



نشریه علمی پژوهشی

علوم و فناوری کامپوزیت

http://jstc.iust.ac.ir



## بررسی تجربی و عددی اثر شکل هندسی تقویت کننده‌ها بر رفتار خمشی پنل ساندویچی کامپوزیتی انحنادار با هسته مشبک

سروش معصومی اصل<sup>1</sup>، غلامحسین رحیمی<sup>2\*</sup>

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

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

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

### چکیده

سازه‌های مشبک کامپوزیتی به عنوان سازه‌هایی سبک که استحکام و سفتی بالایی نسبت به وزنشان دارند، در صنایع مختلفی همچون هوافضا، خودروسازی و کشتی‌سازی رایج شده‌اند. از آنجا که بسیاری از موارد استفاده از سازه‌های کامپوزیتی در صنایع، به صورت انحنادار می‌باشد، نیاز است تا رفتار خمشی سازه‌های کامپوزیتی انحنادار تحت بررسی قرار گیرند. پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی، از دو پوسته کامپوزیتی نازک متصل به طرفین شبکه ریب‌های تقویت‌کننده کامپوزیتی تشکیل شده است. در این پژوهش، به بررسی تجربی و عددی رفتار خمشی پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی انحنادار با هسته مشبک تحت بارگذاری خمشی سه نقطه پرداخته شده است. بدین منظور، دو نوع پنل ساندویچی با هسته تقویت‌کننده مربعی و مثلثی در نظر گرفته شده است. سازه‌ها به روش لایه‌چینی دستی و رشته‌پیچی الیاف ساخته شده‌اند. نمونه‌های ساخته شده، تحت آزمایش خمشی سه نقطه‌ای قرار گرفتند. تمامی نمونه‌ها در نرم‌افزار آباکوس مدل‌سازی عددی شده‌اند. برای بدست آوردن خواص مکانیکی ریب‌ها و پوسته‌ها، تست کشش مطابق استاندارد صورت گرفته است. همچنین پیش‌بینی تخریب سازه‌ها، برای شبیه‌سازی عددی صورت گرفته است. همبستگی خوبی بین نتایج عددی و تجربی مشاهده شد. نتایج نشان دادند که پنل ساندویچی با هسته ریب مثلثی 7 درصد سفتی خمشی بیشتری نسبت به هسته مربعی از دارند. بار بیشینه قابل تحمل توسط پنل‌های ساندویچی با هسته ریب مثلثی تا لحظه واماندگی نیز نسبت به نمونه مربعی 7.5 درصد بیشتر می‌باشد.

### اطلاعات مقاله

دریافت: 97/06/03

پذیرش: 97/12/20

### کلیدواژه‌ها:

پنل ساندویچی کامپوزیتی انحنادار  
خمشی سه نقطه‌ای  
سفتی خمشی

## Experimental and numerical investigation of effect of shape of ribs on flexural behavior of curved composite sandwich panels with lattice core

Soroush Masoumiasl<sup>1</sup>, Gholam Hossein Rahimi<sup>1\*</sup>

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

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

### Keywords

Curved composite sandwich panel  
Three point bending  
Bending stiffness

### Abstract

Sandwich panels have become popular in various industries like aerospace, marine and automotive as a lightweight structure that has high stiffness and strength to weight ratio. Since many of composite structures that been used in these industries has curvature, there is a desire to investigate the effect of curvature on flexural behavior of these structures. Composite Sandwich panel with lattice core are made from thin composite shell connected to both sides of a series of composite ribs. In this research, the flexural behavior of curved composite sandwich panels under three point bending, has been investigated experimentally and numerically. For this purpose, two types of sandwich panels with core of square and isogrid ribs were considered. Grids are fabricated by filament winding method. Samples were subjected to three point bending test. The test has been numerically simulated by FEM in Abaqus. Tension tests are conducted on grids and shells in order to obtain mechanical property of them. Also, structure failure were predicted for numerical simulations. Good correlation between experimental and FEM analysis was obtained. Results show that sandwich panel with isogrid shape of core has 7% more bending stiffness compared to square-shaped core sandwich panel. Results also indicate that the ultimate strength of sandwich panel with isogrid core is 7.5% higher than the sandwich panel with square shape of core.

### 1-مقدمه

مختلفی همچون هوافضا، خودروسازی و کشتی‌سازی رایج شده‌اند. بسیاری از موارد استفاده از سازه‌های کامپوزیتی در صنایع، به صورت انحنادار می‌باشد؛

سازه‌های مشبک کامپوزیتی و پنل‌های ساندویچی<sup>1</sup> کامپوزیتی به عنوان سازه‌هایی سبک که استحکام و سفتی بالایی نسبت به وزنشان دارند، در صنایع

<sup>1</sup> Sandwich panel

Please cite this article using:

Masoumiasl, S. and Rahimi, G.H., "Experimental and numerical investigation of effect of shape of ribs on flexural behavior of curved composite sandwich panels with lattice core", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No. 3, pp. 351-362, 2019.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

برای مثال، بدنه هواپیماها، موشک‌های ارسال ماهواره و بدنه توربو فن جنگنده-ها همگی انحنادار می‌باشند. از آنجاکه که شکل هندسی سازه بر رفتار مکانیکی سازه تاثیر دارد؛ لذا این نیاز احساس می‌شود تا رفتار مکانیکی سازه‌های مشبک کامپوزیتی دارای انحناء، تحت بررسی قرار گیرند.

پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی با هسته ریب‌های تقویت کننده، از دو پوسته کامپوزیتی نازک متصل به طرفین یک سری ریب‌های تقویت کننده کامپوزیتی تشکیل شده است؛ به طوری که که ریب‌های تقویت کننده نقش هسته، و پوسته‌های کامپوزیتی نقش رویه را دارند. در شکل 1 شماتیک پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی انحنادار با هسته ریب‌های تقویت کننده نشان داده شده-اند

بارگذاری جانبی شبه استاتیکی را بررسی کردند. آن‌ها تست‌ها و شبیه سازی-های المان محدود را بر روی پنل‌های ایزوگرید تحت بار خمش سه نقطه‌ای انجام دادند [3]. فرولونی و همکاران به بررسی تجربی و تحلیل المان محدود از ناپایداری الاستیک سازه‌های مشبک کامپوزیتی به کار رفته در صنایع هوافضا، پرداختند. سازه مورد نظر یک استوانه مشبک توخالی است که در معرض فشار هیدرواستاتیکی خارجی قرار گرفته است و رفتار واماندگی آن به وسیله ابزار المان محدود مدل سازی می‌شود [4]. ژانگ و همکاران یک روش شکست پیشرفته به منظور شبیه سازی و پیشرفت مدهای شکست چندگانه صفحات و پوسته‌های کامپوزیتی تقویت شده را بر اساس یک مدل المان تقویت شده مثلثی توسعه دادند. هم شکست پوسته و هم شکست ریب بررسی شد که شامل ترک در ماتریس، شکست الیاف، شکست برشی الیاف-ماتریس، لایه لایه شدن پوسته و شکست الیاف در ریب بود [5]. بهینه سازی پوسته‌های شبکه‌ای توسط توتارو و گوردا بر مبنای پارامترهای موثری نظیر عرض سطح مقطع ریب، عرض سطح مقطع تقویت کننده محیطی و فاصله ریب‌ها بر مبنای روش‌های عددی روی یک شبکه بندی شش ضلعی با ابعاد خاص انجام شد و نقاط طراحی مناسب به دست آمد [6]. یزدانی و همکاران اثرات تغییر شکل شبکه را در نمونه‌هایی از پوسته‌های استوانه‌ای تقویت شده‌ای که ضخامت پوسته آنها بسیار کم بود، بررسی نمودند [7]. همچنین یزدانی و رحیمی اثرات تغییرات شکل شبکه و تعداد ریب‌های تقویت کننده مارپیچ را بر باربری پوسته‌های استوانه‌ای تقویت-شده تمام کامپوزیتی به روش تجربی بررسی نمودند [8]. واسیلیف و همکاران مطالعاتی بر روی سازه‌های مشبک کامپوزیتی نامتقارن انجام دادند. در تحقیق آنها روش‌های طراحی موجود و ساخت سازه‌های مشبک به طور خلاصه مورد بحث قرار گرفت و همچنین کاربرد این گونه سازه‌ها در سازه‌های هوافضایی شرح داده شد [9]. رحیمی و همکاران اثر پروفیل ریب‌ها را روی مقاومت کمانشی پوسته‌های کامپوزیتی شبکه‌ای تقویت شده تحت بار محوری بررسی نمودند. آنها در تحقیق خود مدل‌های مختلف از هندسه‌های متنوع از پوسته و با تعداد ریب‌های مختلف استفاده کردند [10]. ژیانگ و همکاران با استفاده از مدل تحلیلی، آزمایش خمش و سه نقطه و المان محدود به عملکرد پنل‌های کامپوزیتی انحنادار با هسته خرپای هرمی فلزی تحت خمش پرداختند. آنها روابطی را برای پیش بینی بار شکست برای هر یک از موده‌های گسیختگی بدست آوردند [11]. ملک زاده فرد و همکاران برای اولین بار آنالیز خمش پنل‌های ساندویچی دو انحنایی<sup>2</sup> را تحت بار نقطه‌ای، توزیع یکنواخت و توزیع هارمونیک بر اساس تئوری پنل‌های ساندویچی اصلاح شده درجات بالا انجام دادند [12]. هالدر و همکاران به تحقیق درباره رفتار خمشی سازه‌های کامپوزیتی ساندویچی انحنادار با هسته ایکس-کور<sup>3</sup> پرداختند [13].

ملک زاده فرد و حسن آبادی به تحلیل خمش استاتیکی و ارتعاشات آزاد ورق ساندویچی انحنادار با وجود لایه روغن هوشمند مغناطیسی در رویه‌ها با استفاده از تئوری مرتبه بالای بهبود یافته‌ی ورق‌های ساندویچی پرداختند [14]. طحانی و همکاران به بررسی تجربی و عددی اثر شکل تقویت کننده‌ها بر رفتار خمشی ورق‌های کامپوزیتی مشبک پرداختند [15].

دونگی یون جه و همکاران، فیکسچری برای ایجاد برش خالص و خمش داخل صفحه‌ای پنل‌های انحنادار ساختند. پنل‌های انحنادار مورد بررسی آنها از نوع تقویت شده بود. همچنین، آنها رفتار کمانشی و پساکمانشی کامپوزیت-های تقویت شده انحنادار را مطالعه کردند [16].

برای مثال، بدنه هواپیماها، موشک‌های ارسال ماهواره و بدنه توربو فن جنگنده-ها همگی انحنادار می‌باشند. از آنجاکه که شکل هندسی سازه بر رفتار مکانیکی سازه تاثیر دارد؛ لذا این نیاز احساس می‌شود تا رفتار مکانیکی سازه‌های مشبک کامپوزیتی دارای انحناء، تحت بررسی قرار گیرند.

پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی با هسته ریب‌های تقویت کننده، از دو پوسته کامپوزیتی نازک متصل به طرفین یک سری ریب‌های تقویت کننده کامپوزیتی تشکیل شده است؛ به طوری که که ریب‌های تقویت کننده نقش هسته، و پوسته‌های کامپوزیتی نقش رویه را دارند. در شکل 1 شماتیک پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی انحنادار با هسته ریب‌های تقویت کننده نشان داده شده-اند

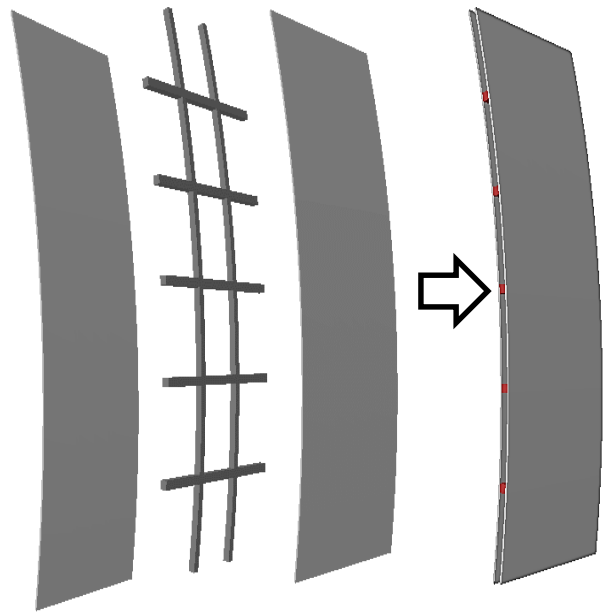


Fig. 1 schematic of Sandwich Panel with lattice core

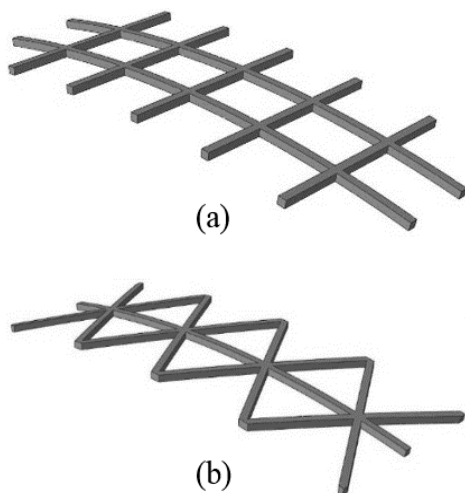
شکل 1 شماتیک پنل ساندویچی با هسته ریب‌های تقویت کننده

تحقیقات گوناگونی بر تحلیل‌های مختلف سازه‌های مشبک کامپوزیتی انجام شده است. لازم به ذکر است که اغلب تحقیقات گذشته بر روی سازه‌های تخت صورت گرفته است و پژوهش‌های بسیار محدودی بر روی سازه‌های انحنادار صورت پذیرفته است. چن و تسای به تحلیل و طراحی بهینه ساختارهای مشبک کامپوزیتی پرداختند. بدین منظور آنها یک مدل سختی معادل، به منظور توصیف ساختار مشبک با و بدون پوسته‌های چند لایه ارائه کردند، تا بارگذاری‌های مختلف و مکانیزم‌های مختلف شکست این سازه‌ها را بررسی کنند. آنها با استفاده از این مدل توانستند عملکرد ساختارهای مشبک کامپوزیتی را با چندلایه‌های سنتی ساندویچی و ساختارهای مشبک فلزی مقایسه کنند [1]. گان به روش تجربی و عددی به بررسی مدهای شکست صفحات کامپوزیتی مشبک تحت بار جانبی پرداخت. وی همچنین پاسخ بار-جابجایی صفحات کامپوزیتی مشبک را نیز مورد بررسی قرار داد [2]. جادهاو و همکاران مشخصات جذب انرژی پنل‌های کامپوزیتی ایزوگرید<sup>1</sup> تحت

<sup>3</sup> X-Cor®

<sup>1</sup> Isogrid

<sup>2</sup> double curved



**Fig. 2** Types of Grid shapes considered in this research (a) Square Grid (b) Triangular Grid (Isogrid)

**شکل 2** شکل هندسی ریب‌ها (a) ریب مربعی و (b) ریب مثلثی (ایزوگرید)

در این پژوهش، برای ساخت شبکه ریب‌های تقویت کننده از روش رشته پیچی<sup>5</sup> الیاف درون شیارهای سیلیکونی استفاده شده است. برای ساخت قالب‌های سیلیکونی از سینی‌های مخصوصی از جنس پلکسی گلس<sup>6</sup> استفاده می‌شود. برای هر نوع شکل ریب، یک سینی می‌بایست ساخته شود که طرح ریب‌ها در کف آنها به صورت برجسته وجود داشته باشد؛ سیلیکون مایع به داخل این سینی‌ها ریخته می‌شود. هنگامی که پس از سفت شدن سیلیکون، آن را از سینی جدا می‌کنیم طرح ریب‌ها به صورت شیارهایی در داخل سیلیکون وجود دارد. شبکه ریب‌ها درون این شیارها شکل می‌گیرد. در شکل 3 سینی‌های پلکسی گلس و قالب‌های سیلیکونی و نشان داده شده است. برای ساخت کامپوزیت تقویت شده انحاندار نیاز به یک پلتفرم انحاندار داریم تا قالب سیلیکونی را روی آن پهن کنیم سپس با پیچش الیاف داخل شیار های قالب سیلیکونی، ریب های انحاندار تولید کنیم. بدیهی است که شعاع انحای پلتفرم، تعیین کننده شعاع انحای پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی خواهد بود. بدین منظور، یک بلوک چوبی تهیه گردید، سپس توسط دستگاه فرز سی‌ان‌سی<sup>7</sup> شعاع انحنا مدنظر روی سطح آن تراشیده شد. علاوه بر این، برای پرس کردن نمونه تا لحظه پخت، نیاز به یک پرس انحاندار نیز می‌باشد. پرس نیز از جنس چوب تهیه گردید و شعاع انحنا مطلوب توسط فرز سی‌ان‌سی در آن ایجاد گردید. در شکل 4 تصویر پلتفرم انحاندار قابل مشاهده می‌باشد. برای هدایت الیاف به داخل شیارهای قالب سیلیکونی از میخ‌های راهنما<sup>8</sup> استفاده شده است؛ به این صورت که الیاف بعد از قرار گرفتن درون شیار قالب سیلیکونی، با پیچیده شدن دور میخ‌های راهنما، به سمت شیار بعدی هدایت می‌شوند. الیاف بعد از پیچیده شدن به رزین آغشته می‌شوند. این پروسه تا جایی ادامه می‌کند که شیارها کاملاً از الیاف و رزین پر شوند (شکل 5). پوسته‌ها نیز به روش لایه‌چینی دستی<sup>9</sup>، بلافاصله بعد از مرحله رشته پیچی صورت می‌پذیرد. مزیت این روش ساخت همزمان تقویت کننده و پوسته می‌باشد که احتمال جدایش پوسته از ریب را به شدت کاهش می‌دهد. در انتها پرس چوبی انحاندار بر روی نمونه قرار می‌گیرد. برای ساخت پنل ساندویچی، یک پوسته دیگر، به صورت جداگانه

شاهقلیان و همکاران به بررسی تجربی و عددی اثر تقویت کننده‌های طولی و عرضی بر رفتار خمشی ورق‌های کامپوزیتی مشبک پرداختند. نتایج آنان نشان داد که تقویت کننده‌های طولی اثر بسیار زیادی بر بار بیشینه مخصوص قابل تحمل توسط سازه دارند [17].

زارعی و رحیمی به تحلیل ارتعاشات آزاد پوسته‌های مخروطی کامپوزیتی مشبک پرداختند. آنها اثر تغییر پارامترهای هندسی و تغییر در زاویه بین تقویت کننده‌ها را روی فرکانس ارتعاشات بررسی کردند [18]. شاهقلیان و همکاران به بررسی تجربی و عددی ارتعاشات آزاد ورق‌های کامپوزیتی ساندویچی با هسته مشبک پرداختند [19].

آذرافزا و همکاران رفتار ورق ساندویچی فلزی و کامپوزیتی با هسته مشبک تحت خمش سه نقطه‌ای را مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که حتی بعد از واماندگی رویه‌ها، هسته مشبک به تحمل بار ادامه می‌دهد [20]. در این پژوهش، به بررسی تجربی و عددی رفتار خمشی پنل‌های ساندویچی کامپوزیتی انحاندار با هسته مشبک تحت بارگذاری خمش سه - نقطه‌ای پرداخته شده است. برای این منظور، دو نوع پنل ساندویچی با هسته تقویت کننده مربعی و مثلثی در نظر گرفته شده است. سازه‌ها به وسیله قالب سیلیکونی و به روش لایه چینی دستی و رشته پیچی الیاف ساخته شده‌اند. نمونه‌های ساخته شده، مطابق استاندارد، تحت آزمایش خمش سه نقطه‌ای قرار گرفتند. به منظور اعتبار سنجی نتایج بدست آمده از تست خمش سه نقطه‌ای، تمامی نمونه‌ها در نرم‌افزار آباکوس مدل سازی عددی شده‌اند. بدین منظور، تست کشش برای بدست آوردن خواص مکانیکی ریب‌ها و پوسته‌های کامپوزیتی، مطابق استاندارد، صورت گرفته است. همچنین به منظور پیش‌بینی تخریب سازه‌ها و مقایسه آن با نتایج تجربی، از معیار هشین-پاک<sup>1</sup> [21] سه بعدی، به وسیله کد وی-بومت<sup>2</sup> نوشته شده در نرم‌افزار فورترن<sup>3</sup>، استفاده شده است.

## 2- مشخصات هندسی سازه‌ها

پنل های ساندویچی کامپوزیتی با هسته ریب‌های تقویت کننده از دو پوسته نازک کامپوزیتی، متصل به طرفین یک سری ریب‌های تقویت کننده کامپوزیتی تشکیل شده است که شبکه ریب‌های تقویت کننده نقش هسته را در آن ایفا می‌کنند. در این پژوهش، دو نوع پنل ساندویچی با هسته تقویت کننده مربعی و مثلثی در شکل 2 شکل شماتیک تقویت کننده‌های مربعی و مثلثی نشان داده شده است. ابعاد مقطع ریب‌های تقویت کننده در تمامی نمونه‌ها 4.8 در 4.5 میلیمتر می‌باشد که اولی عرض مقطع و دومی ارتفاع (ضخامت در راستای شعاع منحنی) مقطع می‌باشد. در ریب‌های مربعی، فاصله ریب‌های عرضی از یکدیگر، 51 میلیمتر و فاصله ریب‌های طولی از یکدیگر برابر با 43.3 میلیمتر می‌باشد. برای مدل سازی شبکه مثلثی شکل، زاویه تقریبی 60 درجه برای ریب‌ها در نظر گرفته شده است، به گونه‌ای که سلول‌ها به شکل مثلث متساوی-الاضلاع در بیایند. طول و عرض تمامی نمونه‌های مدل شده، یکسان و مطابق استاندارد ای‌اس‌تی‌ام دی 7264<sup>4</sup> برابر با 30 سانتی‌متر طول و 12.5 سانتی‌متر عرض می‌باشد. همچنین ضخامت پوسته‌های نازک کامپوزیتی 1.2 میلیمتر می‌باشد. تمامی نمونه‌ها دارای شعاع انحای 75 سانتی‌متر می‌باشند.

## 3- ساخت نمونه‌های آزمایشگاهی

<sup>6</sup> Plexiglass  
<sup>7</sup> CNC  
<sup>8</sup> Guide  
<sup>9</sup> Hand lay-up

<sup>1</sup> Hashin-Puck  
<sup>2</sup> Vumat  
<sup>3</sup> Fortran  
<sup>4</sup> ASTM D7264  
<sup>5</sup> Filament winding

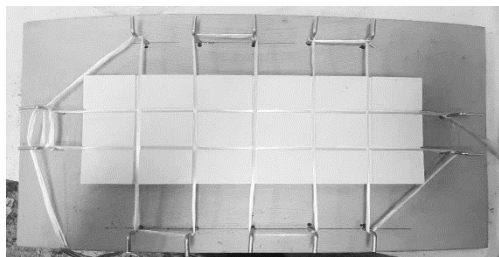


Fig. 5 Wrapped Filaments in Silicon mold

شکل 5 الیاف پیچیده شده درون قالب سیلیکونی

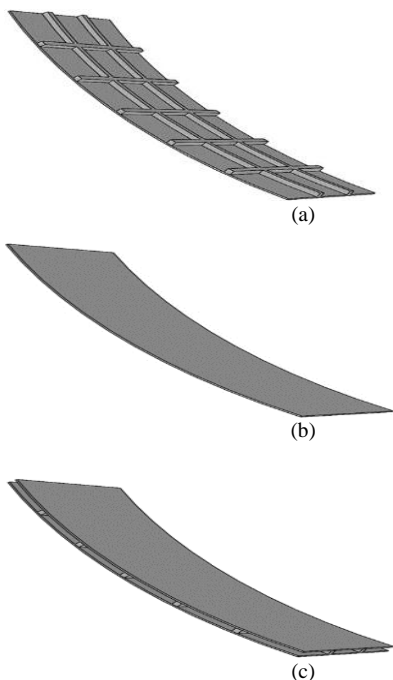


Fig 6 Sandwich panel (c) is composed by attaching Grid-Stiffened composite (a) to composite shell (b)

شکل 6 نحوه ساخت پنل ساندویچی: با به هم چسباندن پنل کامپوزیتی تقویت شده (a) و پوسته کامپوزیتی (b) به یکدیگر، پنل ساندویچی (c) ساخته می‌شود.

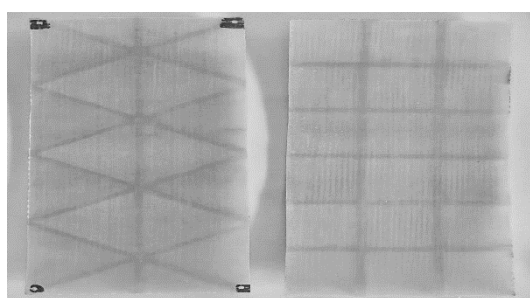


Fig. 7 Built panels (a) sandwich panel with triangular rib core (b) sandwich panel with square rib core

شکل 7 پنل‌های ساخته شده (a) پنل ساندویچی با هسته ریب مثلثی (b) پنل ساندویچی با هسته مربعی

#### 4- آزمایش‌های تجربی

ساخته می‌شود، سپس پنل کامپوزیتی مشبک که قبلاً مطابق مراحل ساخته شده است را روی پوسته طوری قرار داده می‌شود که ریب‌های تقویت کننده بین دو پوسته قرار بگیرد. در شکل 6 نحوه ساخت پنل‌های ساندویچی به صورت شماتیک نشان داده شده است. به منظور ایجاد فاز زمینه<sup>1</sup> کامپوزیت، در ریب‌ها و پوسته‌ها (روی‌ها) از رزین امال 506 (ML-506) و هاردنر اچ‌ای 11 (HA-11) استفاده شده است. جهت ساخت ریب‌های شبکه‌ای، از الیاف رووینگ<sup>2</sup> شیشه از نوع ای-گلس<sup>3</sup> با چگالی طولی 2400 گرم بر کیلومتر<sup>4</sup> به عنوان تقویت کننده استفاده شده است. جهت ساخت پوسته‌های کامپوزیتی از الیاف پارچه شیشه-ای بافته شده<sup>5</sup> ای-گلس 200 گرمی استفاده شده است. در شکل 7 پنل‌های ساخته شده نشان داده شده‌اند.

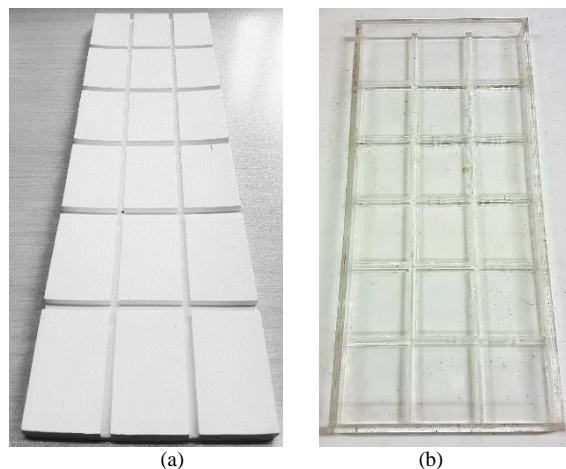


Fig. 3 (a) Silicon mold (b) Plexiglass mold

شکل 3 (a) قالب سیلیکونی (b) سینی پلکسی گلس

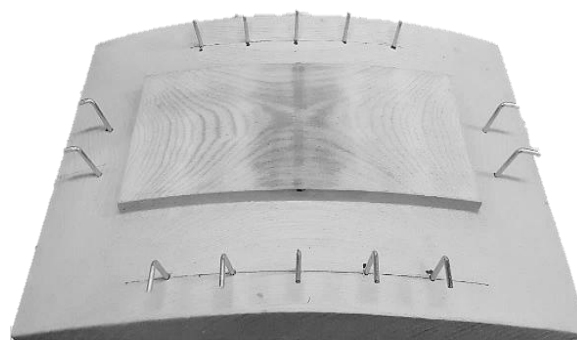


Fig. 4 Curved Platform

شکل 4 پلتفرم انحادار

<sup>4</sup> TEX 2400  
<sup>5</sup> Woven

<sup>1</sup> Matrix  
<sup>2</sup> Roving  
<sup>3</sup> E-Glass

شد. طول و عرض نمونه‌های کشش پوسته به ترتیب 25 و 2.5 سانتی‌متر و ضخامت آنها 1.7 میلی‌متر می‌باشد. در مورد ریب‌ها نیز، طول آنها 25 سانتی‌متر و مقطعشان مربعی به ضلع 4.5 سانتی‌متر است. در شکل 9 نمونه‌های ساخته شده قابل مشاهده هستند. سرعت جابجایی فک بالایی دستگاه در حین انجام آزمون کشش، 2 mm/min بوده است.

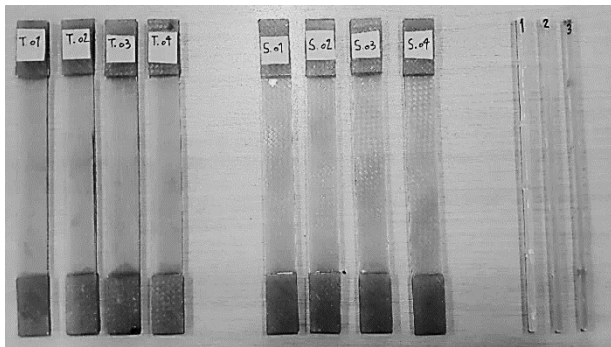


Fig. 9 Samples for tensile test

شکل 9 نمونه‌های تست کشش

تست کشش نمونه‌های با الیاف 45 درجه نسبت به راستای کشش، به منظور بدست آوردن مدول برشی و استحکام نهایی برشی پوسته کامپوزیتی صورت گرفته است. برای بدست آوردن مدول برشی کامپوزیت، ابتدا مدول الاستیسیته نمونه با الیاف 45 درجه مانند نمونه‌های دیگر بدست آورده شده است؛ سپس در رابطه (1) قرار داده شده تا مدول برشی بدست آید [22].

رابطه (1) 
$$G_{12} = \frac{1}{\frac{4}{E_x} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} + \frac{2\nu_{12}}{E_1}}$$
 در رابطه (1)،  $E_x$  مدول الاستیسیته بدست آمده از نمودار تنش- کرنش نمونه‌ی با الیاف 45 درجه نسبت به محور کشش است.  $E_1$  و  $E_2$  مدول الاستیسیته در راستاهای اصلی می‌باشند و  $\nu_{12}$  ضریب پواسون می‌باشد. در جدول 1 و 2 به ترتیب خواص مکانیکی پوسته و ریب آورده شده است. لازم به ذکر است که سایر خواص مکانیکی نیز با بررسی مقالات مرتبط بدست آورده شده است [17,15].

جدول 1 خواص مکانیکی پوسته کامپوزیتی

Table 1 Mechanical properties of composite shell			
مقدار	خواص مکانیکی	مقدار	خواص مکانیکی
52.5	$S_{12}(MPa)$	16.9	$E_1(GPa)$
52.5	$S_{13}(MPa)$	16.9	$E_2(GPa)$
52.5	$S_{23}(MPa)$	4	$E_3(GPa)$
206	$X_t(MPa)$	2.55	$G_{12}(GPa)$
120	$X_c(MPa)$	1.86	$G_{13}(GPa)$
206	$Y_t(MPa)$	1.86	$G_{23}(GPa)$
120	$Y_c(MPa)$	0.25	$\nu_{12}$
75	$Z_t(MPa)$	0.21	$\nu_{13}$
95	$Z_c(MPa)$	0.21	$\nu_{23}$

به منظور بررسی رفتار خمشی نمونه‌ها تست خمش سه نقطه‌ای انجام شد. این تست بر اساس استاندارد ای‌اس‌تی‌ام دی 7264 صورت گرفته است. برای اعمال بارگذاری و شرایط مرزی مطلوب، از فیکسچری مطابق استاندارد استفاده شده است. فاصله تکیه‌گاه از یکدیگر مطابق استاندارد 25 سانتی‌متر می‌باشد. سرعت سنبه اعمال نیرو 6 میلی‌متر بر دقیقه می‌باشد. دو سنسور نیرو<sup>1</sup> نیز با دقت 5 نیوتن که به صورت موازی با یکدیگر بر روی فک بالایی دستگاه نصب شده‌اند، نیروی وارد شده را اندازه‌گیری می‌کنند؛ نیرو وارد شده به نمونه برابر با مجموع نیروهای اندازه‌گیری شده توسط دو سنسور نیرو می‌باشد (سنسورها موازی با یکدیگرند). تست خمش سه نقطه‌ای توسط دستگاه سنتام<sup>2</sup> موجود در آزمایشگاه عمران سازه دانشگاه تربیت مدرس صورت گرفته است. در شکل 8 نمونه‌ای از تست خمش سه نقطه‌ای نشان داده شده است.

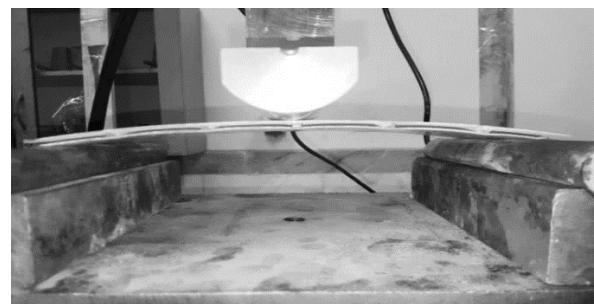


Fig. 8 Three-point bending test

شکل 8 تست خمش سه نقطه‌ای

### 5- شبیه‌سازی المان محدود

به منظور بررسی صحت نتایج تجربی، شبیه‌سازی المان محدود توسط نرم‌افزار آباکوس صورت گرفته است که در ادامه مراحل مختلف آن به اختصار توضیح داده خواهد شد.

#### 1-1- مدل‌سازی

برای مدل‌سازی پل‌های ساندویچی، پوسته (رویه)‌های کامپوزیتی و ریب‌ها به صورت جداگانه مدل شدند، سپس روی هم مونتاژ گردیدند. همانطور که قبلاً ذکر شد، دو نوع پل جهت بررسی ساخته شده که شامل: پل ساندویچی با هسته ریب مربعی و پل ساندویچی با هسته ریب مثلثی می‌باشد. هر دو نوع پل جهت شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار مدل گردیده است.

#### 2-2- خواص مواد

به منظور مدل کردن نمونه‌ها در نرم‌افزار المان محدود، نیاز است که خواص مکانیکی پوسته و ریب‌هایی که در ساخت نمونه‌ها استفاده شده‌اند، مشخص باشد. بدین منظور چهار نمونه تست کشش پوسته کامپوزیتی با الیاف پارچه بافته شده در راستای تار پارچه و چهار نمونه تست کشش با زاویه 45 درجه الیاف تار پارچه نسب به راستای کشش و همچنین سه نمونه تست کشش ریب مطابق با استاندارد ای‌اس‌تی‌ام دی 3039<sup>3</sup> ساخته شدند و توسط دستگاه تست کشش سنتام<sup>4</sup> موجود در دانشکده مکانیک دانشگاه تربیت مدرس تحت آزمون کشش قرار گرفتند. جنس نمونه‌ها از همان جنس کامپوزیت شیشه- اپوکسی است که در نمونه‌های خمش مورد استفاده قرار گرفته است، و جهت ساخت آنها از رزین و هاردنر مورد استفاده در ساخت نمونه‌های اصلی استفاده

<sup>3</sup> ASTM-D3039M

<sup>4</sup> Santam Servo Electromechanical Universal Test Machine STM-1000

<sup>1</sup> Load Cell

<sup>2</sup> Santam Servo Electromechanical Universal Test Machine STM-1000

ریزتر شده اند. نمونه‌ای از المان بندی انجام شده در شکل 10 نشان داده شده است.

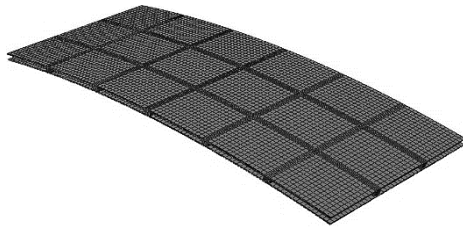


Fig. 10 An Example of meshing

شکل 10 نمونه‌ای از مش‌بندی

### 5-5- نوع تحلیل و معیار شکست کامپوزیت

در این پژوهش برای تحلیل عددی رفتار خمشی نمونه‌ها از تحلیلگر "صریح دینامیکی" استفاده شده است. تحلیلگر صریح برخلاف تحلیلگر ضمنی، پس وقوع آسیب که خواص ماده تنزل پیدا می‌کنند هرگز دچار مشکل عدم همگرایی حل نمی‌شود. آسیب کامپوزیت در نمونه تحت خمش با استفاده از سابروتین ویومت<sup>5</sup>، به وسیله کدنویسی، شبیه‌سازی شده است. به منظور پیش‌بینی آغاز آسیب و مود متناظر با آن در کامپوزیت از روش مکانیک آسیب پیوسته استفاده شده است. برای استفاده از روش مکانیک آسیب، برای پیش‌بینی شروع آسیب و نحوه انتشار آن در ماده، توابع شروع آسیب، نحوه رشد متغیرهای آسیب و ارتباط بین تنش‌ها و کرنش‌ها پس از آغاز آسیب باید مشخص شود. توابع شروع آسیب بر اساس معیارهای هشین و پاک در نظر گرفته شده‌اند. معیار تخریب هشین-پاک ضمن داشتن دقت محاسباتی بالا، قابلیت تشخیص شکل مد تخریب را نیز در بارگذاری استاتیکی دارد. توابع شروع گسیختگی کشش الیاف، فشار الیاف، کشش ماتریس بر اساس معیار هشین و تابع شروع آسیب فشار ماتریس بر اساس معیار پاک در نظر گرفته شده است. علت این انتخاب عدم دقت تابع شروع آسیب فشار ماتریس در معیار هشین است. پارامترهای موجود در تابع شروع آسیب فشار ماتریس به ترتیب در رابطه (2) تعریف شده است [21].

جدول 3 خواص مکانیکی اتصال چسبناک [23]

Table 3 Cohesive mechanical property [23]

استحکام کششی (MPa)	استحکام برشی (MPa)	انرژی شکست I (J)	انرژی شکست III&II (J)	انرژی توان	توان ضریب
30	30	280	500	1.45	0.0001

$$\sigma_n^n = \sigma_{22} \cos^2 \theta + \sigma_{33} \sin^2 \theta + 2\tau_{23} \sin \theta \cos \theta \quad (2-الف)$$

$$\sigma_t^n = (\sigma_{33} - \sigma_{22}) \sin \theta \cos \theta + 2\tau_{23} (2 \cos^2 \theta - 1) \quad (2-ب)$$

$$\sigma_l^n = \tau_{12} \cos \theta + \tau_{13} \sin \theta \quad (2-پ)$$

$$S_{23}^A = \frac{Y_c}{2} \left( \frac{1 - \sin(2\theta - 90)}{\cos(2\theta - 90)} \right) \quad (2-ت)$$

<sup>4</sup> Wedge C3D6  
<sup>5</sup> VUMAT

جدول 2 خواص مکانیکی ریب

Table 2 Mechanical properties of Rib

مقدار	خواص مکانیکی	مقدار	خواص مکانیکی
52.5	$S_{12}(MPa)$	22.3	$E_1(GPa)$
52.5	$S_{13}(MPa)$	4	$E_2(GPa)$
52.5	$S_{23}(MPa)$	4	$E_3(GPa)$
661	$X_t(MPa)$	1.9	$G_{12}(GPa)$
350	$X_c(MPa)$	1.9	$G_{13}(GPa)$
75	$Y_t(MPa)$	1.45	$G_{23}(GPa)$
95	$Y_c(MPa)$	0.275	$\nu_{12}$
75	$Z_t(MPa)$	0.08	$\nu_{13}$
95	$Z_c(MPa)$	0.08	$\nu_{23}$

### 3-3- شرایط مرزی، نوع تماس و بارگذاری

شرایط مرزی برای سنبه اعمال نیرو طوری تعریف شده است که فقط در یک راستا (راستای عمودی) حرکت می‌کند و در سایر جهات محدود می‌شود. همچنین تکیه‌گاه‌ها در تمامی راستاهای جابجایی و دوران مقید شده‌اند. به منظور جلوگیری از جابجایی صلب نمونه بر روی تکیه‌گاه‌ها و همچنین ایجاد تقارن در حل مساله، دو قید اعمال شده است. در قید اول، حرکت صفحه مرکزی سازه که در امتداد طول سازه است، در راستای عرضی محدود شده است. در قید دوم، حرکت صفحه مرکزی سازه که در امتداد عرض سازه است، در راستای طولی محدود شده است. تماس بین سازه کامپوزیتی با سنبه و تکیه‌گاه فیکسچر از نوع اصطکاکی در نظر گرفته شده است. ضریب اصطکاک نیز، 0.1 لحاظ شده است [15]. برای اتصال رویه بالایی به شبکه ریب‌های تقویت کننده از "اتصال کامل"<sup>1</sup> استفاده شده است. در اتصال کامل، دو جسمی که به این طریق به هم اتصال پیدا کرده‌اند، به منزله یک جسم یکپارچه در نظر گرفته می‌شوند. علت اینکه برای تماس پوسته بالایی به ریب‌ها از این نوع اتصال استفاده شده، اینست که ساخت ریب‌ها و پوسته کامپوزیتی به صورت یکپارچه و همزمان صورت گرفته است. اما در مورد اتصال پوسته (رویه) ثانویه به ریب‌ها، از آنجاکه به صورت یکپارچه ساخته نشده‌اند و بعداً به هم چسبانده شده‌اند، برای تعریف تماس بین ریب و پوسته (رویه) ثانویه، از اتصال چسبناک<sup>2</sup> استفاده شده است. در جدول 3 خواص مکانیکی اتصال چسبناک ارائه شده است.

### 4-4- المان بندی

برای مش‌بندی کامپوزیت‌های دارای ریب مربعی شکل از المان هشت-وجهی C3D8R<sup>3</sup> استفاده شده است. برای ساندویچ پل با هسته مشبک ایزوگرید، از المان گوه‌ای C3D6<sup>4</sup> استفاده شده است. علت انتخاب المان گوه-ای برای ساختارهای شامل ریب ایزوگرید، متعامد نبودن شبکه ریب‌ها بر یکدیگر می‌باشد. مشاهده گردید که در صورت استفاده از المان هشت وجهی برای مش‌بندی ریب‌های ایزوگرید، مش بندی مناسب و یکنواختی برای ساختار ایزوگرید حاصل نمی‌شود؛ اما مش بندی بدست آمده از المان بندی گوه‌ای بسیار مناسب‌تر مشاهده شد. برای اطمینان پیدا کردن از سایز مناسب مش برای تحلیل، آنالیز همگرایی حل صورت گرفته است. تعداد بهینه المان‌ها برای ریب‌های مربعی و ایزوگرید به ترتیب 32500 و 11500 می‌باشد. تعداد المان-ها برای پوسته‌های کامپوزیتی المان بندی شده از نوع هشت وجهی و گوه‌ای به ترتیب، 16700 و 34400 می‌باشد و لازم به ذکر است که به منظور بهینه-سازی زمان حل و دقت محاسبه، المان‌های پوسته در محل اتصال به ریب‌ها

<sup>1</sup> Tie  
<sup>2</sup> Cohesive  
<sup>3</sup> Hexahedral C3D8R

$$C_{11} = (1 - d_f)C_{11}^0 \quad (الف-5)$$

$$C_{22} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{22}^0 \quad (ب-5)$$

$$C_{33} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{33}^0 \quad (پ-5)$$

$$C_{12} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{12}^0 \quad (ت-5)$$

$$C_{23} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{23}^0 \quad (ث-5)$$

$$C_{13} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{13}^0 \quad (ج-5)$$

$$G_{12} = (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{12}^0 \quad (چ-5)$$

$$G_{23} = (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{23}^0 \quad (ح-5)$$

$$G_{31} = (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{31}^0 \quad (خ-5)$$

$$d_f = 1 - (1 - d_{ft})(1 - d_{fc}) \quad (الف-6)$$

$$d_m = 1 - (1 - d_{mt})(1 - d_{mc}) \quad (ب-6)$$

$$C_{11}^0 = E_{11}(1 - \nu_{23}\nu_{32})\Delta \quad (الف-7)$$

$$C_{22}^0 = E_{22}(1 - \nu_{13}\nu_{31})\Delta \quad (ب-7)$$

$$C_{33}^0 = E_{33}(1 - \nu_{12}\nu_{21})\Delta \quad (پ-7)$$

$$C_{12}^0 = E_{11}(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})\Delta \quad (ت-7)$$

$$C_{23}^0 = E_{22}(\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31})\Delta \quad (ث-7)$$

$$C_{13}^0 = E_{11}(\nu_{31} + \nu_{32}\nu_{21})\Delta \quad (ج-7)$$

$$\Delta = \frac{1}{(1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13})} \quad (چ-7)$$

در روابط (5) تا (7)  $C_{ij}^0$  به ترتیب تانسورهای سفتی ماده آسیب دیده و اولیه هستند. پارامترهای  $S_{mt}$  و  $S_{mc}$  به ترتیب ضرایب کنترل کاهش برای سفتی برشی بر اثر واماندگی کششی و فشاری ماتریس هستند که برابر با مقدار 0.9 و 0.5 در نظر گرفته می‌شوند.

الگوریتم رشد آسیب نمائی ارائه شده توسط ماتزنمیلر که در این نوشتار به کار گرفته شده است، به صورت فلوچارت در شکل 12 نشان داده شده است. مدل ارائه شده در این بخش برای پیش‌بینی گسیختگی کامپوزیت در قالب یک سابروتین وی‌یومت نوشته شده‌است.

$$\mu_t^n = \tan(2\theta - 90) \quad (ث-2)$$

$$\frac{\mu_t^n}{S_{23}^A} = \frac{\mu_t^n}{S_{12}} \quad (ج-2)$$

$\sigma_t^n$ ،  $\sigma_l^n$  و  $\sigma_n^n$  تنش‌های عمل کننده روی صفحه شکست مطابق با شکل 11 است. زاویه صفحه شکست با راستای ضخامت بوده که با مشاهده نمونه‌های پس از تست فشار برابر با  $53^\circ$  در نظر گرفته شده است.  $S_{23}^A$  استحکام برشی در صفحه شکست مطابق با رابطه (2-ت) محاسبه می‌شود.  $\mu_t^n$  و  $\mu_l^n$  ضرایب اصطکاک بر اساس تئوری واماندگی مور-کولومب [21] است.

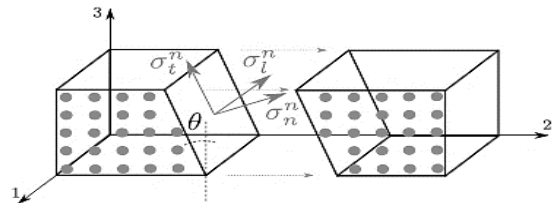


Fig. 11 Stress comp. on fractured plane due to failure of matrix [21]

شکل 11 وضعیت تنش روی صفحه شکست کامپوزیت تحت آسیب فشار ماتریس [21]

پس از ارضا شدن هر یک از توابع شروع آسیب بر اساس وضعیت تنشی موجود، متغیر آسیب متناظر بر اساس معیار تخریب هشین-پاک از مقدار صفر شروع به افزایش می‌کند. قانون رشد متغیرهای آسیب به صورت نمایی و بر اساس پیشنهاد ماتزنمیلر<sup>2</sup> و همکاران [24] در نظر گرفته شده است. قانون رشد آسیب مطابق با رابطه (3) است.

$$d_i = 1 - \exp\left(\frac{1}{me}(1 - F_i)^m\right) \quad i \in [ft, fc, mt, mc] \quad (3)$$

در رابطه (3) پارامتر کنترل کننده افت خواص ماده،  $e$  ثابت نپر<sup>3</sup> و  $F_i$  تابع آغاز آسیب است. مقدار پارامتر  $m$  به استحکام، کرنش تسلیم، مدول یانگ و انرژی شکست وابسته است ولی به صورت کلی هر چقدر مقدار آن بیشتر باشد رفتار ماده تردتر و بالعکس هر چقدر مقدار آن کمتر باشد رفتار ماده تغییر شکل پذیرتر خواهد بود. با توجه به سایز المان انتخاب شده و خواص به دست آمده از تست‌های خواص کامپوزیت مقدار پارامتر  $m$  برای کشش الیاف برابر با 5، برای فشار الیاف برابر با 1، برای کشش ماتریس برابر با 11 و برای فشار ماتریس برابر با 61 در نظر گرفته شده است [24]. لازم است به این نکته اشاره شود که با بررسی‌های صورت گرفته به صورت شهودی مشخص شد که کم و زیاد کردن  $m$  در بازه 1 تا 100 تاثیر چندانی بر نتایج ندارد؛ همچنین  $m$  باید حتما عددی فرد انتخاب شود. پس از شروع آسیب، تنش‌ها با استفاده از ماتریس سفتی آسیب که در رابطه (4) مطرح شده باید به روز رسانی شوند [24].

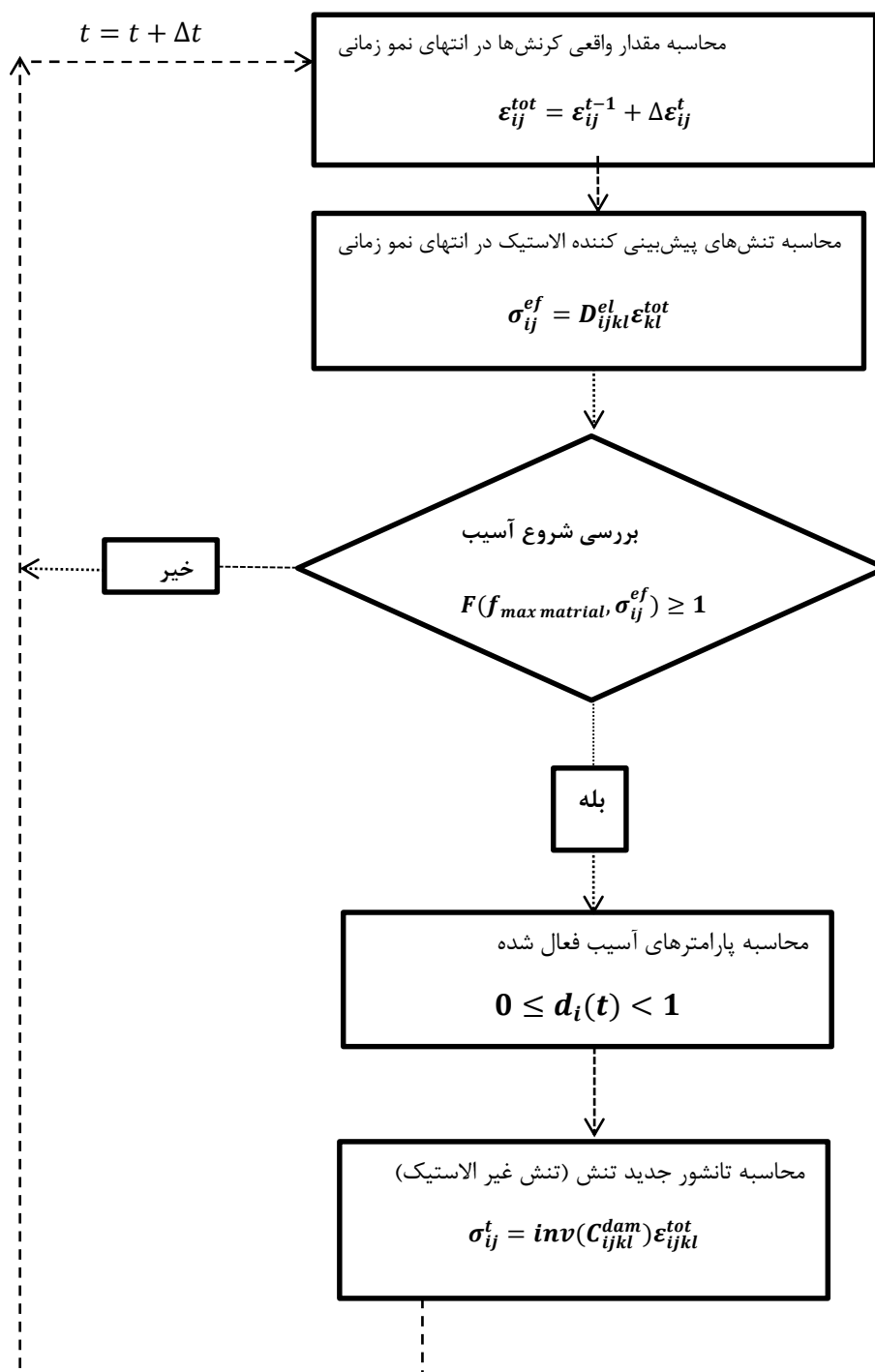
$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2G_{31} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \epsilon_{12} \\ \epsilon_{23} \\ \epsilon_{31} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

درایه‌های ماتریس الاستیک آسیب در رابطه (4) مطابق با رابطه (5)، رابطه (6) و رابطه (7) تعریف می‌شوند [21].

<sup>3</sup> Napier

<sup>1</sup> Mohr-Coloumb

<sup>2</sup> Matzenmiller



شکل 12 فلوجارت الگوریتم رشد آسیب

6- نتایج تجربی و عددی

Fig. 12 Damage Propagation Flowchar



مشاهده شد که شکست نمونه‌ها در آزمون خمش در اثر جدایش رویه کامپوزیتی بالایی از هسته مشبک رخ داده است. سطح انفصال رویه از ریب هموار نیست؛ بدین معنا که پس از جدایش، قسمتی از ماتریس رویه بر روی ریب، و قسمتی از ماتریس ریب بر روی رویه برجای مانده بود. علت این امر می‌تواند در یکپارچه ساخته شدن علت جدایش رویه بالایی از ریب‌ها، چین خوردگی<sup>1</sup> رویه بالایی مشاهده شد.

بعد از جابجایی سنبه اعمال نیرو، رویه بالایی از طرفین سنبه اعمال نیرو، شروع به چین خوردگی می‌کند. تنش‌ی که در اثر این چین خوردگی در محل اتصال رویه به ریب ایجاد شده، نهایتاً باعث ایجاد جدایش بین رویه و ریب در محل چین خوردگی می‌شود. در شکل 14 چین خوردگی در مدل واقعی و مدل عددی نشان داده شده است. لازم به ذکر است که این جدایش به صورت ناگهانی و با گسترش ناپایدار<sup>2</sup> تا انتهای نمونه رخ داد که منجر به افت شدید میزان بار قابل تحمل توسط سازه ساندویچی شد. بر اساس خروجی‌های بدست آمده از تحلیل عددی نیز، چین خوردگی، باعث ایجاد تنش فشاری و برشی بیش از حد در ماتریس رویه بالایی شده و نهایتاً باعث واماندگی ساندویچ پنل می‌شود.

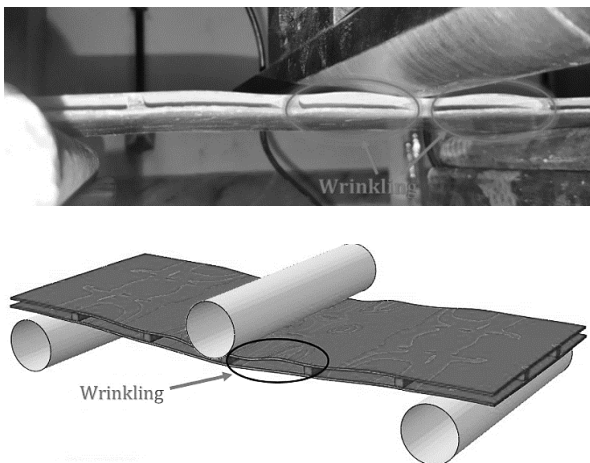


Fig. 14 Wrinkling of upper shell in experimental and simulated test

شکل 14 چین خوردگی رویه بالایی در نمونه پنل ساندویچی با هسته ریب مربعی در (a) تست تجربی و (b) شبیه‌سازی شده

### 6-1-2- نتایج تجربی و عددی پنل ساندویچی انحنادار با هسته ریب

#### مثلی

نتایج بدست آمده از آزمون خمش سه نقطه‌ای و تحلیل عددی برای پنل ساندویچی انحنادار با هسته مشبک ایزوگرید در جدول 5 ارائه شده است. در شکل 15، نمودار نیرو-جابجایی نمونه‌های ساخته شده و همچنین نمونه شبیه سازی شده، ارائه گردیده است. طبق نمودار بدست آمده از آزمون تجربی و مدل سازی عددی نشان داده شده در شکل 15، نمودارها در ناحیه الاستیک از انطباق خوبی برخوردارند. اختلاف سفتی خمشی میانگین دو نمونه تجربی و نمونه مدل سازی شده، حدوداً 14 درصد می‌باشد. همانطور که در نمودار شکل 15 مشاهده می‌شود، جابجایی سنبه اعمال نیرو تا لحظه واماندگی سازه در نمونه C2 تقریباً با مدل شبیه‌سازی شده برابری می‌کند؛ اما در نمونه C1، این اتفاق کمی دیرتر رخ می‌دهد. اختلاف بار بیشینه قابل تحمل بین نمونه عددی

در این بخش نتایج بدست آمده از تست‌های تجربی و شبیه‌سازی عددی هر دو نمونه که شامل پنل ساندویچی با هسته ریب مربعی و پنل ساندویچی با هسته ریب ایزوگرید می‌باشد ارائه خواهد شد که منظور مقایسه بهتر و دقیق‌تر نتایج دو پارامتر بار بیشینه مخصوص و سفتی خمشی مخصوص به صورت زیر تعریف می‌گردد:

سفتی خمشی مخصوص: میزان تمایل سازه برای مقاومت در برابر خم شدن می‌باشد که در واقع شیب ناحیه خطی نمودار نیرو-جابجایی تقسیم بر جرم سازه می‌باشد.

بار بیشینه مخصوص: بیشترین نیرویی که سازه تا قبل از اولین مود واماندگی (اولین افت نیرو) می‌تواند تحمل کند تقسیم بر وزن سازه.

با مقایسه مقادیر مخصوص این پارامترها می‌توان درباره رفتار خمشی هر یک از نمونه‌ها نظر داد و آنها را با یکدیگر مقایسه نمود. بدیهی است که هر چه مقدار پارامترهای ذکر شده بیشتر باشد، سازه دارای رفتار خمشی بهتری است.

### 6-1-1- نتایج تجربی و عددی پنل ساندویچی انحنادار با هسته ریب

#### مربعی

نتایج حاصل از آزمون خمش سه نقطه‌ای و تحلیل المان محدود برای ساندویچ پنل انحنادار با هسته مشبک مربعی شکل، در جدول 4 آورده شده است. همچنین، در شکل 13، نمودار نیرو-جابجایی نمونه‌های ساخته شده و نمونه عددی ارائه شده است. همانطور که در نمودار شکل 13 مشاهده می‌شود، نتایج بدست آمده از دو نمونه اول، از انطباق بسیار خوبی با یکدیگر برخوردارند، لذا جهت صرفه‌جویی در هزینه، از انجام تست خمش سه نقطه‌ای بر روی نمونه‌های دیگر، خودداری شده است. بر اساس نمودارهای نیرو-جابجایی حاصل از تست خمش تجربی و مدل سازی عددی ارائه شده در شکل 13، در لحظه شروع حرکت سنبه اعمال نیرو، نمودارها شیب متفاوتی دارند علت می‌تواند در خطای دستگاه اندازه‌گیری در لحظه شروع آزمایش باشد؛ با این حال، در ادامه آزمایش، شیب نمودارها تقریباً یکسان می‌شود؛ اختلاف سفتی خمشی میانگین دو نمونه تجربی و نمونه مدل سازی شده، حدوداً 23 درصد می‌باشد. طبق نمودار شکل 13، جابجایی سنبه اعمال نیرو تا لحظه شکست در نمونه شبیه‌سازی شده به طور قابل توجهی بیشتر از نمونه ساخته شده است؛ با این حال، بار بیشینه قابل تحمل در هر دو نمونه ساخته شده و شبیه‌سازی شده، اختلاف زیادی ندارند. این اختلاف بار بیشینه در حدود 10 درصد می‌باشد.

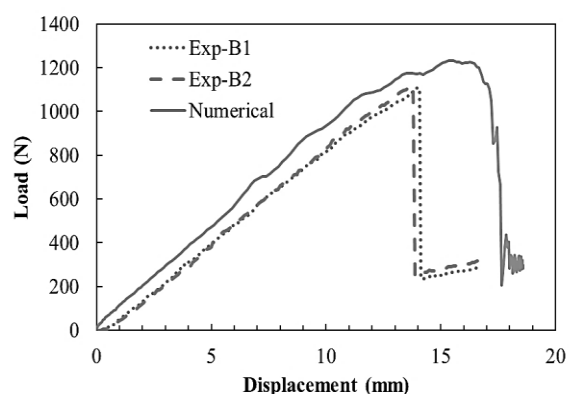


Fig. 13 Numerical and experimental result of sandwich panel with square rib core

شکل 13 نتایج تجربی و عددی نمونه پنل ساندویچی با هسته ریب مربعی

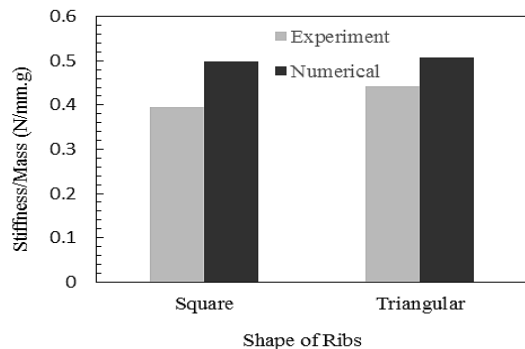
<sup>1</sup> Wrinkling

<sup>2</sup> Unstable Crack Growth

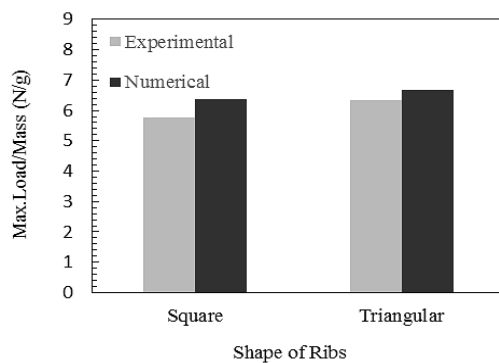
**6-2- بررسی اثر شکل هسته بر رفتار خمشی پنل‌های ساندویچی**

به منظور بررسی اثر شکل هندسی هسته ساندویچ پنل‌ها بر رفتار خمشی سازه، نتایج تجربی و عددی حاصل شده از تست خمش و مدل‌سازی عددی برای دو نوع ساندویچ پنل با اشکال هسته گوناگون با یکدیگر مقایسه می‌شوند. ساندویچ پنل‌ها از هر لحاظ، به غیر از شکل هندسی هسته، مشابه یکدیگر می‌باشند. به منظور مقایسه اثر شکل تقویت کننده‌ها بر رفتار خمشی پنل‌ها، سفتی خمشی مخصوص و بار بیشینه مخصوص هر دو نمونه در شکل 17 و 18 ترسیم شده‌اند.

از نتایج تست تجربی ارائه شده در نمودار شکل 17 و 18، می‌توان اینطور برداشت کرد که ساندویچ پنل با هسته ایزوگرید در مقایسه با ساندویچ پنل با هسته مربعی، سفتی خمشی مخصوص بیشتری دارد؛ این اختلاف در حدود 12 درصد می‌باشد. در مورد بار بیشینه مخصوص قابل تحمل توسط نمونه‌ها تا لحظه شکست نیز، ساندویچ پنل با هسته ایزوگرید مشخصاً نسبت به نمونه با هسته مربعی، بهتر عمل کرده است و افزایش استحکام 10 درصدی را نشان می‌دهد. نتایج عددی ارائه شده در شکل 17 و 18 نیز نشان دهنده اینست که ساندویچ پنل با هسته ایزوگرید، از لحاظ سفتی خمشی مخصوص، نسبت به نمونه‌ی با هسته مربعی برتری جزئی (در حدود 2 درصد) دارد. از لحاظ بار بیشینه مخصوص سازه‌ها نیز، ساندویچ پنل با هسته ایزوگرید نسبت به نمونه مشابه با هسته مربعی 5 درصد استحکام بالاتری دارد.



**Fig. 17** Comparison of experimental and numerical of specific stiffness of sandwich panel with square and Triangular rib core  
شکل 17 مقایسه تجربی و عددی سفتی خمشی مخصوص پنل ساندویچی با هسته ریب مثلثی و مربعی

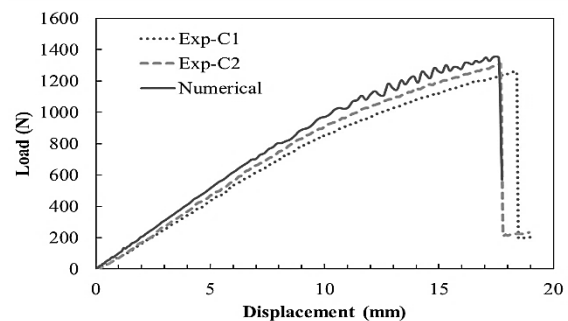


**Fig. 18** Comparison of experimental and numerical of specific maximum load of sandwich panel with square and Triangular rib core  
شکل 18 مقایسه تجربی و عددی بار بیشینه مخصوص پنل ساندویچی با هسته ریب مثلثی و مربعی

و میانگین نمونه‌های تجربی نیز حدود 5 درصد می‌باشد. نحوه واماندگی این نمونه نیز همانند نمونه با هسته ریب مربعی، جدایش رویه کامپوزیتی بالایی از هسته مشبک در اثر چین‌خوردگی رویت شد (شکل 16).

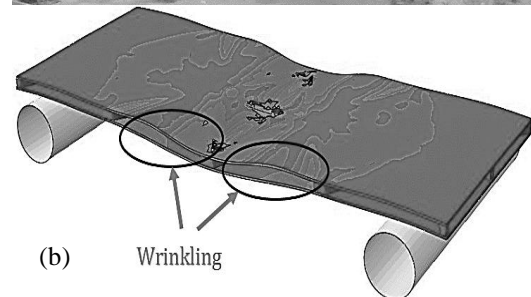
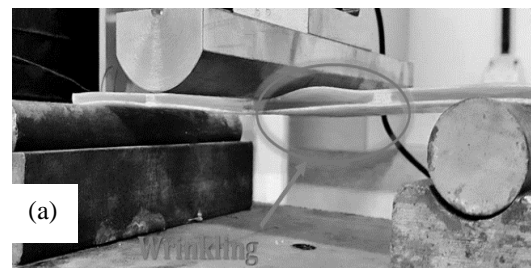
**جدول 5** نتایج تجربی و عددی نمونه پنل ساندویچی با هسته ریب مثلثی  
**Table 5** Numerical and experimental result of sandwich panel with Triangular rib core

اختلاف نتایج عددی و تجربی	عددی (FEM)	تجربی (میانگین)	تجزیه
7%	103	89.8	سفتی خمشی (N/mm)
5%	1356	1285	بار بیشینه (N)
-	-	203	وزن نمونه (g)
7%	0.507	0.442	سفتی مخصوص (N/mm.g)
5%	6.68	6.33	بار بیشینه مخصوص (N/g)



**Fig. 15** Numerical and experimental result of sandwich panel with Triangular rib core

شکل 15 نتایج تجربی و عددی نمونه پنل ساندویچی با هسته ریب مثلثی



**Fig. 16** Wrinkling of upper shell of sandwich panel with Triangular rib core in experimental and simulated test

شکل 16 چین خوردگی رویه بالایی در نمونه پنل ساندویچی با هسته ریب مثلثی در (a) تست تجربی و (b) شبیه‌سازی شده

### 7- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، به بررسی تجربی و عددی رفتار خمشی پل‌های ساندویچی کامپوزیتی انحنادار با هسته مشبک تحت بارگذاری خمشی سه نقطه‌ای پرداخته شد. بدین منظور، دو نوع پل ساندویچی با هسته ریب‌های تقویت‌کننده مربعی و مثلثی در نظر گرفته شد. سازه‌ها به روش لایه‌چینی دستی و رشته‌پیچی الیاف ساخته شدند. نمونه‌های ساخته شده، تحت آزمایش خمشی سه نقطه‌ای قرار گرفتند. تمامی نمونه‌ها در نرم‌افزار آباکوس مدل‌سازی عددی شدند. برای بدست آوردن خواص مکانیکی ریب‌ها و پوسته‌ها، تست کشش مطابق استاندارد صورت گرفت. همچنین به منظور پیش‌بینی تخریب سازه‌ها، از معیار هشین-پاک سه‌بعدی، به وسیله کد نوشته شده در نرم‌افزار فورترن، استفاده شد. برای بررسی رفتار خمشی سازه‌ها سفتی خمشی مخصوص و بیشینه بار مخصوص نمونه‌ها با یکدیگر مقایسه گردید. در نهایت با بررسی اطلاعات بدست آمده نتایج زیر حاصل گردید:

مشاهده شد که ساندویچ پل با هسته ایزوگرید، از لحاظ سفتی خمشی مخصوص، نسبت به نمونه‌ی با هسته مربعی برتری دارد. نمونه با هسته ایزوگرید، بر اساس نتایج تجربی 12 درصد و بر اساس نتایج عددی، 2 درصد سفتی خمشی مخصوص بیشتری نسبت به نمونه مشابه با هسته مربعی دارد. بار بیشینه مخصوص قابل تحمل تا لحظه اولین مود واماندگی توسط ساندویچ پل با هسته ایزوگرید نسبت به نمونه با هسته مربعی، طبق نتایج تجربی 10 درصد و بر اساس نتایج تحلیل المان محدود، 5 درصد بیشتر است. بنابراین می‌توان اینطور جمع‌بندی کرد که ساندویچ پل با هسته ایزوگرید چه از لحاظ سفتی خمشی مخصوص و چه از لحاظ بار بیشینه مخصوص، نسبت به ساندویچ پل با هسته مربعی رفتار خمشی بهتری دارد.

### 8- مراجع

- [10] Rahimi, G. H. Zandi, M. Rasouli, S. F., "Analysis of The Effect of Stiffener Profile on Buckling Strength In Composite Isogrid Stiffened Shell under Axial Loading," *Aerospace Science And Technology*, Vol. 24, Pp. 198-203, 2013.
- [11] Xiong, J. Ghosh, R. Ma, L. Ebrahimi, H. Hamouda, A.M.S. Vaziri A. and Wu, L., "Bending Behavior of Lightweight Sandwich-Walled Shells With Pyramidal Truss Cores," *Composite Structures* Vol. 116, Pp. 793-804, 2014.
- [12] Malekzadeh Fard, K. Livani, M. Veisi, A. Gholami, M., "Improved High - Order Bending Analysis of Double Curved Sandwich Panels Subjected to Multiple Loading Conditions," *Latin American Journal of Solids and Structures*, Vol. 11, Pp. 1591- 1614, 2014.
- [13] Haldar, S. Caputo, D. Buesking, K. Bruck, H. A., "Flexural Behavior of Singly Curved X-Cor Sandwich Composite Structures: Experiment and Finite Element Modeling," *Composite Structures*, Vol. 129, Pp. 70-79, 2015.
- [14] Malekzadeh Fard, K. and Rezaei Hassanabadi, M., "Free Vibration and Static Bending Analysis of Curved Sandwich Panel With Magneto-Rheological Fluid Layer In Sheets Using Improved High Order Sandwich Panel Theory" In Persian, *Journal of Science and Technology of Composite*, Vol. 1, No. 2, Pp. 49-62, 2015.
- [15] Tahani, V. Shahgholian Ghahfarokhi, D. Rahimi, Gh. H. "Experimental And Numerical Investigation of Effect of Shape of Ribs on Flexural Behavior of Grid Composite Plates," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 6, Pp. 303-311, 2016.
- [16] Ge, D. Mo, Y. He, B. Wu, Y. Du, X., "Experimental and Numerical Investigation of Stiffened Composite Curved Panel under Shear and In-Plane Bending," *Composite Structures* Vol. 137, Pp. 185-195, 2016.
- [17] Shahgholian Ghahfarokhi, D. Tahani, V. And Rahimi, G. H., "Experimental and Numerical Investigation of The Effect of Longitudinal and Horizontal Ribs on Flexural Behavior of Grid Stiffened Composite Plates", In Persian, *Journal of Science And Technology Of Composites*, Vol. 3, No. 4, Pp. 333-342, 2017.
- [18] Zarei, M. And Rahimi, G. H., "Free Vibration Analysis of Grid Stiffened Composite Conical Shells", In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 4, No.1, Pp. 1-8, 2017.
- [19] Shahgholian Ghahfarokhi, D. Ghanadi, A. Rahimi, Gh. H., "Experimental and Numerical Investigation of The Free Vibration of Composite Sandwich Plates With Lattice Cores," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 01, Pp. 0-8, 2017.
- [20] Azarafza, R. Davar, A. And Mahmoodi, A., "Three-Point Bending Test of Metal and Composite Sandwich Panels With Grid Stiffened Core", In Persian, *Journal of Science And Technology of Composites*, Vol. 3, No. 4, Pp. 377-388, 2017.
- [21] Singh, H. Mahajan, P., "Modeling Damage Induced Plasticity for Low Velocity Impact Simulation of Three Dimensional Fiber Reinforced Composite," *Composite Structures*, Vol. 131, Pp. 290-303, 2015.
- [22] Jones, R. M., "Mechanics of Composite Materials," Second Edition, Taylor & Francis, Virginia, Pp. 97, 1999.
- [23] Kim, E. H. Rim, M. S. Lee, I. Hwang, T. K., "Composite Damage Model Based On Continuum Damage Mechanics and Low Velocity Impact Analysis of Composite Plates," *Composite Structures*, Vol. 95, Pp. 123-134, 2013.
- [24] Lee, C. S., Kim, J. H. Kim, S. K. Ryu, D. M. Lee, J. M., "Initial and Progressive Failure Analyses for Composite Laminates Using Puck Failure Criterion and Damage-Coupled Finite Element Method," *Composite Structures*, Vol. 121, Pp. 406-419, 2015.
- [1] Chen, H. J. And Tsai, S. W., "Analysis and Optimum Design of Composite Grid Structures," *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 4 Pp. 503-534, 1996.
- [2] Gan, C. Gibson, R. F. Newaz, G. M., "Analytical/Experimental Investigation Of Energy Absorption In Grid-Stiffened Composite Structures Under Transverse Loading," *Society For Experimental Mechanics*, Vol. 44, No. 2, 2004.
- [3] Jadhav, P. Mantena, P. R. Gibson, R. F., "Energy Absorption and Damage Evaluation of Grid Stiffened Composite Panels under Transverse Loading," *Composites: Part B*, Vol. 37, Pp. 191-199, 2006.
- [4] Frulloni, E. Kenny, J. M. Conti, Torre, P. L., "Experimental Study and Finite Element Analysis of the Elastic Instability of Composite Lattice Structures for Aeronautic Applications," *Composite Structures*, Vol. 78, Pp.519-528, 2007.
- [5] Zhang, Z. Chen, H. Ye, L., "Progressive Failure Analysis for Advanced Grid Stiffened Composite Plates/Shells," *Composite Structures*, Vol. 86, Pp. 45-54, 2008.
- [6] Totaro, G. Gurda, Z., "Optimal Design of Composite Lattice Shell Structures For Aerospace Applications," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, Pp. 157-164, 2009.
- [7] Yazdani, M. Rahimi, G. H. Khatibi, A. A. Hamzeh, S., "An Experimental Investigation Into The Buckling of GFRP Stiffened Shells under Axial Loading," *Scientific Research And Essays*, Vol. 4 No. 9, Pp. 914-920, 2009.
- [8] Yazdani, M. Rahimi, G. H., "The Effects of Helical Ribs' Number and Grid Types on The Buckling of Thin-Walled GFRP Stiffened Shells under Axial Loading," *Journal of Reinforced Plastics and Composite*, 2009.
- [9] Vasiliev, V. V. Barynin, V. A. Razin, A. F., "Anisogrid Composite Lattice Structures - Development and Aerospace Applications," *Composite Structures*, Vol. 94, Pp. 1117-1127, 2012.

