



## مطالعه عددی و تجربی جدایش رویه از هسته در سازه‌های ساندویچی کامپوزیتی با هسته موج‌دار ترکیبی تحت بار خمشی

حسین ملکی نژاد بهابادی<sup>1</sup>، غلامحسین رحیمی<sup>2\*</sup> و امین فرخ آبادی<sup>3</sup>

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

\* تهران، صندوق پستی 14115 - 111، rahimi\_gh@modares.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 21 اسفند 1394

پذیرش: 21 اردیبهشت 1395

ارائه در سایت: 22 خرداد 1395

کلید واژگان:

سازه‌های ساندویچی

بار خمشی

ناحیه چسبده

سازه‌های ساندویچی سازه‌هایی هستند که از دو رویه با خواص مکانیکی بالا و هسته‌ای ضخیم ولی ضعیف و سبک تشکیل شده‌اند. به دلیل استحکام و سفتی ویژه بالا، به طور وسیعی در سازه‌های مهندسی از قبیل سازه‌های هوافضایی، بدنه کشتی‌ها، پره‌های توربین و ... از این سازه‌ها استفاده می‌شود. یکی از اصلی‌ترین مکانیزم‌های خرابی این سازه‌ها جدایش بین رویه و هسته می‌باشد. در این تحقیق جدایش بین رویه و هسته تحت بارگذاری خمشی استاتیکی در سازه‌های ساندویچی با رویه‌های کامپوزیتی و هسته‌ی ترکیبی از جنس فوم پی‌وی‌سی و یک چندلایه‌ی کامپوزیتی موج‌دار با هندسه‌ی مربعی به صورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفته است. در هر یک از نمونه‌ها یک ترک اولیه ایجاد شده تا جدایش بین رویه و هسته اتفاق بیفتد و نتایج با نمونه مرجع که هسته آن ساده و فقط از فوم تشکیل شده مقایسه شده است. تاثیر ضخامت رویه‌ها بر مقاومت جدایش نیز مورد بررسی قرار گرفته است. از آزمون خمش سه نقطه ای مطابق با استاندارد ASTM به همراه فیکسچر ENS برای آزمون تجربی نمونه‌ها استفاده شده است. نتایج نشان دادند که در نمونه‌های مربعی با رویه‌ی سه و شش لایه رویه‌ی بالایی قبل از جدا شدن از هسته شکست شده و بیشترین بار قابل تحمل برای نمونه‌ی مربعی با رویه‌ی هشت لایه تا قبل از جدایش 269.26 نسبت به نمونه‌ی مرجع افزایش داشته است. تحلیل عددی جدایش در نرم‌افزار المان محدود و با استفاده از مدل ناحیه چسبده انجام شده است. نتایج تطابق نسبی خوبی را بین داده‌های عددی و تجربی نشان دادند.

## Numerical and experimental investigation of skin/core debonding in composite sandwich structures with corrugated core under bending loading

Hossein Malekinejad Bahabadi, GholamHossein Rahimi\*, Amin Farrokhbabadi

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

\*P.O.B. 14115- 111, Tehran, Iran, rahimi\_gh@modares.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 11 March 2016

Accepted 10 May 2016

Available Online 11 June 2016

### Keywords:

Sandwich structures

Bending loading

Cohesive zone model

### ABSTRACT

Sandwich structures consist of two thin skins with high mechanical properties and a thick core with lower mechanical properties and weight. Due to high strength/stiffness to weight ratio, these structures are used extensively in engineering structures such as aerospace structures, ship hulls, turbines blades, etc. Skin/core debonding is one of the major failure modes in these structures. In this paper, debonding resistance of sandwich panels with composite skins and a core consisting of PVC foam and a corrugated composite laminate is investigated both experimentally and numerically. Square geometry is considered for corrugated composite laminate and obtained results are compared with reference specimen with simple core made of PVC foam. The three point bend test with attached ENS fixture is used to perform the standard experimental test. The results have shown that in square specimen with 3 and 6 layer skin before the separation between skin/core, the specimens fail from the middle of the upper skin, but for 8 layer skin, the skin/core debonding occurs before other modes of failure. The maximum skin/core debonding resistance for square specimen is increased 269.26 percent. Specimens are modeled in Abaqus and results show a reasonable agreement between experimental and numerical result.

### 1- مقدمه

مواد جدید به علت خواص منحصر به فرد خود مورد توجه ویژه‌ای قرار گرفته‌اند. در این میان سازه‌های کامپوزیتی ساندویچی به دلیل مزیت‌های بی‌شمار از قبیل مقاومت بالا در برابر وزن کم، عایق حرارتی خوب، مقاومت در برابر خوردگی، ظرفیت جذب صوت بالا و... در بسیاری از کاربردهای مهندسی

تلاش‌های بین‌المللی به‌طور مداوم برای جستجوی مواد جدید، بهتر و کارآمدتر ادامه دارد. هدف اصلی این تلاش‌ها بهبود کیفیت، کارایی و دوام ساختارهای تولید شده با این مواد جدید می‌باشد. مواد کامپوزیتی به‌عنوان یکی از این

Please cite this article using:

H. Malekinejad Bahabadi, G. H. Rahimi, A. Farrokhbabadi, Numerical and experimental investigation of skin/core debonding in composite sandwich structures with corrugated core under bending loading, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 6, pp. 52-62, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

www.SJIR.ir

نظیر بدنه خودرو، صنایع هوافضا، صنایع دریایی و ... بطور گسترده استفاده می‌شوند [1]. ساختارهای ساندویچی معمولاً از هسته‌ای با چگالی کم و نسبتاً ضخیم که بین دو رویه با سفتی و استحکام زیاد ولی نازک تر از هسته قرار می‌گیرند، تشکیل شده‌اند. ترکیب این رویه‌ها با هسته سبک سبب ایجاد ساختاری مستحکم و با استحکام به وزن استثنایی می‌شود. در ساختارهای ساندویچی رویه‌ها مانند باله‌ها در تیرهای I شکل عمل می‌کنند و نیروهای کششی و فشاری را تحمل می‌کنند. هسته نیز مانند جان تیر عمل می‌کند و ضمن نگهداری رویه‌ها، نیروهای برشی وارد شده بر تیر را نیز تحمل می‌کند [2].

در سال 1830 میلادی نخستین تیرهای ساندویچی که از ورق‌های آهنی که به دو طرف یک هسته چوبی متصل شده بودند؛ به منظور کاهش وزن در لوکوموتیوهای برادران استفنسون استفاده شده و موفقیت اقتصادی چشمگیری را برایشان به ارمغان آورد. اما استفاده وسیع از سازه‌های ساندویچی به جنگ جهانی دوم برمی‌گردد که نخستین بار در هواپیمای مسکویتو<sup>1</sup> استفاده شد. به‌طوریکه رویه‌ها از جنس چوب چندلا و هسته از چوب بالسا ساخته شده بود. در سال 1915 هاگو جانکر<sup>2</sup> یک ساختار هانی-کامب<sup>3</sup> را با استفاده از دو ورق فولادی که به دو طرف یک شبکه سلولی شش ضلعی متصل بودند؛ را برای استفاده در هواپیماها ارائه داد؛ که در سال 1919 برای نخستین بار در هواپیمای جنگنده F-13 آلمانی استفاده شد [3]. گرین است و ریابیدر سال 2007 چروکیدگی ساندویچ پانل‌های کامپوزیتی با رویه موج و تحت بار فشاری را بصورت تجربی، عددی و تحلیلی مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها رویه‌های موج را بصورت سینوسی و نیم‌دایره بر روی رویه‌ها ایجاد کردند. آن‌ها بیان کردند که در موج سینوسی به دلیل به وجود آمدن کماتش موضعی، مقاومت کمتری را نسبت به موج دایره‌ای دارد و در حالت کلی، ایجاد رویه‌های موج، به طور قابل‌ملاحظه‌ای مقاومت در برابر چروکیدگی را افزایش می‌دهند [4]. روسو و زوکولو در سال 2007 رفتار مکانیکی و ساز و کارهای شکست دو نوع از ساختارهای ساندویچی را به روش تجربی و تحلیلی در بارگذاری‌های مختلف مورد بررسی قرار دادند. نتایج آن‌ها نشان داد که این دو نوع سازه در بارگذاری کششی، فشاری و برشی رفتار متفاوت غیرخطی نشان می‌دهند. همچنین مقایسه نتایج تجربی و نظری نشان می‌دهد خطای این نتایج وقتی شکست سازه بر اثر کشش در رویه اتفاق می‌افتد در حدود 12 درصد و هنگامی که شکست در اثر برش در هسته اتفاق بیفتد در حدود 100 درصد برای محاسبه‌ی استحکام است [5]. آقایان ژانگ و پیتر سوپرنگ در سال 2013 در پژوهشی مقاومت، سفتی خمشی و قابلیت جذب انرژی سازه‌های ساندویچی با هسته موج‌دار آلومینیومی را مورد ارزیابی قرار دادند تا به یک طراحی جدید و سازه‌هایی با وزن کم و سفتی بالا که در صنایع حمل و نقل کاربرد دارد دست‌یابند. بدین منظور تمرکز این تحقیق بر روی بررسی پارامترهایی نظیر جنس الیاف رویه، زاویه‌ی موج‌ها، ضخامت چسب بین رویه و هسته و حضور یا عدم حضور فوم معطوف شده است. نتایج بیانگر این موضوع بود که افزایش زاویه‌ی موج‌ها و ضخامت رویه‌ها مقاومت خمشی را افزایش داده است [6]. دیویدسون و آنتونیو واس از دو تست استاندارد DCB<sup>4</sup> و ENF<sup>5</sup> به ترتیب برای یافتن مقادیر نرخ رهایی انرژی در دو مود اول و دوم رشد ترک در لایه‌ی میانی هسته و رویه برای سازه‌های ساندویچی

<sup>1</sup> Mosquito

<sup>2</sup> Hugo Junker

<sup>3</sup> Hony comb

<sup>4</sup> Double Cantilever beam

<sup>5</sup> End notch flexure

<sup>6</sup> PVC

<sup>7</sup> Cohesive Zone Model

هسته از سه لایه پارچه شیشه استفاده شده است. ضخامت رویه‌ی هشت لایه 1.73mm، شش لایه 1.3mm و ضخامت رویه‌ی سه لایه و سه لایه‌ی موج‌دار داخل هسته 0.65mm بوده است. ابعاد زیر به‌منظور برقراری شرایط استاندارد برای نمونه‌ها در نظر گرفته شده‌اند:

$$L=370\text{mm}, w=60\text{mm}, d=18.4\text{cm}, \lambda=3\text{cm}$$

ساخت نمونه‌ها شامل دو مرحله است: در مرحله اول، هسته که شامل چندلایه کامپوزیتی موج‌دار و فوم است، به روش دستی ساخته شده و در مرحله دوم رویه‌ها به روش انتقال رزین به کم خلاء به هسته متصل می‌شوند. به منظور تکرار و اطمینان از نتایج آزمایش‌ها، برای هر هندسه هسته و هر ضخامتی که برای رویه‌ها در نظر گرفته شده است، دو نمونه ساخته شده است. نحوه نام‌گذاری نمونه‌های ساخته شده در جدول 1 بیان شده است. با مشخص شدن ابعاد و هندسه نمونه‌ها براساس استاندارد، برای هسته مربعی، ابتدا فوم پی‌وی‌سی به وسیله اره مدرج در قطعات‌های مربعی برش داده شده است (زاویه اره مدرج برای برش قطعات مربعی 0 درجه می‌باشد). سپس فوم‌های برش داده شده را به‌صورت قالب‌های نرگی و مادگی تهیه کرده و پارچه آغشته شده به رزین در قالب تعبیه شده و بعد از آن قالب نهایی در دستگاه پرس سرد قرار داده می‌شود. شماتیک نحوه ساخت هسته موج‌دار در "شکل 2" نشان داده شده است [16].

بعد از خارج کردن هسته از زیر پرس سرد، برای اتصال رویه‌ها به هسته، از روش انتقال رزین به کمک خلاء استفاده شده است. در این فرآیند، پس از آماده سازی هسته‌ها و قرار دادن آن‌ها در محفظه‌ای که توسط نایلون و کیوم و خمیر مخصوص، آب‌بندی شده است، رزین به کمک پمپ خلاء به داخل محفظه خلاء تزریق شده و به این ترتیب تمام محفظه به طور یکنواخت از رزین پر شده و رویه‌ها با تعداد لایه‌های مدنظر بطور یکنواخت آغشته به رزین می‌شوند. استفاده از این روش سبب ایجاد نمونه‌هایی با کیفیت بهتر و یکنواخت‌تر، و در نتیجه نتایج مناسب‌تر از آزمون تجربی شده است. "شکل

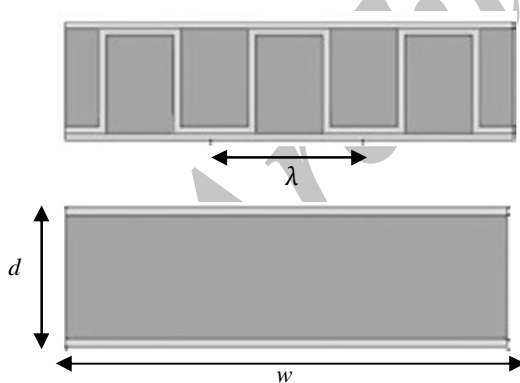


Fig. 1 A schematic cross section of two specimen; simple and square corrugated core.

شکل 1 شماتیکی از سطح مقطع دو نمونه با هسته‌های ساده و مربعی

جدول 1 کد نمونه‌های ساخته شده

Table 1 specimen code

کد نمونه	نوع هسته و رویه‌ها
SL16,SL26	هسته‌ی ساده با رویه شش لایه
SL78,SL88	هسته ساده با رویه هشت لایه
AL53,AL63	هسته مربعی با رویه سه لایه
AL16,AL26	هسته مربعی با رویه شش لایه
AL48,AL38	هسته مربعی با رویه هشت لایه

نیدلمن<sup>1</sup> در سال 1994 برای توضیح و شبیه‌سازی رشد ترک در جامدات ترد از این روش استفاده کرد. در این مدل‌سازی از قابلیت مدل ناحیه چسبنده در پیش‌بینی نقطه اولیه ایجاد ترک استفاده شده و رشد ترک نیز با توجه به روابط ساختاری ارزیابی شده است [13]. می<sup>2</sup> و همکاران در سال 1998 با استفاده از مدل ناحیه چسبنده به بررسی جدایش بین لایه‌های تحت بارگذاری حالت ترکیبی در کامپوزیت‌ها پرداختند [14]. تورن<sup>3</sup> و همکاران در سال 2007 به بررسی تاثیر پارامترهای رابطه ساختاری ناحیه چسبنده و اثر اندازه مش در پیش‌بینی شروع و رشد ترک پرداختند. آن‌ها پارامتری به نام طول ناحیه چسبنده را برای تعیین حداقل تعداد المان مورد نیاز جهت همگرا شدن حل غیرخطی اجزا محدود معرفی کردند [15].

در پژوهش حاضر نیز از این رویکرد و با به‌کارگیری مدل صفحات چسبنده<sup>4</sup> برای پیش‌بینی جدایش بین رویه و هسته در سازه‌های ساندویچی کامپوزیتی استفاده شده است. سازه‌های ساندویچی ساخته شده برای این پژوهش به دلیل وجود تقویت‌کننده‌های موج‌دار درون هسته هم در ساخت و هم در مدل‌سازی نسبت به پژوهش‌های مشابه دارای تمایز می‌باشد و همین تمایز سبب برتری این سازه‌ها نسبت به سازه‌های مشابه با هسته ساده فومی شده است. مدل‌سازی‌های انجام شده در این پژوهش دارای ویژگی وجود دو سطح چسبنده کامپوزیت-کامپوزیت و فوم-کامپوزیت می‌باشند، در حالی که سایر پژوهش‌های انجام شده در این موضوع برای سازه‌هایی با هسته فوم ساده به مدل‌سازی با استفاده از سطوح چسبنده پرداخته شده است. در این پژوهش سعی بر آن است که جدایش بین رویه هسته در سازه‌های ساندویچی با وجود جدایش اولیه تحت بارگذاری خمشی سه نقطه مورد بررسی قرار گیرد و تاثیر تعبیه‌ی یک چندلایه‌ی موج‌دار کامپوزیتی با شکل موج مربعی در هسته‌ی تیر ساندویچی در مقاومت به جدایش در این سازه‌ها بررسی شده است. همچنین تاثیر افزایش ضخامت رویه‌های بالایی و پایینی سازه ساندویچی در استحکام خمشی و مقاوت در برابر جدایش رویه از هسته بررسی شده است.

## 2- تحلیل تجربی

### 2-1- مواد و روش ساخت

برای ساخت رویه کامپوزیتی و چندلایه کامپوزیتی موج‌دار داخل هسته از پارچه بافته شده شیشه ساخت شرکت کلان<sup>5</sup> استرالیا با کد AF301؛ رزین اپوکسی CY219 و هاردنر HY5161 استفاده شده است. نسبت ترکیب رزین به هاردنر 100 به 50 است. نسبت حجمی الیاف به نگهدارنده برای تمامی نمونه‌های ساخته شده یک به یک می‌باشد به این معنا که هر دو حجم یکسانی از نمونه‌ها را به خود اختصاص داده‌اند. فوم استفاده شده در هسته از نوع پی‌وی‌سی، ساخت شرکت ایرکس آمریکا با کد C70.75 و ضخامت 15mm می‌باشد.

ابعاد و هندسه نمونه‌ها با توجه به معیارهای استاندارد ASTM-C393 مربوط به تعیین خواص خمشی ساختارهای ساندویچی، انتخاب شده است. مطابق "شکل 1"، عرض نمونه،  $w$  طول موج چند لایه کامپوزیتی موج‌دار و  $d$  ضخامت کل نمونه می‌باشد. برای ساخت رویه‌ها به ترتیب سه، شش و هشت لایه پارچه شیشه و برای ساخت چند لایه‌ی کامپوزیتی موج‌دار داخل

<sup>1</sup> Needleman

<sup>2</sup> Mi

<sup>3</sup> Turon

<sup>4</sup> Surface-based cohesive behavior

<sup>5</sup> colan

فاصله بین دو تکیه‌گاه 320 میلی‌متر و قطر پین‌های تکیه‌گاه‌ها و پین فک بالایی 25 میلی‌متر می‌باشد.

علاوه بر فیکسچر خمش سه نقطه از فیکسچر ENS که بر روی فیکسچر اصلی خمش سه نقطه سوار می‌شود استفاده شده است. نحوه عمل این فیکسچر به این ترتیب است که وجود یک سیم استیل با قطر 0.8 میلی‌متر در فاصله 2.5 میلی‌متری از دهانه‌ی ترک باعث کاهش اصطکاک مابین دو سطح هسته و رویه‌ی بالایی شده و همچنین مود اول جدایش تا حدودی فعال می‌شود، به واسطه‌ی این کاهش اصطکاک رشد ترک در مود دوم یا مود برشی جدایش، به سهولت بیشتری اتفاق می‌افتد. "شکل 5" شماتیکی از فیکسچر ENS و نحوه عملکرد آن را نمایش داده است [17].

همچنین سرعت عمودی جابه‌جایی فک بالایی در حین انجام آزمون 2mm/min بوده است. در "شکل 6" یک نمونه در مرحله آغاز بارگذاری آزمون خمش سه نقطه‌ای به همراه فیکسچر ENS و توسط دستگاه آزمون شیجین نشان داده شده است.

### 2-3- آزمون کشش رویه کامپوزیتی

به منظور مدل کردن نمونه‌ها در نرم‌افزار المان محدود نیاز است تا مدول الاستیسیته کششی چندلایه‌های کامپوزیتی به کمک آزمون کشش رویه‌ها مطابق با استاندارد ASTM-D3039M مشخص شده باشد. بدین منظور 5 نمونه تست کشش پوسته کامپوزیتی مطابق با استاندارد تست کشش به ابعاد 250×25×2.5 میلی‌متر و به روش انتقال رزین به کمک خلأ ساخته شدند و توسط دستگاه هانسفیلد<sup>3</sup> تحت آزمون کشش قرار گرفتند. جنس نمونه‌ها دقیقاً از جنس کامپوزیت شیشه-اپوکسی است که در نمونه‌های خمش مورد استفاده قرار گرفت بوده است. سرعت جابه‌جایی فک بالایی دستگاه در حین انجام آزمون کشش، بنا به توصیه مسئول آزمایشگاه و کارهای مشابه قبلی

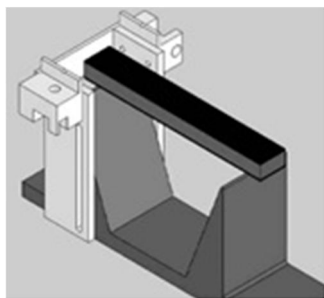


Fig. 5 A schematic representation of ENS fixture [17]

شکل 5 شماتیکی از فیکسچر ENS و نحوه عملکرد آن [17]

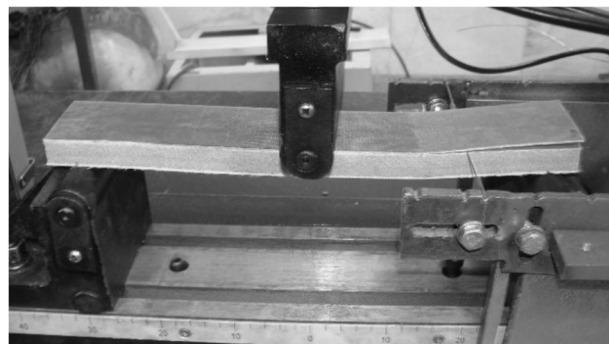


Fig. 6 specimen before test

شکل 6 نمونه در آغاز بارگذاری

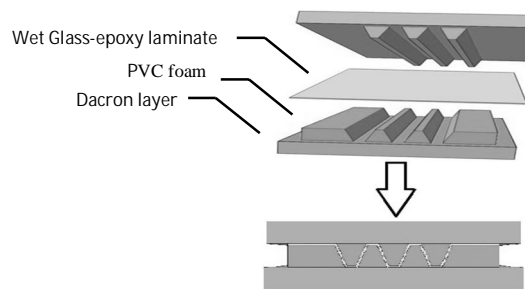


Fig. 2 A schematic representation of corrugated core manufacture procedure [16]

شکل 2 شماتیکی از نحوه‌ی ساخت هسته‌ی موج‌دار [16]

3" مراحل چسباندن رویه به هسته با استفاده از روش انتقال رزین به کمک خلأ را نمایش داده است. در "شکل 4" یک نمونه با هسته ساده و نمونه‌ای با هسته‌ی موج‌دار مربعی پس از مراحل ساخت به نمایش درآمده است. لازم به ذکر است در نمونه‌های ساخته شده در این تحقیق برای بررسی جدایش رویه از هسته قسمتی از سطح هسته به طول 100mm به رویه‌ی بالایی نجسییده است و این بخش به عنوان جدایش اولیه در نظر گرفته شده است. برای ایجاد این جدایش یک لایه پارچه نازک تفلون در حین ساخت در فاصله‌ی بین رویه‌ی بالایی و هسته قرار داده شده است. پس از ساخت و برش نهایی نمونه‌ها، پارچه‌ی نجسب تفلون از فاصله‌ی بین رویه‌ی بالایی و هسته بیرون کشیده می‌شود.

### 2-2- آزمون خمش سه نقطه با فیکسچر ENS<sup>1</sup>

آزمون خمش سه نقطه بر روی نمونه‌ها بر طبق استاندارد ASTM-C393 با استفاده از دستگاه کشش شیجین<sup>2</sup> واقع در آزمایشگاه ضربه دانشگاه تربیت مدرس انجام گرفته است. ابعاد نمونه‌ها همان‌طور که در بخش قبلی بیان شد، 18.5×60×370 میلی‌متر می‌باشد. از هر حالت با توجه به پیشنهاد استاندارد و محدودیت دسترسی به فوم‌های پی‌وی‌سی دو نمونه مورد آزمون قرار گرفت.

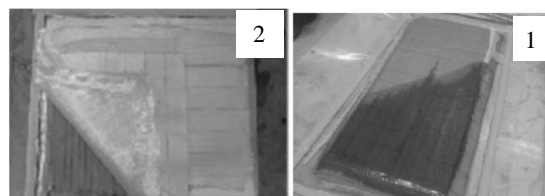


Fig. 3 specimen manufacture using VARTM method

شکل 3 مراحل ساخت نمونه با استفاده از تکنیک انتقال رزین به کمک خلأ؛

1: آماده کردن قالب؛ 2: اتصال به پمپ خلأ و انتقال رزین توسط پمپ خلأ

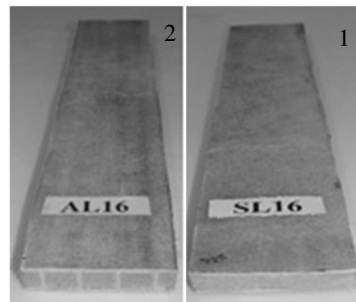


Fig. 4 1) corrugated core specimen; 2) simple core specimen

شکل 4 (1) نمونه با هسته ترکیبی؛ (2) نمونه با هسته ساده

<sup>3</sup> hounsfield

<sup>1</sup> End notch shear

<sup>2</sup> shijin

این معیار را می‌توان بصورت معادله (2) بیان کرد. در این رابطه علامت < > بیانگر این موضوع است که تنش‌های فشاری تأثیری بر جدایش نداشته و صفر در نظر گرفته شده‌اند. در رابطه‌ی (2)  $t_n^0, t_s^0, t_t^0$  بیانگر مقدار بیشینه تنش‌های تماسی در هنگامی است که جدایش یا بصورت خالص عمودی و یا بطور خالص برشی در جهات اول و دوم برشی است.

$$\max \left\{ \frac{t_n}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0} \right\} = 1 \quad (2)$$

برای پیش‌بینی رشد جدایش در کامپوزیت‌های پایه اپوکسی از رابطه معرفی شده توسط بنزگاک و کنان<sup>1</sup> استفاده می‌شود که به معیار (B-K) معروف است. این رابطه براساس چقرمگی شکست در مودهای I, II و همچنین پارامتر  $\eta$  که از آزمون مودهای ترکیبی  $MMB^2$  به دست می‌آید به شکل رابطه‌ی (3) ارائه می‌شود [18].

$$G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left( \frac{G_{II}}{G_T} \right)^\eta = G_C, \quad G_T = G_I + G_{II} \quad (3)$$

با توجه به توضیحات بیان شده پارامترهای موثر در ناحیه چسبندگی عبارتند از: مقادیر چقرمگی شکست، سفتی الاستیک اولیه و تنش‌های تسلیم.

### 2-3- بدست آوردن پارامترهای موثر برای مدل‌سازی ناحیه چسبندگی

برای بدست آوردن خواص لایه‌ی چسب و استفاده در مدل‌سازی صفحات چسبندگی به این ترتیب عمل شده است:

- ابتدا یکی از نمونه‌های ساندویچ پنتل ساخته شده در آزمایشگاه تحت آزمون خمشی سه نقطه با وجود فیکسچر ENS قرار گرفته است و نمودار نیرو - جابه‌جایی به عنوان نتیجه‌ی آزمون ذخیره شده است. سپس مدل نمونه‌ای که تحت آزمون قرار گرفته است در نرم‌افزار آباکوس ایجاد شده است.
- خواص چسب در اولین تحلیل برای سطوح کامپوزیت-کامپوزیت و فوم-کامپوزیت با توجه به جنس سطوح و پژوهش‌های مشابه صورت گرفته در مراجع [8,7] وارد نرم‌افزار شده است.
- پس از تحلیل عددی، به ارزیابی و مقایسه نتایج تحلیل عددی و تجربی پرداخته شد. با تغییر پارامترهای موثر در ناحیه‌ی چسبندگی سعی شده است تا نتایج عددی به نتایج تجربی نزدیک گردد. خواصی که با

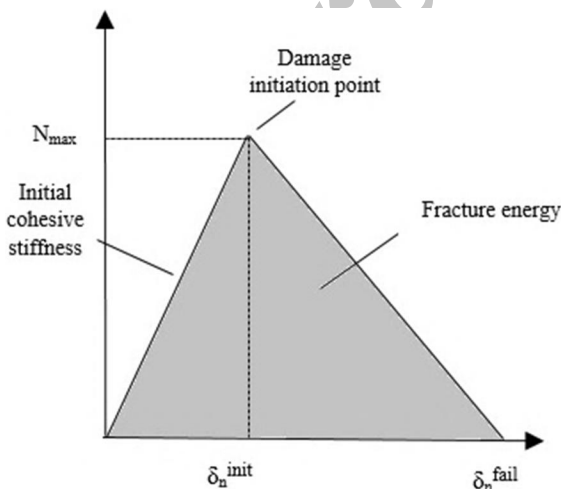


Fig. 8 bilinear traction-separation

شکل 8 قانون ترکشن-جابجایی دو خطی

در "شکل 7" نمونه‌های آزمون کشش ساخته شده و نمونه‌های قبل و پس از انجام آزمون کشش مشاهده می‌شود.

### 3- تحلیل عددی

#### 1-3- تئوری اجزاء محدود

از آنجا که مدل ناحیه‌ی چسبندگی یک مدل مناسب برای پیش‌بینی شروع و رشد جدایی می‌باشد. در این تحقیق از روش مدل ناحیه‌ی چسبندگی برای پیش‌بینی و بررسی رشد جدایش بین رویه و هسته در ساختارهای ساندویچی ذکر شده استفاده شده است. اساس روش مدل ناحیه چسبندگی براساس رابطه ساختاری نرم‌شونده‌ای می‌باشد که نشان‌دهنده‌ی پاسخ مکانیکی ناحیه بین لایه‌ای است. برای مدل‌سازی عددی از میان دو روش المان‌های چسبندگی و صفحات چسبندگی به دلیل ضخامت بسیار ناچیز و قابل صرف‌نظر کردن لایه چسب، از روش صفحات چسبندگی استفاده می‌شود. لازم به ذکر است مدل صفحات چسبندگی در نرم‌افزار با تعریف تماس انجام می‌شود. در حالی که مدل المان‌های چسبندگی با تعریف ماده انجام می‌شود. اولین گام برای ارزیابی دقیق از نحوه رشد جدایش با استفاده از المان‌های بین لایه‌ای انتخاب روابط ساختاری مناسب برای این المان‌ها و تعیین یک رابطه ساختاری برای آن می‌باشد. این رابطه در المان‌های با ضخامت صفر، تنش بین لایه‌ای را به جابجایی نسبی بین نودهای مجاور المان مرتبط می‌سازد و برای المان‌های دارای ضخامت، تنش بین لایه‌ای را به کرنش بین لایه‌ای المان مربوط می‌کند. طبق "شکل 8" رابطه تنش (ترکشن)-کرنش (جابجایی) در المان بین لایه‌ای در ابتدا به صورت الاستیک خطی بوده و پس از رسیدن تنش به یک مقدار حداکثری که به استحکام بین لایه‌ای در شرایط نسبت مودی مربوط می‌باشد، افت تدریجی سفتی المان بین لایه‌ای شروع می‌شود تا در نهایت با رسیدن سفتی المان بین لایه‌ای به مقدار صفر، المان بین لایه‌ای دچار تخریب کامل گردد. رفتار الاستیک سطوح چسبندگی به صورت ماتریس ساختاری الاستیک که تنش‌های نرمال و برشی را به جدایش‌های نرمال و برشی مرتبط می‌کند، نوشته می‌شود. همان‌طور که در رابطه‌ی (1) نشان داده شده است بردار تنش‌ها ( $t$ ) شامل سه مولفه  $t_n, t_s, t_t$  که به ترتیب نشان‌دهنده‌ی جهت نرمال و دو جهت برشی می‌باشند. جدایش‌های متناسب با این تنش‌ها به ترتیب  $\delta_n, \delta_s, \delta_t$  می‌باشند [15].

$$t = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{nn} & k_{ns} & k_{nt} \\ k_{sn} & k_{ss} & k_{st} \\ k_{tn} & k_{ts} & k_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} = K \delta \quad (1)$$

در این تحقیق از معیار تنش ماکزیمم برای پیش‌بینی شروع تخریب استفاده شده است. در این معیار فرض بر این است که خرابی هنگامی آغاز می‌شود که نسبت تنش در محل اتصال به تنش بیشینه به مقدار یک برسد،

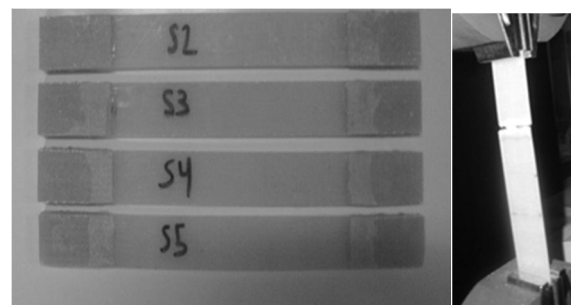


Fig. 7 tensile test specimen

شکل 7 نمونه‌های آزمون کشش و نمونه‌ی پس از آزمون

<sup>1</sup> Bezeghah and Kenane

<sup>2</sup> Mixed Mode Bending

خمش سه نقطه‌ای وارد شده است. هندسه‌ی پارت‌ها دقیقاً به همان شکلی است که در بخش 1-2 ذکر شده است با این تفاوت که در تحلیل عددی به منظور کاهش حجم محاسبات و با توجه به تقارن موجود در راستای محور  $Y$ ، از اصل تقارن در اجزای محدود استفاده شده است. تمامی مدل‌ها توسط صفحه‌ی  $ZX$  از وسط نمونه برش داده شده و تنها نیمی از نمونه در راستای  $Y$  مدل شده است. به منظور اعمال شرایط تقارن جابجایی صفحات برش خورده در راستای  $Y$  و گردش حول دو محور  $X$  و  $Z$  نیز محدود شده است.

مدول یانگ رویه‌ها و چندلایه‌ی موج‌دار کامپوزیتی هسته با استفاده از نتایج آزمون کشش مقدارگذاری شده است. سایر خواص مکانیکی رویه‌ها و چند لایه‌ی کامپوزیتی از پژوهش‌های مشابه صورت گرفته در مراجع [17]، مطابق با جدول 2 است. خواص بکار گرفته شده برای مدل‌سازی فوم با توجه تغییر شکل‌های کوچک مشاهده شده برای فوم رفتاری الاستیک در نظر گرفته می‌شود. خواص الاستیک فوم با توجه به مرجع  $E = 84.77 \text{ GPa}$  [7]  $\nu = 0.1$  در نظر گرفته شده است.

اتصال بین رویه‌ی بالایی و هسته با تعریف تماس و استفاده از روش سطوح چسبیده مدل شده است، مطابق با سایر پژوهش‌های انجام گرفته در زمینه بررسی جدایش بین رویه و هسته، لازم است قسمتی از رویه‌ی بالایی، تحت عنوان جدایش اولیه، به هسته چسبانده نشود. علت این امر تسهیل در رخ دادن پدیده جدایش، پیش از آنکه سایر مودهای واماندگی مانند شکست الیاف، ترک خوردن ماتریس و ... رخ بدهد، بوده است. در "شکل 9" سطوحی از هسته که به رویه چسبانده شده است مشخص شده است و سایر قسمت‌های سطح هسته، نشان‌دهنده جدایش اولیه است. لازم به ذکر است که در تمامی نمونه‌ها، سطح مشترک تماس هسته و رویه و همچنین مساحتی از هسته و رویه که به هم چسبانده شده‌اند، یکسان در نظر گرفته شده‌اند علت این امر یکسان بودن نسبی مقاوت خمشی نمونه‌هاست. چرا که افزایش یا کاهش قابل توجه سطح تماس هسته و رویه، تاثیر به‌سزایی در مقاوت خمشی نمونه و در نتیجه بر رفتار سازه از نظر جدایش بین هسته و رویه خواهد داشت. با این توضیح که سطح چسب تعریف شده برای سطوح کامپوزیت-کامپوزیت و فوم-کامپوزیت در هریک از هندسه‌ها متفاوت بوده است.

برای مش بندی تمامی رویه‌های بالایی و پایینی، هسته فومی و لمینیت موج‌دار کامپوزیتی داخل هسته از المان‌های آجری هشت گره استفاده شده است. اندازه المان‌ها همان‌طور که در "شکل 10" مشخص شده است در

جدول 2 خواص یک لایه شیشه اپوکسی به‌کار رفته در ساخت نمونه‌ها

Table 2 Material property for each lamina in the cross-ply laminate

$E_x$ (GPa)	$E_y$ (GPa)	$G_{xy}$ (GPa)	$\nu_{xy}$	$\nu_{yz}$
13.7	13.7	1.49	0.3	0.21

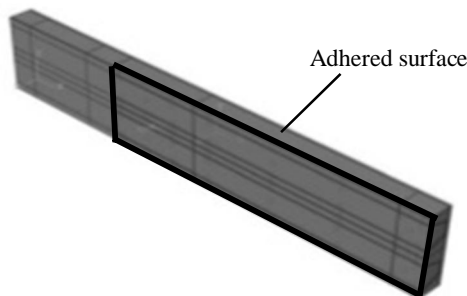


Fig. 9 adhered surface and initial debonding

شکل 9 سطح چسب زده شده و جدایش اولیه

بکار بستن آن‌ها بهترین نتایج از نظر تطبیق حاصل شده است به عنوان خواص چسب در ادامه تحلیل‌های عددی در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است از میان پارامترهای موثر در ناحیه‌ی چسبیده سفلی الاستیک اولیه در تمام تحلیل‌ها بنا بر پیشنهاد مراجع مقدار ثابتی داشته است.

4) برای اطمینان از صحت خواص چسب، نمونه‌ی آزمایشگاهی دیگری تحت آزمون قرار گرفته است و نتایج آزمون تجربی با نتایج مدل‌سازی عددی که با خواص چسب یافت شده در بخش قبلی بدست آمده است مورد مقایسه قرار گرفته، در صورت تطابق مناسب نتایج حاصله، می‌توان تأیید کرد که خواص فرض شده برای چسب جهت حل عددی مناسب می‌باشد.

بنابراین برای تعریف سطوح چسبیده بین کامپوزیت و فوم ماکزیمم تنش برشی  $1.3 \text{ MPa}$ ، تنش نرمال  $1.8 \text{ MPa}$ ، برای نرخ آزاد شدن انرژی (چقرمگی شکست)  $0.14$  و برای سطح بین کامپوزیت و کامپوزیت تنش برشی  $8 \text{ MPa}$ ، تنش نرمال  $10 \text{ MPa}$ ، و نرخ آزاد شدن انرژی  $0.48$ ، به‌عنوان خواص چسب استفاده شده است.

### 3-3- مدل‌سازی اجزای محدود

در اولین مرحله از مدل‌سازی، ورق کامپوزیتی به عنوان رویه بالایی نمونه در یک پارت ایجاد گردید. سپس هسته ترکیبی کامپوزیت - فوم به همراه رویه کامپوزیتی پایینی هر سه در یک پارت مشترک ایجاد گردیده است و با استفاده از امکان پارتیشن<sup>1</sup> هسته‌ی موج‌دار، رویه‌ی پایینی و فوم از یکدیگر تفکیک شده تا در مراحل تعریف خواص مکانیکی، خواص مورد نظر هر ماده تعریف شود. برای فیکسچر آزمون خمش سه نقطه دو استوانه تو پر مدل شده و برای اعمال بار نیز از استوانه‌ای مشابه استفاده شده است که با تعریف یک معادله، توسط این استوانه جابجایی مورد نیاز به روی سازه‌ی ساندویچی اعمال شده است.

سیستم مختصات عمومی برای تیرهای ساندویچی به صورتی انتخاب گردیده است که طول ورق در صفحه  $X$  قرار گرفته و عرض آن در جهت مثبت محور  $Y$  است. همچنین جهت  $Z$  در راستای ضخامت تیر ساندویچی قرار گرفته است. شرایط مرزی قرار گرفته بر روی استوانه‌ی اعمال بار خمشی، به این صورت است که درجه آزادی آن در راستای  $X$  و  $Y$  بسته شده است. همچنین با تعریف یک نقطه مرجع<sup>2</sup> و تعریف یک معادله حرکت بین نقطه مرجع و استوانه‌ی اعمال بار، می‌توان بار اعمالی را به نقطه مرجع وارد نمود، به گونه‌ای که استوانه دقیقاً به همان میزان حرکت کند. همچنین درجات آزادی دو تکیه‌گاه پایینی فیکسچر، در تمامی جهات بسته شده است. به منظور جلوگیری از لغزش نمونه‌ها در راستای عرضی، هسته و رویه‌ی پایینی در راستای  $Y$  مقید شده‌اند. ولیکن، از آن جا که لغزش هسته و رویه‌ها بر روی هم و روی تکیه‌گاه فیکسچر در راستای طول تیر ساندویچی، اساس و عامل رشد جدایش اولیه است، هسته و رویه‌ها در راستای  $X$  مجاز به حرکت هستند. برای مدل کردن سیم استیل فیکسچر ENS با توجه به پیشنهاد مرجع [19] در فاصله‌ی  $2.5 \text{ mm}$  از دهانه‌ی ترک مصنوعی ایجاد شده، خطی در راستای  $Y$  ایجاد کرده، حرکت رویه‌ی بالایی در راستای  $Z$  در امتداد این خط مقید شده است. بارگذاری اولیه سازه به صورت جابجایی - کنترل<sup>3</sup> است که باری معادل  $40 \text{ mm}$  جابجایی به استوانه اعمال بار در مدل

<sup>1</sup> partition

<sup>2</sup> Reference point

<sup>3</sup> Displacement Control

ناحیه دوم؛ پس از کامل شدن تغییر شکل الاستیک، نیرو به بیشترین مقدار خود می‌رسد. در این حالت قسمتی از نمونه که دارای جدایش اولیه می‌باشد به علت کمتر بودن سفتی خمشی، با شیب بیشتری و به‌صورت نامتقارن نسبت به سمت دیگر نمونه که بدون ترک می‌باشد دچار خمش می‌شود که همین عدم تقارن ایجاد شده در دو طرف نمونه سبب رشد ترک در مود دوم جدایش می‌شود. "شکل 12" عدم تقارن شیب در دو سمت نمونه و در حین آزمون خمش، رشد ترک در مود دوم و سرخوردن پوسته بر روی هسته در نمونه‌ی تحت آزمون تجربی، نمایش داده شده است. رشد ترک سبب کاهش سفتی کلی سازه و افت در نمودار نیرو - جابه‌جایی و قابلیت تحمل بار قطعه می‌شود. ولی کاهش شیب نمودار به دلیل رشد جدایش در ابتدا که رشد پایدار اتفاق می‌افتد کم و در ادامه با ایجاد رشد ناپایدار دچار کاهش شیب شدیدتری می‌شود. بارگذاری روی نمونه‌ها تا جایی ادامه یافته است که جدایش در لایه‌ی بین هسته و رویه‌ی بالایی رشد کرده و سایر حالت‌های خرابی ممکن برای نمونه رخ ندهد.

بیشترین بار قابل تحمل نمونه SL16 قبل از شروع جدایش بین رویه‌ی بالایی و هسته که باعث کاهش سفتی نمونه می‌شود برابر 380 N برای نمونه SL26، 354 N، جابه‌جایی متناظر این بارها به ترتیب 5.4mm، 5.06mm می‌باشد. در جدول 3 سفتی خمشی نمونه مرجع، بیشترین بار قابل تحمل نمونه، وزن نمونه و سفتی خمشی به وزن آورده شده است. در این جداول سفتی خمشی معادل برابر شیب ناحیه‌الاستیک نمودار نیرو-جابه‌جایی است.

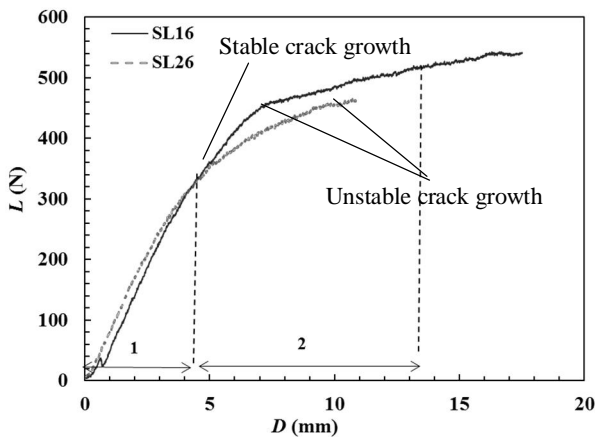


Fig. 11 force-displacement plots for SL16,SL26

شکل 11 نمودارهای نیرو-جابه‌جایی نمونه با هسته ساده و رویه شش لایه

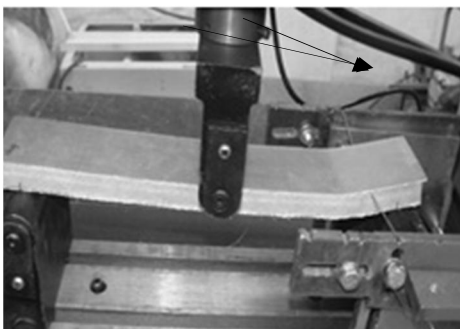


Fig. 12 Asymmetry slope at the two end of specimen and crack Growth due to mod-II

شکل 12 عدم تقارن شیب حاصل از خمش در دو سمت نمونه و رشد جدایش در مود دوم

نزدیکی دهانه ترک و نقاط بحرانی که بیشترین توزیع تنش‌ها در آن نواحی رخ می‌دهد کوچک‌تر می‌باشد تا بتواند جدایش را بهتر نمایش دهد. با توجه به توضیحات راهنمای نرم‌افزار آباکوس و تئوری استفاده از سطوح چسبنده بایستی المان‌هایی که در دو سطح چسبیده با هم در تماسند نقطه به نقطه بر هم منطبق باشند.

#### 4- بررسی نتایج تجربی و عددی

##### 1-4- نتایج آزمون خمش سه نقطه به همراه فیکسچر ENS

به منظور بررسی اثر افزودن چندلایه کامپوزیتی موج‌دار داخل هسته و تاثیر ضخامت رویه‌ها بر مقاومت به جدایش رویه از هسته در نمونه‌های ساندویچی ساخته شده، آزمون خمش سه نقطه‌ای برای نمونه‌های ساخته شده مطابق با استاندارد ASTM C393-00 و با سوار کردن فیکسچر ENS انجام شده است. در ادامه؛ نمودارهای نیرو-جابه‌جایی مربوط به نمونه مرجع و نمونه‌هایی با هسته ترکیبی موج‌دار با هندسه مربعی و برای ضخامت‌های متفاوت رویه؛ ارائه شده است. همچنین بیشترین بار قابل تحمل تا زمان آغاز رشد ترک و جدایش رویه از هسته این نمونه‌ها مورد مقایسه قرار داده شده است. لازم به ذکر است سفتی خمشی معادل ارائه شده در جداول این بخش برابر شیب ناحیه الاستیک نمودار نیرو-جابه‌جایی است. برای یافتن این شیب از رابطه (4) که برای یک تیر بر روی دو تکیه‌گاه ساده و به همراه نیروی اعمالی در مرکز تیر ارائه می‌شود، استفاده شده است. معادله‌ی (4) با توجه به استاندارد ASTM-C393 برای تیر ساندویچی بدون عیب ارائه شده است و ما با فرض بدون عیب بودن نمونه‌ها از این فرمول استفاده می‌کنیم.

$$EL = \frac{PL^3}{48\delta} \quad (4)$$

در معادله (4)،  $P$  بیشترین نیروی قابل تحمل تا قبل از جدایش و تا بالاترین نقطه نمودار نیرو-جابه‌جایی در ناحیه‌ی الاستیک،  $L$  طول نمونه و  $\delta$  جابه‌جایی متناظر با بیشترین بار می‌باشد.

##### 1-1-4- نتایج آزمون خمش نمونه با هسته ساده و رویه شش لایه

در "شکل 11" نتایج آزمون دو نمونه‌ی مرجع با هسته ساده و رویه شش لایه نمایش داده شده است. نمودار نیرو-جابه‌جایی نشان داده شده در این شکل را همان‌طور که مشخص شده است می‌توان به دو ناحیه مجزا تقسیم‌بندی کرد: ناحیه اول: این ناحیه خود به دو بخش تقسیم می‌شود. در ابتدای این ناحیه نمودار نیرو- جابه‌جایی با شیب غیرثابتی حرکت می‌کند که به دلیل نقص در ساخت نمونه‌ها می‌باشد. در بخش بعدی نمودار با شیب ثابتی بالا می‌رود و سازه رفتاری خطی و الاستیک از خود نشان می‌دهد.

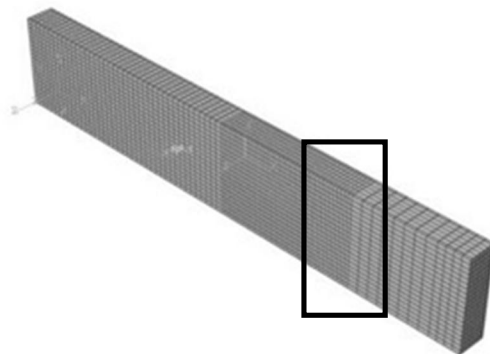


Fig. 10 increasing the mesh density in the crack tip

شکل 10 ریز شدن المان‌ها در نقاط بحرانی و نزدیک دهانه‌ی ترک

دچار شکست شده است. این موضوع در "شکل 16" (نمونه‌های مربعی با رویه سه و شش لایه بعد از انجام تست) نمایش داده شده است. در نتایج مدل‌سازی عددی که در ادامه آمده است؛ برای نمونه‌های مربعی با رویه سه و شش لایه جدایش بسیار کم و قابل صرف‌نظر مشاهده شده است. در جدول 5 سفتی خمشی نمونه مربعی با رویه سه و شش لایه، بیشترین بار قابل تحمل نمونه، وزن نمونه و سفتی خمشی به وزن آورده شده است.

**4-1-4- نتایج آزمون خمش نمونه با هسته مربعی و رویه هشت لایه**  
"شکل 18" نمودار نیرو-جابجایی مربوط به این حالت را نشان می‌دهد. در

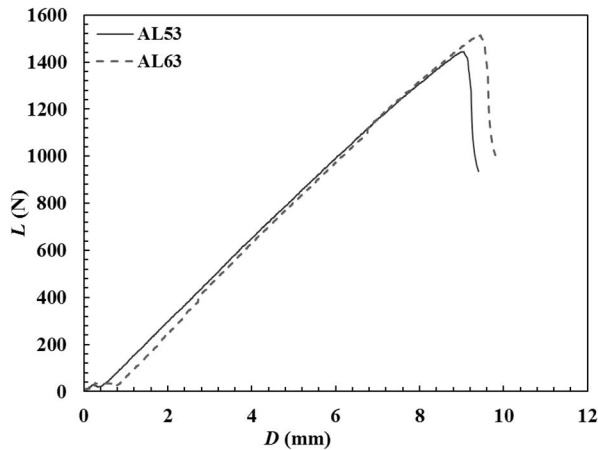


Fig. 14 force-displacement plots for AL53,AL63

شکل 14 نمودارهای نیرو-جابجایی نمونه با هسته مربعی و رویه سه لایه

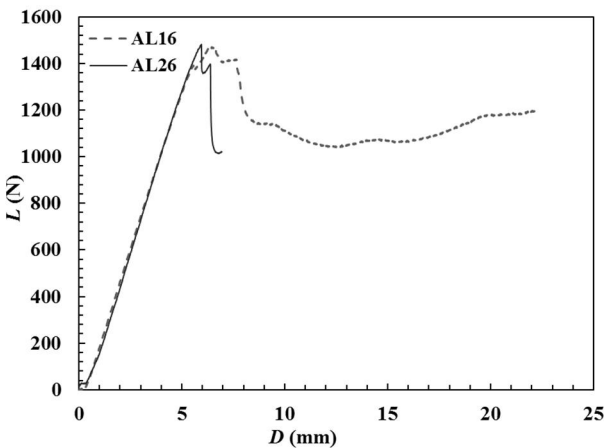


Fig. 15 force-displacement plots for AL16,AL26

شکل 15 نمودارهای نیرو-جابجایی نمونه با هسته مربعی و رویه شش لایه

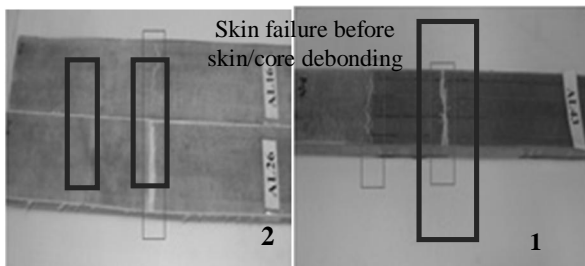


Fig. 16 failure of upper skin from the middle of specimen

شکل 16 شکست رویه‌ی بالایی از وسط و محل دهانه ترک در نمونه مربعی پس از انجام آزمون؛ (1 رویه شش لایه 2) رویه سه لایه

جدول 3 نتایج آزمون خمش سه نقطه نمونه مرجع با هسته ساده و رویه شش لایه

Table 3 The result of 3 point bending test for 6 layer skin and simple core specimen

کد نمونه	بیشترین نیرو (N)	وزن (gr)	سفتی خمشی (N×m <sup>2</sup> )	سفتی خمشی به وزن
SL16	380	138.5	43.06	0.31
SL26	354	132.7	43.22	0.32
Average	367	135.6	43.51	0.315

**4-1-2- نتایج آزمون خمش نمونه با هسته ساده و رویه هشت لایه**

"شکل 13" نمودار نیرو-جابجایی آزمون خمش نمونه مرجع با هسته ساده و رویه هشت لایه نشان داده است. همان‌طور که در جدول 4 نشان داده شده است، بیشترین بار قابل تحمل نمونه SL78 قبل از شروع جدایش بین رویه‌ی بالایی و هسته که باعث کاهش سفتی نمونه می‌شود برابر 578.48N، برای نمونه SL88، 574.68N و جابه‌جایی متناظر این بارها برای هر دو نمونه 4 mm می‌باشد.

**4-1-3- نتایج آزمون خمش نمونه با هسته مربعی و رویه سه و شش لایه**

"شکل 14 و 15" به ترتیب نمودار نیرو-جابجایی مربوط به نمونه‌های AL53 و AL63 با رویه سه لایه و AL16 و AL26 با رویه شش لایه را نشان می‌دهد. در این حالت یک چندلایه‌ی موج‌دار کامپوزیتی با شکل هندسی مربعی با ضخامت سه لایه در داخل هسته فومی تعبیه شده است. از هر کدام از این حالات دو عدد نمونه ساخته شده است. در نمونه‌های مربعی با رویه سه و شش لایه؛ قبل از ایجاد جدایش بین رویه و هسته و ورود نمودار به ناحیه‌ی غیر خطی ناشی از رشد جدایش اولیه، رویه‌ی بالایی نمونه از ناحیه‌ی میانی

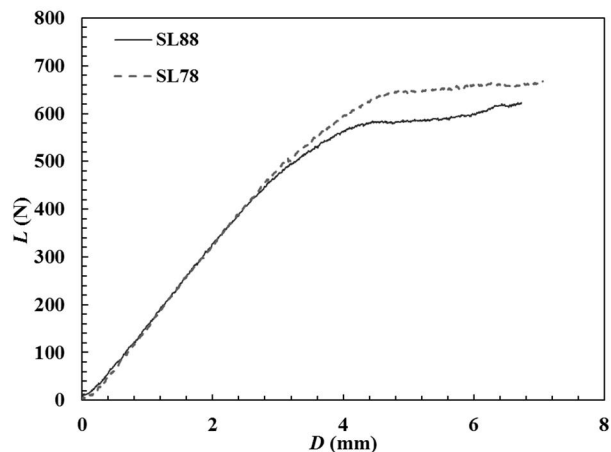


Fig. 13 force-displacement plots for SL78,SL88

شکل 13 نمودارهای نیرو-جابجایی نمونه با هسته ساده و رویه هشت لایه

جدول 4 نتایج آزمون خمش سه نقطه نمونه مرجع با هسته ساده و رویه هشت لایه

Table 4 The result of 3 point bending test for 8 layer skin simple core specimen

کد نمونه	بیشترین نیرو (N)	وزن (gr)	سفتی خمشی (N×m <sup>2</sup> )	سفتی خمشی به وزن
SL78	578.48	158.5	89.75	0.566
SL88	547.6	148.6	84.97	0.571
Average	563.08	153.55	87.36	0.568



جدول 5 نتایج آزمون خمش سه نقطه نمونه مربعی و رویه سه و شش لایه

Table 5 The result of 3 point bending test for 3,6 layer skin with square corrugated core specimen

کد نمونه	بیشترین نیرو (N)	وزن (gr)	سفتی خمشی (N×m2)	سفتی خمشی به وزن
AL53	1444.6	125.8	99.07	0.787
AL63	1514.8	128.3	99.48	0.775
Average	1479.7	127.05	99.27	0.781
AL16	1468.8	181.9	140.67	0.773
AL26	1482	183.1	154.58	0.844
Average	1472.4	182.5	147.62	0.808

جدول 6 نتایج آزمون خمش سه نقطه نمونه مربعی با رویه هشت لایه

Table 6 The result of 3 point bending test for 8 layer skin with square corrugated core specimen

کد نمونه	بیشترین نیرو (N)	وزن (gr)	سفتی خمشی (N×m2)	سفتی خمشی به وزن
AL48	1982.4	199.6	154.76	0.775
AL38	2062.4	195.8	155.15	0.792
Average	2022.4	197.7	154.95	0.783

نتایج آزمون تجربی برای نمونه‌های یکسان، از میان نتایج آزمون تجربی نمونه‌های مشابه؛ یک مورد از نمودارها برای مقایسه با نتایج عددی مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج بدست آمده از تحلیل المان محدود غیرخطی و درصد اختلاف با نتایج تجربی در جدول 7 بیان شده‌اند. در جدول 7 برای مقایسه‌ی نتایج تحلیل عددی و آزمون تجربی از نتایج میانگین آزمون‌ها که بیشتر ارائه شده، استفاده شده است. همان‌طور که از نتایج ذکر شده در جدول 7 مشخص است خطای مدل‌سازی عددی نسبت به نتایج تجربی با پیچیده‌تر شدن هندسه نمونه‌ها نسبت به نمونه‌ی مرجع و بوجود آمدن سطوح چسبنده ترکیبی (فوم-کامپوزیت و کامپوزیت-کامپوزیت) به‌طور محسوسی افزایش داشته است. بطوری که برای نمونه مرجع با هسته ساده، که سطح چسبنده تعریف شده در نرم‌افزار المان محدود تنها مختص به دو جنس فوم به‌عنوان هسته و کامپوزیت به عنوان رویه می‌باشد و تنها در یک تماس تعریف شده‌اند اختلاف نتایج عددی برای مقاومت در برابر جدایش نمونه مرجع 1% و برای سفتی خمشی 0.6% می‌باشد، در حالی که برای نمونه مربعی که سطوح چسبنده تعریف شده فوم-کامپوزیت و کامپوزیت-کامپوزیت-کامپوزیت می‌باشد، برای مقاومت جدایش و سفتی خمشی اختلاف به مراتب بیشتری بین نتایج تحلیل عددی و آزمون تجربی وجود دارد.

در "شکل 20" میزان خرابی (رشد ترک) با پارامتر آسیب اسکالر برای نمونه‌های مدل شده بیان شده است. همان‌طور که در قسمت سوم "شکل 20" نشان داده شده است پارامتر آسیب اسکالر برای نمونه مربعی با رویه شش لایه در ناحیه بسیار کوچکی مقداری کمتر از یک دارد، این موضوع نشان دهنده‌ی رشد ناچیز ترک در مود دوم جدایش در این نمونه می‌باشد، در حالی که مطابق "شکل 20" (2)، در نمونه مربعی با هشت لایه پارامتر آسیب اسکالر به خوبی جدا شدن رویه از هسته در مود دوم جدایش را نشان داده است.

## 5- بحث و نتیجه گیری

### 1-5- بحث

در این پژوهش یک چندلایه‌ی کامپوزیتی موج‌دار با شکل هندسی مربعی در داخل هسته تعبیه و خواص خمشی و مقاوت در مقابل جدایش قطعه ساخته شده با نمونه‌ای با هسته ساده فومی مقایسه شده است. علاوه‌براین، اثر افزایش ضخامت رویه‌ها بر خواص خمشی و بیشترین بار قابل تحمل تا آغاز جدایش بین رویه و هسته مورد ارزیابی قرار گرفت. برای مقایسه نتایج آزمون تجربی

جدول 7 تطابق نتایج المان محدود و نتایج تجربی

Table 7 numerical – experimental correlation of the sandwich specimens

نمونه	بیشترین نیرو (N)	اختلاف با تجربی (%)	سفتی خمشی (N×m2)	اختلاف با تجربی (%)
ساده	460	1	33.23	0.6
مربعی	2153.23	6.4	134.44	15.26

این حالت یک چندلایه‌ی موج‌دار کامپوزیتی با شکل هندسی مربعی با ضخامت سه لایه در داخل هسته فومی تعبیه شده است. از این حالت دو عدد نمونه ساخته و با کدهای AL38 و AL48 نام‌گذاری شده‌اند. همان‌طور که از "شکل 17" مشخص است آزمون نمونه‌ها رفتار مشابهی را از خود نشان می‌دهند. در نمونه‌های مربعی بررسی شده در بخش 3-1-4 قبل از ایجاد جدایش بین رویه و هسته و ورود نمودار به ناحیه‌ی غیرخطی ناشی از رشد جدایش اولیه، رویه‌ی بالایی از وسط نمونه شروع به ترک خوردن و شکستن کرده است، اما در نمونه‌هایی که از هشت لایه برای ساخت رویه‌های آن‌ها استفاده شده مقاومت رویه‌ی بالایی در مقابل نیروی فشاری ناشی از خمش که توسط فک بالایی دستگاه اعمال می‌شود بیشتر از نمونه‌هایی با سه و شش لایه می‌باشد. این افزایش ظرفیت تحمل بار مقاومت کافی در مقابل شکستن از ناحیه‌ی وسط نمونه‌ها ایجاد کرده است. به‌طوری که نمونه‌هایی با رویه‌ی هشت لایه قبل از ایجاد شکست از ناحیه‌ی وسط نمونه دچار جدایش و رشد ترک بین رویه‌ی بالایی و هسته می‌شوند. جدول 6 نتایج مربوط به آزمون خمش سه نقطه‌ای برای این حالت را نشان می‌دهد. بیشترین بار قابل تحمل نمونه AL48 قبل از شروع جدایش بین رویه‌ی بالایی و هسته که باعث کاهش سفتی نمونه می‌شود برابر 1982.4N، برای نمونه AL38، 2062.4N و جابه‌جایی متناظر این بارها به ترتیب 7.95mm و 8.25mm می‌باشد.

## 4-2- نتایج تحلیل عددی

در این قسمت نتایج حاصل از حل عددی نرم‌افزار آباکوس؛ بصورت نمودارهای نیرو- جابه‌جایی نمایش داده شده است. "شکل 18 و 19" به ترتیب نمودار نیرو- جابه‌جایی حاصل از تحلیل عددی و تجربی نمونه‌های ساده و مربعی با رویه‌ی هشت لایه در کنار یکدیگر آورده شده است. با توجه به نزدیک بودن

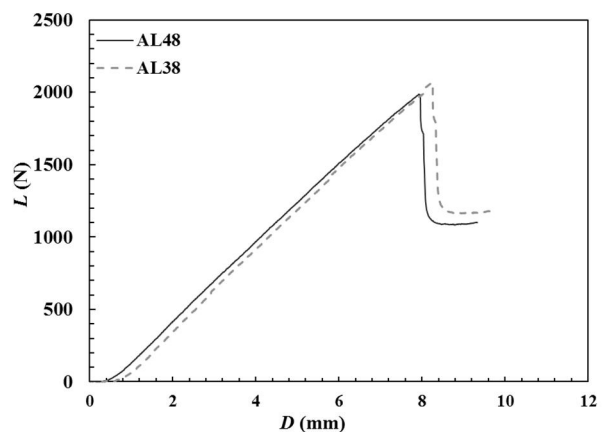


Fig. 17 force-displacement plots for AL38,AL48

شکل 17 نمودارهای نیرو-جابه‌جایی نمونه با هسته مربعی و رویه هشت لایه

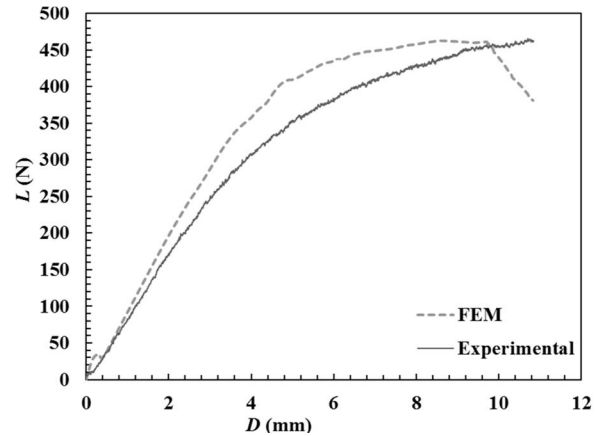
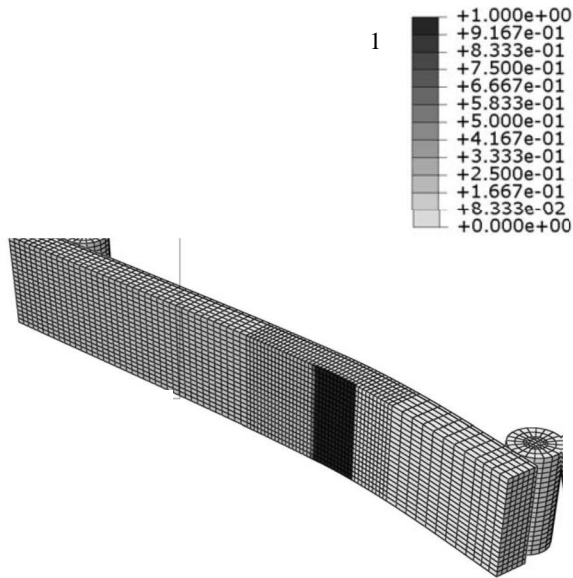


Fig.18 comparison of numerical and experimental result for simple core  
شکل 18 مقایسه نتایج تحلیل عددی و تجربی نمونه ساده

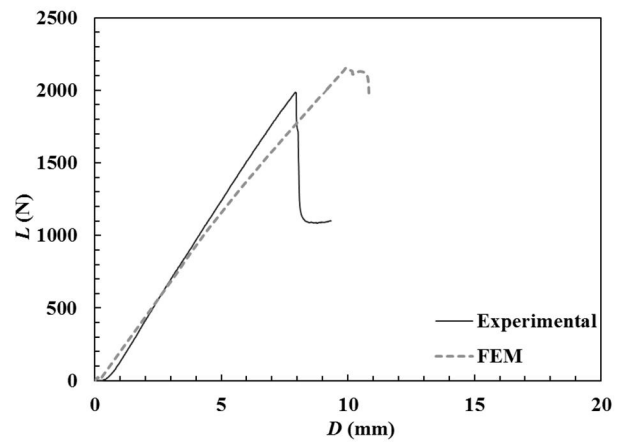
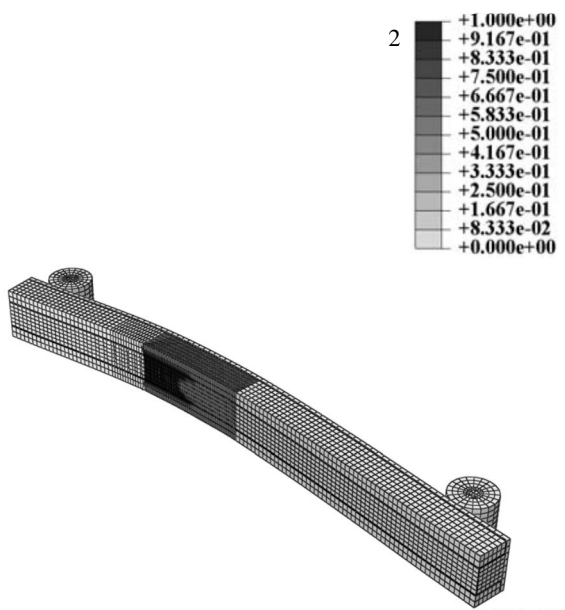


Fig. 19 comparison of numerical and experimental result for square corrugated core

شکل 19 مقایسه نتایج تحلیل عددی و تجربی نمونه مربعی

نتایج عددی، برای نخستین بار از مدل ناحیه چسبنده برای بررسی رشد جدایش بین رویه و هسته در سازه‌های ساندویچی با هسته موج‌دار و رویه کامپوزیتی، استفاده شده است.

به علت بالا رفتن سفتی خمشی نمونه‌های مربعی جدایش در این نمونه‌ها نسبت به نمونه مرجع در بارهای بالاتری اتفاق افتاده است بنابراین رویه‌ی سه و شش لایه قبل از جدا شدن از هسته دچار شکست شده‌اند.

با افزایش ضخامت رویه از شش به هشت لایه در نمونه‌های مربعی سفتی خمشی 4.9 درصد افزایش داشته است، این افزایش ناچیز با توجه به ضخیم تر شدن رویه نتوانسته است در مقابل جدایش رویه از هسته مقاومت کند بنابراین قبل از شکستن رویه، جدایش بین رویه و هسته اتفاق افتاده است. بطور کلی دو عامل نوع سطوح چسبنده و سفتی خمشی در بیشتر شدن بار نهایی نمونه‌ها تا آغاز رشد جدایش تأثیر گذار هستند. از میان این دو عامل، سفتی خمشی تأثیر بیشتری در جدایش داشته است.

در نمونه‌هایی با هسته ساده جدایش بین رویه و هسته در بارهایی کمتری اتفاق می‌افتد ولی برتری این نمونه‌ها ایجاد فاصله بین رشد پایدار و رشد ناپایدار جدایش می‌باشد این در حالی است که در نمونه‌های مربعی با رسیدن نمودار بار- جابجایی به نقطه آغاز جدایش، رشد ناگهانی و سریع جدایش بین رویه و هسته اتفاق می‌افتد. دلیل رشد پایدار در نمونه‌های ساده سفتی خمشی کمتر و خم شدن با شیب بیشتر در طرفی از نمونه که جدایش

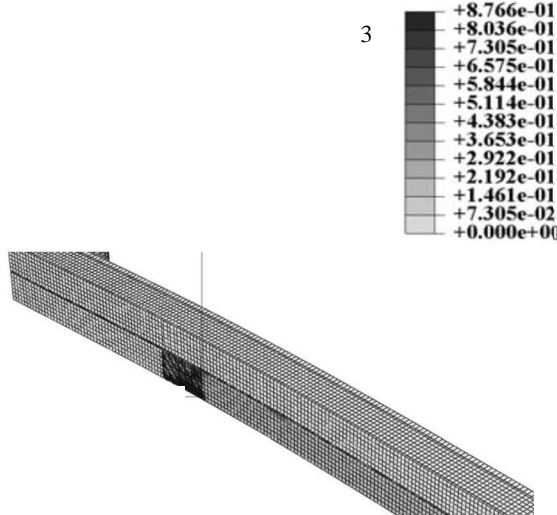


Fig. 20 damage scalar parameters 1) simple core, 2) 8 layer skin and square core, 3) 6 layer skin and square core

شکل 20 پارامتر آسیب اسکالر 1: نمونه ساده (2) نمونه مربعی هشت لایه (3) نمونه مربعی شش لایه

اولیه دارد می‌باشد.

## 2-5- نتایج

مقایسه نمونه‌ها با رویه‌ی شش لایه و هشت لایه نشان می‌دهد افزایش ضخامت رویه‌ها به میزان دو لایه در حالت هسته‌ی ساده بار قابل تحمل تا قبل از آغاز جدایش را به میزان 20.36 درصد، سفتی خمشی را به میزان 95.28 و نسبت سفتی خمشی به وزن را به میزان 81.26 درصد افزایش می‌دهد. و برای حالت مربعی بار قابل تحمل تا آغاز شکست (جدایش در نمونه مربعی با شش لایه اتفاق نیفتاده است) به میزان 37.35 درصد، سفتی خمشی به میزان 4.9 درصد افزایش و نسبت سفتی خمشی به وزن تا 3 درصد کاهش داشته‌است.

همچنین بیشترین بار قابل تحمل تا قبل از شروع رشد ترک در نمونه مربعی نسبت به نمونه مرجع 269.26 درصد، سفتی خمشی 82.35 درصد و سفتی خمشی به وزن 37.12 درصد افزایش داشته است.

## 6- مراجع

- [1] G. Petrone, V. D'Alessandro, F. Franco, B. Mace, S. De Rosa, Modal characterization of recyclable foam sandwich panels, *Composite Structures*, Vol. 113, No. 5, pp. 362-368, 2014.
- [2] N. Gupta, Response of syntactic foam core sandwich structured composites to three-point bending, *Sandw Structure Material*, Vol. 4, No. 7, pp. 249-272, 2002.
- [3] *Application of sandwich panels*, Accessed 25 October 2011; <http://www.sandwichpanels.org/index.html>.
- [4] J. L. Grenestedt, J. Reany, Wrinkling of corrugated skin sandwich panels, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 38, No. 2, pp. 576-589, 2007.
- [5] A. Russo, B. Zuccarello, Experimental and numerical evaluation of the mechanical behaviour of GFRP sandwich panels, *Composite Structures*, Vol. 81, No. 4, pp. 575-586, 2007.
- [6] J. Zhang, P. Supernak, S. Mueller-Alander, C. H. Wang, Improving the bending strength and energy absorption of corrugated sandwich composite structure, *Materials & Design*, Vol. 52, No. 3, pp. 767-773, 2013.
- [7] P. Davidson, A. M. Waas, C. S. Yerramalli, Experimental determination of validated, critical interfacial modes I and II energy release rates in a composite sandwich panel, *Composite Structures*, Vol. 94, No. 2, pp. 477-483, 2012.
- [8] A. Mostafa, K. Shankar, E. V. Morozov, Insight into the shear behaviour of composite sandwich panels with foam core, *Materials & Design*, Vol. 50, No. 2, pp. 92-101, 2013.
- [9] D. Feng, F. Aymerich, Damage prediction in composite sandwich panels subjected to low-velocity impact, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 52, No. 3, pp. 12-22, 2013.
- [10] R. Rahmani, Flexural behavior of sandwich structures consisting, *polymer Scientific*, Vol. 28, No. 2, pp. 175-187, 2015.
- [11] I. S. Floros, K. I. Tserpes, T. Löbel, Mode-I, mode-II and mixed-mode I+II fracture behavior of composite bonded joints: Experimental characterization and numerical simulation, *Composites Part B: Engineering*, Vol. 78, No. 3, pp. 459-468, 2015.
- [12] D. S. B. Mohammadi, Analysis of composite skin/stringer debonding and failure under static loading using cohesive zone model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 4, pp. 17-25, 2014. (in Persian فارسی)
- [13] A. Needleman, Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids, *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 42, No. 2, pp. 1397-1434, 1994.
- [14] U. Mi, M. Crisfield, Progressive delamination using interface elements, *Composite Material*, Vol. 32, No. 3, pp. 1665-1682, 1998.
- [15] A. Turon, C. G. Dávila, P. P. Camanho, J. Costa, An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 74, No. 4, pp. 1665-1682, 2007.
- [16] A. M. Dehabadi, Experimental investigation on core shape effect on compressive properties of sandwich structures with composite skins, corrugated composite core and foam, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 3, pp. 51-57, 2015. (in Persian فارسی)
- [17] D. O. Adams, Development and evaluation of fracture mechanics test methods for sandwich composites, *Advanced material and structure conference*, university of Utah, 2012.
- [18] M. L. Benzeggagh, M. Kenane, Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus, *Composites Science and Technology*, Vol. 56, No. 4, pp. 439-449, 1996.
- [19] R. Borg, L. Nilsson, K. Simonsson, Simulation of low velocity impact on fiber laminates using a cohesive zone based delamination model, *Composites Science and Technology*, Vol. 64, No. 2, pp. 279-288, 2004.