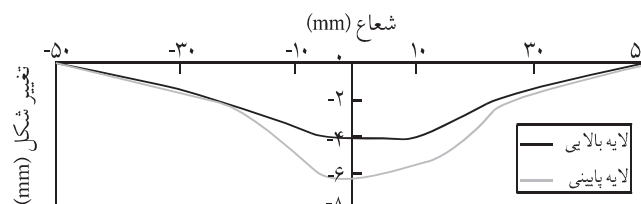
شکل ۹- تغییر شکل مقطع لایه بالایی و لایه پستی نمونه B زیر ضربه ۲۰ J.



شکل ۶- تغییر شکل مقطع لایه بالایی و لایه پستی نمونه A زیر ضربه ۲۰ J.

جمع می‌شود. از این رو، برای نمونه‌های A و B که لایه‌های مشابه دارند و اختلاف آنها تنها در ترتیب قرارگیری لایه‌های کامپوزیتی است، نمودار نیرو - جا به جایی تحلیلی یکسان است. همان‌طور که در شکل‌های ۴ و ۵ مشاهده می‌شود، توافق مناسبی بین نمودارهای تحلیلی و تجربی وجود دارد. البته در این نمودارها، منحنی تحلیلی کمی بالاتر از منحنی‌های تجربی قرار گرفته است و این بدان معناست که مقاومت ضربه‌ای واقعی تحمل شده به وسیله نمونه کمتر از چیزی است که به طور نظری پیش‌بینی شده است. برای نمونه A زیر ضربه ۲۰ و ۳۱ J مقاومت واقعی به ترتیب ۱۱٪ و ۱۰٪ کمتر از پیش‌بینی تحلیلی بود و نیز برای نمونه B زیر ضربه ۲۰ و ۳۱ J مقاومت واقعی ۱۸٪ و ۱۶٪ کمتر از پیش‌بینی روش تحلیلی بود. در واقع، علت این امر را می‌توان مربوط به عیوب ساختاری موجود در نمونه‌ها، ایده آل نبودن شرایط تکیه گاهی و نیز استفاده از فرض‌های ساده‌کننده‌ای دانست که در حل تحلیلی به کار رفته‌اند.

پس از انجام آزمون‌ها، هر نمونه به وسیله ساعت اندازه‌گیری با دقت ۰/۰۱ mm اندازه‌گیری شد. نمودار مقایسه‌ای تغییر شکل لایه بالایی و لایه پستی هر نمونه در شکل‌های بعدی نشان داده شده است. به منظور



شکل ۷- تغییر شکل مقطع لایه بالایی و لایه پستی نمونه A زیر ضربه ۳۱ J.

نتایج و بحث

نتایج حاصل از آزمون ضربه به شکل منحنی‌های نیرو - تغییر شکل به دست آمد. مقایسه منحنی‌های نیرو - تغییر شکل تحلیلی با نتایج تجربی به دست آمده از آزمایش در شکل‌های ۴ و ۵ آمده است. آن‌چه در این نمودارها به عنوان نمودار تجربی نیرو - تغییر شکل نشان داده شده، نمودارهای میان‌گذر است که به منظور سهولت مقایسه روی داده‌های تجربی رسم شده است. در روش تحلیلی به کار گرفته شده انرژی کرنشی تک تک لایه‌ها بدون در نظر گرفتن ترتیب لایه‌ها با یک دیگر



(ب)

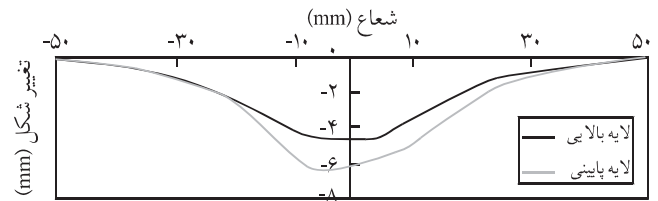


(الف)

شکل ۸- نمونه A پس از: (الف) ضربه ۲۰ J و (ب) ضربه ۳۱ J.

و لایه‌های ساخته شده از کامپوزیت‌های الیافی تشکیل می‌شوند. در این طرح، رفتار این مواد در برابر بارهای ضربه‌ای بررسی شد. دو مجموعه نمونه کامپوزیتی از جنس آلومینیم - الیاف شیشه با لایه چینی مختلف ساخته شد و زیر بارهای ضربه‌ای با سرعت‌های اولیه ضربه زننده برابر با ۴ و ۵ m/s قرار گرفت. پس از انجام هر آزمون، مساحت ناحیه‌ای که در آن جدایش لایه‌ها رخ داده معین شد. نمودار نیرو - تغییر شکل هر نمونه نیز با آن چه که در بررسی تحلیلی به دست آمده بود، مقایسه شد. بررسی نتایج تجربی نشان می‌دهد، مساحت ناحیه جدایش لایه‌ها و تعداد لایه‌های جدا شده در نمونه A با لایه چینی [AL/0,90/AL/90,0/AL] مقدار کمتری نسبت به نمونه B با لایه چینی [AL/90,90/AL/0,0/AL] دارد. هم‌چنین، این نمونه از نظر تغییر شکل کلی نیز از نمونه B تغییر شکل پلاستیک کمتری نشان می‌دهد. مقایسه نمونه‌ها نشان می‌دهد، استفاده از لایه‌های کامپوزیتی با آرایش $[\theta / -\theta +]$ و تقارن لایه چینی، نقش مهمی را در استحکام کلی نمونه دارد. در هر دو سطح انرژی، نمونه متقارن A از نمونه نامتقارن B مقاومت بیشتری دارد. استفاده از لایه‌های کامپوزیتی با الیاف تک جهتی در راستای مشخص مقاومت کلی نمونه را در راستای الیاف به شدت افزایش می‌دهد، اما این لایه‌ها در برابر بارهای ضربه‌ای کارایی کمتری نشان می‌دهند. با افزایش سرعت اولیه ضربه زننده و در نتیجه افزایش انرژی ضربه در محدوده بررسی شده، اگر چه تعداد لایه‌های جدا شده، مساحت ناحیه جدایش لایه‌ها و نیز تعداد لایه‌های شکسته شده افزایش می‌یابد، اما روند جذب انرژی برای نمونه‌ها تغییر چندانی نمی‌کند.

در مدل تحلیلی نیز با در نظر گرفتن رفتار کشسان - پلاستیک برای آلومینیم و رفتار کشسان برای کامپوزیت‌های الیافی و استفاده از شکل



شکل ۱۰ - تغییر شکل مقطع لایه بالایی و لایه پستی نمونه B زیر ضربه ۳۱J.

بررسی مناطق لایه لایه شده، منحنی‌های پشت و جلو هر نمونه به شکل تطابقی نسبت به خط صفر رسم شد. فاصله گرفتن این دو نمودار از یک دیگر نشان دهنده مناطقی است که جدایش بین لایه‌ها رخ داده، زیرا همان‌طور که ذکر شد، ضخامت نمونه منظور نشده است.

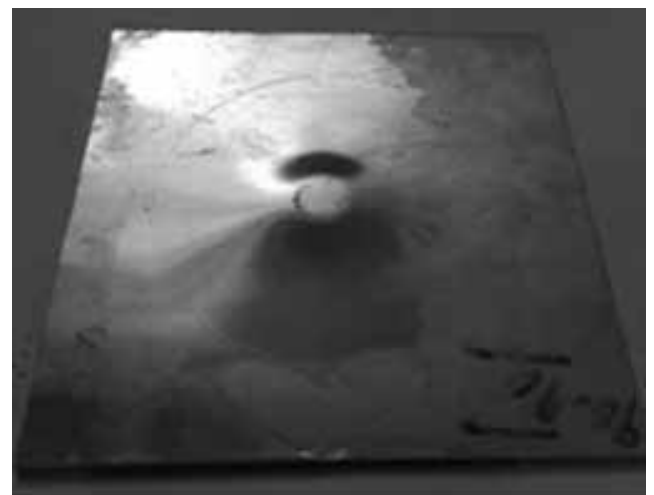
در شکل ۶ منحنی لایه بالایی و پایینی نمونه A زیر ضربه ۲۰ J و در شکل ۷ این منحنی برای ضربه ۳۱J نشان داده شده است. تصویر نمونه‌ها پس از انجام آزمون نیز در شکل ۸ آورده شده است. با مقایسه شکل‌های ۶ و ۷ مشاهده می‌شود، با افزایش انرژی ضربه زننده مساحت ناحیه لایه‌لایه شده و هم‌چنین عمق خرابی افزایش یافته است. این نتیجه در نمونه B نیز مشاهده می‌شود. نمودارهای به دست آمده برای نمونه‌های ۹ تا ۱۱ و هم‌چنین تصویر نمونه‌ها پس از انجام آزمون در شکل‌های ۹ تا ۱۱ نشان داده شده است.

نتیجه‌گیری

چندلایه‌ای‌های فلز - الیاف از کنار هم قرار گرفتن لایه‌های فلزی نازک



(ب)



(الف)

شکل ۱۱ - نمونه B پس از: (الف) ضربه ۲۰J و (ب) ضربه ۳۱J.

را مشخص می‌کند. تطابق خوب داده‌های تجربی و نتایج تحلیلی، کارایی مناسب روش به کار گرفته شده را برای پیش بینی خواص ضربه چندلایه‌ای‌های فلز-الیاف به اثبات رساند.

ساده شده معادلات فون - کارمن انرژی کرنشی صفحات در بارگذاری ضربه، به دست آمد. دیفرانسیل گیری از مجموع انرژی لایه‌ها نسبت به تغییرات تغییر شکل عرضی در هر لحظه، نیروی متناظر با آن تغییر شکل

مراجع

1. Wu G. and Yang J.M., The Mechanical Behavior of Glare Laminates for Aircraft Structures, *J. Miner. Metal. Mater. Soc. (JOM)*, **57**, 72-79, 2005.
2. Payeganeh G.H., Ashenai Ghasemi F., and Malekzadeh K., Dynamic Response of Fiber-Metal Laminates Subjected to Low-Velocity Impact, *Thin-Walled Struct.*, **48**, 62-70, 2010.
3. Liu Y. and Liaw B., Effects of Constituents and Lay-up Configuration on Drop-Weight Tests of Fiber-Metal Laminates, *Appl. Compos. Mater.*, **17**, 43-62, 2010.
4. Caprino G., Spataro G., and Del Luongo S., Low-Velocity Impact Behavior of Fibreglass-Aluminium Laminates, *Composites, Part A*, **35**, 605-616, 2004.
5. Sadighi M., Tajdari M., and Dariushi S., An Investigation on Tensile Properties of Glass Fiber/ Aluminum Laminates, *Iran. J. Polym. Sci. Technol. (In Persian)*, **22**, 31-39, 2009.
6. Hagenbeek M., Van Hengel C., Bosker O.J., and Vermeeren C., Static Properties of Fiber Metal Laminates, *Appl. Compos. Mater.*, **10**, 207-222, 2003.
7. Volt A., Vogelesang L.B., and de Vries T.J., Towards Application of Fiber Metal Laminates in Larger Aircraft, *Aircraft Eng. Aerospace Technol.*, **71**, 558-570, 1999.
8. Sadighi M. and Dariushi S., An Experimental Study on Impact Behavior of Fiber/Metal Laminates, *Iran. J. Polym. Sci. Technol. (In Persian)*, **21**, 315-327, 2008.
9. Park S.Y., Choi W.J., and Choi H.S., A Comparative Study on the Properties of GLARE Laminates Cured by Autoclave and Autoclave Consolidation Followed by Oven Post Curing, *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, **49**, 605-613, 2010.
10. Vlot A., Impact Loading on Fibre Metal Laminates, *Int. J. Impact Eng.*, **18**, 291-307, 1996.
11. Sadighi M. and Dariushi S., An Experimental Study of the Fiber Orientation and Laminate Sequencing Effects on Mechanical Properties of GLARE, *Proc. IMechE Part G. J. Aero. Eng.*, **222**, 1015-1024, 2008.
12. Wu G., Yang J.M., and Hahn H.T., The Impact Properties and Damage Tolerance and of Bi-directionally Reinforced Fiber Metal Laminates, *J. Mater. Sci.*, **42**, 948-957, 2007.
13. Carrillo J.G. and Cantwell W.J., Mechanical Properties of a Novel Fiber-metal Laminate Based on a Polypropylene Composite, *Mech. Mater.*, **41**, 828-838, 2009.
14. Langdon G.S., Nurick G.N., Lemanski S.L., Simmons M.C., Cantwell W.J., and Schleyer G.K., Failure Characterisation of Blast-Loaded Fibre-Metal Laminate Panels Based on Aluminium and Glass-Fibre Reinforced Polypropylene, *Compos. Sci. Technol.*, **67**, 1385-1405, 2007.
15. Langdon G.S., Lemanski S.L., Nurick G.N., Simmons M.C., Cantwell W.J., and Schleyer G.K., Behaviour of Fibre-Metal Laminates Subjected to Localised Blast Loading: Part I-Experimental Observations, *Int. J. Impact Eng.*, **34**, 1202-1222, 2007.
16. Abdullah M.R., and Cantwell W.J., The Impact Resistance of Polypropylene Based Fiber-Metal Laminates, *Compos. Sci. Technol.*, **66**, 1682-1693, 2006.
17. Caprino G., Lopresto V., and Iaccarino P., A Simple Mechanistic Model to Predict the Macroscopic Response of Fibreglass-Aluminium Laminates under Low-Velocity Impact, *Composites, Part A*, **38**, 290-300, 2007.
18. Shivakumar K.N., Elber W., and Illg W., Prediction of Low-Velocity Impact Damage in Thin Circular Laminates, *AIAA J.*, **23**, 442-449, 1985.
19. Abrate S., *Impact on Composite Structure*, Cambridge University, USA, 1998.
20. Timoshenko S.P. and Woinowsky-Krieger S., *Theory of Plates and Shells*, McGraw-Hill, Singapore, 1985.