Journal of Aerospace Mechanics/ 2023/ Vol.19/ No.3/ 1-15

Journal of Aerospace Mechanics

DOR: 20.1001.1.26455323.1402.19.3.1.0

Experimental Study of the Impact of Interlayer Elastomeric Foam on Failure Pattern of Composite Laminated Panels with Various Layups

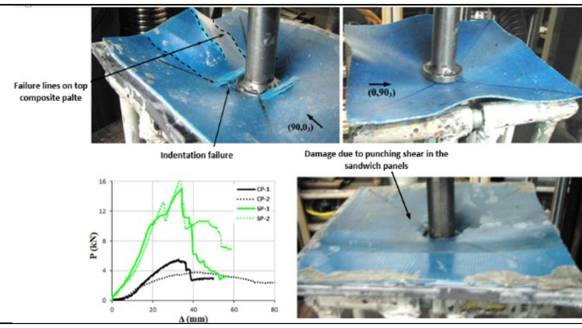
Ali Reza Nazari[1*], Ehsan Bahmyari[2]

[1] Assistant Professor, Department of Civil Engineering, Technical and Vocational University, Tehran, Iran
[2] Assistant Professor, Department of Engineering, Persian Gulf University, Bushehr, Iran

HIGHLIGHTS

- Investigating the pattern of failure lines for the composite laminated panels with simple boundary conditions
- Application of an elastomeric foam core between the composite laminated panels led in increase in load carrying parameters.
- Application of an elastomeric foam core had more enhancing effect in the case fewer stiff panels.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:
Article Type: Research paper
Received: 8 January 2023
Received in revised form: 20 January 2023
Accepted: 25 February 2023
Available online: 25 February 2023
*Correspondence:
arnazari@tvu.ac.ir

How to cite this article:
A.R. Nazari, E. Bahmyari. Experimental study of the impact of interlayer elastomeric foam on failure pattern of composite laminated panels with various layups. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19(3):1-15.

Keywords:
Composite laminates
Interlayer elastomeric foam
Failure lines pattern
Energy absorption
Glass/Vinyl ester composites

ABSTRACT

Achieving methods to improve the failure behavior of composite multilayer plates has always been of interest to researchers. In this article, in order to delay the collapse of composite multilayers in a brittle and sudden manner, a layer of elastomeric foam is inserted between glass-vinyl ester composite plates and the change of the failure pattern and ultimate strength of sandwiched plates with different layering of fibers, compared to single composite plates, is observed. In the examined layers, firstly, the failure pattern was observed in different types of multilayers with different layering including a stronger alignment, orthogonal layering and woven layers under concentrated loading, and the effect of interlayer foam in changing the pattern of rupture hinges in the plates and parameters of bearing capacity and the amount of absorbed energy was observed. Then, a layer of elastomeric foam was placed between the composite plates, which was able to absorb significant energy in the panels before the final collapse by distributing the stress from the upper plate to the lower plate, and delayed the moment of complete rupture. The results showed that the use of interlayer elastomeric foams causes a change in the formation pattern of rupture hinges in the composite panel and significant softening before the final collapse. This increases energy absorption, especially in the case of panels with lower bending stiffness, up to about 115%, which is a satisfactory result.

* Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Imam Hossein University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

مکانیک هوافضا/ سال ۱۴۰۲/ دوره ۱۹/ شماره ۳/ صفحه ۱-۱۵

نشریه مکانیک هوافضا

DOR: 20.1001.1.26455323.1402.19.3.1.0

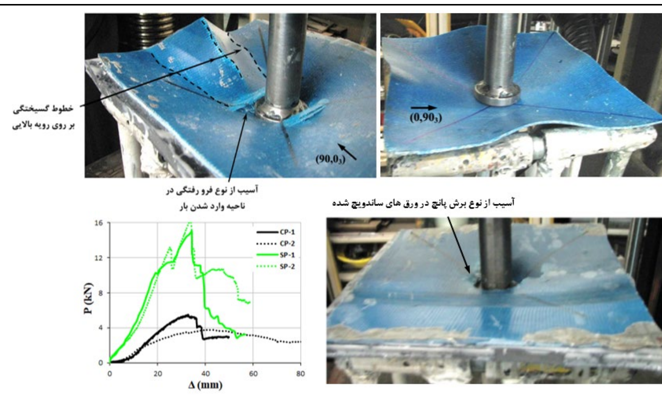
بررسی آزمایشگاهی تأثیر فوم الاستومری بین لایه‌ای در الگوی خرابی پنل‌های چندلایه کامپوزیتی با لایه‌گذاری‌های مختلف

علیرضا نظری[1]*، احسان بهمیاری[2]

[1] استادیار، دانشکده مهندسی عمران، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

[2] استادیار، دانشکده مهندسی، دانشگاه خلیج‌فارس، بوشهر، ایران

چکیده گرافیکی



برجسته‌ها

- بررسی الگوی خطوط گسیختگی پنل‌های چندلایه کامپوزیتی با شرایط مرزی ساده
- کاربرد فوم الاستومری بین چندلایه‌های کامپوزیتی موجب ایجاد تأخیر در فروریزش پنل‌ها و افزایش جذب انرژی شد.
- کاربرد هسته فوم الاستومری تأثیر بیشتری در بهبود رفتار خرابی پنل‌های کامپوزیتی با سفتی خمشی کمتر داشت.

چکیده

دستیابی به روش‌هایی جهت بهبود رفتار خرابی ورق‌های چندلایه کامپوزیتی همواره موردتوجه محققین بوده است. در مقاله حاضر به‌منظور تأخیر در فروریزش چندلایه‌های کامپوزیتی به‌صورت ترد و ناگهانی، یک لایه فوم الاستومری بین ورق‌های کامپوزیتی از جنس شیشه-وینیل استر جاگذاری شده و تغییر الگوی خرابی و مقاومت نهایی ورق‌های ساندویچ شده با لایه‌گذاری‌های مختلف الیاف، نسبت به ورق‌های کامپوزیتی منفرد ملاحظه گردید. در لایه‌چینی‌های موردبررسی، ابتدا الگوی خرابی در انواع چندلایه‌ها با لایه‌چینی متفاوت شامل یک راستای قوی‌تر، لایه‌گذاری متعامد و لایه‌های بافته‌شده تحت بارگذاری متمرکز ملاحظه شده و تأثیر فوم بین‌لایه‌ای در تغییر الگوی تشکیل لولاهای گسیختگی در ورق‌ها و پارامترهای ظرفیت باربری و میزان انرژی جذب‌شده ملاحظه شد. سپس لایه‌ای از فوم الاستومری بین ورق‌های کامپوزیتی جاگذاری شد که توانست با توزیع تنش از ورق بالایی به ورق پایینی، باعث جذب انرژی قابل‌توجه در پنل‌ها قبل از فروریزش نهایی شده و تأخیر در رسیدن به لحظه گسیختگی کامل ایجاد کند. نتایج نشان داد که استفاده از فوم‌های الاستومری بین‌لایه‌ای باعث تغییر الگوی تشکیل لولاهای گسیختگی در پنل کامپوزیتی و نرم‌شدگی قابل‌توجه قبل از فروریزش نهایی می‌شود. این باعث افزایش جذب انرژی خصوصاً در مورد پنل‌های دارای سفتی خمشی کمتر تا حدود ۱۱۵٪ می‌گردد که نتیجه رضایت‌بخشی است.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی-پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۱۰/۱۸

بازنگری: ۱۴۰۱/۱۰/۳۰

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۰۶

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۱۲/۰۶

*نویسنده مسئول:

arnazari@tvu.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

چندلایه‌های کامپوزیتی

فوم الاستومری بین‌لایه‌ای

الگوی خطوط شکست

جذب انرژی

کامپوزیت شیشه-وینیل استر

* حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه جامع امام حسین (ع) داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی(License Commons Creative) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://maj.ihu.ac.ir دیدن فرمائید.

۱- مقدمه

تحلیل و دستیابی به روش‌هایی جهت ارتقاء رفتار خرابی چندلایه‌های کامپوزیتی با کاربردهای متنوع خود در صنایع هوافضا، دریایی و ساختمانی در دهه‌های اخیر همواره موردتوجه محققین و مهندسین بوده است. چندلایه‌های کامپوزیتی برای کاربردهایی تحت بارگذاری خمشی معمولاً به‌صورت ساندویچ شده با یک ماده سبک‌وزن و ضعیف ازنظر خصوصیات مکانیکی و مقرون‌به‌صرفه به‌عنوان هسته به‌عنوان‌مثال فوم‌های پلیمری، آلومینیومی، اجزای لانه‌زنبوری و هسته‌های خرپایی به کار می‌روند [۱]. اگرچه مهم‌ترین هدف از کاربرد هسته، افزایش سفتی خمشی چندلایه‌های کامپوزیتی است، گاهی اوقات اهداف دیگری مانند کاهش شدت آسیب در برابر ضربه و جلوگیری از آسیب‌های موضعی در چندلایه‌های کامپوزیتی مطرح است که با مقداری صرف‌نظر از تأثیر افزایندگی سفتی خمشی، می‌توان ظرفیت بیشتری در مورد این خصوصیات به دست آورد که نمونه آن کاربرد فوم الاستومری به‌جای فوم‌های غیر منعطف می‌باشد [۲]. در شرایطی که خصوصیات ترد هسته به‌عنوان بستر چندلایه‌های کامپوزیتی از جنس فوم‌های خردشونده موجبات نفوذ پرتابه‌های ضربه‌ای را در چندلایه‌ها به‌صورت موضعی و درنتیجه خرد شدن هسته فراهم می‌آورد، تغییرشکل‌های برگشت‌پذیر در هسته‌های از جنس فوم الاستومری می‌تواند به توزیع تنش منجر شده و آسیب محدودتری را در چندلایه‌های کامپوزیتی به دنبال داشته باشد. همچنین ازآنجاکه میزان جذب آب در فوم‌های الاستومری در مقایسه با فوم‌های ترد رایج مورداستفاده برای تولید پنل‌های ساندویچی کمتر است، کاربرد این فوم دوام بیشتری را برای اجزای سازه‌های ساندویچی در محیط‌های مرطوب پیشنهاد می‌دهد [۳-۵]. نظری و همکاران [۶]، رفتار فوم الاستومری را در تیرهای ساندویچی با ورق‌های کامپوزیتی دارای الیاف تک جهته ملاحظه کرده و توابع انرژی متناسب با رفتار فوم الاستومری جهت شبیه‌سازی رفتار هیپرالاستیک فوم پیشنهاد کردند. فراستیگ و همکاران [۷ و ۸]، برای آنالیز فوم‌های انعطاف‌پذیر به‌عنوان هسته پنل‌های ساندویچی از یک منحنی دوخطی استفاده کرده و نشان دادند که استفاده از چنین فومی، تمرکز تنش را در پنل‌های ساندویچی کاهش می‌دهد.

مرور ادبیات مربوطه نشان می‌دهد مطالعه در مورد اعضای ساندویچی بیشتر در مورد تیرها در مقایسه با پنل‌ها انجام‌شده است [۹-۱۳] حال‌آنکه رفتار باربری و خرابی در پنل‌ها به علت قرار گرفتن تحت خمش دومحوره و تأثیر برهم‌کنش سختی پنل‌ها در دو راستای عمود بر هم روی یکدیگر، می‌تواند پیش‌بینی شکل خرابی را پیچیده‌تر کند. احمدی و همکاران [۱۴]، با ساخت نمونه‌های ساندویچی با رویه‌های کامپوزیتی و لایه‌های آلومینیومی و الیاف شیشه و فوم مصنوعی از جنس اپوکسی و میکروبالون‌های شیشه، مقاومت اجزای ساندویچی را در برابر بارهای ضربه‌ای ملاحظه کردند. رفتار خرابی پنل‌های ساندویچی در برابر پرتابه‌های با سرعت‌بالا وابسته به ابعاد و شرایط مرزی پنل‌های ساندویچی نبوده [۱۵]، حال‌آنکه در برابر بارهای ضربه‌ای با سرعت کم، این عوامل در تغییر نوع خرابی مؤثر می‌باشند [۱۶ و ۱۷]. نصیرزاده و ثابت [۱۸] و هو و همکاران [۱۹]، تأثیر برخی پارامترهای مؤثر بر نوع رفتار خرابی و نفوذ پرتابه‌ها را بر روی پنل‌های ساندویچی مانند ضخامت ورقه‌های کامپوزیتی و هسته فوم و همچنین چگالی فوم مشاهده کردند. رالف و همکاران [۲۰] پاسخ پنل‌های ساندویچی با هسته فوم و رویه کامپوزیتی هیبریدی را تحت بار ضربه‌ای با سرعت‌بالا و تأثیر نحوه لایه‌گذاری ورق‌های کامپوزیتی بر رفتار خرابی در برابر بار ضربه مشاهده کردند. محمدخانی و همکاران [۲۱] رفتار ضربه‌ای پنل‌های ساندویچی با رویه‌های شیشه-اپوکسی و فوم پلی‌یورتان را تحت بار ضربه‌ای با سرعت کم ملاحظه کرده و شکل بهینه‌ای برای تقویت این پنل‌ها ارائه دادند. دی‌فنگ و آیمریچ [۲۲] رفتار خرابی را در پنل‌های ساندویچی تحت بار ضربه‌ای با سرعت‌پایین ناشی از شکست الیاف، ترک ماتریس، جدایش بین‌لایه‌ای در رویه‌ها و لهیدگی فوم هسته ملاحظه کردند. رحمانی و همکاران [۲۳] در پنل‌های ساندویچی موردتحقیق خود با رویه‌های از جنس شیشه-اپوکسی هسته‌ای از جنس فوم پلی‌یورتان به همراه صفحات مورب کامپوزیتی میان هسته فوم استفاده کردند که تأثیر

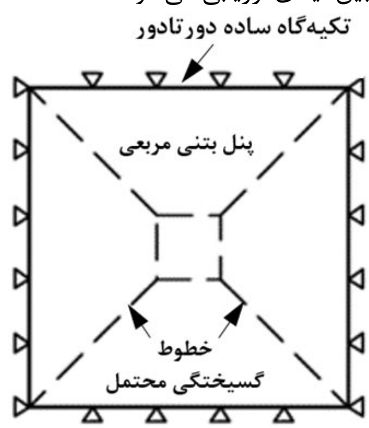
خوبی در افزایش سفتی خمشی نسبت به نمونه‌های بدون اعضای مورب در میان فوم هسته نشان داد.

یکی از مسائل پیش روی پنل‌های ساندویچی و تعیین‌کننده در تعریف ظرفیت باربری نهایی این اعضا، شکست فوم هسته و یا امکان جدایش هسته و رویه در جریان باربری می‌باشد و در این راستا، تحقیقات زیادی در مورد شرایط جدایش بین رویه و هسته [۲۴-۲۷] و مودهای گسیختگی مرتبط با هسته [۲۸] انجام‌شده است حال‌آنکه یکی از مزایای هسته‌های از جنس فوم الاستومری کاهش احتمال جداشدگی بین رویه و هسته در سازه‌های ساندویچی خصوصاً در تیرها عنوان‌شده است [۲]. ملکی نژاد و همکاران [۲۷] جدایش رویه و هسته را برای تیرهای ساندویچی دارای هسته فوم و صفحات مورب کامپوزیت با حضور رویه‌هایی با تعداد لایه‌های مختلف مشاهده کردند. پیرمحمدی و همکاران [۲۹] شکل گسیختگی ضربه پرتابه بر روی پنل‌های ساندویچی با هسته لانه‌زنبوری از جنس کامپوزیت را به‌صورت آزمایشگاهی مشاهده و توسط مدل المان‌محدود شبیه‌سازی کردند. فعلی و نامداری [۳۰] مدل تحلیل برای تعیین انرژی ناشی از خرابی در پنل‌های ساندویچی با هسته لانه‌زنبوری تحت بار ضربه‌ای با سرعت کم ارائه کردند. خندابی و همکاران [۳۱ و ۳۲]. تأثیر تغییر ضخامت هسته از جنس فوم پلی‌یورتان را در پنل‌های ساندویچی دارای رویه‌های آلومینیومی تحت بارگذاری شبه انفجاری مشاهده کرده و پیشنهادهایی برای ایجاد خرابی کمتر در پنل‌های قرارگرفته تحت ضربه ارائه دادند. زکی‌زاده و همکاران [۳۳] پنل‌های ساندویچی با هسته فوم پلی‌یورتان را برای سه نوع لایه‌گذاری در رویه‌ها به‌صورت آزمایشگاهی تحت اثر بار ضربه‌ای با مقادیر انرژی متفاوت قرار داده و جهت مشخص کردن آسیب از روش آکوستیک امیشن استفاده کردند. داور و همکاران [۳۴] پنل‌های ساندویچی دارای هسته لانه‌زنبوری را تحت ضربه با سرعت‌پایین قرار داده و با توسعه برنامه‌ای برای مدل المان‌محدود، سعی به پیش‌بینی مودهای خرابی مختلف در پنل‌های ساندویچی کردند که به‌عنوان‌مثال خرابی در محل تقاطع اعضای مورب با رویه‌ها و در گسترش آسیب مطالعه شده است.

مطالعه شکل و انواع خرابی در چندلایه‌های کامپوزیتی به علت برخورد همواره توسط محققین موردعلاقه واقع‌شده است حال‌آنکه علاوه بر خصوصیات مکانیکی مواد و نوع لایه‌گذاری، سرعت بارگذاری ضربه‌ای نیز تأثیر بسزایی درشدت خرابی وارده دارد. در این خصوص مطالعات به دو دسته ضربه‌های با سرعت‌بالا و با سرعت کم تقسیم‌بندی می‌شوند که در حالت اول، نوع خرابی به شکل موضعی ولی در حالت دوم گسترده‌تر است و این در حالی است که بررسی مکانیسم گسترش خرابی در مورد بارگذاری ضربه‌ای با سرعت کم دارای دقت بیشتری است. به همین منظور در مطالعه حاضر، سرعت بارگذاری کم در نظر گرفته‌شده است. هر چه سرعت بارگذاری ضربه‌ای بر روی پنل‌ها کاهش یابد محدوده بزرگ‌تری از پنل در باربری مشارکت کرده و تحت تأثیر خرابی قرار می‌گیرد. مرور ادبیات مربوطه نشان می‌دهد بیشتر تحقیقات در مورد خرابی پنل‌های کامپوزیتی برای بارهای ضربه‌ای با سرعت‌بالا انجام‌شده است حال‌آنکه با گسترش کاربرد این مواد در حوزه‌های مختلف صنعتی به‌عنوان‌مثال صنعت دریایی، لازم است ارزیابی دقیقی از رفتار مکانیکی این اعضا تحت برخورد با سرعت کم صورت گیرد. در مورد تغییرشکل گسترده پنل‌های بتنی در برابر بارهای خارج از صفحه برای کاربردهای موردنظر در حوزه مهندسی عمران تحقیقات زیادی صورت گرفته است. به‌عنوان‌مثال درروشی به نام تئوری خطوط تسلیم، بار نهایی قابل‌تحمل توسط پنل‌ها تحت بار عمودبرصفحه تعیین می‌شود بدین شرح که جهت فروریزش این صفحات، تعدادی خطوط به‌صورت لولای گسیختگی در صفحات تعریف می‌شود که در این لولاها بتن تنش نهایی را تجربه کرده و میلگردها به تسلیم رسیده باشند [۳۵]. در مورد ورق‌های کامپوزیتی نیز با توجه به جنس ترد این ورق‌ها، تعدادی لولای گسیختگی جهت فروریزش پنل‌ها ایجاد می‌شود که در این لولاها ماتریس و الیاف شکسته شده و از به هم پیوستن این لولاهای گسیختگی، سازه به مکانیسم تبدیل‌شده و پایداری خود را از دست می‌دهد. در شکل **۱** خطوط تسلیم پیشنهادی در مورد یک دال بتنی مربعی بر روی تکیه‌گاه‌های ساده ملاحظه می‌شود و هدف تحقیق

حاضر ترسیم و تشریح لولاهای گسیختگی تشکیل‌شده بر روی پنل‌های کامپوزیتی است.

در تحقیق حاضر الگوی تشکیل لولاهای گسیختگی بر روی پنل‌های چندلایه کامپوزیتی با لایه‌گذاری‌های مختلف موردتحقیق قرارگرفته و در ادامه یک نوع فوم الاستومری بین ورق‌های کامپوزیتی به‌صورت هسته یک سازه ساندویچی قرارگرفته و عملکرد باربری و تغییر الگوی شکست در ورق‌های ساندویچ‌شده مشاهده می‌شود. با مقایسه نمودارهای بار-تغییرمکان و پارامترهای باربری مثل بیشترین ظرفیت باربری و جذب انرژی، میزان کارایی عملکرد ساندویچی چندلایه‌های کامپوزیتی با فوم الاستومری بین‌لایه‌ای ارزیابی می‌شود.



شکل (۱): لولاهای گسیختگی پیشنهادی در یک پنل بتنی.

۲- برنامه مطالعه آزمایشگاهی

رفتار پنل‌ها با دو نسبت طول به عرض و در ابعاد ۲۰۰×۲۰۰ میلی‌مترمربع و ۳۰۰×۲۰۰ میلی‌مترمربع موردبررسی قرار گرفت تا عملکرد چندلایه‌ها برای نمونه‌های مستطیلی نیز مشخص شود. اسامی پنل‌های کامپوزیتی آزمایش‌شده به‌صورت منفرد با پیشوند CP و به‌صورت دوبل با فوم بین‌لایه‌ای با پیشوند SP در جدول **۱** و پارامترهای هندسی مربوطه و تکیه‌گاه ساخته‌شده توسط لوله‌های به قطر ۲۷ میلی‌متر در شکل **۲** مشخص‌شده است.

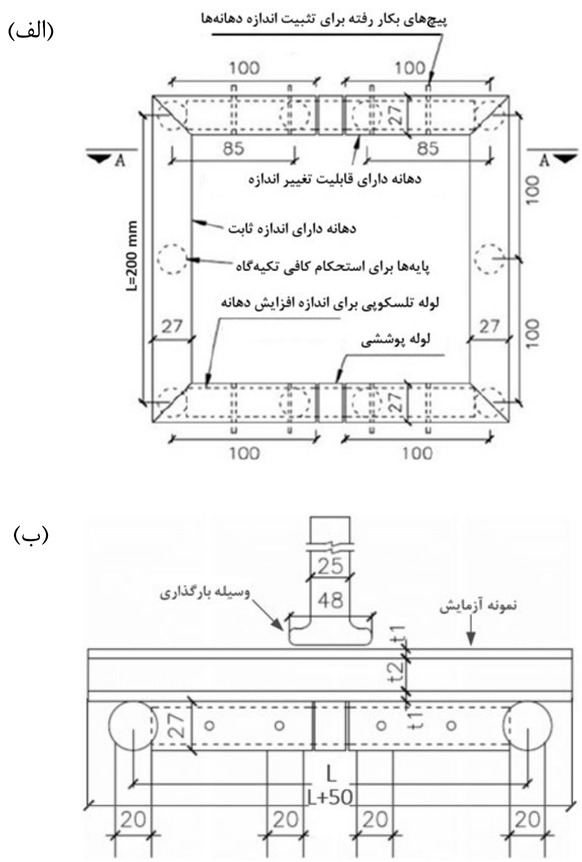
لایه‌چینی ورق‌ها در این جدول از بالا به پایین و در راستای طولی تکیه‌گاه ارائه‌شده است. مطابق با جدول **۱**، سه لایه‌چینی مختلف برای نمونه پنل‌های کامپوزیتی به‌کاررفته و با توجه به امکان ملاحظه خیز زیاد برای نمونه‌ها تا رسیدن به مقاومت نهایی، اضلاع نمونه‌ها، ۵۰ میلی‌متر بزرگ‌تر از فاصله مرکزبه‌مرکز پایه تکیه‌گاه‌ها در هر طرف در نظر گرفته شد. سرعت بارگذاری برابر ۵ میلی‌متر بر ثانیه انتخاب شد که با این سرعت اگرچه تأثیر کمتری ناشی از سرعت وجود دارد ولی امکان ملاحظه خرابی پیش‌رونده در پنل‌ها تا رسیدن به فروریزش فراهم شد. جهت اطمینان از صحت نتایج، تعداد نمونه‌های مورد آزمایش برای هر مورد از پنل‌ها سه عدد بوده و نتایج ارائه‌شده برای هر پنل، میانگینی از نتایج به‌دست‌آمده می‌باشد.

دو نمونه پارچه با الیاف شیشه برای ساخت ورق‌های کامپوزیتی، شامل یکی با الیاف تک جهته، چگالی سطحی ۴۰۰ گرم بر مترمربع و مقاومت کششی ۶۰۰ مگا پاسکال و دیگری الیاف بافته‌شده در دو جهت عمود بر هم، چگالی سطحی ۲۵۰ گرم بر مترمربع و مقاومت کششی برابر ۳۰۰ مگا پاسکال بود که هدف از کاربرد پارچه نوع دوم، ملاحظه عملکرد لایه‌های کامپوزیتی با الیاف بافته‌شده در پنل‌ها بود. ورق‌های کامپوزیتی شیشه/وینیل‌استر با استفاده از تکنیک شکل‌دهی با تزریق رزین و تحت‌فشار با چگالی ۱۸۰۰ کیلوگرم بر مترمکعب ساخته‌شده و در دمای ۵۰ درجه سانتی‌گراد به مدت ۷۲ ساعت نگهداری شد. ضخامت لایه‌های از جنس پارچه الیاف نوع اول ۰.۷۵ میلی‌متر (t_1 در شکل **۲**) و از جنس پارچه الیاف نوع دوم ۰/۶ میلی‌متر به دست آمد که به‌عنوان‌مثال ورق نمونه CP1 ضخامتی برابر ۳ میلی‌متر داشت. در سطح خارجی چندلایه‌ها، پوششی (به رنگ آبی) به ضخامت ۰/۱ میلی‌متر جهت جلوگیری از هوازدگی و رطوبت استفاده شد. مشخصات مکانیکی تک لایه‌های کامپوزیتی مورداستفاده در نمونه‌ها، در جدول **۲** قابل‌مشاهده است.

فوم پیشنهادی به‌عنوان هسته بین دو ورق چندلایه کامپوزیتی از جنس ترکیب PE-EVA با چگالی ۲۲۴ کیلوگرم‌برمترمکعب است که دوام بالای آن در برابر محیط‌های شیمیایی و خورنده و از طرفی میزان جذب آب بسیار کمتر نسبت به سایر فوم‌های رایج برای تولید پنل‌های ساندویچی، می‌تواند امیدبخش باشد. ضخامت لایه فوم در پنل‌های ساندویچی برابر ۱۰ میلی‌متر (t_2 در شکل **۲**) بوده و خصوصیات مکانیکی آن در جدول **۳** نشان داده‌شده است.

جدول (۱): معرفی ابعاد نمونه‌های آزمایش و لایه‌گذاری‌ها در جهت طولی تکیه‌گاه مطابق با شکل **۲**.

عنوان نمونه	دهانه کوچک (mm)	دهانه بزرگ (mm)	لایه‌گذاری ورق کامپوزیت مربوطه
CP1	۲۰۰	۲۰۰	$(0,90_3)$
CP2	۲۰۰	۳۰۰	$(0,90_3)$
CP3	۲۰۰	۲۰۰	(0,90,0,90,w)
CP4	۲۰۰	۳۰۰	(0,90,0,90,w)
CP5	۲۰۰	۲۰۰	(w,0,w)
CP6	۲۰۰	۳۰۰	(w,0,w)
SP1	۲۰۰	۲۰۰	$(0,90_3)$
SP2	۲۰۰	۳۰۰	$(0,90_3)$
SP3	۲۰۰	۲۰۰	(0,90,0,90,w)
SP4	۲۰۰	۳۰۰	(0,90,0,90,w)
SP5	۲۰۰	۲۰۰	(w,0,w)
SP6	۲۰۰	۳۰۰	(w,0,w)



شکل (۲): معرفی ابعاد تکیه‌گاه و نمونه‌ها در جدول **۱** در الف) نمایی از پلان تکیه‌گاه؛ ب) مقطع طولی A-A (ابعاد بر اساس میلی‌متر است).

چندلایه‌های کامپوزیتی با استفاده از چسب اپوکسی با خصوصیات مکانیکی مطابق جدول **۴** به هسته فوم الاستومری متصل شده و سپس با قرار دادن وزنه‌هایی بر روی پنل‌های ساندویچی، این اعضا در دمای ۶۰ درجه به مدت ۴۸ ساعت نگهداری شده و سپس ابعاد موردنظر برای این پنل‌ها با برش از پنل‌های بزرگ‌تر به دست آمد. در کلیه پنل‌های ساندویچی، ورق‌ها به‌صورت متقارن نسبت به فوم بین لایه‌ای قرار گرفتند که به‌عنوان‌مثال در مورد نمونه SP1، ترتیب لایه‌گذاری از بالا به پایین $(0,90_3)$/foam/$(0,90_3)$ بوده است.

جدول (۲): خصوصیات مکانیکی ورقه‌های کامپوزیتی تک‌لایه.

خصوصیات مکانیکی	واحد	لایه‌های تک جهته	لایه‌های بافته‌شده
E_1	(MPa)	۱۲۱۰۰	۷۵۵۰
E_2	(MPa)	۱۴۲۰	۷۵۵۰
E_3	(MPa)	۱۴۲۰	۱۲۸۰
υ_{12}	-	۰/۲	۰/۱۵
υ_{13}	-	۰/۲	۰/۲
υ_{23}	-	۰/۳۵	۰/۲
G_{12}	(MPa)	۱۰۷۰	۱۷۵۰
G_{13}	(MPa)	۱۰۷۰	۶۸۰
G_{23}	(MPa)	۷۷۰	۶۸۰

جدول (۳): خصوصیات مکانیکی فوم مورداستفاده به‌عنوان هسته پنل‌های ساندویچی.

خصوصیات مکانیکی	واحد	فوم PE-EVA
مدول الاستیسیته اولیه تحت کشش	(MPa)	۱۹
مدول الاستیسیته اولیه تحت کشش	(MPa)	۱۳
ضریب پوآسون تحت کشش	-	۰/۲۷۸
ضریب پوآسون تحت‌فشار	-	۰/۱

جدول (۴): خصوصیات مکانیکی چسب اپوکسی اتصال فوم به ورق‌های کامپوزیتی.

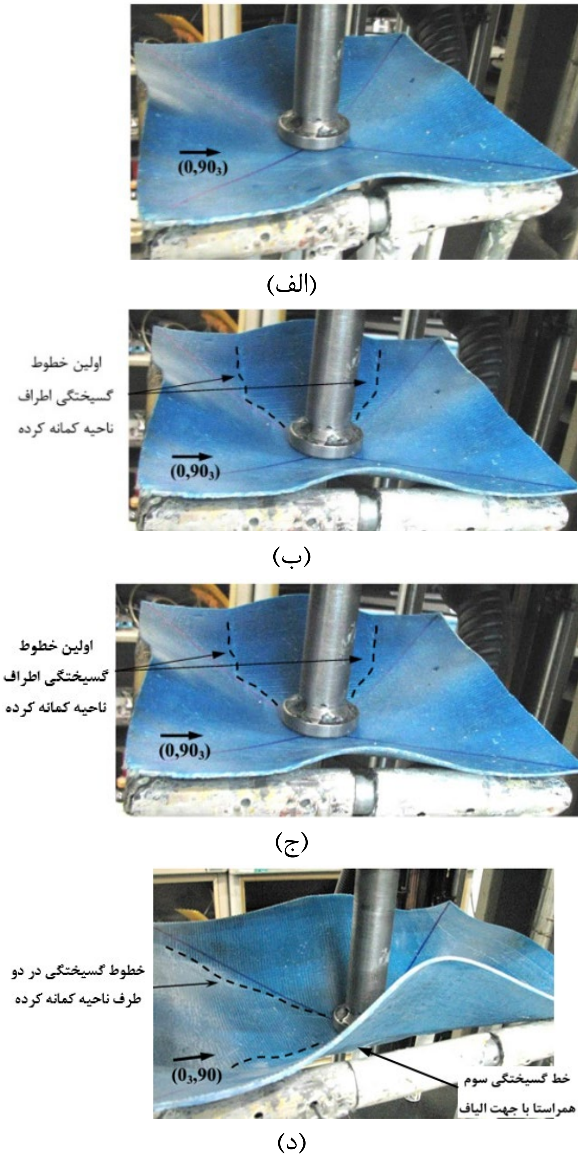
خصوصیات مکانیکی	واحد	چسب اپوکسی
مدول الاستیسیته	(MPa)	۱۱۰۰
مقاومت کششی	(MPa)	۳۵
ضریب پوآسون	-	۰/۲

۳- بحث بر روی نتایج

در مورد هر یک از انواع لایه‌گذاری‌های معرفی‌شده در این تحقیق، ابتدا الگوی شکست و عملکرد باربری در ورق‌های کامپوزیتی ملاحظه شده و سپس این رفتار در مورد پنل‌های ساندویچی متناظر موردبررسی قرار گرفت. نمودارهای بار-تغییرمکان با پارامترهای P و Δ به ترتیب تغییرات بار و خیز پنل اندازه‌گیری شده در زیر دماغه بارگذاری را برای نمونه ورق‌های کامپوزیتی در حالت منفرد و ساندویچی مقایسه کرد. تصاویر الگوی خطوط گسیختگی شکل‌گرفته بر روی پنل‌ها، تأثیر استفاده از فوم الاستومری بین لایه‌ای را در تغییر مکانیسم خرابی پنل‌ها نشان داد. به‌منظور ارزیابی میزان کارایی کاربرد فوم بین لایه‌ای برای ورق‌های کامپوزیتی با لایه‌گذاری‌های مختلف، ماکزیمم ظرفیت باربری و میزان جذب انرژی تا لحظه فروریزش پنل‌ها (افت منحنی بار-تغییرمکان) در حالت منفرد و دوبل دارای فوم بین لایه‌ای مقایسه شد. پارامترهای PL، EA، RS و TC به ترتیب بیانگر مقدار ماکزیمم ظرفیت باربری، جذب انرژی پنل تا خیز Δ=40 mm، مقاومت پسماند و ضخامت ورقه‌های کامپوزیتی در هر نمونه است که در جداولی برای نمونه‌های مختلف مقایسه می‌شود.

۳-۱- الگوی گسیختگی در پنل‌های دارای لایه‌گذاری $(90,0_3)$

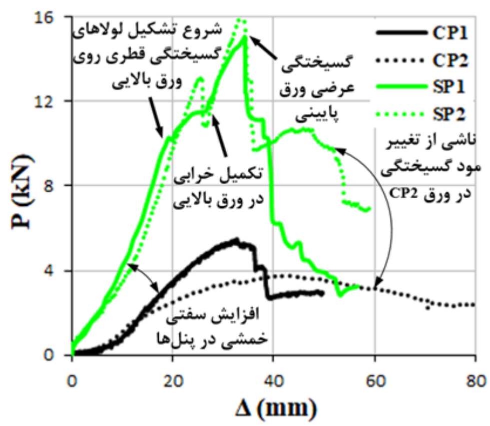
اولین لایه‌گذاری برای ورق‌های کامپوزیتی باهدف ایجاد یک راستای ضعیف و یک راستای قوی طراحی شد تا ارتباط بین الگوی شکست و سختی ورق‌های کامپوزیتی روشن شود. شکل **۳** تغییرشکل پنل کامپوزیتی CP1 را در زمان باربری و فروریزش نشان می‌دهد. مطابق با شکل **۳ الف** پس از شروع بارگذاری هر چهار لبه پنل کمانش کرده و میانه لبه‌ها از روی تکیه‌گاه جداشده و در ادامه میزان خیز لبه‌ها ناشی از کمانش در جهت طولی پنل هم‌راستا با لایه‌گذاری $(0,90_3)$ افزایش یافت به صورتی که در یک سمت پنل، اولین خطوط گسیختگی در دو سمت ناحیه کمانه کرده، ظاهر شد و مطابق با شکل **۳ ب** به سمت نقطه بارگذاری امتداد یافت.



شکل (۳): الف) تمایل نواحی مثلثی در نمونه CP1 برای کمانش متناظر با Δ=18 mm؛ ب) ظاهر شدن اولین خطوط گسیختگی روی پنل کامپوزیتی متناظر با Δ=25 mm؛ ج) ظاهر شدن خط گسیختگی نهایی متناظر با Δ=35 mm؛ د) خطوط گسیختگی در نمونه CP2 متناظر با Δ=45 mm.

ظاهر شدن خطوط گسیختگی اولیه بر روی پنل، موجب ایجاد رفتار نرم‌شدگی در نمودار بار-تغییرمکان این نمونه مطابق با شکل **۴** شد و با پیشرفت این خطوط به سمت ناحیه بارگذاری، سختی پنل کاهش بیشتری یافته و در ادامه، ظاهر شدن خط گسیختگی سوم به‌صورت ترکی عمیق بر روی خط‌الرأس ناحیه محدب بین دو خط

گسیختگی اولیه، منجر به کاهش بیش از ۵۰ درصدی ظرفیت باربری در خیزی برابر $\Delta=35$ mm شد. با ناپایداری یکی از نواحی مثلثی تشکیل‌شده در ورق کامپوزیتی، تنش در سایر نواحی کاهش‌یافته و این نواحی مجدداً بر روی تکیه‌گاه قرار گرفتند. اگرچه در زمان تنظیم چیدمان آزمایش، دقت زیادی به‌منظور ایجاد تقارن در نمونه و تکیه‌گاه بکار رفت اما همواره صفر کردن خروج از مرکزیت بارگذاری در آزمایشات تجربی غیرممکن بوده که همین امر، موجب بروز ناپایداری و یا شکست دریکی از نواحی مثلثی ورق کامپوزیتی گشت.



شکل (۴): نمودار بار-تغییرمکان مربوط به پنل‌های لایه‌گذاری شده با ورق ($90,0_3$).

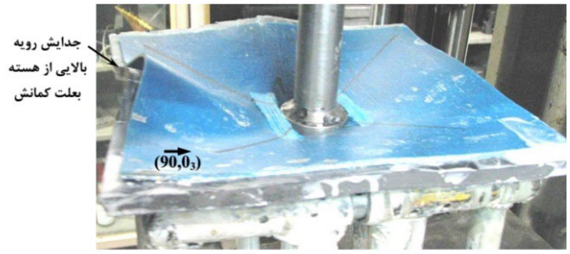
بررسی نمونه CP2، تغییر عملکرد نمونه مربعی CP1 را برای پنلی به شکل مستطیلی نشان می‌دهد. برای جبران سختی کمتر در دهانه بزرگ‌تر پنل، لایه‌چینی ($90,0_3$) که دارای سختی بیشتری است در جهت دهانه بزرگ‌تر در نظر گرفته شد که درنتیجه، لایه‌چینی هم‌راستا با دهانه کوچک‌تر به‌صورت ($90,0_3$) بود. بعد از شروع بارگذاری، در این نمونه فقط دو ضلع مربوط به دهانه بزرگ‌تر شروع به کمانش کرده و به‌تدریج مقدار کمانش لبه‌ها افزایش یافت. اولین خطوط گسیختگی در دو سمت ناحیه کمانه کرده منجر به پیدایش ناحیه نرم‌شدگی بزرگی در نمودار بار-تغییرمکان مربوطه مطابق با شکل **۴** گردید و افت منحنی زمانی به وقوع پیوست که خط گسیختگی سوم در زیر پنل کامپوزیتی نزدیک به نقطه بارگذاری در امتداد ضلع بزرگ‌تر ظاهر شد. در شکل **۳ د**، تفاوت بین الگوی خطوط گسیختگی نمونه CP2 نسبت به نمونه CP1 قابل‌مشاهده است. افت منحنی بار-تغییرمکان در نمونه CP2 برخلاف نمونه CP1، به‌صورت ناگهانی نبود. نمودارهای بار-تغییرمکان مربوط به این دو نمونه نشان می‌دهند که مقدار بار ماکزیمم تحمل شده در نمونه CP2 نسبت به نمونه CP1 حدود ۲۷٪ کاهش‌یافته است.

مشاهدات آزمایشگاهی در مورد نمونه SP1 با ورق‌های کامپوزیتی دوبل و لایه‌گذاری ($90,0_3$) با فوم بین‌لایه‌ای در شکل **۵** ارائه‌شده است. با افزایش بار، با توجه به تمایل لبه‌ها به کمانش، اتصال ورق بالایی از فوم هسته در یکی از لبه‌ها که مستعد گسترش خرابی بود جداشده و مطابق شکل **۵ الف** ورق کامپوزیت بالایی به سمت بالا حرکت کرد. جدایش ورق کامپوزیتی بالایی از هسته باعث ایجاد ناحیه نرم‌شدگی در منحنی بار-تغییرمکان در خیز حدود ۲۰ میلی‌متر شد. نرم‌شدگی منحنی از این خیز به بعد درنتیجه تشکیل لولاهای گسیختگی بر روی ورق کامپوزیتی فوقانی بود حال‌آنکه به علت وجود حائل فوم الاستومری بین‌لایه‌ای، تأثیری از خرابی در ورق پایینی قابل‌مشاهده نبود. جذب انرژی ایجادشده در پنل از لحظه آغاز آسیب در ورق بالایی تا لحظه گسیختگی نهایی، نقش مهمی در کارایی پنل در مقابل بارهای ضربه‌ای ایفا می‌کند. مهم‌ترین تفاوت خطوط گسیختگی ورق بالایی در نمونه SP1 با نمونه CP1، گسیختگی ناشی از برش پانچ در اطراف ناحیه بارگذاری بود حال‌آنکه در ورق کامپوزیتی منفرد این نوع گسیختگی ملاحظه نشد. با ماهرشدن خط گسیختگی سوم بر روی ورق کامپوزیتی بالایی و یک خط گسیختگی از میانه ورق کامپوزیتی پایینی در نمونه SP1، منحنی باربری افت کرد که در مقایسه با افت ظرفیت باربری در مورد نمونه CP1 شدیدتر بوده و طی آن حدود ۸۰ درصد ظرفیت باربری کاهش یافت. با توجه به مشابهت شکل گسیختگی ورق کامپوزیتی پایینی در نمونه‌های SP1 و SP2، شکل این گسیختگی فقط در مورد نمونه SP2 ارائه شد. در شکل **۵ ب**، الیاف جداشده از ورق کامپوزیتی ناشی از پانچ برشی در اطراف محل بارگذاری واضح است.

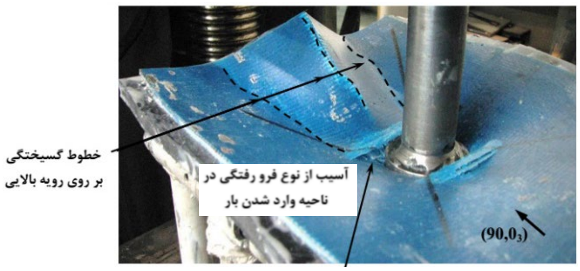
در مورد نمونه SP2 نیز لایه‌گذاری ($90,0_3$) در راستای دهانه بزرگ‌تر تکیه‌گاه قرار گرفت. الگوی خطوط گسیختگی در

نمونه SP2 مشابه نمونه SP1 مشاهده شد بدین معنی که باوجود تغییر الگوی گسیختگی در مورد پنل CP2 نسبت به پنل CP1، در مورد پنل‌های ساندویچی مربوطه، تغییر نسبت ابعاد تأثیری در الگوی کلی خطوط گسیختگی نداشت. ازاین‌رو ظرفیت باربری نیز برای دو نمونه SP1 و SP2 تقریباً یکسان بود و اگرچه بار ماکزیمم قابل‌تحمل در نمونه مستطیلی CP2 نسبت به نمونه CP1 کاهش چشمگیری داشت، اما این پارامتر برای نمونه‌های SP2 و SP1 مشابه است و نتیجه این است که کاربرد فوم بین‌لایه‌ای تأثیر بزرگ‌تری در بهبود رفتار باربری ورق‌های کامپوزیتی مستطیلی داشت. مطابق با نمودار مربوطه در شکل **۴**، باوجود آسیب در ورق کامپوزیتی بالایی، باربری در پنل ساندویچی SP2 تا زمان پیدایش خط گسیختگی میانی در ورق کامپوزیتی پایینی به‌صورت شکل **۵ ج** ادامه پیدا کرد.

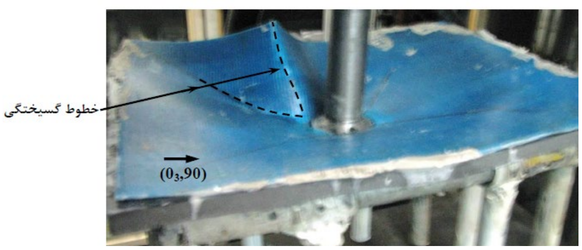
در جدول **۵** نتایج مربوط به ظرفیت باربری، جذب انرژی و توصیف خرابی در پنل‌های کامپوزیتی با لایه‌گذاری $(90,0_3)$ به‌صورت منفرد و دارای فوم بین‌لایه‌ای مشاهده می‌شود. مطابق نتایج ارائه‌شده در جدول **۵**، چگالی جذب انرژی به ازای ضخامت در نمونه SP1 و SP2 به ترتیب برابر ۲۹٪ و ۶۶٪ نسبت به نمونه‌های CP1 و CP2 افزایش پیداکرده است. همچنین مقدار ظرفیت باربری به ازای ضخامت در نمونه SP1 و SP2 به ترتیب برابر ۴۲٪ و ۱۱۵٪ نسبت به نمونه‌های CP1 و CP2 افزایش پیداکرده است که حاکی از تأثیر قابل‌توجه استفاده از فوم الاستومری برای ورق‌های کامپوزیتی با لایه‌گذاری در یک جهت قوی‌تر است. بر اساس نتیجه فوق، ضعف ورق‌های کامپوزیتی در یک راستا می‌تواند با کارگذاری فوم‌های الاستومری بین‌لایه‌ای و توزیع متناسب بار بین دو ورق و در دو راستا تا حدود زیادی مرتفع شود همان‌طور که سفتی خمشی پنل‌های دارای فوم بین‌لایه‌ای حدود ۱۵۰٪ نسبت به پنل‌های منفرد افزایش پیداکرده است. همچنین فوم الاستومری بین ورق‌های مستطیلی در نمونه SP4 توانست با تبدیل مود گسیختگی از حالت طولی به گسیختگی عرضی در ورق پایینی، علاوه برجذب انرژی بیشتر مقدار مقاومت پسماند قابل‌توجهی نیز پس از فروریزش پنل به دست آورد که مقدار آن، حدود سه برابر مقاومت پسماند ملاحظه شده در ورق منفرد بود.



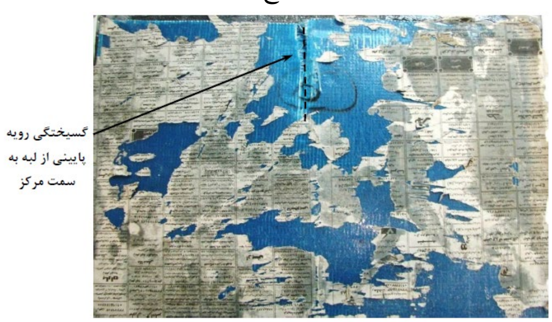
(الف)



(ب)



(ج)



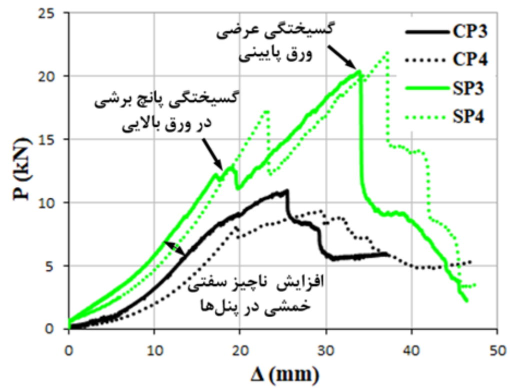
(د)

شکل (۵): الف) تغییرشکل نمونه SP1 متناظر با $\Delta=28$ mm؛ ب) تغییرشکل نمونه SP1 متناظر با $\Delta=40$ mm؛ ج) تغییرشکل نمونه SP2 متناظر با $\Delta=40$ mm؛ د) خط گسیختگی ملاحظه شده روی ورق پایینی نمونه SP2.

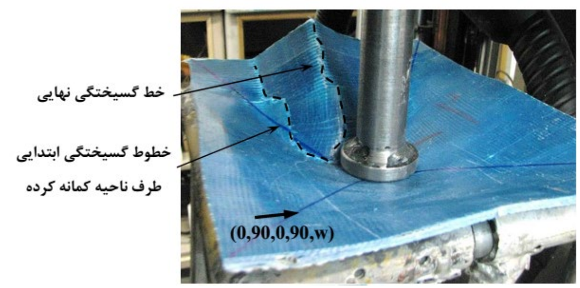
۳-۲- الگوی گسیختگی در پنل‌های دارای لایه‌گذاری (0,90,0,90,w)

لایه‌گذاری ورق‌های کامپوزیتی در این قسمت با راستای الیاف عمود بر هم و باهدف داشتن سختی برابر در دو

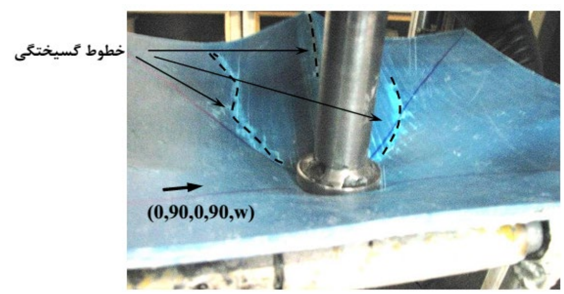
راستای اصلی پنل‌ها انجام شد. پایین‌ترین لایه نیز لایه‌ای با استفاده از الیاف بافته‌شده بود تا سختی کاملاً برابری برای دو راستای عمود بر هم در این چندلایه‌ها ایجاد شود. در شکل ۶ نمودار بار-تغییرمکان نمونه CP3 مشخص و خطوط گسیختگی مؤثر در فروریزش این نمونه مطابق شکل **۷** است.



شکل (۶): نمودار بار-تغییرمکان مربوط به پنل‌های لایه گذاری شده با ورق (0,90,0,90,w).



(الف)



(ب)

شکل (۷): خطوط گسیختگی در نمونه‌های الف) CP3؛ ب) CP4.

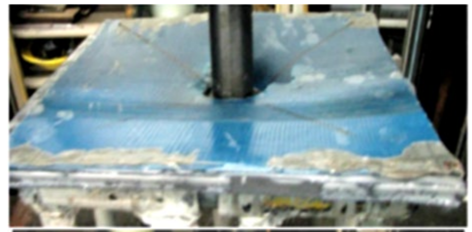
اگرچه خطوط گسیختگی در این پنل مشابه خطوط گسیختگی در نمونه CP1 بود، ظرفیت باربری این نمونه به علت نوع لایه‌گذاری و همچنین داشتن یک لایه بیشتر، بیش از دو برابر نسبت به نمونه CP1 افزایش پیدا کرد. مقدار ماکزیمم بار تحمیل‌شده در این نمونه به علت سختی بیشتر پنل، به ازای تغییرشکل کوچک‌تری ملاحظه شد. پیدایش اولین خطوط گسیختگی اطراف ناحیه کمانه کرده با ایجاد نرم‌شدگی در نمودار بار-تغییرمکان همراه بود. الگوی خطوط گسیختگی در مورد نمونه مستطیلی متناظر که در شکل ۷(ب) ملاحظه می‌شود مشابه این الگو در مورد نمونه مربعی بود. خطوط گسیختگی در نمونه‌های CP3 و CP4 متمایل به‌قرار گرفتن در راستای عمود بر (0,90,0,90,w) بودند. با تغییر ابعاد از مربع به مستطیل در پنل‌های با لایه‌گذاری قبلی، الگوی خطوط گسیختگی تغییر کرد، اما در مورد پنل‌ها در این بخش، با تغییر ابعاد نمونه از حالت مربع به مستطیل، الگوی خطوط گسیختگی حفظ شد. متناظر با ظاهر شدن خطوط گسیختگی اولیه در اطراف ناحیه کمانه کرده، شکستی در نمودار بار-تغییرمکان نمونه CP4 در شکل ۶ دیده شد حال‌آنکه به علت کافی نبودن دو خط گسیختگی برای فروریزش پنل، باربری تا زمان ظاهر شدن خط گسیختگی سوم ادامه یافت.

شکل ۸ گسیختگی پنل‌های ساندویچی SP3 و SP4 را پس از فروریزش با مود غالب پانچینگ اطراف محل بارگذاری نشان می‌دهد. نمونه SP4 شکل گسیختگی خود را مطابق با نمونه SP3 حفظ کرد و در نمودار باربری مربوطه نیز مطابق با شکل ۶، ظرفیت باربری پنل مستطیلی کاهش چشمگیری نسبت به این پارامتر در نمونه SP3 نداشت. گسیختگی پانچینگ در ورق کامپوزیتی بالایی باعث ایجاد اولین افت در نمودارهای بار-تغییرمکان پنل‌ها شد حال‌آنکه باربری تا وقوع گسیختگی میانی در ورق کامپوزیتی پایینی مطابق با شکل **۸ ج** ادامه پیدا کرد. چنین شکلی برای گسیختگی در ورق کامپوزیتی پایینی نمونه‌های SP1 و SP2 نیز مشاهده شد.

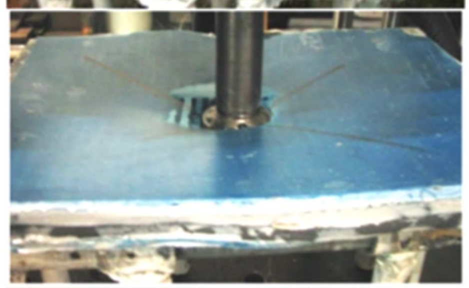
مطابق با جدول ۶، چگالی جذب انرژی به ازای ضخامت در نمونه SP3 و SP4 به ترتیب برابر ۲۱٪ و ۴٪ نسبت به نمونه‌های CP3 و CP4 کاهش و ظرفیت باربری نیز در نمونه SP3 نسبت به نمونه CP3، ۸٪ کاهش پیداکرده است فلذا نتایج نامطلوب کاربرد فوم بین‌لایه‌ای برای این لایه‌گذاری،

کارایی کمتر فوم‌های الاستومری بین‌لایه‌ای را برای بهبود رفتار در چندلایه‌های کامپوزیتی با سختی بالاتر نشان می‌دهد. تأثیر نامطلوب کاربرد فوم الاستومری به‌این‌علت بود که مود گسیختگی پنل را از حالت کلی به‌صورت موضعی تبدیل کرده و امکان افزایش پارامترهای باربری مثل جذب انرژی را قبل از فروریزش پنل از بین برد. همچنین مقاومت پسماند پنل پس از فروریزش نیز برای نمونه‌های دارای فوم بین‌لایه‌ای به دست کاهش پیدا کرد.

(الف)



(ب)

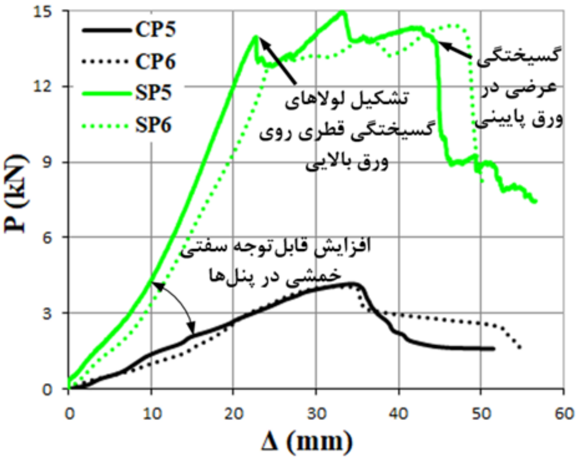


(ج)

شکل (۸): خطوط گسیختگی در نمونه‌های SP3 و SP4 پس از فروریزش: الف) نمونه SP3؛ ب) نمونه SP4؛ ج) خط گسیختگی رویه پایینی نمونه SP4.

۳-۳- الگوی گسیختگی در پنل‌های دارای لایه‌گذاری (w,0,w)

برای لایه‌گذاری نوع سوم در ورق‌های کامپوزیتی، سه لایه شامل یک لایه بافته‌شده در بالا و پایین و یک لایه الیاف تک‌جهته در میانه ضخامت در نظر گرفته شد. نمودار بار-تغییرمکان مربوط به نمونه‌های CP5 و CP6 در شکل **۹**، ظرفیت باربری یکسانی را برای نمونه‌های مربعی و مستطیلی نشان می‌دهد درحالی‌که لایه‌گذاری (w,0,w) در راستای دهانه بزرگ‌تر پنل مستطیلی در نظر گرفته شد. با توجه به واضح‌تر بودن الگوی خطوط گسیختگی در پشت ورق‌ها، نمایی از خطوط شکست در پشت ورق‌ها مطابق با شکل **۱۰** پس از انجام تست ارائه شد که در آن اثر پانچ برشی نیز در اطراف ناحیه بارگذاری ملاحظه می‌شود.



شکل (۹): نمودار بار-تغییرمکان مربوط به پنل‌های کامپوزیتی و ساندویچی لایه‌گذاری شده با ورق (w,0,w).

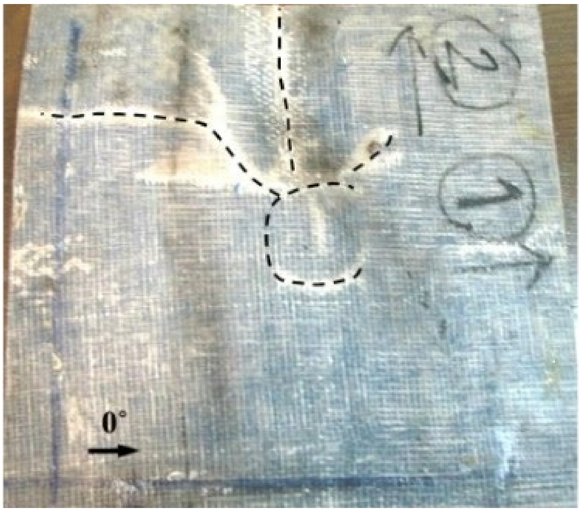
خطوط گسیختگی اولیه در نمونه CP5 در اطراف ناحیه مثلثی کمانش کرده ظاهر شدند که در ادامه با ظاهر شدن خط گسیختگی سوم و اتصال آن به ناحیه اثر پانچ برشی، افت منحنی بار-تغییرمکان به وقوع پیوست. در مورد نمونه CP6، خطوط گسیختگی اولیه متمایل به‌قرار گرفتن در راستای الیاف در لایه میانی و متصل به ناحیه تحت تأثیر پانچ برشی ظاهر شدند حال‌آنکه خط گسیختگی نهایی روی خط‌الرأس ناحیه مثلثی کمانه کرده و عمود بر الیاف لایه میانی به وقوع پیوست.

خطوط گسیختگی در نمونه‌های ساندویچی SP5 و SP6 مشابه خطوط گسیختگی ملاحظه شده در نمونه SP1 بود، با این تفاوت که خطوط گسیختگی قطری در این نمونه‌ها بانفوذ کمتری در ضخامت به نظر رسید. همچنین جداشدگی بین ورق کامپوزیتی بالایی و فوم میانی در این نمونه‌ها قابل‌ملاحظه نبوده و نرم‌شدگی اولیه در منحنی باربری،

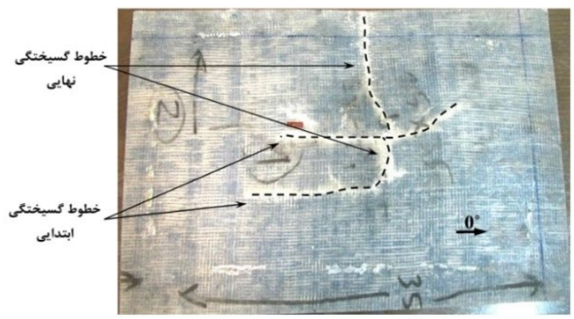
درنتیجه شکست ورق بالایی بود که در ادامه پس از جذب انرژی قابل‌توجه توسط پنل، با ظاهر شدن خطوط گسیختگی در ورقه پایینی، منحنی باربری افت کرد. شکل **۱۰ ج** خطوط گسیختگی را در نمونه SP5 نشان می‌دهد و شکل خطوط گسیختگی در نمونه SP6 نیز مشابه خطوط گسیختگی نمونه SP5 بود و منحنی بار-تغییرمکان نیز ظرفیت مشابهی را برای دو نمونه نشان داد.

جدول **۷** چگالی جذب انرژی به ازای ضخامت در نمونه SP5 و SP6 را به ترتیب برابر ۱۱۵٪ و ۹۷٪ نسبت به نمونه‌های CP5 و CP6 افزایش و ظرفیت باربری را در همین پنل‌ها به ترتیب با ۷۸٪ و ۸۰٪ افزایش نشان می‌دهد فلذا مطابق با این جدول، افزایش کارایی در نمونه‌های ساندویچی دارای لایه‌گذاری نوع سوم در مقایسه با لایه‌گذاری‌های دیگر بیشترین مقدار مشاهده می‌شود و به عبارتی، هر چه ورق‌های کامپوزیتی سختی کمتری داشته‌اند تأثیر بهبود در عملکرد ساندویچی در حضور فوم بین‌لایه‌ای الاستومری بیشتر بوده و میزان این افزایش، در نمونه‌های مربعی نسبت به نمونه‌های مستطیلی، بیشتر است. وجود فوم بین لایه‌ای سفتی خمشی پنل دوبل را حدود ۴۳۰٪ افزایش داده و تغییر الگوی خطوط گسیختگی در نمونه‌های ساندویچی نشان‌دهنده درگیر شدن بخش بزرگ‌تری از پنل‌های کامپوزیتی ساندویچی برای تحمل بار بود.

مشاهدات و نتایج مختلف به‌دست‌آمده برای کارکرد پنل‌های کامپوزیتی دوبل با فوم بین لایه‌ای در مقایسه باحالت منفرد، میزان ظرفیت تحمل بار، جذب انرژی و سفتی خمشی را با افزایش قابل‌توجه نشان داد که در پی ایجاد آرامش نسبی پس از شکست ورق کامپوزیتی بالایی و تغییر مود گسیختگی ورق‌های کامپوزیتی پایینی واقع شد که متأثر از ایفای نقش فوم بین لایه‌ای در توزیع بار بین دو ورق کامپوزیتی به علت قابلیت بالای آن در استهلاک انرژی بود حال‌آنکه تغییر مود گسیختگی رویه‌های پایینی در پنل‌های ساندویچی با فوم‌های رایج مورداستفاده به‌عنوان هسته معمولاً مورد انتظار نبوده که درنتیجه رفتار شکست به‌صورت ترد در این نوع فوم‌هاست. با استفاده از فوم الاستومری اگرچه سفتی خمشی پنل‌های دوبل‌شده به‌اندازه‌ای معمول با استفاده از فوم‌های ترد ملاحظه می‌شود افزایش پیدا نکرد، اما قابلیت بالای آن در استهلاک انرژی و توزیع متعادل نیرو، باعث ملاحظه رفتار نرم شوندگی قبل از فروریزش نهایی پنل بود که ممکن است در برخی کاربردها امیدبخش باشد.



(الف)



(ب)

(ج)

شکل (۱۰): خطوط گسیختگی در وجه پشتی نمونه‌ها، الف) نمونه CP5، ب) نمونه CP6، ج) تغییرشکل پنل ساندویچی SP5 متناظر بازمان فروریزش.

جدول (۵): نتایج رفتار باربری و خرابی در پنل با لایه‌گذاری ($90,0_3$).

لایه‌گذاری	شکل	مشخصات	PL/TC (N/mm)	EA/TC (kJ/m)	RS/PL	توصیف خرابی
($90,0_3$)	مربعی	بدون فوم	۱۷۳۳/۹۷	۴۹/۱۵	٪۵۶	ابتدا گسیختگی قطری و سپس شکست عرضی ناحیه کمانش
		با فوم بین‌لایه‌ای	۲۴۶۷/۱۹	۶۳/۴۸	٪۲۱	گسیختگی قطری و پانچ برشی ورق بالا و گسیختگی عرضی میانی در ورق پایین
	مستطیلی	بدون فوم	۱۲۵۹/۸۴	۴۲/۹۵	٪۶۳	ابتدا گسیختگی قطری و سپس شکست طولی
		با فوم بین‌لایه‌ای	۲۷۱۱/۰۳	۷۱/۶۲	٪۴۴	گسیختگی قطری ورق بالا و گسیختگی عرضی میانی در ورق پایین

جدول (۶): نتایج رفتار باربری و خرابی در پنل با لایه‌گذاری (0,90,0,90,w).

لایه‌گذاری	شکل	مشخصات	PL/TC (N/mm)	EA/TC (kJ/m)	RS/PL	توصیف خرابی
(0,90,0,90,w)	مربعی	بدون فوم	۳۰۳۶/۷۱	۸۱/۲۲	٪۶۰	ابتدا گسیختگی قطری و سپس شکست عرضی ناحیه کمانش
		با فوم بین‌لایه‌ای	۲۷۸۲/۷۱	۶۴/۱۳	٪۱۱	پانچ موضعی ورق بالا و گسیختگی عرضی میانی ورق پایین
	مستطیلی	بدون فوم	۲۵۸۲/۳۳	۷۴/۵۴	٪۵۲	ابتدا گسیختگی قطری و سپس شکست عرضی ناحیه کمانش
		با فوم بین‌لایه‌ای	۳۰۱۱/۳۱	۷۱/۶۹	٪۱۶	پانچ موضعی ورق بالا و گسیختگی عرضی میانی در ورق پایین

جدول (۷): نتایج رفتار باربری و خرابی در پنل با لایه‌گذاری (w,0,w).

لایه‌گذاری	شکل	مشخصات	PL/TC (N/mm)	EA/TC (kJ/m)	RS/PL	توصیف خرابی
(w,0,w)	مربعی	بدون فوم	۱۹۹۳/۰۵	۵۴/۱۹	٪۳۷	گسیختگی قطری همراه با پانچ برش موضعی
		با فوم بین‌لایه‌ای	۳۵۴۱/۴۳	۱۱۶/۸۰	٪۶۰	گسیختگی قطری ورق بالایی و سپس شکست عرضی ورق پایینی
	مستطیلی	بدون فوم	۱۹۰۹/۵۲	۵۶/۶۶	٪۴۲	گسیختگی طولی همراه با پانچ ناشی از برش موضعی
		با فوم بین‌لایه‌ای	۳۴۳۴/۹۵	۱۱۱/۸۹	٪۵۷	ابتدا گسیختگی قطری ورق بالایی و سپس شکست عرضی ورق پایینی

۴- نتیجه‌گیری

ورق‌های چندلایه کامپوزیتی در صنعت غالباً به‌صورت ساندویچ شده توسط انواعی از فوم‌های بین لایه‌ای مورداستفاده قرار می‌گیرند. در مقاله حاضر، نوعی فوم الاستومری از جنس PE-EVA بین ورق‌های چندلایه کامپوزیتی از جنس شیشه-وینیل‌استر با سه نوع لایه‌گذاری مختلف جاگذاری شده و تأثیر آن در رفتار باربری و فروریزش نهایی پنل‌های دارای شرایط مرزی ساده و بارگذاری متمرکز موردبررسی قرار گرفت. با توجه به مکانیسم ناپایداری پنل‌های کامپوزیتی به‌صورت تشکیل تعدادی خطوط گسیختگی بر روی پنل‌ها، تغییر الگوی خطوط گسیختگی در پنل‌ها تحت تأثیر کاربرد فوم الاستومری موردبررسی قرار گرفت. فوم الاستومری با توزیع نیروی وارده از ورق کامپوزیت بالایی بر روی ورق پایینی، ظرفیت بار قابل‌تحمل سازه را بهبود بخشید، به‌این‌ترتیب که با پخش نیروی متمرکز بر روی ورق پایینی، گسیختگی بزرگ‌تر و جذب انرژی بیشتری برای فروریزش پنل ملاحظه شد.

تأثیر افزاینده هسته‌های الاستومری بین ورق‌های کامپوزیتی دارای سختی کمتر، بیشتر بود و به نظر رسید که با افزایش ضخامت فوم هسته، افزایش بیشتری در ظرفیت تحمل بار و انرژی جذب‌شده در پنل‌ها مشاهده گردد که ممکن است در برنامه تحقیقات آینده قرار گیرد. اگرچه با استفاده از فوم الاستومری مقدار سختی پنل‌های ساندویچی به‌اندازه افزایش مورد انتظار توسط فوم‌های رایج نبود، بااین‌حال عیوب مربوط به خصوصیات خردشوندگی که در فوم‌های رایج دیده می‌شود در مورد فوم الاستومری وجود نداشت فلذا ممکن است برای دامنه زیادی از کاربردهایی که در مورد سازه‌های

ساندویچی وجود دارد کارایی بالاتری را در مقابل بارهای ضربه‌ای و یا خستگی پیشنهاد دهد.

۵- مراجع

[1] Allen HG. Analysis and design of structural sandwich panels: the commonwealth and international library: structures and solid body mechanics division. Elsevier; 2013.

[2] Nazari AR, Taheri F. On the pacifying influence of an elastomeric foam core on the failure mechanism of sandwich composites with various skin layups. International Journal of Crashworthiness. 2022 12:1-6.

[3] Tagliavia G, Porfiri M, Gupta N. Influence of moisture absorption on flexural properties of syntactic foams. Composites Part B: Engineering. 2012 1;43(2):115-23.

[4] Sadler RL, Sharpe M, Panduranga R, Shivakumar K. Water immersion effect on swelling and compression properties of Eco-Core, PVC foam and balsa wood. Composite Structures. 2009;90(3):330-6.

[5] May-Pat A, Avilés F. Long term water uptake of a low density polyvinyl chloride foam and its effect on the foam microstructure and mechanical properties. Materials & Design. 2014;57:728-35.

[6] Nazari AR, Kabir MZ, Hosseini-Toudeshky H. Investigation of elastomeric foam response applied as core for composite sandwich beams through progressive failure of the beams. Journal of Sandwich Structures & Materials. 2019;21(2):604-38.

[7] Frostig Y, Baruch M. Bending of sandwich beam with transversely flexible core. AIIA journal 1990;28(3):523-31.

[8] Frostig Y, Baruch M, Vilnay O, Sheinman I. High order theory for sandwich beam behavior with transversely flexible core. Journal of Engineering Mechanics. 1992;118(5):1026-43.

[9] Steeves CA and Fleck NA. Collapse mechanisms of sandwich beams with composite faces and a foam core, loaded in three-point bending. Part I: analytical models and minimum weight design. International Journal of Mechanical Sciences. 2004;46:561–83.

[10] Steeves CA and Fleck NA. Collapse mechanisms of sandwich beams with composite faces and a foam core, loaded in three-point bending. Part II: experimental investigation and numerical modelling. International Journal of Mechanical Sciences. 2004;46:585–608.

[11] Tagarielli VL, Fleck NA, Deshpande VS. Collapse of clamped and simply supported composite sandwich beams in three-point bending. Composites Part B: Engineering. 2004;35:523–34.

[12] Triantfillou TC and Gibson LJ. Failure mode maps for foam core sandwich beams. Materials Science and Engineering. 1987;95:37–53.

[13] Mines RAW and Alias A. Numerical simulation of the progressive collapse of polymer composite sandwich beams under static loading. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2002;33:11–26.

[14] Ahmadi E, Fesharaki JJ, Atrian A, Montazerolghaem H, Saberi S. Investigation of Penetration Behavior of Sandwich Structures with Fiber-metal Laminate Skins and Syntactic Foam Core. Fibers and Polymers. 2021;22(10):2846-60.

[15] Liu C, Zhang YX, Ye L. High velocity impact responses of sandwich panels with metal fibre laminate skins and aluminium foam core. International Journal Impact Engineering. 2017;100,139-53.

[16] Abrate S. Impact Engineering of Composite Structures. Springer-Verlag, New York, 2011.

[17] Iaccarino P, Langella A, Caprino GA. Simplified model to predict the tensile and shear stress–strain behaviour of fibre glass/aluminium laminates. Composites Science and Technology. 2007;67,1784.

[18] Loganathan SB, Shivanand HK. Effect of core thickness and core density on low velocity impact behavior of sandwich panels with PU foam core. Journal of Minerals and Materials Characterization and Engineering. 2015;3(03):164.

[19] Hou W, Zhu F, Lu G, Fang DN, Ballistic impact experiments of metallic sandwich panels with aluminium foam core. International Journal Impact Engineering. 2010;37, 1045.

[20] Rolfe E, Kaboglu C, Quinn R, Hooper PA, Arora H, Dear JP. Underwater blast loading of partially submerged sandwich composite materials in relation to air blast loading response. Journal of Dynamic Behavior of Materials. 2018;4,359.

[21] Mohammadkhani P, Jalali SS, Safarabadi M. Experimental and numerical investigation of Low-Velocity impact on steel wire reinforced foam Core/Composite skin sandwich panels. Composite Structures. 2021;256:112992.

[22] Feng D, Aymerich F. Damage prediction in composite sandwich panels subjected to low-velocity impact. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2013;52:12-22..

[23] Rahmani R, Rahimi G, Hosseini S. Flexural Behavior of Sandwich Structures Consisting of Corrugated Composite Core with Different Geometries. Iranian Journal of Polymer Science and Technology 2015;28(3): 187-75.

[24] Zenkert D. Strength of sandwich beams with mid-plane debondings in the core. Composite Structures. 1990 Jan 1;15(4):279-99.

[25] Zenkert D. Strength of Sandwich Beams with Interface Debondings, Composite Structures 1991;17:331-50.

[26] Raghavan P, Ghosh S. A continuum damage mechanics model for unidirectional composites undergoing interfacial debonding. Mechanics of Materials 2005;37:955–79.

[27] Malekinejad Bahabadi H, Rahimi GH., Farrokhabadi A. Numerical and experimental investigation of skin/core debonding in composite sandwich structures with corrugated core under bending loading. Modares Mechanical Engineering 2016;16(6):52-62.

[28] Floros IS, Tserpes KI, Löbel T. Mode-I, mode-II and mixed-mode I+II fracture behavior of composite bonded joints: Experimental characterization and numerical simulation. Compos. B. Eng. 2015;78(3):459-68.

[29] Pirmohammadi N, Liaghat GH, Pol MH, Sabouri H. Analytical, experimental and numerical investigation of sandwich panels made of honeycomb core subjected projectile impact. Modares Mechanical Engineering, 2014;14(5):153-164.

[30] Feli S, Namdari-Pour MH. An analytical model for composite sandwich panels with honeycomb core subjected to high-velocity impact. Composites Part B: Engineering. 2012;43:2439–47.

[31] Khondabi R, Khodarahmi H, Hosseini R, Shamami M. Experimental and numerical investigation on performance of sandwich panels using aluminum faces and polyurethane foam core with variable density against explosive loading. Iranian Journal of Mechanical Engineering. 2020;22(1):24-49.

[32] Khondabi R, Khadarahmi H, Hosseini R, Shamami M. Experimental and numerical investigation into the effect of core density on the energy absorption of sandwich panels with aluminum face sheets and polyurethane foam core. Amirkabir Journal of Mechanical Engineering 2019;52(10):2839-58.

[33] Zakizadeh AM, Refahi-Oskouei A, Hamzehlu R. Damages evaluation of low velocity impact on Glass/Polyester-foam sandwich panels using the acoustic technique., Journal of Science and Technology of Composites, 2019;6(2):319-29.

[34] Davar A, Azarafza R, Faraii-Shoaa J. Experimental and numerical analysis of low-velocity impact on composite sandwich panels with grid stiffened core. Journal of Science and Technology of Composites, 2020;6(4), 615-26.

[35] Jones LL, Wood RH. Yield-line analysis of slabs, American Elsevier Publishing, New York, 1967.