بررسی مکانیزم آسیب جدایش لایه‌ای در ساندویچ پانل تحت تأثیر ضربه سرعت‌پایین

علی جعفری ۱، سید رضا حمزه لو۲\*، امیر رفاهی اسکوئی2،

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی، تهران

\* شهر، صندوق پستی 16788، rehamzeloo@sru.ac.ir

چکیده

امروزه پانل‌های ساندویچی به دلیل خواص فیزیکی بسیار خوبی که نسبت به فلزات و آلیاژهای فلزی دارند کاربردهای زیادی در صنعت دارند. ساختار ساندویچی که از دو صفحه سخت و یک هسته سبک تشکیل‌شده است، درزمینه جذب انرژی، کاهش وزن و محافظت از ساختار نقش مهمی دارد. این ساختارهای ساندویچی علیرغم مقاومت و جذب انرژی تحت خمش یا بارگذاری ضربه آسیب‌پذیر می‌باشند؛ بنابراین پیش‌بینی آسیب در ساختار این نوع از کامپوزیت‌ها برای محاسبه میزان مقاومت بسیار حائز اهمیت است. در این مقاله مکانیزم آسیب جدایش لایه‌ای بر روی ساندویچ پانل از جنس پوسته شیشه/پلی‌استر و هسته فوم پلی اورتان تحت اثیر ضربه سرعت‌پایین بررسی شد. پوسته و هسته ساندویچ پانل به‌صورت دستی ساخته‌شده است. در پژوهش حاضر نمونه ساندویچی تحت تأثیر ضربه 38 ژول قرارگرفته است. و همچنین با استفاده از نرم‌افزار اباکوس با حلگر دینامیکی صریح آسیب جدایش لایه‌ای با استفاده از اتصال چسبنده بین لایه‌ها و مدل آسیب ارائه‌شده موردبررسی قرار گرفت در این تحقیق از مدل فوم قابل‌تخریب[[1]](#footnote-1) برای بررسی رفتار هسته و از معیار هاشین[[2]](#footnote-2) برای پیش‌بینی آسیب در پوسته ساندویچ پانل استفاده شد. نتایج به‌دست‌آمده از آزمون تجربی و شبیه‌سازی موردبحث قرار گرفت. و تطابق مناسبی مابین آن‌ها برقرار است. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده از این تحلیل نشان داده شد که پدیده جدایش لایه‌ای در لایه‌های دورتر از منطقه ضربه نسبت به لایه‌های نزدیک به ناحیه ضربه بیشتر رخ می‌دهد.

**کلی**د‌واژگ**ان**

شبیه‌سازی المان محدود، جدایش لایه‌ای، ساندویچ پانل، ضربه سرعت‌پایین

Investigating delamination in sandwich panels caused by low-velocity impact

Ali Jafari1, Seyed Reza Hamzeloo2\*, Amir Refahi Oskuei2, …

1- Mechanical Engineering Department, Shahid Rajaee Teacher Training University, Tehran, Iran.

2- Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Shahid Rajaee Teacher Training University, Tehran, Iran

\* P.O.B. 16785-163, Tehran, Iran, [rehamzeloo@sru.ac.ir](mailto:rehamzeloo@sru.ac.ir)

Abstract

Sandwich panels are widely used in industry nowadays due to their excellent physical and mechanical properties compared to metal alloys. The sandwich structure, which consists of two hard plates and a light core, plays an important role in energy absorption, weight loss and structure protection. These sandwich structures are vulnerable to resistivity and energy absorption under bending or impact loading, so it is important to predict the damage emerged inside these composite structures to calculate the strength and the resistance to impact. In this paper, the mechanism of layer separation damage was investigated on sandwich panel made of glass / polyester shell and polyurethane foam core under low impact loading. The shell and core of the sandwich panel were manually fabricated. In the present study, the sandwich sample was affected by 38 Joule. Also, using Abaqus software with explicit dynamic solver the delamination damages emerged during impact were investigated. The layer delamination and debonding damages modeled applying adhesion bonding between layers, and the results of proposed damage model were interpreted. The results of the experimental and simulation tests were discussed and compared and the comparison demonstrated that there is a good agreement between them. According to the results of this analysis, it was shown that the phenomenon of layer separation (Delamination Damage) occurs more in layers farther from the impact zone than in the layers near the impact area.

Keywords

Finite element simulation, Delamination, Sandwich pane, Low-velocity impact

1. مقدمه

امروزه کامپوزیت‌های پایه پلیمری به‌صورت ساندویچ پانل به دلیل خواص فیزیکی بسیار خوبی که نسبت به فلزات و آلیاژهای فلزی دارند نظیر سبکی، نسبت استحکام به وزن بالا و. کاربردهای زیادی در صنعت دارند. ساختار ساندویچی که از دو صفحه سخت و یک هسته سبک تشکیل‌شده است، درزمینهٔ جذب انرژی، کاهش وزن و محافظت از ساختار نقش مهمی دارد. صفحه بالا و پایین معمولاً توسط موادی با استحکام بالا، مانند کامپوزیت لایه‌ای تقویت‌شده با فلز و فیبر ساخته می‌شود، درحالی‌که هسته ساخته‌شده از موادی مانند کف و ساختار لانه‌زنبوری است که عملکرد خوبی در جذب انرژی دارد، این ساختارهای ساندویچی به‌راحتی در زیر خمش یا بارگذاری ضربه آسیب‌پذیر می‌باشند.‌ بنابراین پیش‌بینی آسیب در ساختارهای ساندویچی بسیار حائز اهمیت است.

به دلیل هزینه بسیار زیاد آزمایش‌های تجربی، شبیه‌سازی عددی با استفاده از نرم‌افزارهای المان محدود برای پیش‌بینی آسیب در آزمون‌های ضربه بازمان محاسباتی کم بسیار موردتوجه است. پیش‌بینی رفتار ساندویچ پانل‌ها در مدل ساختاری به‌صورت عددی قابل پیش‌بینی می‌باشد. برای پیش‌بینی آسیب در مواد کامپوزیتی در آزمون ضربه سرعت‌پایین بررسی‌های صورت گرفته است.‌ به همین منظور اولین بار در سال 1997 شعیب و همکاران یک مدل تئوری برای پیش‌بینی شکست تیر ساندویچی تحت تورفتگی موضعی را پیشنهاد کردند. مدل مکانیکی به‌صورت بار خطی که یک تیر الاستیک به یک‌پایه الاستیک- پلاستیک متصل شده بود، ساده شد.[[1](#_ENREF_1)]. شوپنر و همکاران در سال 2000بار آستانه تخریب جدایش لایه‌ای شدن کامپوزیت را تحت ضربه سرعت‌پایین بررسی کردند. سطح بار آستانه از نمودار نیرو-جابه‌جایی به دست آمد که در آن افت بار ناگهانی ناشی از افت استحکام نمونه بود و درنتیجه آن آسیب جدایش لایه‌ای رخ می‌دهد[[2](#_ENREF_2)]. سوکولینسکی و همکاران در سال 2003از تئوری مرتبه بالاتر برای پیش‌بینی ظرفیت بار تیر ساندویچی تحت خمش چهار نقطه استفاده کردند.مشاهده شد که شکست زودرس ساندویچ پانل با لایه‌‌های ضعیف چسب ناشی از تنش ‌پوستی بالا[[3]](#footnote-3) در بین لایه‌های فوقانی در انتهای نمونه ایجادشده و ظرفیت بار بیش از 40%کاهش‌یافته است[[3](#_ENREF_3)]. لوپز و همکاران در سال 2009 شبیه‌سازی آسیب را بر روی لمینت‌های کامپوزیتی تحت ضربه سرعت‌پایین بررسی کردند.آن‌ها از یک مدل مواد پیوسته برای شبیه‌سازی پدیده‌های آسیب با استفاده از سابروتین نویسی در نرم‌افزار اباکوس استفاده کرده و به بررسی آسیب جدایش لایه‌ای با المان‌های کوهسیو پرداختند مشاهده شد که با افزایش انرژی ضربه و تعداد رابط‌ها میزان دقت نتایج مدل کاهش می‌یابد [[4](#_ENREF_4)]. ساترلند و همکارانش در سال2012 به‌پیش بینی رفتار دینامیکی کامپوزیت‌های GRP به کمک مقایسه با نتایج حاصل از آزمون شبه استاتیک پرداختند. آزمون شبه استاتیکی به‌خوبی رفتار اولیه ضربه و جدایش بین لایه‌ای را پیش‌بینی کرد که می‌تواند طراحی کلیدی برای مقاومت در برابر ضربه باشد. همچنین مشاهده گردید که با افزایش انرژی انحراف بیشتری نسبت به حالت شبه استاتیکی رخ می‌دهد.[[5](#_ENREF_5)] فنگ و همکاران در سال 2014 با استفاده از مدل‌سازی المان محدود مکانیزم‌های خرابی لمینت را موردبررسی قراردادند[[6](#_ENREF_6)]. در این مدل‌سازی برای پیش‌بینی مکانیسم‌های خرابی لمینت‌های که تحت ضربه سرعت‌پایین هستند از مدل‌های آسیب پیش روند مبتنی بر مکانیک آسیب پیوسته و در ترکیب با المان‌های کوهسیو استفاده کردند. برای مدل‌سازی این نمونه در نرم‌افزار اباکوس با استفاده از زیر برنامه وی یومت بررسی کردند. نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی با عکس‌های رادیوگرافی گرفته‌شده مقایسه شد .در این مقاله توانستند با مدلی که در آن تنها از آسیب بین لایه‌ای با المان کوهسیو استفاده کردند پاسخ تأثیر ساختاری لمینت را پیش‌بینی کنند. ولی نتوانستد به‌درستی توزیع ضخامت لایه‌ها را انجام دهند. رابین السون و همکارانش در سال2015 به بررسی معیارهای پارگی پوسته و ترک‌خوردگی برشی هسته بر روی ساندویچ پانل پرداختند[[7](#_ENREF_7)]. در این تحقیق ساندویچ پانل با هسته فوم با چگالی75 کیلوگرم بر مترمکعب و لمینت کربن /اپوکسی تحت ضربه با سرعت‌پایین قراردادند. در این آزمایش نشان داده‌شده است که فشار پارگی پوسته، باربرشی هسته را محدود می‌کند، و با انتخاب یک ضخامت هسته بیشتر از یک مقدار آستانه خاص، می‌توان از ترک‌خوردگی برشی هسته جلوگیری کرد. فلی و همکاران در سال2016 یک مدل تحلیلی ساده جدید برای ساندویچ پانل کامپوزیتی تحت تأثیر ضربه سرعت‌بالا با پرتابه مسطح ارائه کردند[[8](#_ENREF_8)]. مشاهده شد که وقتی جرم پرتابه با مقدار ثابت قطر آن افزایش می‌یابد سرعت حد بالستیک کاهش میابد. و همچنین دریافتند انرژی جذب‌شده برای تغییر شکل لمینت بیش از انرژی است که برای جدایش لایه‌ای در شکست موضعی لمینت از بین می‌رود. دیماسی و همکاران در سال2017 تأثیر ضربه با سرعت کم را بر روی ساندویچ پانل با هسته فوم تقویت‌شده با پین را با استفاده از المان محدود موردبررسی قراردادند[[9](#_ENREF_9)]. آسیب‌پذیری ساندویچ پانل‌ها در ضربه با سرعت کم استفاده از آن را در هواپیما محدود می‌کند. آنان دریافتند که با تقویت هسته فوم با پین باعث کاهش آسیب هسته فوم می‌شود. شوچانگ لانگ و همکاران در سال2018 خرابی و مدل‌سازی لمینت‌های ساندویچ فومی تحت بارگذاری ضربه با یک مدل عددی جدید مبتنی بر کرنش ماده بررسی نمودند[[10](#_ENREF_10)]. این مدل می‌تواند تخریب نمونه‌های ساندویچی را با چند پارامتر به‌درستی پیش‌بینی کند در این بررسی دریافتند که قبل از نفوذ جدایش لایه‌ای فقط در قسمت بالایی ظاهر می‌شود و پس از نفوذ منطقه جدایش لایه‌ای به‌صورت حلقه‌ای تبدیل می‌شود همچنین مشاهده شد ساختارهای ساندویچی با هسته سخت نسبت به نمونه دارای هسته نرم نسبت به جدایش لایه‌ای آسیب‌پذیرتر هستند.

امروزه کاربرد ساندویچ پانل‌ها در سازه‌های مختلف ازجمله در صنایع هوایی و دریایی و ساختمانی مشهود است. سازه‌های ساندویچی در برابر ضربه بسیار حساس هستند با توجه به کاربرد ساندویچ پانل در صنایع هوایی و برخورد اجسام معلق در جو و همچنین برخورد پرندگان با سازه‌های هوایی بررسی مقاومت این نوع از کامپوزیت‌ها در برابر ضربه و بررسی مقدار آسیب ناشی از ضربه بسیار ضروری است.

هدف از این تحقیق بررسی مقاومت ساندویچ پانل تحت تأثیر ضربه سرعت‌پایین با آزمایش‌های تجربی و شبیه‌سازی با مدل المان محدود می‌باشد. در شبیه‌سازی این نوع از ساندویچ پانل‌ها یک مدل آسیب ارائه می‌شود. که آسیب درون لایه‌ای[[4]](#footnote-4) و بین لایه‌ای[[5]](#footnote-5) را در نظر گرفته است. برای بررسی مقدار آسیب جدایش لایه‌ای‌ایای از اتصال چسبنده[[6]](#footnote-6) استفاده‌شده است. با توجه به بالا بودن هزینه و زمان آزمایش‌های تجربی امروزه استفاده از نرم‌افزارهای المان محدود بسیار پرکاربرد است. به همین منظور برای پیش‌بینی آسیب جدایش لایه‌ای، نرم‌افزار المان محدود اباکوس مورداستفاده قرار گرفت. برای اعتبار سنجی شبیه‌سازی انجام‌شده از آزمایش‌های تجربی استفاده شد.

-2مواد و روش تحقیق

2-1- مواد مورداستفاده

در این پژوهش از رزین پلی‌استر به‌عنوان فاز زمینه و از الیاف شیشه به‌عنوان تقویت کنند در ساخت پوسته‌ای ساندویچ پانل استفاده شد. هسته ساندویچ پانل از جنس فوم پلی اورتان با چگالی 40 کیلوگرم بر مترمکعب می‌باشد.

2-2- روش ساخت نمونه و مشخصات ابعادی

پوسته ساندویچ پانل به‌صورت لایه گذاری دستی ساخته‌شده است. برای ساخت نمونه از قالب 500×500 میلی‌متر که از دو ورق با همین ابعاد و سه عدد پروفیل 400 میلی‌متری ساخته‌شده استفاده گردید. شکل 1 قالب استفاده‌شده برای ساخت نمونه را نشان می‌دهد. بعد از ساخت قالب لایه گذاری الیاف شیشه به همراه رزین پلی‌استر به روش دستی بر روی هریک از ورقه‌های 500میلی‌متر انجام شد. شکل 2ساخت پوسته را به‌صورت دستی نشان می‌دهد. بعد از لایه چینی الیاف بر روی دو صفحه قالب پوسته، دو طرف ساندویچ پانل ایجاد شد. سپس پوسته‌های ایجادشده همراه با صفحات قالب مونتاژ و توسط گیره به هم متصل شد و در ادامه با ترکیب پلی ایل و ایزوسیانات و ریختن این ترکیب در فضای خالی بین دوپوسته ساندویچ پانل موردنظر ساخته شد. درنهایت ساندویچ پانل ساخته‌شده به‌صورت چهار لایه با لایه چینی {90،90،90،90}و ضخامت هر پوسته 2میلی‌متر و ضخامت هسته 26میلی‌متر در مجموعه ساندویچ پانل باضخامت 30میلی‌متر ساخته شد. بعد از برش‌های لازم ابعاد نهایی ساندویچ پانل 400×400میلی‌متر به دست آمد که برای انجام آزمون‌ها موردنظر به چهار قسمت 200×200میلی مترتقسیم شد .



**Fig. 1** Mold for foam injection and layering

**شکل 1** قالب ساخته‌شده برای تزریق فوم و لایه چینی



**Fig. 2** layering fibers with resin on the mold plates

**شکل 2** لایه چینی الیاف به همراه رزین بر روی صفحات قالب

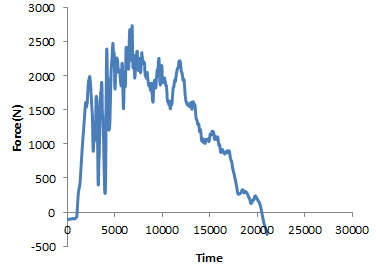
2-3- آزمون تجربی ضربه

آزمون ضربه سرعت‌پایین طبق استاندار ASTM-D7136 بر روی ساندویچ پانل با پوسته شیشه/پلی‌استر و هسته فوم پولی اورتان انجام شد در شکل 3 نمای از انجام آزمون ضربه را نشان می‌دهد. *آزمون ضربه با نیرو 38 ژول بر روی نمونه انجام شد. خروجی آزمون ضربه به‌صورت داده‌های شتاب-زمان داده شد که با ضرب جرم ضربه زننده در شتاب نمودار نیرو –زمان که در* **شکل 4** *مشاهده می‌شود به دست آمد است.*



**Fig. 3** view of the Impact test

**شکل 3** نمای از انجام آزمون ضربه



**Fig. 4** Time-force diagram of experimental tests

**شکل 4** نمودار نیرو-زمان برای آزمون تجربی

**2-4- مدل‌سازی المان محدود**

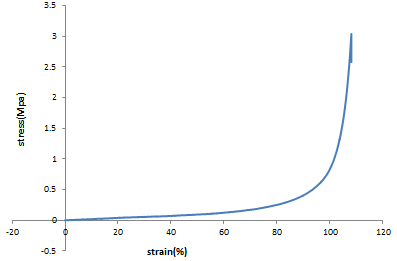
در این تحلیل برای شبیه‌سازی ضربه از نرم‌افزار اباکوس با حلگر صریح استفاده‌شده است. صفحه ساندویچی به‌صورت یک صفحه مربع ای مدل شد. برای بررسی آسیب جدایش لایه‌ای از اتصال چسبنده بین لایه‌ها استفاده شد. پوسته ساندویچ پانل به‌صورت پوسته‌پیوسته[[7]](#footnote-7) چهار لایه مدل شده است که برای کاهش زمان محاسبات المان‌ها فقط در ناحیه ضربه ریز شد. و همچنین برای کاهش محاسبات برای اتصال لایه‌های پوسته پایین از قید اتصال کامل[[8]](#footnote-8) استفاده شد. لازم به ذکر است پوسته پایین در آزمون تجربی هیچ آسیبی ایجاد نشده است. نحوه اعمال قیود را نشان می‌دهد. با توجه به سعی خطاها که برای مش انجام شد بهینه‌ترین سایز میش در ناحیه ضربه 00125/0 متر و برای سایر نواحی125/0 متر در نظر گرفته شد. المان استفاده‌شده برای لمینت از نوع المان کاهش‌یافته کانتنیوم شل (SC8R) و برای فوم پولی اورتان از المان کاهش‌یافته سالید (C3D8R) استفاده‌شده است. برای لمینت آسیب پیش‌رونده و روش حذف المان استفاده‌شده است. برای مدل کردن ضربه زننده از نیم‌کره با قطر 16 میلی‌متر و به‌صورت جسم صلب با المان‌های پوسته مدل شده است.

|  |
| --- |
| **لایه 4**  اتصال چسبنده |
| **لایه 3** |
| **لایه 2** |
| **لایه 1** |
| هسته فوم |
| قید تایی |
|  |
|  |
|  |

**Fig. 5** Applying constraints between layers

**شکل 5** اعمال قیود در بین لایه‌ها

در این تحلیل هسته به‌صورت الاستیک –پلاستیک در نظر گرفته‌شده است. برای قسمت الاستیک هسته فوم به‌صورت الاستیک ایزوتروپ و از پارامترهای مدل الاستیک و ضریب پواسون استفاده شد و برای قسمت پلاستیک از مدل فوم قابل‌تخریب و سخت‌شوندگی ایزوتروپ در نرم‌افزار اباکوس مدل‌سازی شد. رفتار سخت‌شوندگی با استفاده از داده‌های آزمون فشار تک‌محوری داده‌شده است. شکل 6 منحنی تنش –کرنش آزمون فشار برای هسته فوم را نشان می‌دهد. از بخش پوسته برای تعیین ساختار لایه، نوع ماده و جهت‌گیری هر لایه استفاده شد. معیار شکست برای لمینت توسط هاشین برای شناسایی حالت‌های شکست در ماتریس و فایبر تحت هردو شکست کشش و فشاری و شامل چهار حالت شکست استفاده شد. خواص مکانیکی موردنظر برای پوسته و هسته فوم در جدول1 و2 برای انجام شبیه‌سازی آمده است.



**Fig. 6** Stress-strain diagram for axial foam pressure test

**شکل 6** نمودار تنش- کرنش برای آزمون فشار تک‌محور فوم

جدول 1 خواص مکانیکی پوسته کامپوزیتی شیشه/پلی‌استر

Table 1 Mechanical properties of e-glass / polyester composite laminate

|  |  |
| --- | --- |
| *خواص* | *مقدار* |
| *چگالی (کیلوگرم بر مترمکعب)*  *مدخل الاستیسیته در جهت الیاف (گیگا پاسکال)*  *مدول الاستیسیته در جهت عمود بر الیاف (گیگا پاسکال)*  *مدول برشی در جهت الیاف (گیگا پاسکال)*  *مدول برشی در جهت عمود برالیاف (گیگا پاسکال)*  *ضریب پواسون*  *مقاومت کششی در راستایی الیاف (مگا پاسکال)*  *مقاومت فشاری در راستایی الیاف (مگا پاسکال)*  *مقاومت کششی در راستایی عمود بر الیاف (مگا پاسکال)*  *مقاومت فشاری در راستای عمود برالیاف (مگا پاسکال)*  *مقاومت برشی (مگا پاسکال)*  *خواص الاستیک(مگا پاسکال)*  *مقاومت شروع آسیب(مگا پاسکال)*  *انرژی شکست(متر بر نیوتن)* | *1650*  *24*  *5*  *1.96*  *2.24*  *0.37*  *470*  *350*  *40*  *60*  *50*  *30*  *850*  *7،7،3*  *650،650،300* |

جدول 2 خواص مکانیکی فوم پلی اورتان

Table Mechanical properties of polyurethane foam

|  |  |
| --- | --- |
| *خواص* | *مقدار* |
| *چگالی (کیلوگرم بر مترمکعب)*  *مدول الاستیسیته (مگاپاسکال)*  *ضریب پواسون*  *مقاومت فشاری (مگاپاسکال)*  *مقاومت برشی (مگا پاسکال)* | *40*  *4.32*  *0.1*  *3*  *1.3* |

**2-4-1- تکامل و گسترش آسیب**

*رفتار آسیب لمینت های کامپوزیتی را می‌توان به دو نوع تقسیم کرد: آسیب درون لایه‌ای و آسیب بین لایه‌ای. آسیب درون لایه‌ای شامل آسیب فیبر و آسیب ماتریس است، درحالی‌که آسیب بین لایه‌ای عمدتاً در جدایش ‌لایه‌ای نقش دارد. بمنظور بررسی شدت آسیب ایجاد شده، علاوه بر شروع آسیب، پیشروی و گسترش آسیب نیز در مدلسازی المان محدود درنظر گرفته شده است.*

***2-4-1-1- معیار آسیب درون لایه‌ای***

*معیار شکست برای لمینت توسط هاشین برای شناسایی حالت‌های شکست در ماتریس و فایبر تحت هردو شکست کشش و فشار شامل چهار حالت شکست است. حالت‌های شکست در معیار هاشین به شرح زیر است:*

*معیار کششی فایبر*

*معیار فشار فایبر*

*معیار کششی ماتریس*

*معیار فشار ماتریس*

*در اینجاو به ترتیب استحکام کششی و فشاری در جهت طولی وو مقاومت کششی و فشاری در جهت عرضی می‌باشد. و استحکام برشی درون صفحه‌ای در جهت طولی و عرضی هستند. ضریبی است که مقدار مقاومت برشی طولی را به معیار شکست کششی الیاف تعریف می‌کند. و بردار تنش مؤثر را نشان می‌دهد.*

***2-4-1-2-آسیب بین لایه‌ای***

*از روش اتصال چسبنده برای بررسی جدایش لایه‌ای در ساندویچ پانل استفاده شد.* *اساس این روش تعامل رفتار منسجم دو سطح مجاور است. تنش کششی و جابجایی گره‌های روی سطوح توسط قانون جدایش کششی[[9]](#footnote-9) ارائه می‌شوند. لازم به ذکر است همانند آسیب درون لایه‌ای آسیب بین لایه‌ای دارای تکامل آسیب می‌باشد.*

*تنش کششی روی یک سطح از سه جزء تشکیل‌شده است، یک تنش نرمال و دو تنش برشی. رفتار الاستیک می‌توان به‌صورت زیر نوشت:*

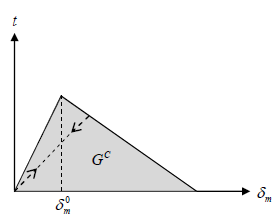
*سفتی می‌باشد. ه‌جابجایی جدایی[[10]](#footnote-10) و تنش‌های کششی[[11]](#footnote-11)،*

*برای کنترل معیار آسیب جدایش لایه‌ای از قانون جدایی درجه دوم[[12]](#footnote-12) استفاده شد. در این قانون فرض می‌شود زمانی که تابع درجه دوم به یک برسد آسیب آغاز می‌شود.*

*به ترتیب مقدار اوج جدایی اتصال رازمانی که جدایی در امتداد اتصال نرمال و جهت برشی دوم و سوم را نشان می‌دهد.*

***2-4-1-3-تکامل آسیب***

*قانون تکامل آسیب در جدایش لایه‌ای شبیه قانون تکامل آسیب در آسیب‌های درون لایه‌ای است. هنگامی‌که معیار آسیب به یک برسد سختی کوهسیو کاهش می‌یابد.*



**Fig. 7** *T*raction-separation law for adhesive contact [11]

**شکل 7** قانون کشش –جدایی[[13]](#footnote-13) برای اتصال چسبنده[[11](#_ENREF_11)]

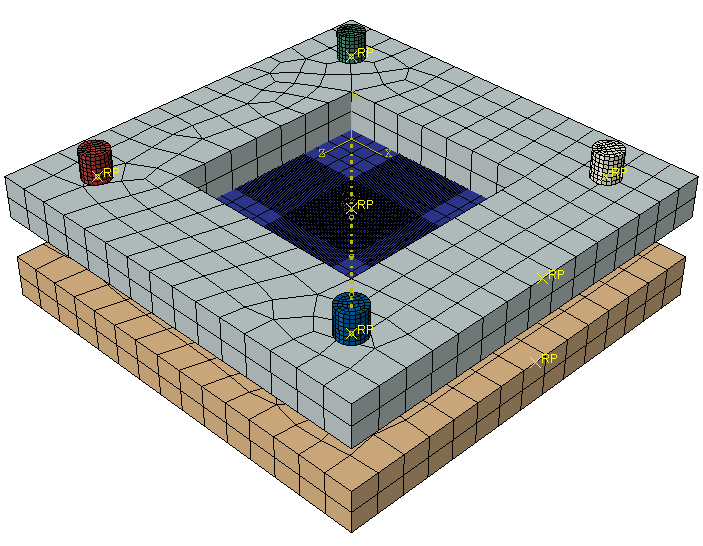
*انرژی شکست لایه‌لایه شدن باحالت‌های مختلط[[14]](#footnote-14) است. در این بررسی از معیار [[15]](#footnote-15)*B-Kبه‌عنوان نسبت حالت مختلط در پیش‌بینی و تکثیر جدایش لایه‌ای استفاده‌شده است. معادله (7) معیارB-K را نشان می‌دهد:

انرژی‌های شکست در جهت نرمال وبرشی هستند. پارامتر مربوط به خواص مواد می‌باشد.

**3-نتایج و بحث**

مدل المان محدود در شکل 8 نشان داده‌شده است. این مدل شامل 58777 المان می‌باشد. شرایط مرزی به‌صورت کامل شبیه با آزمون تجربی مدل شده است در این مدل از دو صفحه به وزن 4 کیلوگرم در بالا و پایین نمونه که صفحه بالا در جهت x وz ثابت‌شده و در جهت y تحت تأثیر نیروی‌های حاصل از گیره‌ها به مقدار 20 نیوتون می‌باشد. صفحه پایین در جهت x،y وz مقید شده است. در مدل المان محدود، سرعت اولیه معادل سرعت لحظه برخورد پرتابه به ضربه زننده داده شد. برای بررسی جدایش لایه‌ای از اتصال چسبنده بین لایه‌های پوسته بالا ساندویچ پانل ایجاد شد. زمان محاسبه این مسئله با پردازنده 4 هسته‌ای 30 ساعت می‌باشد.

صفحه فیکسچر



صفحه فیکسچر

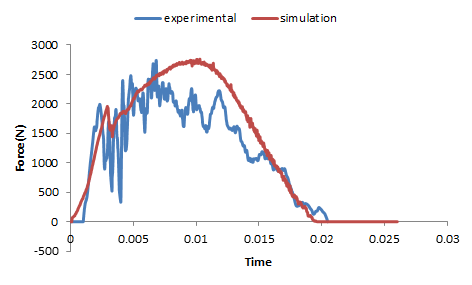
گیره

ساندویچ پانل

**Fig. 8** Finite element model

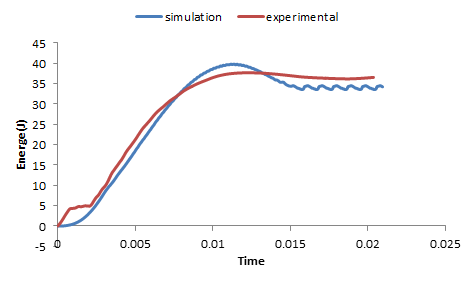
**شکل 8** مدل المان محدود

نمودار نشان داده‌شده در شکل 9 نمودار نیرو-زمان را برای نمونه در مقایسه با آزمون تجربی را نشان می‌دهد که در تطابق خوبی با آزمون تجربی می‌باشد. در نمودار نیرو-زمان همان‌طور که در شکل مشخص است پس از برخورد ضربه زننده به سطح نمونه نوساناتی در صفحه ایجاد می‌شود و نیرو بشدت افزایش میابد بعدازآن به دلیل خرابی نیرو تماسی کاهش می‌یابد در زمان 003/0 تا 005/0 نمودار افت دارد که این پدیده به علت شکست لمینت در لایه‌های ابتدای پوسته می‌باشد. در این بخش تطابق خوبی بین نمودار تجربی و شبیه‌سازی مشاهده شد.‌ **شکل 10** مقایسه نمودار انرژی مدل شبیه‌سازی را با تجربی نشان می‌دهد.



**Fig. 9** Comparison of simulation force-time diagram with experimental results

**شکل 9** مقایسه نمودار نیرو-زمان شبیه‌سازی با نتایج تجربی

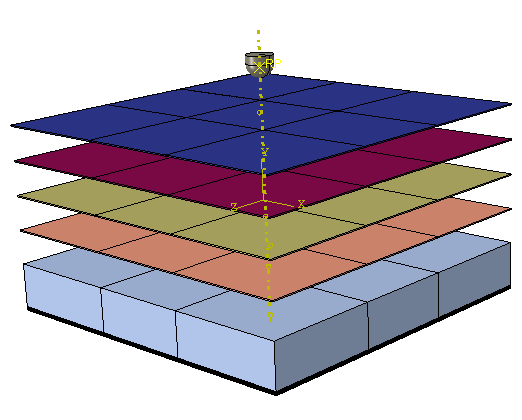


**Fig. 10** Comparison of energy for numerical simulation and

experiment

**شکل 10** مقایسه نمودار انرژی مدل شبیه‌سازی با تجربی

همان‌طور که گفته شد برای بررسی جدایش لایه‌ای از اتصال چسبنده بین لایه‌ها از اندرکنش کوهسیو بین لایه‌ای پوسته بالایی ساندویچ پانل استفاده شد. اساس این روش تعامل رفتار منسجم دو سطح مجاور است. شکل 11اندرکنش بین لایه‌های مختلف ساندویچ پانل را نشان می‌دهد.



4|3

فوم|1

2|1

3|2

**Fig. 11** Interaction between layers of sandwich panel laminate

**شکل 11** اندرکنش بین لایه‌های پوسته‌ی ساندویچ پانل

نتایج شبیه‌سازی نشان داده شد بین فوم که شباهت به مواد نرم دارد و پوسته که یک ماده با سفتی بالا می‌باشد، بیشترین آسیب جدایش لایه‌ای را دارد و این آسیب مابین لایه‌ی 2|1 که دورترین فاصله را از سطح ضربه دارد مشاهده‌شده است. بعد از آن لایه فوم|1 بیشترین آسیب را دارد مقدار آسیب بین لایه‌های 3|2 تقریباً نزدیک آسیب لایه‌های 1|2 می‌باشد. لایه‌های 3|4 کمترین آسیب را نسبت به سایر لایه‌ها دارد. در این بررسی مشخص شد که آسیب جدایش لایه‌ای در لایه‌های دورتر از سطح ضربه بیشتر از لایه‌های نزدیک سطح ضربه ایجاد می‌شود. این مهم توسط نویسندگان دیگر نیز برای کامپوزیتهای لایه‌ای و نه پانل ساندویچی ثابت‌شده است[[11](#_ENREF_11)]. در ساندویچ پانل نیز کمابیش همین اتفاق رخ داده ولی میزان شدت عیب متفاوت می‌باشد و نقش فوم در توزیع بیشتر و یکنواخت‌تر انرژی ضربه و جلوگیری از تمرکز تنش اولیه در ضربه می‌باشد. لازم به ذکر است با بررسی انجام‌شده آسیب جدایش لایه‌ای در جهت الیاف اتفاق افتاد است. جدول 3مقایسه تصاویر اسکن شده آزمون تجربی با آسیب های بین لایه‌ای نتایج شبیه سازی را نشان می دهد.

**جدول 3** مقایسه تصاویر اسکن شده آزمون تجربی با آسیب‌های بین لایه‌ای نتایج شبیه‌سازی

**Table 3** Comparison of scan images of experimental test with inter-laminar damage simulation results

|  |  |
| --- | --- |
| انرژی ضربه | 38 |
| فوم|1 |  |
| 2|1 |  |
| 3|2 |  |
| 4|3 |  |
| نمای بالای اسکن شده |  |
| برش عرضی شبیه‌سازی |  |
| برش عرضی آزمون تجربی | s1-60 |

**نتیجه‌گیری**

در این مقاله یک فرایند تحلیل جدایش لایه‌ای بین پوسته ساندویچ پانل ارائه‌شده است. یک مدل آسیب درون لایه‌ای و بین لایه‌ای برای ساندویچ پانل از جنس پوسته شیشه/پلی‌استر و هسته فوم پلی اورتان در نظر گرفته شد. آزمون ضربه با سقوط آزاد وزنه هم بصورت تجربی و هم بصورت شبیه‌سازی المان محدود انجام شد. در این پژوهش نمودارهای نیرو –زمان و نمودار انرژی –زمان به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی با نتایج تجربی مقایسه شد که از تطابق خوبی برخوردار بود. در اثر ضربه بر روی ساندویچ پانل در پوسته بالایی آسیب‌های درون لایه‌ای و بین لایه ایجادشده است که با اسکن ناحیه ضربه مقایسه نتایج با مدل‌های آسیب به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی مشخص شد آسیب جدایش لایه‌ای در لایه‌های دورتر از سطح ضربه بیشتر از لایه‌ای نزدیک به محل ضربه می‌باشد. این مهم توسط نویسندگان دیگر برای کامپوزیت لمینت ثابت‌شده است و برای پانل ساندویچی نیز میتوان ذکر کرد که نقش فوم در توزیع بیشتر و یکنواخت‌تر انرژی ضربه و جلوگیری از تمرکز تنش اولیه در ضربه می‌باشد. همچنین با بررسی‌های انجام‌شده در این تحقیق مشاهده شد که آسیب جدایش لایه‌ای در جهت الیاف ایجاد می‌شود.

***منابع:***

|  |
| --- |
| [1] Shuaeib, F. and P. Soden, *Indentation failure of composite sandwich beams.* Composites science and Technology, 1997. **57**(9-10): p. 1249-1259 |
| [2] Schoeppner, G.A. and S. Abrate, *Delamination threshold loads*  *for low velocity impact on composite laminates.* Composites  partA: applied science and manufacturing, 2000. **31**(9): p. 903-  915 |
| [3] Sokolinsky, V.S. et al. *Experimental and analytical study of*  *nonlinear bending response of sandwich beams. Composite*  *Structures, 2003.* ***60****(2): p. 219-229* |
| [4] Lopes, C. et al. *Simulation of low-velocity impact damage on*  *composite laminates*. in *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC*  *Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*  *17th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 11th*  *AIAA No*. 2009 |
| [5] Sutherland, L. and C.G. Soares, *The use of quasi-static testing*  *to obtain the low-velocity impact damage resistance of marine*  *GRP laminates.* Composites Part B: Engineering, 2012. **43**(3): p. 1459-1467 |
| [6] Feng, D. and F. Aymerich, *Finite element modelling of damage*  *nduced by low-velocity impact on composite laminates*  Composite Structures, 2014. **108**: p. 161-171. |
| [7] Olsson, R. and T.B. Block, *Criteria for skin rupture and core*  *shear cracking induced by impact on sandwich panels*  Composite Structures, 2015. **125**: p. 81-87. |
| [8] Feli, S. and S. Jafari, *Analytical modeling for perforation of*  *foam composite sandwich panels under high-velocity impact*  Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and  Engineering, 2017. **39**(2): p. 401-412. |
| [9] Dimassi, M.A. and A.S. Herrmann. *Numerical Simulation of*  *Low Velocity Impact on Pin-Reinforced Foam Core Sandwich*  *Panel*. in *Key Engineering Materials*. 2017. Trans Tech Publ. |
| [10] Long, S., et al., *Failure analysis and modeling of foam*  *sandwich laminates under impact loading.* Composite  Structures, 2018. **197**: p. 10-20. |
| [11] Long, S., X. Yao, and X. Zhang, *Delamination prediction in*  *composite laminates under low-velocity impact.* Composite  Structures, 2015. **132**: p. 290-298. |

1. Crushable Foam [↑](#footnote-ref-1)
2. Hashin damage [↑](#footnote-ref-2)
3. High peeling stress [↑](#footnote-ref-3)
4. Intra-laminar [↑](#footnote-ref-4)
5. Inter-laminar [↑](#footnote-ref-5)
6. Cohesive contact [↑](#footnote-ref-6)
7. Continuum shell [↑](#footnote-ref-7)
8. Tie [↑](#footnote-ref-8)
9. Traction-separation [↑](#footnote-ref-9)
10. Separation displacement [↑](#footnote-ref-10)
11. Traction stress [↑](#footnote-ref-11)
12. Quadratic separation law [↑](#footnote-ref-12)
13. Taction-separation [↑](#footnote-ref-13)
14. ixed modes [↑](#footnote-ref-14)
15. Benzeggagh-Kenane [↑](#footnote-ref-15)