

الگوی لولاهای گسیختگی در پنل‌های چندلایه کامپوزیتی تحت بارگذاری خارج از صفحه

علیرضا نظری*

مهدی خانزاده‌مرادلو

استادیار، گروه مهندسی عمران، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران، arnazari@tvu.ac.ir

استادیار، گروه مهندسی عمران و محیط‌زیست، دانشگاه تمپل، فیلادلفیا، آمریکا، mehdi.khanzadeh@temple.edu

چکیده

عملکرد مناسب چندلایه‌های پلیمری تقویت‌شده با الیاف در برابر بارهای خارج‌ازصفحه مورد توجه تحقیقات زیادی قرار گرفته است. در این تحقیق سه نوع لایه‌چینی متفاوت دارای الیاف متعامد، تقویت‌شده در راستای طولی و چندلایه‌های دارای الیاف بافت‌شده از جنس الیاف شیشه و رزین وینیل‌استر با روش قالب‌گیری رزین تزریق‌شده تحت فشار ساخته شده و برای دو نسبت منظر در پنل‌ها تحت بار متتمرکز قرار گرفت. نمونه‌های آزمایشگاهی توسط مدل‌های المان محدود شبیه‌سازی شده و مودهای مختلف شکست شامل آسیب ماتریس و الیاف ملاحظه گردید تا الگوی مقاصل خارجی در خلال فروریزش پنل‌ها پیش‌بینی شود. مطابق با نتایج، فروریزش پنل‌ها با تشکیل دو لولای گسیختگی به صورت قطری در اطراف ناحیه کمانش کرده از پنل آغاز و موجب کاهش پنل شده و در ادامه با فعال شدن لولای گسیختگی سوم بر روی ناحیه کمانش کرده، عوامل فروریزش کامل شد. مقادیر بیشینه پارامترهای مقاومت باقیمانده و جذب انرژی پس از گسیختگی در مورد پنل‌های دارای لایه‌گذاری متعامد ملاحظه شد، هرچند الگوی خطوط خراجی در مدل‌های مختلف مشابه بود.

واژه‌های کلیدی: پنل‌های کامپوزیتی؛ آسیب پیش‌رونده؛ مودهای خارجی؛ الگوی لولاهای خارجی؛ بارگذاری خارج از صفحه؛ جذب انرژی.

Pattern of failure hinges in composite laminated panels under out-of-plane loading

A. R. Nazari

Department of Civil Engineering, Technical and Vocational University, Tehran, Iran

M. Khanzadeh-Moradlo

Department of Civil and Environmental Engineering, Temple University, Philadelphia, USA

Abstract

Appropriate performance of fiber reinforced polymeric (FRP) laminates subjected to the out-of-plane loads has been concerned in many studies. In this study, three different layups for the laminates consisted of cross-ply, strengthened longitudinally and woven plies, made of E-glass fibers and vinyester resin were fabricated using the resin injection molding technique for concentrated loading of the panels with two aspect ratios. The experimental specimens were simulated by FE models considering the various damage modes related to matrix and fibers to estimate the patterns of failure hinges in the laminated panels through the collapse. According to the results, failure in the panels initiated by occurrence of two diagonal failure hinges around the buckled region of the panels which led to degradation of stiffness and in the following, by manifestation of the third failure hinge on the buckled region, the factors required for collapse were completed. The parameters of residual strength and energy absorption capacity after the failure showed the maximum values for the laminated panels with cross-ply layups, however a similar pattern of the failure hinges was observed for various specimens.

Keywords: Composite panels; Progressive damage; Failure modes; Pattern of failure hinges; Out-of-plane loading; Energy absorption.

فاصله زیاد بین سخت‌کننده‌های طولی و عرضی، شرایط برای تغییرشکل بزرگ ورق‌های چندلایه وجود داشته و در نتیجه ناحیه ضربه، اختصاص سرعت زیاد به پرتایه و شرایط مرزی گیردار برای ورق‌های چندلایه، غالباً فرست ایجاد تغییرشکل‌های خمشی در چندلایه‌ها به وجود نیامده و عکس‌العمل چندلایه تحت تأثیر صرف رفتار موضعی سوراخ‌شونده قرار می‌گیرد. فلذا به نظر می‌رسد که پاسخ پنل‌های دارای شرایط مرزی منعطف در برابر بارهای ضربه‌ای با سرعت کم، علت ایجاد تغییرشکل‌های بزرگ خمشی متفاوت باشد. از مسائل مشابه در این ارتباط، می‌توان به بروزی پاسخ پنل‌های بتنه مورد کاربرد در سازه‌های ساختمنی در برابر بارهای عمودبرصفحه تحت تأثیر تغییرشکل‌های بزرگ خمشی و پیش‌بینی لولاهای گسیختگی در این پنل‌ها با ابعاد و شرایط مرزی مختلف تا رسیدن به لحظه فروریزش [۵] مطابق با شکل ۱ اشاره کرد [۶]. حال آنکه بروزی این شکل از فروریزش در مورد پنل‌های ساخته شده از چندلایه‌های کامپوزیتی کمتر

۱- مقدمه

خصوصیات ارزشمند چندلایه‌های کامپوزیتی موجب گسترش کاربرد این اعضا در انواع سازه‌ها و ابزارها در صنایع مختلف شده که به عنوان نمونه نسبت بالای استحکام به وزن، آن‌ها گزینه‌ای مناسب جهت کاربرد بصورت پوسته‌های سازه‌ای مطرح کرده است. در همین راست، میزان مقاومت و قابلیت اعتماد پوسته‌های کامپوزیتی در مقابل انواع بارگذاری‌ها مانند بارهای عمود بر صفحه مورد بروزی قرار گرفته و پاسخ آن‌ها شامل تغییرات خمش، برش، ایجاد خستگی، پیشروی آسیب، مقاومت پسماند و میزان جذب انرژی در برابر بارهای ضربه‌ای برای لایه‌چینی‌ها با شرایط مرزی مختلف مطالعه شده است [۴-۱]. مرور ادبیات در این زمینه تحقیقاتی نشان می‌دهد که در اکثر برنامه‌های آزمایشگاهی و یا مطالعات شبیه‌سازی، غالباً رفتار موضعی پنل‌های چندلایه کامپوزیتی مورد توجه قرار گرفته و به عبارتی سرعت پنل‌های اندازه‌ای تعریف شده که اجازه تغییرشکل برای ورق‌های چندلایه داده نشده است. حال آنکه در برخی موارد کاربردی، در نتیجه

مورد تحقیق قرار گرفته است. لازم به ذکر است که لولای گسیختگی با ایجاد تسلیم و یا خرابی در بخشی از سطح مقطع پنل‌ها تشکیل شده که با بهم پیوستن این لولاهای سازه به مکانیزم تبدیل شده و پایداری خود را از دست می‌دهد [۵].

مروء ادبیات ننان می‌دهد تحقیقات زیادی در مورد ارزیابی عمر بهره‌داری ورق‌های چندلایه و تعیین مقاومت پسماند پس از آسیب ناشی از ضربه در برابر بارهای کششی و فشاری [۷-۱۱]، انجام گرفته و بعنوان مثال، تاثیر مودهای خرابی مربوط به الیاف و ماتریس [۱۲، ۱۳] و یا جدایش بین‌لایه‌ای [۱۴-۱۶] در مکانیزم فروریزش پنل‌ها و همچنین راههای مختلف برای تقویت چندلایه‌ها [۱۷، ۱۸] توسط مطالعات آزمایشگاهی و مدل‌سازی المان محدود مورد بررسی قرار گرفته است حال آنکه در غالب این تحقیقات، با توجه به کاربرد خاص سازه‌های مدنظر، نوع برخورد مورد مطالعه، تحت تاثیر خصوصیات نفوذپذیری پنل‌ها بصورت موضعی و بدون تشکیل لولاهای گسیختگی برای ناپایداری پنل‌ها می‌باشد. شکریه و همکاران [۱۹] آسیب پیشرونده در چندلایه‌های کامپوزیتی دارای بازشو را تحت بارگذاری کششی به علت مودهای خرابی بین‌لایه‌ای و درون‌لایه‌ای ملاحظه کردند که این خرابی‌ها به ترتیب توسط مدل ناحیه چسبنده و نظریه خرابی هشین شبیه‌سازی شده بود. ظاهری و بخشان [۲۰] طول مشخصه کششی را در چندلایه‌های کامپوزیتی دارای الیاف بافته‌شده برای ارزیابی مقاومت نهایی، توسط مدل آسیب پیشرونده بدست آوردند. حسنعلی زاده و همکاران [۲۱] رفتار ضربه‌ای با سرعت کم را در چندلایه‌های کامپوزیتی سه‌بعدی بررسی کردند. چهربیان و همکاران [۲۲] مقاومت چندلایه‌های کامپوزیتی الیاف و فلز را به صورت آزمایشگاهی و عددی بررسی کردند. علیائی و فلاحتگر [۲۳] تاثیر اصطکاک بین‌الیاف را در رفتار خرابی و مقاومت نهایی چندلایه‌های بافته‌شده تحت بار ضربه‌ای با سرعت بالا مشاهده کردند. سروش و همکاران [۲۴] به صورت تجربی و توسط مدل‌سازی عددی رفتار کامپوزیت‌های تقویتشده با پارچه‌های حلقوی پویی را تحت بار ضربه‌ای با سرعت بالا ارزیابی کردند.

در این تحقیق رفتار باربری و خرابی پنل‌های چندلایه کامپوزیتی از نوع الیاف شیشه و زین وینیل استر با تکیه‌گاهی از نوع نشیمن ساده برای لبه پنل‌ها به صورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار گرفت و الگوی تشکیل لولاهای گسیختگی بر روی پنل‌ها تا فروریزش پنل توصیف شد که روند تشکیل این لولاهای در پنل‌های کامپوزیتی در تحقیقات مشابه مورد توجه قرار نگرفته و نوآوری تحقیق حاضر می‌باشد. در ادامه نمونه‌های آزمایشگاهی توسط مدل‌های المان محدود شبیه‌سازی شده و تاثیر مودهای گسیختگی مختلف در ایجاد لولاهای گسیختگی ارزیابی شد. همچنین پارامترهای موثر در باربری شامل بیشینه ظرفیت باربری، میزان جذب انرژی و نسبت مقاومت پسماند به بیشینه ظرفیت برای سه لایه‌چینی مختلف تعیین شده و نحوه کاهش سفتی پنل‌ها تا فروریزش مورد مقایسه قرار گرفته و روش لایه‌چینی مناسبتر برای چندلایه‌ها تعیین شد.

تکیه‌گاه ساده دورتا دور

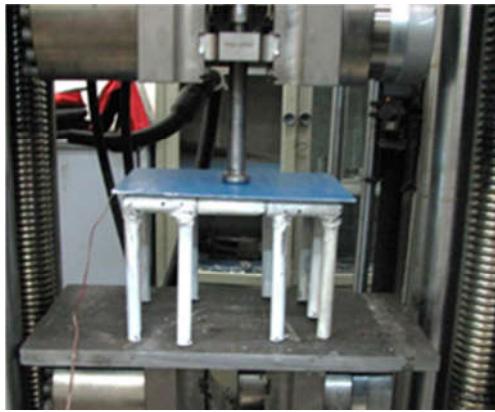


شکل ۱- لولاهای گسیختگی محتمل در یک پنل بتنی [۵].

۲- مطالعه آزمایشگاهی

برای ساخت چندلایه‌های کامپوزیتی، دو نوع الیاف شیشه-E و زین وینیل استر مورد استفاده قرار گرفت که الیاف نوع اول بصورت تک جهته و دارای دانسیته 400 gr/m^2 و مقاومت کششی 6000 MPa و الیاف نوع دوم، پارچه‌ای بافته شده در دو جهت دارای دانسیته gr/m^2 و مقاومت کششی مساوی در دو طرف اصلی 300 MPa بود. چندلایه‌های کامپوزیتی با سه لایه‌گذاری، اولی با هدف بررسی خرابی در چندلایه‌های دارای یک جهت قوی‌تر، دومی با هدف بررسی خرابی در چندلایه‌های دارای مقاومت برابر در دو طرف و سومی با هدف بررسی خرابی در چندلایه‌های از جنس الیاف بافته شده ساخته شد. معرفی لایه‌ها با الیاف نوع اول با توجه به زاویه الیاف نسبت به راستای طولی تکیه‌گاه (صفر درجه نسبت به راستای طولی) و لایه با الیاف نوع دوم که بصورت بافته شده بود با نام w انجام شد. چندلایه‌های کامپوزیتی شیشه وینیل استر با استفاده از تکنیک تزریق زین به قالب تحت فشار ساخته شده و به منظور عمل آوری، پس از خارج کردن از قالب به مدت ۷۲ ساعت در دمای 50°C درجه نگهداری شد. ضخامت لایه‌های ساخته شده با الیاف نوع اول برابر 0.075 mm و در لایه‌های از جنس الیاف بافته شده برابر 0.06 mm بوده و دانسیته چندلایه‌ها برابر 18000 kg/m^3 بودست آمد. سطح خارجی چندلایه‌ها توسط ماده‌ای ژلاتینی به رنگ آبی با ضخامت حدود 1 mm پوشش داده شد که معمولاً در کاربردهای صنعتی با هدف جلوگیری از هوزادگی و نفوذ رطوبت مورد استفاده قرار می‌گیرد. مشخصات مکانیکی لایه‌های ساخته شده از الیاف تک جهته و الیاف بافته شده طبق جدول ۱ ملاحظه می‌شود [۲۵] که قبلاً در جریان انجام یک پایان‌نامه دانشگاهی توسط یکی از مؤلفین به دست آمداند.

پنل‌های کامپوزیتی با هدف ملاحظه تاثیر نسبت ابعاد در رفتار با اندازه‌های $200 \times 200 \text{ mm}^2$ و $300 \times 200 \text{ mm}^2$ از ورق‌های اصلی تهیه شده و با استفاده از تکیه‌گاه ساخته شده از لوله و دارای تعداد پاره‌های کافی و یک دهانه قابل تغییر تحت آزمایش قرار گرفت. پنل‌ها با هدف فراهم بودن امکان تغییرشکل پنل بصورت آزاد در برابر بار وارد و با کمترین اثر شرایط مرزی به صورت ساده بر روی تکیه‌گاه قرار گرفتند. سرعت بارگذاری با هدف فراهم بودن امکان بررسی خرابی برابر mm/s در نظر گرفته شد که برای بارگذاری بر روی پنل‌ها جهت برخورد با



شکل ۳- چیدمان آزمایشگاهی برای تست پنل‌های کامپوزیتی.

وجود نداشته باشد. ابعاد و خصوصیات شش نمونه پنل در جدول ۲ ارائه شده است. شکل ۲ شماتیکی از تکیه‌گاه آزمایش و شکل ۳ نمونه آماده برای تست را بر روی تکیه‌گاه از نوع نشیمن ساده نشان می‌دهد.

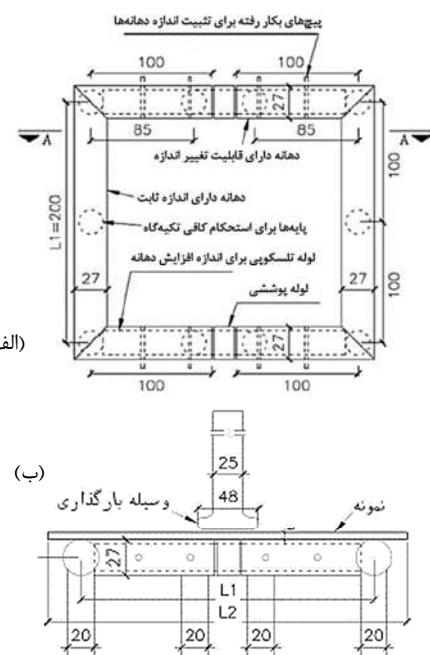
۳- روش مدل‌سازی المان محدود

مدل‌سازی پنل‌های چندلایه‌ای توسط المان‌های آجری C3D8 با هشت گره و چارچوب تکیه‌گاه با توجه به استحکام زیاد آن، از نوع المان‌های پوسنمایی سلب S4R با چهار گره و شش درجه آزادی در هر گره شامل سه درجه آزادی جابجایی و سه درجه آزادی دوران در نظر گرفته شد. وسیله بارگذاری نیز با استفاده از المان‌های S4R سلب مدل شد. تماس بین پنل‌ها و تکیه‌گاه در دو جهت شامل عمود بر سطح به صورت نفوذناپذیر و دیگری در جهت تماسی با تعريف ضربه اصطکاک مناسبی با توجه به کیفیت سطح پنل‌ها و تکیه‌گاه برابر ۰/۱ منظور گردید. مطالعه همگرایی مش بندی برای مدل‌های المان محدود نشان داد که با تخصیص یک المان به ازای هر لایه برای چندلایه‌های دارای لایه‌چینی مجاور از جنس یکسان، دقت کافی بدست می‌آید حال آنکه در موردی که لایه‌های مجاور از دو نوع الیاف متفاوت به عنوان مثال یکی تکجهت و دیگری بافت‌شده بود، استفاده از حداقل دو المان در ضخامت برای حصول دقت قابل قبول لازم بود. اندازه المان‌ها در سطح تاثیر زیادی در دقت تغییرشکل محاسبه شده در پنل‌ها در مقایسه با آزمایش‌ها داشت. از طرف دیگر با توجه به ملاحظه آسیب گسترده در قسمت‌های مختلف پنل‌ها، اندازه المان‌ها نمی‌توانست افزایش یابد. مطالعه همگرایی مش بندی در مورد پنل‌ها انجام شده که اندازه مناسب المان‌ها را در سطح پنل، حداقل برابر ۵mm نشان داد که جهت اختصار، جزئیات آن در مقاله ارائه شده و در مراجع قابل دسترس می‌باشد [۲۵]. با شرح بالا برای نمونه CPI بعنوان مثال، ۱۵,۰۰۰ المان اختصاص یافت. مدل المان محدود ساخته شده برای یکی از پنل‌های کامپوزیتی و تماس بین پنل با تکیه‌گاه و وسیله بارگذاری در شکل ۴ نشان داده شده است. برای ملاحظه تاثیر خرایی بر رفتار تحمل بار در چندلایه‌های کامپوزیتی، قابلیت آسیب پیش‌روندی برای المان‌های کامپوزیتی تعریف شد که طی مراحل گام‌به گام توسط آنالیز دینامیکی بر روی مدل‌ها اجرا گردید. بر اساس نظریه مکانیک آسیب پیوسته، آسیب در ماده بوسیله

سرعت کم قابل قبول است [۴]. با توجه به ایجاد خیز زیاد در پنل‌ها تا فروریخت کامل، اندازه پنل‌ها نسبت به طول دهانه تکیه‌گاه، به مقدار ۵۰ mm بزرگتر در نظر گرفته شد تا امکان خارج شدن پنل از زیر بار

جدول ۱- خصوصیات مکانیکی ورقه‌های کامپوزیتی تکلاهه [۲۵]

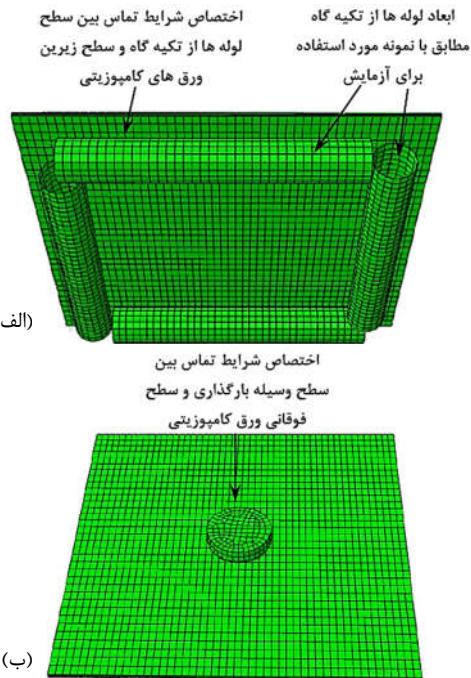
خصوصیات مکانیکی لایه‌های تکجهتی لایه‌های بافت‌شده		
۷۵۵۰	۱۲۱۰۰	E ₁ (MPa)
۷۵۵۰	۱۴۲۰	E ₂ (MPa)
۱۲۸۰	۱۴۲۰	E ₃ (MPa)
۰/۱۵	۰/۲	v ₁₂
۰/۲	۰/۲	v ₁₃
۰/۲	۰/۳۵	v ₂₃
۱۷۵۰	۱۰۷۰	G ₁₂ (MPa)
۶۸۰	۱۰۷۰	G ₁₃ (MPa)
۶۸۰	۷۷۰	G ₂₃ (MPa)



شکل ۲- ابعاد و شرایط تکیه‌گاه برای بارگذاری متتمرکز بر روی پنل‌های چندلایه کامپوزیتی (ابعاد بر اساس میلی‌متر)، (الف) پلان تکیه‌گاه، (ب) مقطع A-A

جدول ۲- ابعاد و لایه‌گذاری پنل‌ها برای تست آزمایشگاهی.

عنوان نمونه	دهانه کوچک (mm)	دهانه بزرگ (mm)	لایه‌گذاری
(0/90/0/90/w)	۲۰۰	۲۰۰	CP1
(0/90/0/90/w)	۳۰۰	۲۰۰	CP2
(0/90 ₃)	۲۰۰	۲۰۰	CP3
(0/90 ₃)	۳۰۰	۲۰۰	CP4
(w/0/w)	۲۰۰	۲۰۰	CP5
(w/0/w)	۳۰۰	۲۰۰	CP6



شکل ۴- مدل المان محدود پنل کامپوزیتی بر روی تکیه گاه، (الف) شرایط تماس بین پنلها و تکیه گاه، (ب) شرایط تماس بین وسیله بارگذاری و پنلها.

کاهش سفتی المان‌ها شبیه‌سازی شد. در این مدل هر لایه با مشخصات مکانیکی ارتوتروپ، توسط یک سیستم مختصات محلی بصورت ۱ و ۲ و ۳ معرفی شده که به ترتیب این جهت‌ها مطابق با جهت‌الیاف، جهت ماتریس و جهت خارج از صفحه بود. چهار مود آسیب درون لایه‌ای به‌شرح زیر در نظر گرفته شد حال آنکه مشاهدات آزمایشگاهی کافی دلالت بر قابل قبول بودن صرف‌نظر از آسیب بین لایه‌ای با توجه به تاثیر ناچیز آن در شکل فوربریزش پنل‌ها داشت [۲۵]:

- الیاف تحت کشش: ($\epsilon_{11} \geq 0$)

$$f_5 = \left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_f^c}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{12}}{\epsilon_l^s}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{13}}{\epsilon_t^s}\right)^2 \leq 1 \quad (5)$$

- الیاف تحت فشار: ($\epsilon_{11} < 0$)

$$f_2 = \left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_f^c}\right)^2 \leq 1 \quad (6)$$

- ماتریس تحت کشش: ($\epsilon_{22} + \epsilon_{33} \geq 0$)

$$f_7 = \left(\frac{\epsilon_{22}}{\epsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{12}}{\epsilon_l^s}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{13}}{\epsilon_t^s}\right)^2 \leq 1 \quad (7)$$

- ماتریس تحت فشار: ($\epsilon_{22} + \epsilon_{33} < 0$)

$$f_8 = \left(\frac{\epsilon_{22}}{\epsilon_f^t}\right)^2 \leq 1 \quad (8)$$

جدول ۳- مقادیر کرنش‌های حدی مربوط به لایه تک‌جهته (UD) و بافته‌شده (W) از جنس GFRP مورد آزمایش [۲۵]

W	UD	خصوصیات	W	UD	خصوصیات
۰,۰۲۴	۰,۰۲۹	$(\epsilon_{fl})_0$	۰,۰۲۲	۰,۰۰۲	$(\epsilon_{mc})_0$
۰,۰۲۶۷	۰,۰۲۹	$(\epsilon_{fl})_u$	۰,۰۲۵۵	۰,۰۶۵	$(\epsilon_{mc})_u$
۰,۰۰۱۳	۰,۰۰۱۳	$(\epsilon_{mt})_0$	۰,۰۲۲	۰,۰۰۱۹	$(\epsilon_{ls})_0$
۰,۰۲۵۵	۰,۰۲۵	$(\epsilon_{mt})_u$	۰,۰۲۵	۰,۰۳۷	$(\epsilon_{ls})_u$
۰,۰۰۲۲	۰,۰۳۲	$(\epsilon_{fc})_0$	۰,۰۰۲	۰,۰۰۲۲	$(\epsilon_{ts})_0$
۰,۰۲۵۵	۰,۰۳۲	$(\epsilon_{fc})_u$	۰,۰۳۸	۰,۰۴۳	$(\epsilon_{ts})_u$

۳-۱- مدل آسیب پیش‌روند

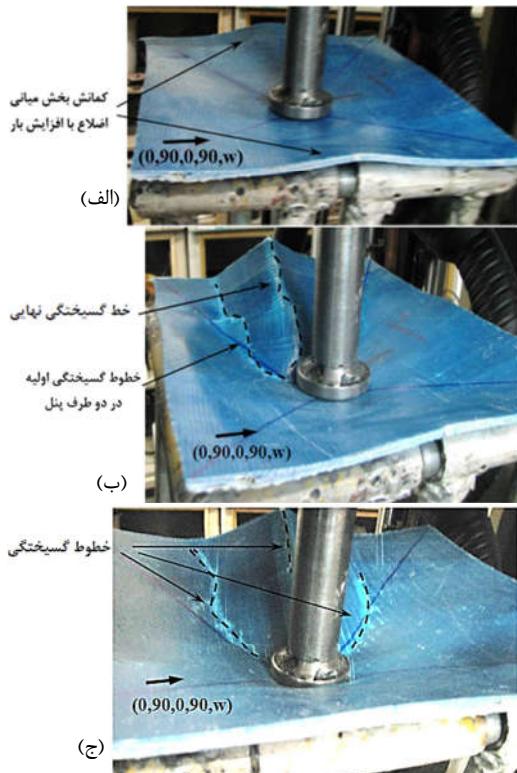
بررسی آغاز آسیب بر اساس معیار تعریف شده توسط هشین [۲۶] و هشین و روتمن [۲۷] انجام شد. تحقیقات متعددی نشان می‌دهند که معیارهای آسیب بر پایه کرنش و انرژی نتایج دقیق‌تری نسبت به معیارهای بر پایه تنش بدست می‌آورند [۲۸]. از این رو اگرچه نظریه هشین بر اساس مقادیر تنش در المان، شروع آسیب را پیش‌بینی می‌کند، در این تحقیق این روابط بر اساس مقادیر کرنش در المان بازنویسی شد [۲۸]. چهار معیار هشین بر مبنای مولفه‌های کرنش برای بررسی آسیب در چهار مود ذکر شده در بالا برای لایه‌های تک‌جهته بصورت زیر تعریف شد که نقش دن آن‌ها موجب شروع آسیب در مود

۴- بحث بر روی نتایج

در مورد هر یک از انواع لایه‌گذاری‌های انتخاب شده، الگوی شکست و عملکرد باربری پنل‌های کامپوزیتی مورد ملاحظه قرار گرفت. عملکرد نمونه‌های مختلف توسط نمودارهای بار-تغییرمکان با پارامترهای P و Δ به ترتیب بعنوان مقدار بار و خیز اندازه‌گیری شده در زیر وسیله بارگذاری، مقایسه می‌شود. به منظور ارزیابی میزان کارآیی لایه‌چینی‌های مختلف در ورق‌های کامپوزیتی، پارامترهای شامل مقاومت نهایی و میزان کار خارجی برای فروربیش پنل‌ها (افت منحنی بار-تغییرمکان) برای نمونه‌های مختلف مقایسه شد.

۴-۱- خرابی پنل‌های کامپوزیتی با الیاف متعارض

با افزایش بار در میانه پنل CP1، خیز افزایش یافته و لبه‌های پنل تحت فشار جانبی مطابق با شکل ۵(الف) جمع شدند که با وجود اندازه برابر برای دهانه‌ها برای دو راستای اصلی، میزان جمع شدگی در راستای عمود بر (0,90,0,90,w) بیشتر بوده و اولین خطوط گسیختگی منطقی بر قطر منتهی به همین ضلع، از لبه شروع و به سمت ناحیه بارگذاری ادامه پیدا کردند. با تشکیل لولای دورانی در خطوط گسیختگی اول و دوم، خط گسیختگی سوم مطابق با شکل ۵(ب) بر روی خط‌الراس ناحیه میانی بین دو خط گسیختگی اولیه ظاهر شد که متناظر با افت منحنی بار-تغییرمکان این نمونه مطابق با شکل ۶ و به عبارتی علت فروربیش پنل مذکور بود. کاهش سختی ملاحظه شده در منحنی باربری این نمونه در $\Delta=18\text{ mm}$ متناظر با ایجاد خطوط گسیختگی اولیه بر روی



شکل ۵- (الف) تمایل لبه‌های پنل CP1 به کمانش با افزایش بار، (ب) الگوی خطوط گسیختگی در پنل CP1، (ج) الگوی خطوط گسیختگی

با توجه به ملاحظه شکست ترد در مورد الیاف در لایه تک جهته، مقدار معیار گسیختگی برابر یک بیانگر شکست و صفر به معنی عدم آسیب تعیین می‌شود اما در مورد شکست و کاهش سختی در جهت عمود بر الیاف و یا در جهت الیاف در لایه بافت‌شده که در آن‌ها مقدار کمی نرم‌شوندگی قبل از شکست نهایی ملاحظه شد، مقدار معیار شکست عددی بین صفر و یک تعیین شد که به ترتیب به معنی سالم بودن و از بین رفتن مقاومت می‌باشد. نحوه اعمال روابط بالا برای بررسی شروع آسیب در المان‌های سه‌بعدی توسط سایرین VUSDFLD در نرم‌افزار ABAQUS [۲۹] انجام شد. برای تعیین ضریب کاهش سختی المان‌ها با دانستن مقادیر کرنش مربوط به شروع و تکامل آسیب، پارامترهای تنش معادل- جابجایی معادل برای مودهای مختلف آسیب به صورت زیر تعیین شدند [۲۲، ۲۳]:

- الیاف تحت کشش: ($\epsilon_{11} \geq 0$)

$$\delta_{f.eq}^t = L^C \sqrt{\langle \epsilon_{11} \rangle^2 + \epsilon_{12}^2 + \epsilon_{13}^2} \quad (9)$$

$$\sigma_{f.eq}^t = \frac{\langle \sigma_{11} \rangle \langle \epsilon_{11} \rangle + \tau_{12} \epsilon_{12} + \tau_{13} \epsilon_{13}}{\delta_{f.eq}^t / L^C} \quad (\epsilon_{11} < 0)$$

- الیاف تحت فشار: ($\epsilon_{11} < 0$)

$$\delta_{f.eq}^c = L^C \langle \epsilon_{11} \rangle \quad (10)$$

$$\sigma_{f.eq}^c = \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle \langle -\epsilon_{11} \rangle}{\delta_{f.eq}^c / L^C}$$

- ماتریس تحت کشش: ($\epsilon_{22} + \epsilon_{33} \geq 0$)

$$\delta_{m.eq}^t = L^C \sqrt{\langle \epsilon_{22} + \epsilon_{33} \rangle^2 + \epsilon_{12}^2 + \epsilon_{13}^2} \quad (11)$$

$$\sigma_{m.eq}^t = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle \langle \epsilon_{22} \rangle + \langle \sigma_{33} \rangle \langle \epsilon_{33} \rangle + \tau_{12} \epsilon_{12} + \tau_{13} \epsilon_{13}}{\delta_{m.eq}^t / L^C} \quad ((\epsilon_{22} + \epsilon_{33}) \geq 0)$$

- ماتریس تحت فشار: ($\epsilon_{22} + \epsilon_{33} < 0$)

$$\delta_{m.eq}^c = L^C \sqrt{\langle -(\epsilon_{22} + \epsilon_{33}) \rangle^2 + \epsilon_{12}^2 + \epsilon_{13}^2} \quad (12)$$

$$\sigma_{m.eq}^c = \frac{\langle -(\sigma_{22} + \sigma_{33}) \rangle \langle -(\epsilon_{22} + \epsilon_{33}) \rangle + \tau_{12} \epsilon_{12} + \tau_{13} \epsilon_{13}}{\delta_{m.eq}^c / L^C} \quad \text{که در روابط بالا برای هر } \langle \alpha \rangle \text{ داریم:}$$

$$\langle \alpha \rangle = (\alpha + |\alpha|)/2 \quad (13)$$

و معیار آسیب (d) برای هر مود گسیختگی بصورت عددی بین صفر و یک، قابل ضرب در مقادیر خصوصیات مکانیکی چندلایه‌ها به صورت زیر بدست آمد [۳۱، ۳۰، ۲۸]:

$$d_j^i = \frac{(\delta_{j.eq}^i)^u (\delta_{j.eq}^i - (\delta_{j.eq}^i)^0)}{\delta_{j.eq}^i ((\delta_{j.eq}^i)^u - (\delta_{j.eq}^i)^0)} \quad i = t.c \text{ and } j \quad (14)$$

$$= f.m$$

که در این رابطه δ_{eq}^0 مقدار جابجایی معادل اولیه‌ای است که در آن شروع آسیب ملاحظه می‌شود و δ_{eq}^u مقدار جابجایی است که در یک مود مشخص، آسیب ماده کامل می‌شود. در روابط بالا L^C عبارت است از طول مشخصه المان‌ها که برای المان‌های آجری از رابطه زیر بدست می‌آید که V_{el} در آن عبارت است از حجم المان.

$$L^C = \sqrt{V_{el}}$$

(۱۵)

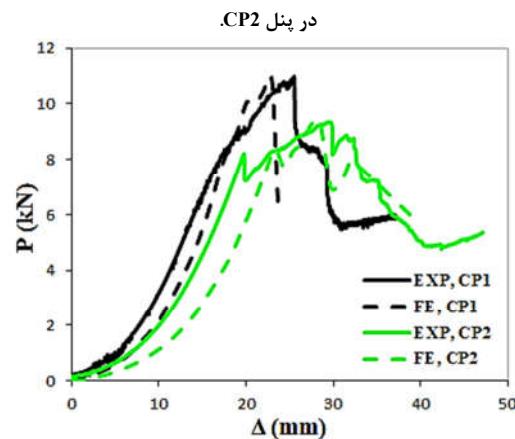
قابل ملاحظه شده که بعلت عملکرد خطوط گسیختگی اولیه در دو سمت ناحیه کمانش‌کرده می‌باشد. میزان مقاومت پسماند برای این نمونه ۵۷٪ ظرفیت باربری بیشینه بود.

منحنی بدست آمده از مدل‌های المان محدود برای این نمونه‌ها در شکل ۶ نشان‌دهنده دقت قابل قبول مدل‌ها در ارزیابی ظرفیت باربری پنل‌های است هاست هر چند که بخش الاستیک منحنی‌ها دارای مقداری تفاوت است و مدل‌های المان محدود سفتی کمتری را نشان دادند که ممکن است به نحوه مدلسازی تماس بین اجزا و یا میزان خروج از مرکزیت شامل شده در آزمایش مربوط باشد حال آنکه در مدل المان محدود از هرگونه خروج از مرکزیت بارگذاری صرف‌نظر شده است. شکل ۷(الف) معیار گسیختگی الیاف را برای بالاترین لایه صفر درجه و شکل ۷(ب) معیار گسیختگی الیاف را در پایین‌ترین لایه که از نوع بافت‌شده است برای خیز $\Delta=30\text{ mm}$ نشان می‌دهد. مطابق با این شکل‌ها اگرچه مدل المان محدود توانست نتایج و نوع آسیب را در چندلایه‌ها تعیین کند اما مهمترین تفاوت توانست نتایج آزمایشگاهی با مدل المان محدود، گستردگی شکست در مدل المان محدود در مقایسه با شکست نمونه آزمایشگاهی می‌باشد که علت آن ماهیت مدل‌سازی شکست توسط روش مکانیک آسیب پیوسته است که بر اساس کاهش سختی المان و نه مدل‌سازی شکاف ناپیوستگی انجام می‌شود حال آنکه کاهش سختی المان دارای تاثیر زیادی روی المان‌های مجاور بوده و بهمین علت آسیب گستردگتی در یک پنل لازم است بخشی از مقطع ورق کامپوزیتی در طول یک خط گسیخته شود و بخش غیر آسیب‌دیده سختی کافی برای مقاومت در برابر دوران نداشته باشد حال آنکه وجود همین بخش‌های باقیمانده از مقطع موجب وجود مقاومت پسماند پس از فروریزش می‌شود که مدل‌های المان محدود دارای اطلاعات کافی آزمایشگاهی مانند آزمایش تعیین مقاومت شاری بعد از ضربه (برای شبیه‌سازی آن نیوتن).

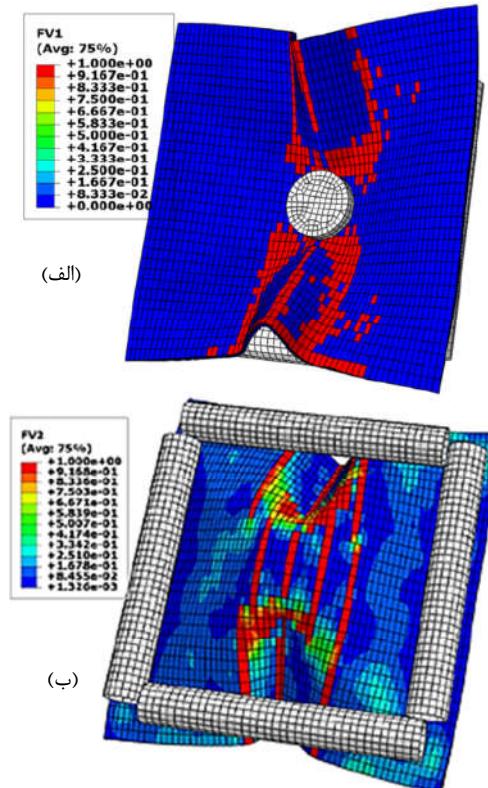
۲-۴- خطوط گسیختگی در پنل‌های کامپوزیتی تقویت شده تک‌جهته

در پنل CP3 با توجه به قوی‌تر بودن یکی از راستاها به نظر می‌رسد سهم بیشتری از باربری بر عهده دهانه به موازات راستای (۰ $^{\circ}$) بوده و خطوط شکست به موازات همین راستا ظاهر شود که شکل ۸(الف) این موضوع را تایید می‌کند. خطوط گسیختگی در این پنل نیز، ابتدا در اطراف ناحیه کمانش کرده ظاهر شده و خط گسیختگی نهایی بر روی خط الراس ناحیه محدب شده از پنل ظاهر شد. منحنی باربری این پنل در شکل ۹ پس از باربری در ناحیه الاستیک، نرم‌شدنگی محسوسی را ناشی از ظاهرشدن خطوط گسیختگی اولیه نشان می‌دهد که با افزایش این نرم‌شدنگی و ظاهر شدن لولای گسیختگی سوم، منحنی باربری افت پیدا می‌کند. مدل المان محدود توانست منحنی باربری این پنل را نیز با دقت خوبی شبیه‌سازی کند.

در نمونه مستطیلی برای این لایه چینی به نام CP4، با هدف متعادل کردن توزیع بار در دهانه پنل، راستای (۹۰ $^{\circ}$) در جهت طولی تکیه‌گاه با دهانه بزرگتر و راستای با سختی کمتر در راستای دهانه کوچکتر قرار گرفت. شکل ۸(ب) خطوط گسیختگی اولیه را در دو

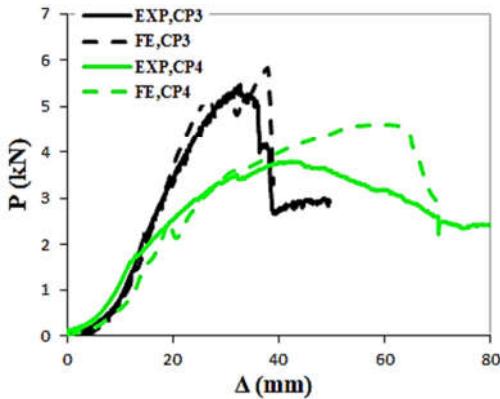


شکل ۶- نمودار بار-تغییرمکان (P-Δ) بدست آمده از آزمایش و مدل المان محدود برای مدل‌های CP1 و CP2

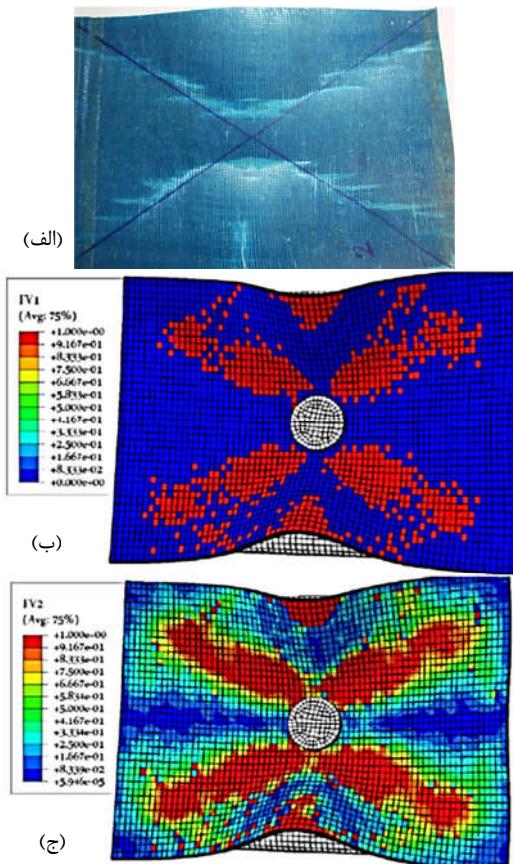


شکل ۷- شکل گسیختگی در پنل CP1 برای خیز $\Delta=30\text{ mm}$ (الف)
معیار گسیختگی کششی الیاف (f_1) در بالاترین لایه (ب) معیار گسیختگی کششی الیاف بافت‌شده (f_2) در پایین‌ترین لایه.

پنل بود حال آنکه به فاصله کوتاهی از این نقطه، لولای گسیختگی سوم بر روی پنل ظاهر شده و پایداری پنل از بین رفت. مقدار مقاومت پسماند در این پنل برابر ۵۳٪ بیشینه ظرفیت باربری بود. پنل CP2 رفتار لایه‌چینی با الیاف متعادل را برای ابعاد مستطیلی با ضربیت شکل ۱، ۵ نشان می‌دهد حال آنکه مطابق شکل ۸(ج) تغییرشکل و الگوی خطوط گسیختگی مشابه با نمونه CP1 بود. منحنی بار-تغییرمکان مربوط به این نمونه در شکل ۶ ظرفیت باربری را ۱۷٪ کمتر نشان می‌دهد حال آنکه در خیز $\Delta=20\text{ mm}$ دچار کاهش سختی



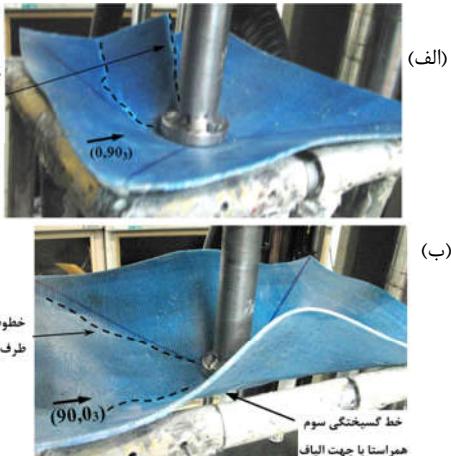
شکل ۹- نمودار بار-تغییرمکان (P-Δ) بدست آمده از آزمایش و مدل المان محدود برای مدل‌های CP4 و CP3.



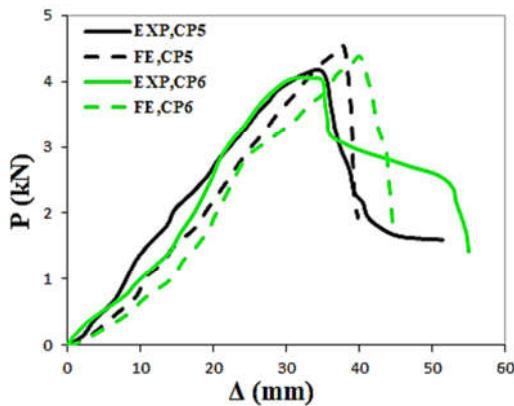
شکل ۱۰- الگوی خطوط گسیختگی در پنل CP4 در خیز برابر 50 mm (الف) الگوی گسیختگی کششی الیاف (f_1) در لایه اول از بالا (ب) الگوی گسیختگی کششی ماتریس (f_2) در لایه دوم از بالا.

۳-۴- خرابی در پنل‌های کامپوزیتی با الیاف بافته شده
رفتار این پنل نشان دهنده کارآبی عملکرد لایه‌های بافته شده برای کاربرد در پنل‌ها بود. الگوی خطوط گسیختگی در نمونه CP5 که از نمای پشت در شکل ۱۱ نشان داده شده، مشابه با خطوط گسیختگی در مورد پنل‌های مربعی قبل و البته با ملاحظه تاثیر بیشتر برش پانچ بود. الگوی خطوط گسیختگی در نمونه مستطیلی CP6 نیز نشان

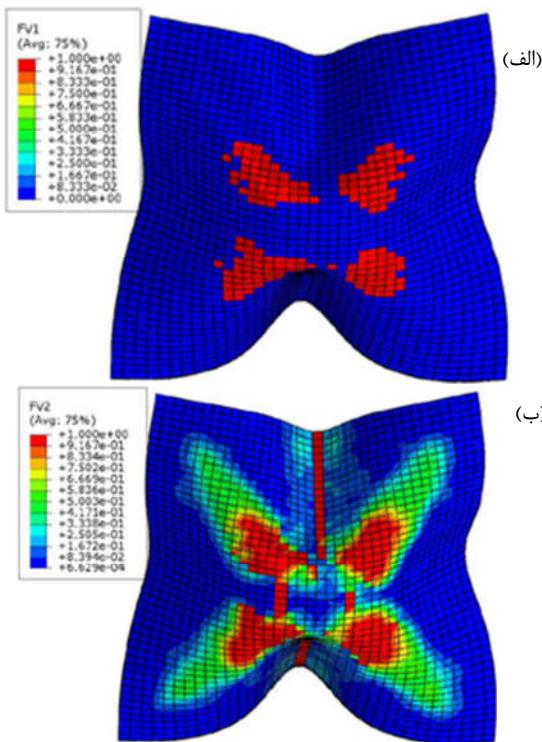
طرف ناحیه کمانش کرده نشان می‌دهد حال آنکه خط گسیختگی سوم در این نمونه در زیر پنل و در راستای دهانه بزرگتر ظاهر شد. نمودار بار-تغییرمکان این نمونه مطابق شکل ۹ کاهش سختی محسوسی را پس از باربری در ناحیه الاستیک نشان می‌دهد حال آنکه افت طرفیت باربری در این پنل نه مشابه نمونه‌های قبلی و بهصورت یکباره بلکه بصورت تدریجی اتفاق افتاد که متضاظر با توسعه خط گسیختگی سوم در زیر پنل بود. الگوی خطوط گسیختگی در این پنل با پنل‌های قبلی متفاوت بود. شکل ۱۰ (الف) پنل CP4 را پس از تست نشان می‌دهد که در آن خطوط گسیختگی نهایی تمایل به قرار گرفتن در جهت عمود بر لایه‌چینی (۰,۹۰°) دارند. در همین تصویر در لبه پنل یک خط گسیختگی ناقص به موازات طولی پنل قرار گرفته که پیشرفت آن متوقف شده است. شکل ۱۰(ب) و (ج) گسیختگی الیاف در بالاترین لایه و گسیختگی ماتریس در لایه دوم از بالا را در مدل المان محدود این نمونه نشان می‌دهد. اندازه خراibi در این نمونه‌ها نیز توسط مدل المان محدود بهعلتی که قبلا اشاره شده، نسبت به نمونه آزمایش، وسیع‌تر شبیه‌سازی شده است. کاهش سختی در پنل بهعلت ایجاد خطوط گسیختگی اولیه با دقت خوبی مدل شده، اما پیشینه طرفیت باربری پنل بیشتر از مدل آزمایشگاهی تخمین زده است که یک عامل موثر در آن، پیش‌بینی مقاومت پسماند بیشتر توسط مدل المان محدود برای پنل دارای لایه‌چینی نوع دوم با ابعاد مستطیلی به نظر می‌رسد. همچنین شبیه‌سازی افت در مدل المان محدود این نمونه با مقدار بیشتر تخمین زده شده است. مقدار مقاومت پسماند ملاحظه شده توسط آزمایش برای پنل CP4 پس از فروبریش، ۶۴٪ بیشینه طرفیت باربری پنل بود.



شکل ۱۱- (الف) الگوی خطوط گسیختگی در پنل CP3. ب) الگوی خطوط گسیختگی در پنل CP4.



شکل ۱۲- نمودار بار-تغییرمکان (P-Δ) بدست آمده از آزمایش و مدل المان محدود برای مدل‌های CP5 و CP6.

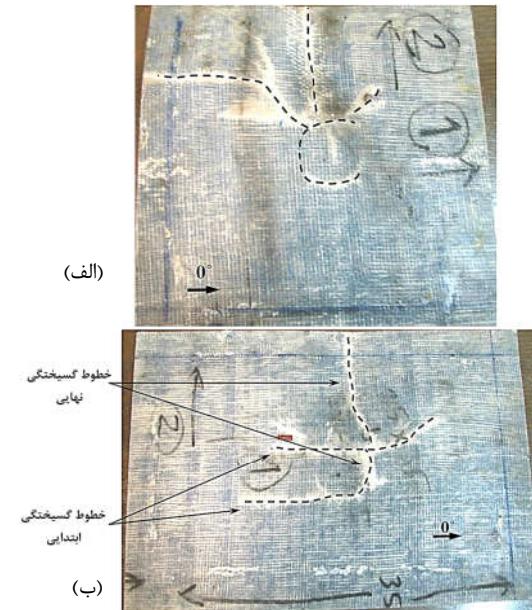


شکل ۱۳- معیارهای گسیختگی در پنل CP5 متناظر با خیز $\Delta=38$ mm
 (الف) معیار گسیختگی کششی الیاف (f1) در لایه میانی، (ب)
 معیار کششی الیاف (f5) در پایین ترین لایه.

شکل ۱۴(ب) بیشینه ظرفیت باربری پنل‌های مختلف را نسبت به ضخامت و مقدار کار خارجی انجام شده را برای پنل‌های مختلف تا خیز $\Delta=50$ mm نشان می‌دهد. با توجه به اینکه مقدار کار خارجی را می‌توان برابر انرژی داخلی جذب شده توسط پنل‌ها فرض کرد، این پارامتر قابلیت جذب انرژی را برای پنل‌های مختلف نسبت به ضخامت هر پنل نشان می‌دهد که مطابق با آن، بهترین عملکرد مربوط به پنل‌های ساخته شده از الیاف متعامد است که حتی با ابعاد مستطیلی نیز در آن ملاحظه

دهنده تاثیر زیاد خرابی بهصورت موضعی بود. منحنی باربری بدستآمده برای این نمونه مطابق شکل ۱۲ تاثیر کمتر افزایش ابعاد را نشان می‌دهد و از این نظر بهعبارتی مناسبترین لایه‌چینی است. مدل المان محدود نیز دارای همگرایی دقیقی نسبت به نتایج آزمایشگاهی بود که مود گسیختگی الیاف در لایه تکجهته میانی و مود گسیختگی الیاف در لایه بافته شده بالایی به ترتیب در شکل‌های ۱۳ (الف) و (ب) ملاحظه می‌شود که در مورد الیاف لایه تکجهته بصورت شکست ترد و در مورد لایه بافته شده با کاهش تدریجی سختی و دارای مقادیری بین صفر و یک است.

جدول ۴ مودهای خرابی مربوط به هر یک از پنل‌های بررسی شده با لایه چینی‌های مختلف را نشان می‌دهد. اگرچه تشکیل خطوط گسیختگی اطراف ناحیه کمانش کرده در تمام پنل‌ها عنوان اولین خطوط گسیختگی ملاحظه شد اما میزان تاثیر این خطوط در کاهش باربری پنل‌ها متفاوت بود. شکل ۱۴ تاثیر کاهش سفتی را در پنل‌ها بعلت ظاهر شدن خطوط گسیختگی اولیه نشان می‌دهد که با مقایسه مدل مماسی نمودار باربری پس از اولین نرم‌شدنگی در پنل نسبت به سفتی اولیه بدست آمده است. همچنین مقاومت پسماند پس از فروریزش بعنوان پارامتری مهم در پنل‌های کامپوزیتی در همین شکل قابل ملاحظه است. مطابق با این شکل پنل‌های ساخته شده از الیاف متعامد، علاوه بر داشتن ظرفیت باربری بالا، مقدار مقاومت پسماند قابل توجهی نیز نشان دادند.



شکل ۱۱- (الف) الگوی خطوط گسیختگی در پنل CP5، (ب) الگوی خطوط گسیختگی در پنل CP6.

حتی برای ابعاد مستطیلی کاهش زیادی در ظرفیت باربری ایجاد نمی‌شود. مطابق با نتایج، عملکرد پنل‌ها با لایه‌چینی دارای سفتی بیشتر در یک راستا خوب نبوده و بر این اساس، لایه‌چینی دارای سفتی متعادل در دو راستا خوبی کاربرد در پنل‌های چندلایه کامپوزیتی پیشنهاد می‌شود. وجود لایه‌ای از الایاف الیاف بافت‌شده در بین لایه‌های متعامد تاثیر مثبت بر افزایش کارایی پنل از نظر جذب انرژی و ظرفیت باربری بود.

۵- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر، رفتار پنل‌های کامپوزیتی به دور از سخت‌کننده‌ها و دارای شرایط تغییرشکل زیاد تحت برخورد خارجی توسط یک بار مرکز مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور عملکرد سه نوع لایه‌چینی شامل چندلایه با الایاف متعامد، چندلایه تقویت شده تکجهته و چندلایه ساخته شده از الایاف بافت‌شده در آزمایشگاه مشاهده شده و در ادامه مدل المان محدود نمونه‌های آزمایشگاهی با هدف بررسی مودهای آسیب تا زمان فروریزش پنل‌ها، تهیه شده و نتایج بدست آمده شامل منحنی‌های بار-تفییرمکان برای تصدیق دقت مدل‌ها ارائه شد. مشاهدات آزمایشگاهی نشان داد که فروریزش پنل‌ها در اثر ایجاد لولاهای گسیختگی در اطراف ناحیه کمانش کرده پدیدار شده و ابتدا خطوط گسیختگی در اطراف ناحیه کمانش کرده پدیدار شده و سپس لولای گسیختگی نهایی بر روی خطالراس ناحیه کمانش کرده ملاحظه می‌شود که در نتیجه آن، پایداری پنل از بین رفتہ و فروریزش پنل مشاهده می‌شود. شاخص عملکرد باربری برای پنل‌های کامپوزیتی شامل ظرفیت باربری، میزان جذب انرژی و مقاومت پسماند برای لایه‌چینی‌های مختلف محاسبه و مقایسه شد. مدل‌های المان محدود با محاسبه معیارهای آسیب هشین، توانست آسیب در الایاف و ماتریس را با دقت قابل قبول مدل‌سازی و الگوی خرابی در پنل‌های کامپوزیتی را شیوه‌سازی کنند.

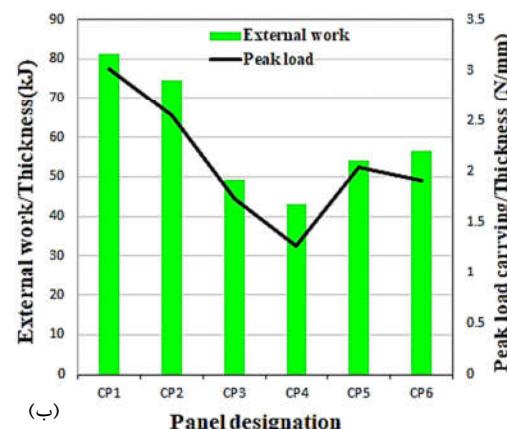
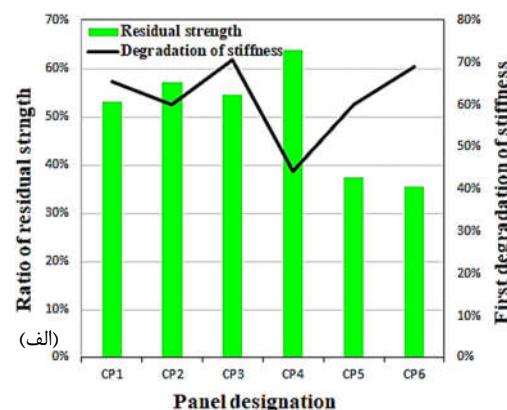
نتایج ظرفیت باربری و جذب انرژی با توجه به تعداد لایه‌ها در چندلایه‌ها نشان داد که بهترین عملکرد مربوط به پنل‌های با لایه‌گذاری الیاف بصورت متعامد بوده و ضعیفترین نتایج مربوط به پنل‌های تقویت شده تکجهته بود. میزان جذب انرژی و بیشینه ظرفیت باربری نسبت به ضخامت در پنل مربعی دارای الایاف متعامد به ترتیب ۶۹٪ و ۷۳٪ بیشتر از مقادیر این پارمترها در چندلایه تقویت شده تکجهته بود. مقدار مقاومت پسماند نیز برای پنل‌های دارای الایاف متعامد، عملکردی قابل قبول نشان داد. همچنین پنل‌های مستطیلی دارای این لایه‌چینی، کاهش قابل توجهی در ظرفیت باربری بعثت تأثیر ابعاد داشت. نتایج تحقیق حاضر، شامل الگوی لولاهای گسیختگی و عملکرد چندلایه‌ها با تغییر لایه‌چینی می‌تواند برای طراحی بهینه‌تر پنل‌ها با هدف افزایش دوام و پایداری در ورق‌های کامپوزیتی مورد کاربرد در برابر بارهای عمود بر صفحه بهره‌برداری شود.

۶- مراجع

- [1] Cantwell WJ, Morton J. The significance of damage and defects and their detection in composite materials. *J Strain Anal.* 1992;27(1):29-42.

جدول ۴- دسته‌بندی توصیف خرابی در پنل‌های تحت آزمایش.

نمونه لایه‌گذاری و شکل	توصیف خرابی
CP1 مربعی برش پانچ	ایجاد خطوط گسیختگی اطراف ناحیه کمانش کرده (0,90,0,90,w) و عمود بر راستای (0,90,0,90,w) همراه با اثر
CP2 مستطیلی خطوط گسیختگی اطراف ناحیه کمانش کرده (0,90,0,90,w) و عمود بر دهانه بزرگتر و عمود بر راستای (0,90,0,90,w) همراه با اثر برش پانچ	ایجاد خطوط گسیختگی اطراف ناحیه کمانش کرده (0,90,0,90,w)
CP3 مربعی راستای (90,0,3)	خطوط گسیختگی اطراف ناحیه کمانش کرده و در (90,0,3)
CP4 مستطیلی خطوط گسیختگی اولیه بصورت قطری و خطوط نهایی در راستای (90,0,3)	خطوط گسیختگی اولیه اطراف ناحیه کمانش کرده (w,0,w)
CP4 مربعی خطوط گسیختگی اولیه اطراف ناحیه کمانش کرده (w,0,w) و خط نهایی عمود بر راستای لایه تک جهته میانی	خطوط گسیختگی اولیه اطراف ناحیه کمانش کرده (w,0,w) و خط نهایی عمود بر راستای لایه تک جهته میانی
CP6 مستطیلی	



شکل ۱۴- (الف) نسبت مقاومت پسماند به بیشینه ظرفیت باربری و میزان کاهش سفتی در نتیجه تشکیل لولاهای گسیختگی در مرحله اول برای پنل‌ها، (ب) نسبت کار خارجی و بیشینه ظرفیت باربری به ضخامت برای پنل‌ها.

می‌شود. نمودار مقایسه بیشینه ظرفیت باربری نشان می‌دهد که با داشتن الایاف متعامد و اضافه کردن یک لایه به پنل CP1، عملکرد بهینه از لحاظ باربری و جذب انرژی برای پنل مشاهده می‌شود که

- [21] Hasanizadeh F, Dabiryan H, Sadighi M. A semi-empirical model to predict the low-velocity impact behavior of weft-knitted spacer fabrics reinforced composites. In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, 2018;5(1):117-26.
- [22] Chaparian Y, Kabiri A, Khaje Arzani H, Gerami G. Experimental and Numerical Investigation of High Velocity Impact Resistance in Fiber Metal Laminates. In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, 2018;5(1):99-108.
- [۲۳] علیانی م، فلاحتگر س. تحلیل عددی عملکرد بالستیکی الیاف بافت شده چندلایه با استحکام بالا و بررسی تاثیر اصطکاک بین الیاف تحت بار ضربه ای سرعت بالا. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*. ۱۳۹۸، ۴۹ د. ش. ۱، ص. ۱۹۹-۲۰۸.
- [۲۴] سروش م، ملکزاده فرد ک، حسن‌زاده س، شهریو م. بررسی تجربی و عددی کاپویزیت تعویت شده با پارچه حلقوی-پودی تحت ضربه سرعت بالا. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*. ۱۴۰۰ د. ش. ۵۱، ص. ۹۳-۱۰۲.
- [۲۵] نظری ع. بررسی رفتار باربری و خرابی پیشرونده در پنل های ساندوبیچی با هسته فوم الاستومری تحت بار دومحوره. پایان‌نامه دکتری، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۹۴.
- [26] Hashin Z. On elastic behavior of fibers reinforced materials of arbitrary transverse phase geometry. *J Mech Phys Solids*, 1965;13:119-34.
- [27] Hashin Z, Rotem A. A fatigue criterion for fiber reinforced materials. *J Compos Mater*, 1973;7:448-64.
- [28] Nazari AR, Kabir MZ, Hosseini-Toudeshky H. Investigation into stiffness degradation progress in Glass/Vinylester laminated beams under large deformations. *Scientia Iranica A* 2018;25(5):2389-403.
- [29] ABAQUS. Analysis user's manual. Version 6.10, ABAQUS Inc, 2010.
- [30] Camanho PP, Davila CG. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials. NASA/TM-2002-211737, 2002.
- [31] Maimi P, Camanho PP, Mayugo JA, Davila CG. A thermodynamically consistent damage model for advanced composites. NASA/TM-2006-214282, 2006.
- [2] Poon C, Benak T, Gould R. Assessment of impact damage in toughened resin composites. *Theor Appl Fract Mech*. 1990;13(2):81-97.
- [3] Huang JY. Prediction of the residual strength of laminated composites subjected to impact loading. *J Mater Proc Technol*. 1995;54:205-210.
- [4] Richardson MOW, Wisheart MJ. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Comp Part A* 1996;2:1123-231.
- [5] Baumann RA, Weisgerber FE. Yield-Line Analysis of Slabs-on-Grade. *Journal of Structural Engineering*, 1983;109(7):1553-68.
- [6] Gilbert M, He L, Smith CC, Le CV. Automatic yield-line analysis of slabs using discontinuity layout optimization. *Proc Math Phys Eng Sci*. 2014;8:470(2168).
- [7] Ghelli D, Minak G. Low velocity impact and compression after impact tests on thin carbon/epoxy laminates. *Compos Part B-Eng*. 2011;42(7):2067-279.
- [8] Saito H, Morita M, Kawabe K, et al. Effect of ply-thickness on impact damage morphology in CFRP laminates. *J Reinforced Plast Comp*. 2011;30(13):1097-106.
- [9] Wang B, Wu LZ, Ma L, Feng JC. Low-velocity impact characteristics and residual tensile strength of carbon fiber composite lattice core sandwich structures. *Compos Part B-Eng*. 2011;42(4):891-7.
- [10] Liu H, Falzon BG, Tan W. Predicting the Compression-After-Impact (CAI) strength of damage-tolerant hybrid unidirectional/woven carbon-fiber reinforced composite laminates. *Compos Part A-App Sci*. 2018;105:189-202.
- [11] Caputo F, De Luca A, Lamanna G, Borrelli R, Mercurio U. Numerical study for the structural analysis of composite laminates subjected to low velocity impact. *Compos Part B-Eng*. 2014;67:296-302.
- [12] Gonzalez EV, Maimi P, Martin-Santos E, et al. Simulating drop weight impact and compression after impact tests on composite laminates using conventional shell finite elements. *Int J Solids Struct*. 2018;144:230-47.
- [13] Gonzalez EV, Maimi P, Camanho PP, Turon A, Mayugo JA. Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates. *Compos Struct*. 2012;94(11):3364-78.
- [14] Thorsson SI, Waas AM, Rassaian M. Low-velocity impact predictions of composite laminates using a continuum shell based modeling approach part b: BVID impact and compression after impact. *Int J Solids Struct*. 2018;155:201-12.
- [15] Yan H, Oskay C., Krishnan A., Xu LR. Compression-after-impact response of woven fiber-reinforced composites. *Compos Sci Technol*. 2010;70(14):2128-36.
- [16] Craven R, Iannucci L, Olsson R. Delamination buckling: A finite element study with realistic delamination shapes, multiple delaminations and fibre fracture cracks. *Compos Part A-App Sci*. 2010;41(5):684-92.
- [17] Hosseini SA, Sadighi M, Moghadam RM. Low-velocity impact behavior of hollow core woven sandwich composite: Experimental and numerical study. *J Compos Mater*. 2015;49:3285-95.
- [18] Asaee Z, Taheri F. Experimental and numerical investigation into the influence of stacking sequence on the low-velocity impact response of new 3D FMLs. *Compos Struct*. 2016;140:136-46.
- [19] Shokrieh MM, Ghajar M, Salamatalla M, Madoliat R. Progressive damage modeling of laminated composites by considering simultaneous effects of interlaminar and intralaminar damage mechanisms. In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, 2015;2:1-8.
- [20] Taheri-Behrooz F, Bakhshan H. Tensile characteristic length determination of notched woven composite laminates by means of progressive damage analysis. In Persian, *Mechanical Engineering of Modares*, 2015;15(8):360-70.