



نشریه علمی پژوهشی

علوم و فناوری کامپوزیت

http://jstc.iust.ac.ir



تست خمش سه نقطه‌ای ورق ساندویچی فلزی و کامپوزیتی با هسته مشبک

رضا آذرآفزا^{۱*}، علی داور^۱، ادیب محمودی^۲

۱- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

۲- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد سنندج، سنندج

* تهران، صندوق پستی ۱۷۷۴-۱۵۸۷۵، azarmut@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

دریافت: ۹۴/۱۲/۱۹

پذیرش: ۹۵/۲/۲۸

کلیدواژگان:

پانل ساندویچی کامپوزیتی
هسته مشبک تقویت شده
رشته پیچی در قالب سیلیکونی
خمش سه نقطه‌ای
استحکام به وزن

چکیده

پانل‌های ساندویچی فلزی و کامپوزیتی تقویت شده با هسته مشبک یکی از جدیدترین نوع ساختارهای کاربردی در سازه‌های هوافضا می‌باشند که از دو رویه نازک متصل شده به یک هسته مشبک از بالا و پایین تشکیل می‌شوند و به دلیل مزیت‌هایی مانند نسبت استحکام به وزن بالا، نه تنها در صنایع هوافضا بلکه در دیگر کاربردهای مهندسی از قبیل صنایع نظامی، کشتی‌سازی، حمل و نقل ریلی، سکوها، نفتی و غیره استفاده می‌شوند. در تحقیق حاضر، سه نمونه کامپوزیت، با جنس و ضخامت مختلف با روش لایه‌گذاری دستی در قالب سیلیکونی و آغشته سازی با رزین اپوکسی ساخته شده‌اند. همچنین یک نمونه آلومینیومی ساندویچی و یک صفحه یکپارچه آلومینیومی نیز با ابعاد مشابه ساخته شده‌اند. به منظور بررسی رفتار آن‌ها در برابر بارهای شبه استاتیکی عرضی، تحت تست خمش سه نقطه‌ای قرار گرفته‌اند. نتایج آزمایش تجربی نشان داد که حتی بعد از واماندگی رویه‌ها، هسته مشبک به تحمل بار ادامه می‌دهد. همچنین هیچ‌گونه جدایشی بین رویه‌ها و هسته، به دلیل چسبندگی و عمل آوری مناسب رزین، مشاهده نشد. نتایج نشان می‌دهد که تغییر جنس الیاف رویه‌ها از شیشه به کربن با ضخامت یکسان نتیجه بهتری از افزایش ضخامت رویه‌ها با جنس یکسان، بر پارامتر استحکام به وزن پانل ساندویچی کامپوزیتی دارد.

Three-point bending test of metal and composite sandwich panels with grid stiffened core

Reza Azarafza^{1*}, Ali Davar¹, Adib Mahmoodi²

1- Department of Mechanical Engineering, Malek ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Sanandaj Branch, Sanandaj, Iran

*P.O.B. 15875-1774, Tehran, Iran, azarmut@mut.ac.ir

Keywords

Composite sandwich panel
Grid stiffened core
Three-point bending
Loading quasi-static
Strength-weight

Abstract

Composite sandwich structures with grid stiffened core (SSGSC) are one of the new structural configurations applied in advanced industries such as aerospace, that are made of two thin face sheet layers attached to the top and bottom of a grid stiffened core. Due to the good advantages such as high specific strength, not only in aerospace but also they are used in other engineering applications, such as military industry, ship building, rail transport, oil platform etc. In the present study three composite SSGSC samples made of different material and thicknesses are fabricated with hand lay-up method using a silicon rubber mold and epoxy resin. Also, two metallic samples of the same dimensions as the composite ones, including a monolithic and a SSGSC samples made of aluminum are fabricated. In order to study their behavior subjected to the quasi-static transverse loads, the samples undergo three-point bending tests. Results of the practical tests on the composite samples showed that beyond the failure of the face sheets, the grid stiffened core will tolerate the load, also there are no delamination between the face sheet layers due to good curing process. It was found that changing the fibers of the face sheet from Glass to Carbon with the same thickness, improves strength-to-weight ratio of the SSGSC samples rather than increasing the thickness of the face sheet of the same material.

۱- مقدمه

با این تفاوت که سازه ساندویچی ساخته شده، بجای یک هسته سبک، یک ساختار مشبک را در مرکز خود را دارند. بدلیل مشبک بودن هسته، مزیت توزیع بار و همچنین تحمل به خسارت^۲ را دارا می‌باشند و به علت ساندویچی

سازه‌های ساندویچی کامپوزیتی با هسته مشبک^۱، از رویه‌های کامپوزیتی و یک ساختار مشبک، که هر دو از جنس کامپوزیت می‌باشند، تشکیل شده‌اند.

2 Damage tolerance

Please cite this article using:

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.

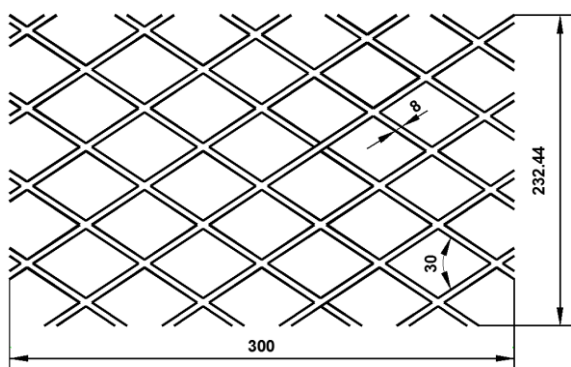
1. Composite sandwich panel structures with grid core

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

همچنین به بررسی اثر ساندویچی بودن این پانلها، بر روی مشخصه جذب انرژی ویژه پرداخته شده است و برای مقایسه هرچه بهتر، یک نمونه ساندویچی آلومینیومی از این سازه‌ها به روش برش سیم^۹ و یک صفحه ساده آلومینیومی نیز ساخته شده است. سپس همه نمونه‌ها در یک ابعاد مشابه طولی و عرضی اما بعضی با ضخامت‌های مختلف، مورد تست خمش سه نقطه-ای^{۱۰} تحت بارگذاری شبه استاتیکی عرضی قرار گرفته اند. نتایج نشان می‌دهد که ساندویچی بودن این سازه‌ها در مقابل پوسته مشبک و همچنین تغییر جنس الیاف از شیشه به کربن در مقابل افزایش ضخامت الیاف شیشه سبب بهبود تحمل بار سازه خواهد شد.

۲- طرح هسته مشبک

شکل ۱ نقشه دوبعدی هسته مشبک که ارتفاع آن ۱۰ میلی‌متر است، را نشان می‌دهد که دارای هندسه آنگل‌گرید و متقارن می‌باشد. این اندازه برای هر چهار نمونه ثابت می‌باشد.



شکل ۱ نقشه دوبعدی هسته

۳- مواد اولیه

برای ساخت رویه نمونه‌های کامپوزیتی از پارچه شیشه بافته شده و پارچه کربن بافته شده هر دو با بافت صورت حصیری ۳۰۰ گرمی و همچنین برای هسته مشبک از الیاف یک جهته پیوسته^{۱۱} و برای فاز زمینه از رزین اپوکسی استفاده شده است و جنس نمونه‌های آلومینیومی از آلومینیوم استاندارد ۱۰۵۰ می‌باشد. خواص مکانیکی رزین اپوکسی (CY219) با نسبت وزنی ۵٪ سخت کننده (hy5160)، الیاف شیشه، الیاف کربن و آلومینیوم در دمای محیط در جدول ۱ نشان داده شده است.

جدول ۱ خواص فیزیکی و مکانیکی رزین اپوکسی، الیاف شیشه (E-Glass) و الیاف کربن در دمای محیط

جنس	دانسیته (kg/m ³)	مقاومت کششی (M.Pa)	مقاومت فشاری (M.Pa)	مدول الاستیسیته طولی (G.Pa)
رزین اپوکسی	۱۱۰۰	۸۰	۱۵۰	۲
الیاف کربن	۱۷۵۰	۵۰۰۰	۵۰۰۰	۲۵۰
الیاف شیشه	۲۵۴۰	۳۰۰۰	۳۰۰۰	۷۳
(E-Glass)				
آلومینیوم	۲۷۴۰	۱۷۵	۱۶۵	۷۰

9. Wire cut
10. Three-point-bending
11. Roving

بودن، دارای مقاومت خمشی بالا می‌باشد. همچنین به علت جنس کامپوزیتی کل سازه، از خواص چندگانه کامپوزیتها نیز برخوردار هستند از جمله سبکی وزن و تحمل به خسارت، به این معنا که اگر در قسمتی از هسته مشبک واماندگی ایجاد شود، انتشار نمی‌یابد. در گذشته تحقیقاتی در مورد سازه‌های ساندویچی انجام شده است که در ادامه به بررسی آنها پرداخته شده است. سازه‌های مشبک کامپوزیتی به عنوان شبکه ریبهای^۱ متصل شده صلب، توصیف می‌شوند که این شکل‌دهی، ذاتاً ساختار مستحکمی را تشکیل می‌دهد و مهمترین فاکتور در شکست آنها، تمایل ریبها به خمش است. بهترین راه حل تقویت آنها، پوشاندن سطحشان با استفاده از لایه‌ها می‌باشد [۱]. توماس در سال ۱۹۹۹ سیلندر کامپوزیتی ایزوگرید^۲ را تولید کرد و تحت فشارمحوری قرار داد و به این نتیجه رسید که پوسته نازک سیلندر، ریبها را در برابر کماتش موضعی کمک نمی‌کند. همچنین ایشان در سال ۲۰۰۰ پانل تقویت شده ایزوگرید را تولید و تحت بار محوری فشاری تست نمود و به این نتیجه رسید که پوسته و سیلندر هر دو در مقابل آسیبهای ساختاری بدلیل چندگانگی مسیرهای بار مقاوم می‌باشند [۳،۲]. استیون و همکارانش در ۲۰۰۲ دو روش ساخت برای سازه‌های مشبک تقویت شده به وسیله قالبهای توسعه یافته، آماده و ارائه کردند [۴]. راجو و همکارانش در سال ۲۰۰۶ به بررسی خواص جذب انرژی ویژه^۳ و ارزیابی آسیب پانلهای کامپوزیتی تقویت شده مشبک ایزوگرید تحت بارگذاری شبه استاتیکی عرضی^۴ پرداختند، همچنین در سال ۲۰۰۷ بهینه سازی هندسی را به منظور بیشینه کردن جذب انرژی این پانلها، مورد بررسی قرار دادند و پارامترهای مؤثر مانند: پهنای ریبها، ضخامت آنها، فاصله مرکز به مرکزشان و ضخامت پوسته را معرفی کردند، و یک کاربرد جدید برای این پانلها را در بیهای کناری خودرو معرفی نمودند [۵،۶]. داینینگ و همکارانش در ۲۰۰۹ یک سیلندر تقویت شده مشبک و یک سیلندر دیگر با همان ابعاد هندسی و جرم سیلندر اول ولی ساندویچی تولید کردند و با وارد آوردن بار محوری فشاری، به این نتیجه رسیدند که سیلندر ساندویچی سفت-تر و از نظر پارامتر بار به جابجایی، چند برابر مقاوم‌تر است [۷]. ویل مورگان و همکارانش، در سال ۲۰۱۱ در مطالعات رشته پیچی سیلندرها کامپوزیتی، سازه‌های کامپوزیتی تقویت شده مشبک را به خاطر راندمان بسیار بالا تحت بارهای فشاری معرفی کردند و بهترین روش برای تولید این ساختارها که شبکه ریبهای تقویت کننده، مشخصه اصلی آنها می‌باشد را رشته پیچی^۵ معرفی کردند و نشان دادند که راندمان بالای این ساختارها به علت خاصیت انتقال بار ریبها می‌باشد [۸]. واسیلیاف و همکارانش در سال ۲۰۱۲ اطلاعاتی درباره پروسه ساخت، طراحی، روشهای آنالیز و خواص مکانیکی ساختارهای مشبک کامپوزیتی غیرایزوگرید^۶ را برای کاربردهای هوافضایی ارائه دادند [۹]. همانطور که مشاهده شد، پژوهش‌های پیشین بیشتر بر روی سیلندرها کامپوزیتی تقویت شده با ساختارهای مشبک کار شده است و همچنین بیشتر در زمینه اثبات بهینه بودن ترکیب پوسته و ساختارهای مشبک و تغییر ضخامت‌ها و هندسه هسته ایزوگرید انجام گرفته است. در این تحقیق با ساخت نمونه‌های پانل ساندویچی کامپوزیتی با هندسه هسته آنگل‌گرید^۷ به روش رشته پیچی دستی در قالب سیلیکون‌رابر^۸ به بررسی اثر افزایش ضخامت در مقابل تغییر جنس رویه‌ها بر روی پارامتر استحکام به وزن و

1. Rib
2. Isogrid
3. Specific energy absorption
4. Transverse quasi-static loading
5. Filament winding
6. Anisogrid
7. Anglegrid
9. Silicon rubber

۴- ساخت قالب لاستیک سیلیکونی

برای ساخت قالب لاستیک سیلیکونی ابتدا یک مدل چوبی با ابعاد هسته مشبک و ارتفاع ریب‌های ۱۰ میلی متر ساخته شده است، سپس سیلیکون مخلوط شده با ۵٪ وزنی سخت کننده^۱ به داخل آن ریخته شد و بعد از شکل‌گیری و پخت سیلیکون، آن را از مدل چوبی جدا کرده و قالب آماده است. شکل‌های ۲ و ۳، مراحل ساخت را نشان می‌دهند.



شکل ۴ خواباندن الیاف (بدون پیش تنش اولیه) و آغشته آنها کردن به رزین



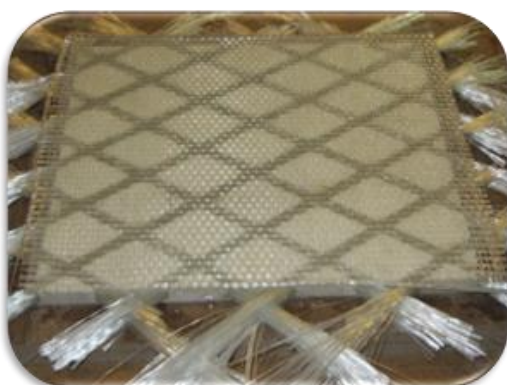
شکل ۲ ریخته‌گری سیلیکون در مدل چوبی



شکل ۵ پرشدن قالب از الیاف و رزین (بدون ایجاد پیش تنش اولیه در الیاف)



شکل ۳ قالب سیلیکونی بعد از پخت و جدا سازی



شکل ۶ چسباندن پارچه‌های آغشته به رزین به عنوان رویه زیرین، به روی قالب حاوی رشته‌های الیاف و رزین

۵- ساخت نمونه‌های کامپوزیتی

۱-۵- ساخت نمونه اول

نمونه اول دارای ابعاد کلی (۳۰۰×۲۳۲/۵×۱۸) میلی متر مکعب می‌باشد. ضخامت رویه‌ها هر کدام ۴ میلی متر و جنس آنها از پارچه حصیری شیشه گرمی و ضخامت هسته ۱۰ میلیمتر و از جنس روینگ^۲ است. برای ساخت نمونه، الیاف در داخل قالب، خوابانده شده و با آغشته‌سازی، با رزین پر شده است. سپس رویه بالا (شامل ۵ لایه پارچه و ۶ لایه رزین) را روی آن چسبانده، بعد از ژله‌ای شدن، آنرا از قالب جدا کرده، به سرعت رویه پایین را روی آن چسبانده و بعد از یک روز همپخت^۳ شدن در دمای محیط و برش قسمتهای اضافه با اره، نمونه شماره ۱ آماده شده است. در شکل‌های ۴ تا ۹ مراحل ساخت این نمونه نشان داده شده است.



شکل ۷ جدا کردن لاستیک سیلیکون از قطعه (هسته و رویه پایین)

1. Hardener
2. Roving
3. Co-cured



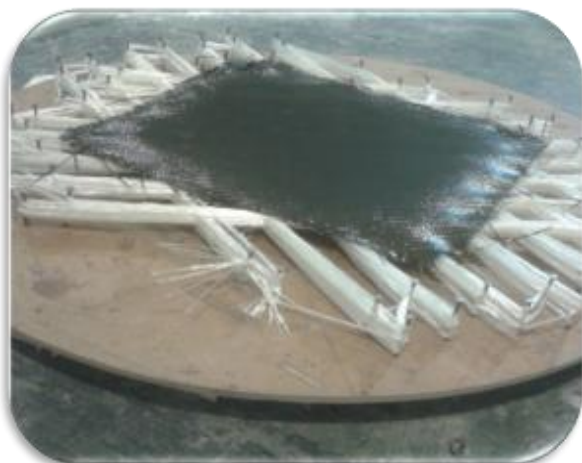
شکل ۱۱ نمونه شماره ۲ نهایی (پس از برش زوائد اضافی)



شکل ۸ اتصال پارچه آغشته به رزین رویه بالایی بر روی هسته (در حالت ژله‌ای)

۵-۳- ساخت نمونه سوم

نمونه سوم، دقیقاً دارای ابعاد و فرایند ساخت نمونه دوم بوده، با این تفاوت که جنس رویه‌ها از پارچه کربن حصیری می‌باشد. شکل های ۱۲ تا ۱۴ مراحل ساخت این نمونه را نشان می‌دهند.



شکل ۱۲ لایه گذاری پارچه‌های کربنی آغشته به رزین به عنوان رویه زیرین بر روی هسته مشابه با نمونه نشان داده شده در شکل ۱۰ نمونه



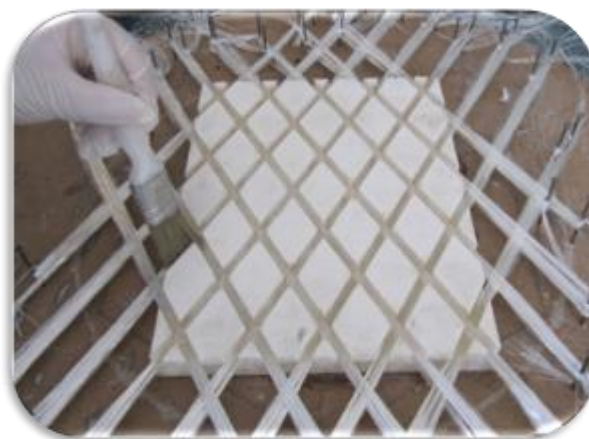
شکل ۹ نمونه شماره ۱ ساخته شده پس از برش زوائد اضافی

۵-۲- ساخت نمونه دوم

این نمونه دارای ابعاد (۳۰۰×۲۳۲/۵×۱۴) میلیمتر مکعب و شرایط ساخت نمونه اول می‌باشد. با این تفاوت که ضخامت رویه های بالا و پایین، هر کدام ۲ میلی‌متر می‌باشد و برای ساخت هسته، از ایجاد پیش کشش اولیه (۱ کیلوگرم نیرو) در الیاف استفاده شده است. شکل ۱۰ ساخت هسته با اعمال پیش تنش اولیه به صورت دستی مشابه نمونه قبل را نشان می‌دهد و شکل ۱۱، نمونه آماده شده را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳ جدا کردن قالب سیلیکونی از هسته و رویه زیرین نمونه شماره ۳



شکل ۱۰ اعمال کشش اولیه به الیاف در قالب و آغشته سازی الیاف با رزین



شکل ۱۷ نمونه شماره ۴ سازه ساندویچی با هسته مشبک آلومینیومی و رویه های آلومینیومی



شکل ۱۴ نمونه شماره ۳ با رویه های الیاف کربن (پس از برش زوائد اضافی)

۴-۵- ساخت نمونه های آلومینیومی

ابعاد خارجی نمونه های آلومینیومی مساوی همان ابعاد نمونه سوم می باشد. البته هسته مشبک نمونه ساندویچی آلومینیومی، ابتدا با فرآیند برش سیم ساخته شده است. سپس دو رویه آلومینیومی، گروه ۱۰۵۰ (از همان جنس هسته) از بالا و پایین، با چسب اپوکسی به هسته چسبانده شده است و بعد از قراردادن زیر پرس، در دمای محیط خشک و آماده شده است. شکل های ۱۵ تا ۱۷ فرآیند ساخت و نمونه آلومینیومی ساندویچی با هسته مشبک را نشان می دهند. صفحه یکپارچه آلومینیومی از گروه ۱۰۵۰، از بلوک ماده خام با فرز عمودی اندازه و آماده شده است. شکل ۱۸ نمونه شماره ۵ را نشان می دهد.



شکل ۱۸ نمونه شماره ۵ (صفحه یکپارچه آلومینیومی)

۶- آزمایش، نتایج تست و بحث

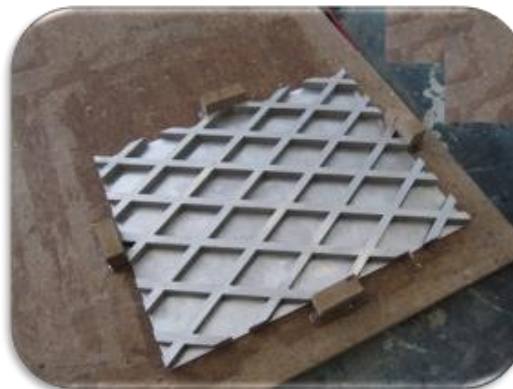
در مرور پیشینه تحقیق این نتیجه حاصل شد که ریب های سازه های مشبک تمایل به خمش دارند و این مورد سبب واماندگی آنها می شود [۱۵]. در بیشتر تحقیقات، از آزمایش خمش استفاده شده است. در این تحقیق، نمونه های ساخته شده تحت بارگذاری شبه استاتیک عرضی^۱ از نوع خمش سه نقطه ای^۲ قرار داده شده است و با شرایط برابر برای هر پنج نمونه، به بررسی و مقایسه رفتار آنها پرداخته شده است. تنظیمات پیش فرض برای تست نمونه ها به صورت پیش بار اولیه ۵ نیوتن، سرعت اعمال جابجایی عمودی رو به پایین ۲ میلی متر بر دقیقه، فاصله تکیه گاهی پایه های زیرین ۲۵۰ میلی متر و همچنین حداکثر جابجایی اهرم اعمال بار دستگاه ۷۰ میلی متر می باشد. همه نمونه ها با دستگاه Zwick / Materials Testing Z50 تست شده اند. حداکثر نیروی دستگاه ۵۰۰۰۰ نیوتن، ارتفاع کارگیر ۱ متر و طول کارگیر ۳۰ سانتی متر می باشد.

۶-۱- تست نمونه ها

بعد از قرارگیری نمونه ها تحت بارگذاری و پایان تست، نتایج زیر به دست آمده است. شکل ۱۹ شمای کلی تجهیزات تست، شکل ۲۰ قرارگیری نمونه شماره ۱ تحت بارگذاری و شکل ۲۱ نمونه اول بعد از پایان تست را نشان



شکل ۱۵ ساخت هسته آلومینیومی با فرآیند برش سیم

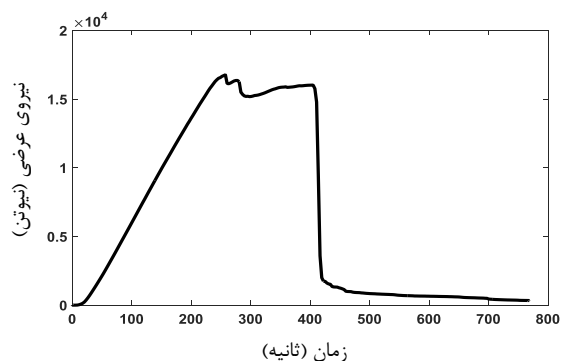


شکل ۱۶ چسباندن هسته مشبک بر رویه زیرین با چسب اپوکسی

1. Transverse quasi - static loading
2. Three - point - bending



شکل ۲۱ شکست کامل نمونه شماره ۱ در لحظه پایان تست



شکل ۲۲ منحنی بار- زمان برای نمونه شماره ۱

در این مدت، بار برشی توسط هسته تحمل می‌شود. بعد از ۷۶۷ ثانیه از شروع تست، با رسیدن به جابجایی عمودی ۲۵ میلی متر، قطعه دچار شکست کامل گردیده و بارگذاری متوقف شده است. شکل ۲۱ شکست رویه‌ها را نشان می‌دهد. نکته قابل توجه اینکه هیچگونه تورق در رویه‌ها و جدایش ۲ مابین رویه‌ها و هسته مشاهده نشد. نمونه شماره ۲ هم مشابه نمونه شماره ۱ تست گردید. شکل ۲۳ شکست کامل نمونه شماره ۲ و پایان تست، و شکل ۲۴ نمودار نتایج نیرو بر حسب زمان را برای این نمونه نشان می‌دهد.



شکل ۲۳ شکست کامل نمونه شماره ۲ در لحظه پایان تست

1. Delamination
2. Debonding

می‌دهد. همچنین شکل ۲۲ نتایج نهایی بار بر حسب زمان تست نمونه شماره ۱ را نشان می‌دهد. همانطور که از شکل ۲۲ مشاهده می‌شود. نمونه شماره ۱، بیشترین باری که تحمل کرده برابر ۱۶۷۷۳/۱ نیوتون و در ثانیه ۲۵۷ (جابجایی عمودی در این لحظه ۸/۵ میلی متر) بوده است. در این تحقیق، برای مقایسه کمی استحکام خمشی نمونه‌ها با یکدیگر، یک پارامتر بی بعد برای نسبت استحکام به وزن تعریف شده است. بدین منظور از تقسیم بیشترین بار وارده تحمل شده توسط هر نمونه به وزن همان نمونه (هر دو بر حسب نیوتون) استفاده شده است و این عدد جهت مقایسه محاسبه شده است. برای نمونه شماره ۱، این محاسبه انجام شده، مشخص شده است که این نمونه از توانایی تحمل بار ۱۵۹۶ برابر وزن خود با حداکثر جابجایی ۸/۵ میلی‌متر و جرم ۱/۰۷۱ کیلوگرم برخوردار است. در ابتدا رویه بالایی دچار واماندگی شد (در ثانیه ۲۵۷) و بعد از مدتی نیز رویه پایینی دچار واماندگی گردید (در ثانیه ۴۰۴). نتایج حاکی از آن است که بیشتر بار خمشی، توسط رویه‌ها، تحمل شده است. زیرا بعد از شکست رویه‌ها تا انتهای تست، افت شدیدی در نمودار نیرو- جابجایی مشاهده می‌شود به طوری که نیروی قابل تحمل در لحظه شکست رویه‌ها به حدود ۱۰۰۰ نیوتون تنزل می‌کند و در مدت حدود ۲۰۰ ثانیه، این نیرو به حدود صفر می‌رسد.



شکل ۱۹ شمای کلی تجهیزات تست Zwick / Materials Testing Z50

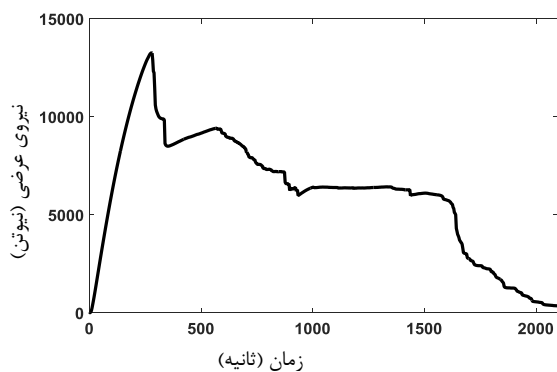


شکل ۲۰ قرار گیری نمونه اول بر روی تکیه‌گاه‌های خمش سه نقطه‌ای و بارگذاری از مرکز نمونه

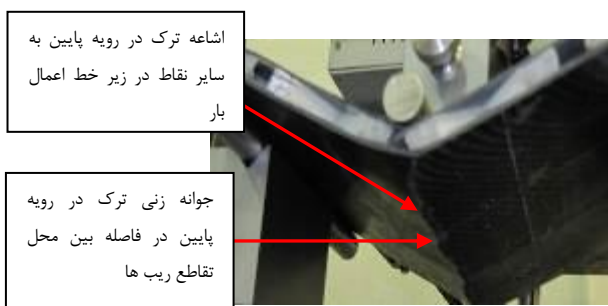
نتایج نشان داد که این نمونه می‌تواند باری تا ۱۷۵۴ برابر وزن خود را تحمل کند. در نمونه شماره ۳، ابتدا بار توسط کل سازه تا بالاترین حد (۱۳۲۶۸/۱ نیوتن) تحمل شد. سپس ترک‌هایی در رویه بالا در محل اعمال بار به تدریج ایجاد گردید. و بعد از گذشت مدت زمان ۹۴۰ ثانیه از شروع تست و جابجایی ۳۰ میلی‌متر، ترک رویه زیرین نیز ایجاد شد. مابقی بار تا لحظه ۲۱۰۰ ثانیه در جابجایی ۷۰ میلی‌متر، توسط هسته مشبک تحمل گردید. در این نمونه نیز هیچ علامتی از تورق ما بین لایه‌ها در رویه‌های دو طرف هسته و همچنین جدایی بین رویه‌ها و هسته مشاهده نشد. نکته قابل توجه اینکه در این نمونه، بر خلاف نمونه شماره ۲، ترک‌های لایه زیرین، در فاصله بین محل تقاطع ریب‌ها شروع و سپس به صورت تدریجی به فضای بین ریب‌ها منتشر شد. شکل ۲۸ نحوه شکست قطعه را نشان می‌دهد.



شکل ۲۶ شکست رویه‌های بالا و پایین نمونه و ادامه تحمل بار توسط هسته مشبک شماره ۳



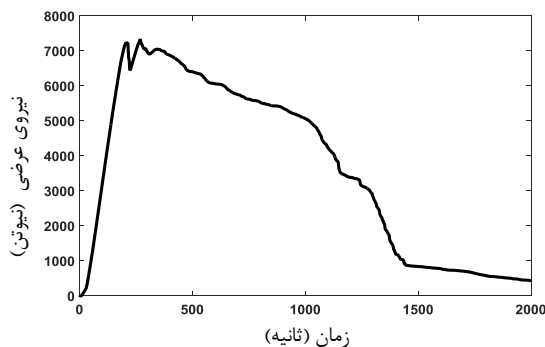
شکل ۲۷ منحنی بار- زمان برای نمونه شماره ۳



اشاعه ترک در رویه پایین به سایر نقاط در زیر خط اعمال بار

جوانه زنی ترک در رویه پایین در فاصله بین محل تقاطع ریب‌ها

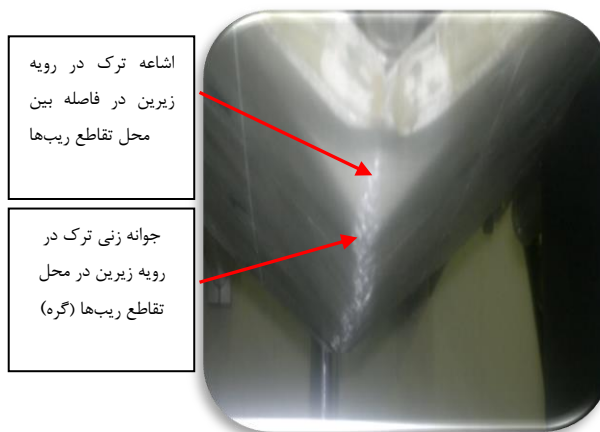
شکل ۲۸ اشاعه ترک در رویه زیرین نمونه شماره ۳



شکل ۲۴ منحنی بار- زمان برای نمونه شماره ۲

همانطور که از شکل ۲۴ مشاهده می‌شود، نمونه شماره ۲، بیشترین باری که تحمل کرده برابر ۷۳۵۶/۱ نیوتن و در ثانیه ۲۶۹ (جابجایی عمودی در این لحظه ۹ میلی‌متر) بوده است. جرم آن ۰/۷۴۵ کیلوگرم می‌باشد. نسبت استحکام به وزن برای نمونه شماره ۲ محاسبه شد. نتایج نشان داد که این نمونه می‌تواند باری تا ۹۸۷ برابر وزن خود را تحمل کند. در این نمونه برخلاف نمونه اول، پس از اولین شکست، بار تحمل شده توسط سازه بطور تدریجی کاهش یافت و شکست ترد و ناگهانی اتفاق نیفتاد. ابتدا رویه بالا و سپس هسته و بعد از آن رویه پایین دچار واماندگی شدند و نمونه تا ثانیه ۲۰۹۹ (انتهای تست) تا جابجایی ۷۰ میلی‌متر به تحمل بار ادامه داد. هیچگونه تورقی در بین لایه‌ها و جدایش بین رویه‌ها و هسته مشاهده نشد. در این نمونه، نکته قابل توجه نحوه ترک برداشتن رویه زیرین بود. به این ترتیب که ابتدا ترک در رویه پایین، از محل تقاطع ریب‌ها شروع شد (جوانه‌زنی و ترک) و به صورت تدریجی به فضای بین ریب‌ها تسری پیدا کرد. شکل ۲۵ نحوه شکست قطعه را نشان می‌دهد.

تست نمونه شماره ۳ نیز مشابه نمونه‌های شماره ۱ و ۲ می‌باشد. شکل ۲۶ شکست رویه‌های بالا و پایین نمونه شماره ۳ و ادامه تحمل بار توسط هسته مشبک، و شکل ۲۷ نمودار نتایج نیرو بر حسب زمان اعمال بار را برای نمونه شماره ۳ نشان می‌دهد. همانطور که شکل ۲۷ نشان می‌دهد، نمونه سوم، بیشترین باری که تحمل کرده برابر ۱۳۲۶۸/۱ نیوتن در ثانیه ۲۸۰ (جابجایی عمودی در این لحظه ۹/۲۶ میلی‌متر) بوده است. جرم کل نمونه ۰/۷۵۶ کیلوگرم می‌باشد. نسبت استحکام به وزن برای نمونه شماره ۳ محاسبه شد.



اشاعه ترک در رویه زیرین در فاصله بین محل تقاطع ریب‌ها

جوانه زنی ترک در رویه زیرین در محل تقاطع ریب‌ها (گره)

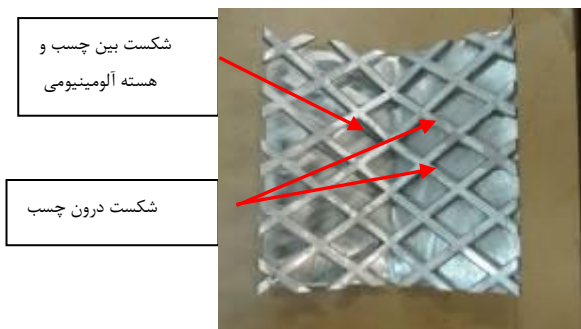
شکل ۲۵ جوانه زنی و اشاعه ترک در رویه زیرین نمونه شماره ۲

تست، صداهایی به گوش می‌رسید که تصور می‌شد که ریب‌ها در حال شکست هستند. اما بعد از اتمام عملیات و بازبینی نمونه، مشاهده شد که هیچ گونه ترکی در ریب‌ها اتفاق نیفتاده و صداهای شنیده شده، مربوط به شکست اتصال چسبی بین رویه‌ها و هسته بوده است که در شکل ۳۱ قابل مشاهده است. همچنین در شکل ۳۲ شکست چسب بین هسته و رویه‌ها نمایش داده شده است.

شکل ۳۳ نمونه شماره ۵ را در اواخر بارگذاری و شکل ۳۴ نمودار نتایج نیرو بر حسب زمان را برای این نمونه نشان می‌دهد.



شکل ۳۱ جدایش هسته از رویه‌ها پس باربرداری (پایان تست نمونه شماره ۴)



شکل ۳۲ مودهای شکست چسب بین هسته و رویه‌ها (نمونه شماره ۴)



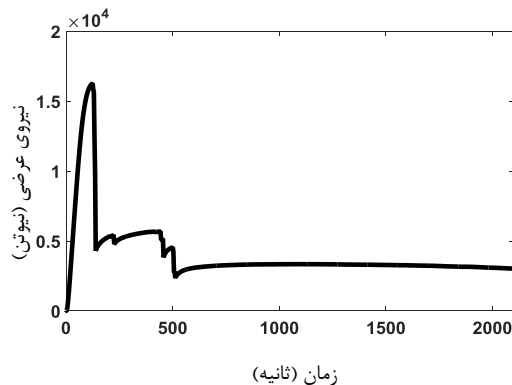
شکل ۳۳ نمونه شماره ۵ در لحظات آخر بارگذاری تست

تست نمونه های شماره ۴ و ۵ نیز مشابه نمونه‌های قبل می‌باشد. شکل ۲۹، واماندگی نمونه شماره ۴ و شکل ۳۰ نمودار نتایج نیرو بر حسب زمان تست را برای نمونه شماره ۴ نشان می‌دهد.



شکل ۲۹ واماندگی نمونه شماره ۴ در لحظه پایان تست

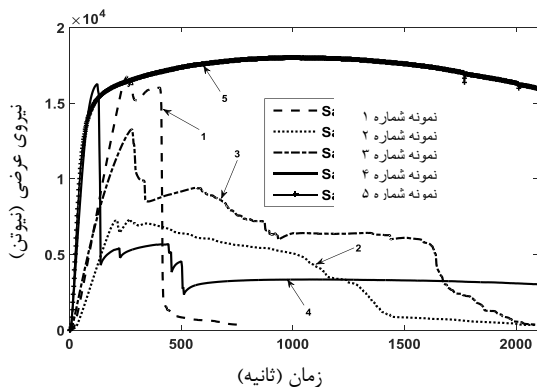
همانطور که در شکل ۳۰ مشاهده می‌شود، نمونه شماره ۴، بیشترین باری که تحمل کرده برابر $16270/4$ نیوتن و در ثانیه 124 (جابجایی عمودی در این لحظه $4/16$ میلی متر) بوده است. جرم قطعه $1/37$ کیلوگرم می‌باشد. نسبت استحکام به وزن برای نمونه شماره ۴ محاسبه شد.



شکل ۳۰ منحنی بار- زمان برای نمونه شماره ۴

نتایج نشان داد که این نمونه می‌تواند باری تا 1191 برابر وزن خود را تحمل کند. در این نمونه آلومینیومی، بر خلاف سه نمونه کامپوزیتی قبل، پس از رسیدن نیرو به مقدار حداکثر $16270/4$ نیوتن پس از 124 ثانیه از شروع تست (در جابجایی عمودی $4/16$ میلی متر) در اثر برش بین رویه‌ها و هسته، اتصال چسبی بین آنها دچار شکست شده، نیروی قابل تحمل کل پانل ساندویچی، به حدود یک چهارم کاهش یافته است. از این لحظه به بعد، تا جابجایی 17 میلی متر، در اثر ادامه شکست اتصال چسبی بین رویه‌ها و هسته، افت و خیزهایی در نمودار بار- جابجایی رخ داده است و از آن به بعد، قطعه تا انتهای تست تقریباً یک بار ثابت را تحمل نموده است. جدایش رویه پایین از هسته پس از 682 ثانیه از شروع تست، در جابجایی 22 میلی متر به صورت چشمی مشاهده شد. سپس رویه بالایی در اواخر تست، شروع به جدایش از هسته نمود، (شکل ۳۱). دلیل این اختلاف رفتار منحنی بار- جابجایی نمونه شماره ۴ با نمونه‌های کامپوزیتی شماره ۱ تا ۳، بخاطر رفتار تنش- کرنش ماده نرم این نمونه (فلز آلومینیوم)، طبیعی است. در ابتدای

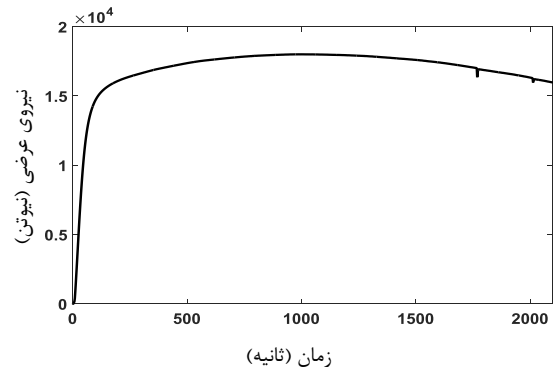
شده توسط پانل‌ها را به ترتیب بر حسب زمان نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود نمونه‌های آلومینیومی (نمونه‌های شماره ۴ و ۵) رفتار کاملاً متفاوتی با نمونه‌های کامپوزیتی (نمونه‌های شماره ۱ تا ۳) دارند. به طوری که منحنی‌های مربوط به کامپوزیت‌ها، در مراحل آخر بارگذاری، همگی به سمت صفر میل می‌کنند. اما منحنی‌های مربوط به نمونه‌های آلومینیومی، اینطور نیستند و قطعه در پایان تست، هنوز ظرفیت تحمل بار دارد. منحنی‌های مربوط به نمونه‌های آلومینیومی (نمونه‌های شماره ۴ و ۵) در حالت خطی دارای شیب تقریباً یکسان هستند و این مشاهده، اتصال چسبی کامل بین هسته و رویه‌های نمونه سازه مشبک ساندویچی آلومینیومی تا نزدیک نقطه تسلیم آلومینیوم را نشان می‌دهد. به طوری که تا قبل از رسیدن به اولین واماندگی، رفتار مشابهی با صفحه آلومینیومی یکپارچه را نشان داده است. در بین نمونه‌های کامپوزیتی، از نقطه نظر بیشترین بار تحمل شده در اولین نقطه واماندگی، نمونه با رویه‌های ۴ میلی‌متری الیاف شیشه (نمونه شماره ۱) تحمل بالاتری را از خود نشان داده است. بعد از آن، نمونه با رویه‌های ۲ میلی‌متری کربنی (نمونه شماره ۳) قوی‌تر بوده است. نهایتاً، نمونه با رویه‌های ۲ میلی‌متری الیاف شیشه (نمونه شماره ۲) در رده آخر قرار گرفته است. در کل با توجه به شکل ۳۶، نمونه صفحه آلومینیومی یکپارچه (نمونه شماره ۵) از همه بار بیشتری را تحمل نموده است، اما این نمونه، نسبت به سایر نمونه‌ها ۲ الی ۳ برابر وزن بیشتر دارد و همچنین حداکثر جابجایی بیشتری نسبت به سایر نمونه‌ها دارد. تحمل آن قبل از آغاز تسلیم حدود ۱۴۰۰۰ نیوتن می‌باشد. از طرفی استحکام به تنهایی کافی نیست. عامل استحکام به وزن در طراحی مهم‌تر است که در این مقاله به بررسی آن پرداخته شده است. و نهایتاً نمونه‌های شماره ۱، ۴، ۳ و ۲، به ترتیب حداکثر بار تحمل شده بزرگتری دارند.



شکل ۳۶ منحنی‌های بار-زمان برای پنج نمونه مورد آزمایش خمش سه نقطه‌ای

۳-۶- مقایسه پارامتر استحکام به وزن به صورت نمودارهای ستونی

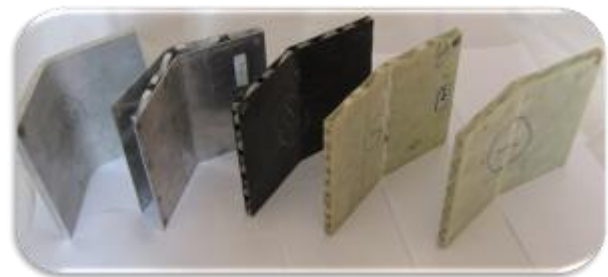
شکل ۳۷، بار عرضی تحمل شده توسط پانل‌ها را بر حسب جابجایی مرکزی در جهت عمودی را برای پنج نمونه نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، در این شکل نیز نمونه‌های آلومینیومی (نمونه‌های شماره ۴ و ۵) رفتار کاملاً متفاوتی با نمونه‌های کامپوزیتی (نمونه‌های شماره ۱ تا ۳) دارند، بطوری که منحنی‌های مربوط به کامپوزیت‌ها در مراحل آخر بارگذاری، همگی به سمت صفر میل می‌کنند، اما منحنی‌های مربوط به نمونه‌های آلومینیومی اینطور نیستند و قطعه در پایان تست، هنوز ظرفیت تحمل بار دارد.



شکل ۳۴ منحنی بار-زمان برای نمونه شماره ۵

همانطور که مشاهده می‌شود، نمونه پنجم، بیشترین باری که تحمل کرده برابر ۱۸۰۰۶ نیوتن و در ثانیه ۱۰۰۰ (جابجایی عمودی در این لحظه ۳۳ میلی‌متر) بوده است. جرم قطعه ۲/۵۷۲ کیلوگرم می‌باشد. نسبت استحکام به وزن برای نمونه شماره ۵ محاسبه شد. نتایج نشان داد که این نمونه می‌تواند باری تا ۷۰۰ برابر وزن خود را تحمل کند. اما این محاسبه در مقایسه با چهار نمونه دیگر، حقیقی نیست چرا که در چهار نمونه دیگر نقطه‌ای که بار نهایی در آن توسط دستگاه ثبت شده، تقریباً همان نقطه انتهایی ناحیه الاستیک بوده است. اما در نمونه شماره ۵ چنین نیست. زیرا همانطور که نمودار دستگاه به ما نشان می‌دهد نقطه‌ای که بار حداکثر در آن ثبت شده است، بیشتر به حد تسلیم نزدیک است تا حد الاستیک. این پدیده به علت آن بوده است که در نمونه شماره ۵، شکست ناگهانی یا ترک مشهودی رخ نداده است تا دستگاه قادر به ثبت آن باشد و نمودار نیرو-زمان آن مانند نمونه‌های دیگر به صورت ناگهانی دچار افت نشده است.

رفتار منحنی بار-زمان نمونه شماره ۵ پس از گذر از ناحیه الاستیک و ورود به ناحیه پلاستیک، ابتدا با افزایش و سپس با کاهش بار مواجه می‌شود. نمونه تا جابجایی ۷۰ میلی‌متر بدون شکست، مقاومت کرده، نهایتاً بارگذاری در ثانیه ۲۰۹۹ متوقف شد. در شکل ۳۵، هر پنج نمونه پس از انجام تست، جهت مقایسه تغییر شکل‌های صورت گرفته، به صورت یکجا در کنار هم آورده شده اند.

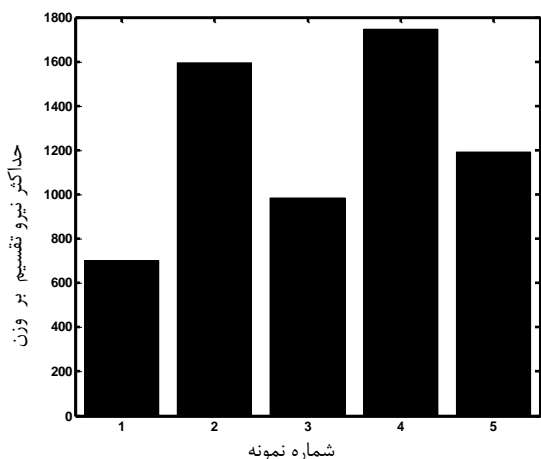


شکل ۳۵ تغییر شکل دائمی و شکست پنج نمونه پس از انجام تست خمش سه نقطه‌ای

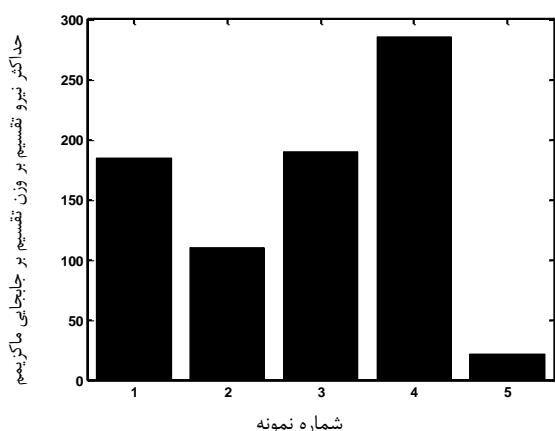
۲-۶- مقایسه نمودار بار-زمان نمونه‌های تست شده

نتایج بار، جابجایی و زمان که از تست نمونه‌ها به دست آمده است، در نرم افزار متلب^۱ رسم شده، با هم مقایسه شده‌اند. شکل ۳۶، بار عرضی تحمل

1. MATLAB



شکل ۳۸ نمودار بیشترین بار تحمل شده به وزن بر حسب شماره نمونه

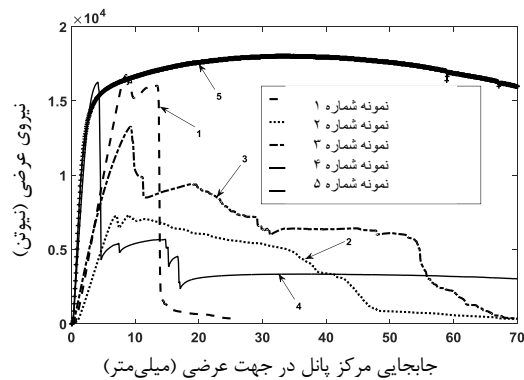


شکل ۳۹ نمودار حداکثر بار تحمل شده به وزن به جابجایی بر حسب شماره نمونه

۶-۵- مقایسه از نظر جذب انرژی ویژه^۱

در حال حاضر یکی از مهم‌ترین پارامترهایی که در مورد این سازه‌ها توسط محققان مورد بررسی قرار می‌گیرد، پارامتر جذب انرژی ویژه است که پی راجو مانتنا [۵] در تحقیق خود بر روی این سازه‌ها به آن پرداخته است. در تحقیق حاضر، از محاسبه سطح زیر نمودار نیرو بر حسب جابجایی، میزان جذب انرژی به دست آمده است. در شکل ۴۰، مشاهده می‌شود که نمونه صفحه آلومینیومی (شماره ۵) بیشترین میزان جذب انرژی را داشته است، اما جذب انرژی به تنهایی کافی نیست و در طراحی مهندسی که معمولاً وزن بحرانی است، این جذب انرژی ویژه است که مهم‌تر می‌باشد. از تقسیم مقدار جذب انرژی به وزن نمونه، جذب انرژی ویژه به دست می‌آید.

شکل ۴۱ جذب انرژی ویژه را برای نمونه‌ها بر حسب شماره نمونه نشان می‌دهد. در اینجا باز هم سازه ساندویچی مشبک کامپوزیتی با رویه‌های الیاف کربن (نمونه شماره ۳) از سایر نمونه‌ها جذب انرژی ویژه بیشتری داشته است. و پس از آن نمونه‌های شماره ۵، ۲، ۴ و ۱ به ترتیب در مراتب بعدی از نظر جذب انرژی ویژه قرار می‌گیرند. جدول ۳ نیز درصد کاهش جذب انرژی ویژه را بر مبنای نمونه شماره ۳ (که بیشترین جذب انرژی ویژه را داشته است) نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود،



شکل ۳۷ منحنی‌های بار-جابجایی برای پنج نمونه مورد آزمایش خمش سه نقطه‌ای.

در جدول ۲، حداکثر بار تحمل شده، وزن، ماکزیمم جابجایی عمودی و زمان تحمل بار برای پنج نمونه مورد آزمایش، به ترتیب کاهش حداکثر بار تحمل شده، نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، نمونه شماره ۵، بیشترین بار و نمونه شماره ۲، کمترین بار را تحمل نموده است.

جدول ۲ حداکثر بار تحمل شده، وزن، ماکزیمم جابجایی عمودی و زمان تحمل بار برای پنج نمونه مورد آزمایش خمش سه نقطه‌ای

نمونه	بار تحمل شده (N)	وزن (kg)	ماکزیمم جابجایی عمودی (mm)	زمان (s)
۵	۱۸۰۰۶	۲/۵۷۲	۳۳	۱۰۰۰
۱	۱۶۷۷۳/۱	۱/۰۷۱	۸/۵	۲۵۷
۴	۱۶۲۷۰/۴	۱/۳۷	۴/۱۶	۱۲۴
۳	۱۳۲۶۸/۱	۰/۷۵۶	۹/۲۶	۲۸۰
۲	۷۳۵۶/۱	۰/۷۴۵	۹	۲۶۹

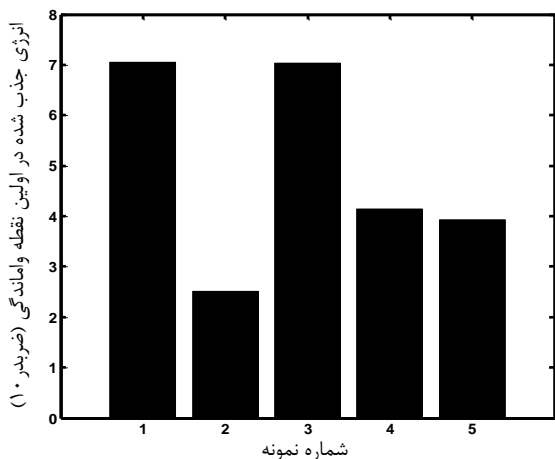
در طراحی مهندسی بخصوص سازه‌های هوایی، معیار وزن یکی از پارامترهای مهم می‌باشد. در شکل ۳۸ بیشترین بار تحمل شده به وزن نمونه‌ها نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، نمونه شماره ۵ در مقایسه با سایر نمونه‌ها نسبت تحمل بار به وزن کمتری دارد. همچنین این شکل نشان می‌دهد که از نظر پارامتر استحکام به وزن، سازه ساندویچی مشبک کامپوزیتی با رویه‌های کربن (نمونه شماره ۳) از همه نمونه‌ها نسبت استحکام به وزن بالاتری دارد، و بعد از آن نمونه‌های ۱، ۴، ۲ و ۵ به ترتیب در رده‌های بعدی قرار می‌گیرند.

۶-۴- مقایسه پارامتر استحکام به وزن به جابجایی

در شکل ۳۹، اعدادی که برای رسم نمودار شکل ۳۸ استفاده شده است، به حداکثر میزان جابجایی نمونه‌ها تقسیم شده است و یک پارامتر دیگر برای مقایسه بیشتر نمونه‌ها به دست آمده است. شکل ۳۹ نشان می‌دهد، که سازه مشبک ساندویچی آلومینیومی (شماره ۴) از دیگر نمونه‌ها بهتر بوده و همچنین نشان می‌دهد که سازه مشبک کامپوزیتی با رویه‌های ۲ میلی‌متری الیاف کربن (نمونه شماره ۳)، در مقایسه با سازه مشبک کامپوزیتی با رویه‌های ۴ میلی‌متری الیاف شیشه (نمونه شماره ۱) از نسبت بار تحمل شده به وزن به جابجایی بالاتری برخوردار است. و همچنین نشان می‌دهد که هنگامی که در طراحی علاوه بر تحمل بار، پارامترهای وزن و جابجایی مهم می‌باشند، صفحه یکپارچه (نمونه شماره ۵) بسیار ضعیف است.

1. Specific energy absorption
2. P. Raju Mantena

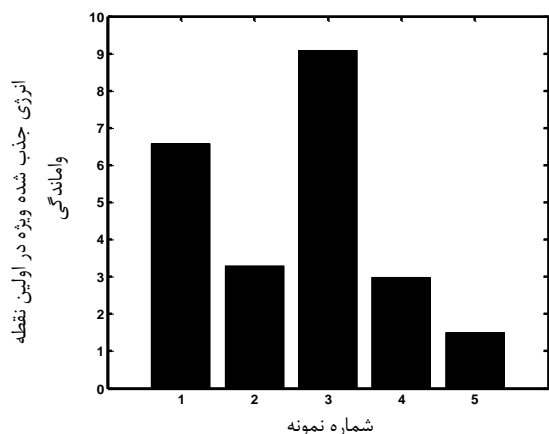
شکست، در اولین نقطه شکست را داشته است. در اینجا نیز عامل مهم، یعنی وزن مورد توجه قرار گرفته است. شکل ۴۳، جذب انرژی ویژه در اولین نقطه واماندگی را نشان می‌دهد. در اینجا سازه ساندویچی مشبک الیاف کربنی (نمونه شماره ۳) از نظر جذب انرژی ویژه در رده نخست این نمودار قرار می‌گیرد. همچنین در این مقایسه سازه مشبک آلومینیومی (نمونه شماره ۴) از صفحه ساده آلومینیومی (نمونه شماره ۵) بهتر است.



شکل ۴۲ نمودار جذب انرژی در اولین نقطه واماندگی بر حسب شماره نمونه

جدول ۴ درصد کاهش جذب انرژی در اولین نقطه شکست نمونه‌ها در مقایسه با

شماره نمونه	جذب انرژی در اولین نقطه شکست (J)	درصد کاهش جذب انرژی در اولین نقطه شکست در مقایسه با نمونه شماره ۱
۱	۷۱	۰٪
۲	۲۶	۶۱/۹۷٪
۳	۷۰	۱/۴۱٪
۴	۴۲/۵	۴۰/۱۴٪
۵	۴۱	۴۲/۲۵٪

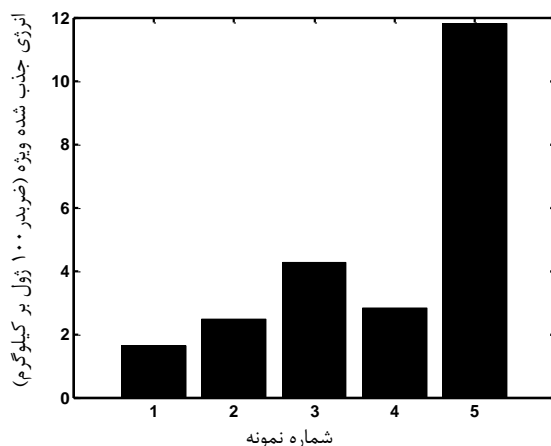


شکل ۴۳ نمودار جذب انرژی ویژه در اولین نقطه واماندگی بر حسب شماره نمونه

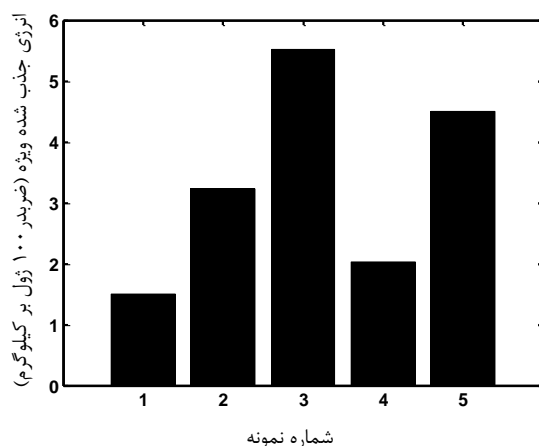
۷- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

۱- افزایش ۲ برابر ضخامت پوسته سازه‌های ساندویچی مشبک کامپوزیتی، نسبت استحکام به وزن را بیشتر از ۱/۵ برابر افزایش می‌دهد.

نمونه شماره ۱ بیشترین درصد کاهش و نمونه شماره ۵ کمترین درصد کاهش جذب انرژی ویژه را در مقایسه با نمونه شماره ۳ نشان می‌دهد.



شکل ۴۰ نمودار جذب انرژی بر حسب شماره



شکل ۴۱ نمودار جذب انرژی ویژه بر حسب شماره نمونه

جدول ۳ درصد کاهش جذب انرژی ویژه نمونه‌ها در مقایسه با نمونه شماره ۳.

شماره نمونه	جذب انرژی ویژه توسط نمونه (J/kg)	درصد کاهش جذب انرژی ویژه در مقایسه با نمونه شماره ۳
۳	۵۶۰	۰٪
۱	۱۵۲	۷۲/۸۶٪
۲	۳۲۱	۴۲/۶۸٪
۴	۲۱۰	۶۲/۵٪
۵	۴۶۰	۱۷/۸۶٪

۶-۶- مقایسه از نظر جذب انرژی ویژه در اولین نقطه واماندگی

شکل ۴۲ نمودار جذب انرژی در اولین نقطه واماندگی را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل ۴۲ مشاهده می‌شود، سازه مشبک ساندویچی کامپوزیتی با ضخامت رویه‌های ۴ میلی متری الیاف شیشه (نمونه شماره ۱)، تا اولین نقطه واماندگی بیشترین میزان جذب انرژی را داشته است. جدول ۴ نیز درصد کاهش جذب انرژی در اولین نقطه شکست نمونه‌ها را در مقایسه نمونه شماره ۱ (که بیشترین جذب انرژی در اولین نقطه شکست را داشته است) نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود نمونه شماره ۱ کمترین درصد کاهش و نمونه شماره ۲ بیشترین درصد کاهش انرژی

۲- تغییر جنس رویه‌ها از پارچه با الیاف شیشه به کربن، به جای افزایش ضخامت رویه‌های الیاف شیشه، در سازه‌های ساندویچی نتیجه بهتری دارد. بطور مثال در سازه‌های ساندویچی مشبک کامپوزیتی، نسبت استحکام به وزن را تا حدود ۲ برابر افزایش می‌دهد.

۳- سازه‌های ساندویچی مشبک آلومینیومی از صفحات یکپارچه بسیار مستحکم‌تر و سبک‌ترند.

۴- استفاده از رزین اپوکسی برای چسباندن رویه‌ها به هسته در نمونه آلومینیومی، موفقیت‌آمیز بوده است. همچنین افزودن ۵٪ سخت‌کننده به رزین اپوکسی و عمل آوری در دمای اتاق برای نمونه‌های کامپوزیتی مناسب بود. چون حتی بعد از واماندگی، تورقی در بین لایه‌های رویه و جدایش بین رویه و هسته اتفاق نیفتاده است.

۸- مراجع

- [1] Huybrechts, S. and Tasi, S. W., "Analysis and Behavior of Grid Structures", Composites Science and Technology, Vol. 56, pp. 1001-1015, 1996.
- [2] Thomas, D. K., "Fabrication and Testing of Composite Isogrid Stiffened Cylinder", Composite Structures, Vol. 45, pp1-6, 1999.
- [3] Thomas, D. K., "Fabrication and Testing of Thin Composite Isogrid Stiffened Panel", Composite Structures, Vol. 49, pp. 21-25, 2000.
- [4] Steven, M. Huybrechts, T. E. M. and Peter, M., "Manufacturing Theory for Advanced Grid Stiffened Structures", Composites part a, Vol. 33, pp. 155-161, 2002.
- [5] Prakash, J. Raju, P. Mantena, T. Gibson, F., "Energy Absorption and Damage Evaluation of Grid Stiffened Composite Panels under Transverse Loading", Composites part b, Vol. 37, pp. 191-199, 2006.
- [6] praksh, J. Raju, P. M., "Parametric Optimization of Grid-Stiffened Composite Panels for Maximizing their Performance under Transverse Loading", Composite Structures, Vol. 77, pp. 353-363, 2007.
- [7] Hulin, F. Daining, F. and Liming, C., "Manufacturing and Testing of CFRC Sandwich Cylinder with Kagome Cores". Composite Science and Technology, Vol. 69, pp. 2695-2700, 2009.
- [8] Burgohain, M. and Velmurugan, R., "Study of Filament Wound Grid-Stiffened Composite Cylindrical Structures". Composite Structures, Vol. 93, pp. 1031-1038, 2011.
- [9] Vasiliev, V.V. A. Barynin, V. and Razin, A.F., "Anisogrid Composite Lattice Structures-Development and Aerospace Applications". Composite Structures, Vol. 94, pp. 1117-1127, 2011.