

تحلیل کمانش ساندویچ پانل کامپوزیتی مورد استفاده در سازه کلاهک محافظ ماهواره

اورحان کریمی
کارشناسی ارشد،
مهندسی مکانیک

جواد علیزاده کاکلر*

دانشیار،
دانشکده فنی،
دانشگاه ارومیه، ارومیه

چکیده: هدف در این مقاله، تحلیل کمانش ساندویچ پانل کامپوزیتی مورد استفاده در سازه کلاهک محافظ ماهواره و بررسی اثر عوامل مختلف بر کمانش این سازه به روش اجزا محدود است. به این منظور، ابتدا نتایج تحلیل کمانش پانل با هسته لانه زنبوری آلومینیومی و رویه کربن/اپوکسی با نتایج تجربی موجود در مقالات مقایسه و مدل اجزا محدود صحت گذاری شده است. سپس تاثیر ضخامت هسته و رویه، جنس و ساختار هسته، هیبریدی بودن رویه ها و چیدمان رویه ها بر نیروی بحرانی کمانش پانل مورد بررسی قرار گرفته است. پانل کامپوزیتی به صورت قطاعی یک شانزدهم از یک پوسته نازک استوانه ای مدلسازی و با استفاده از المان های آجری خطی با اندازه شش میلیمتر المان بندی شده است. فرض شده است که پانل فاقد عیوب هندسی و ترک اولیه باشد. بر اساس تحلیل های انجام شده، پانل با رویه هیبریدی آلیاژ تیتانیوم و کربن/اپوکسی بهترین استحکام کمانشی را دارا بوده و ۷۸ درصد افزایش بار بحرانی کمانش نسبت به پانل اولیه را نتیجه می دهد.

واژه های راهنما: کمانش، کلاهک محافظ ماهواره، ساندویچ پانل کامپوزیتی، کامپوزیت های هیبریدی، حل اجزا محدود

مقاله مروری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۶/۰۹

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰/۱۳

Orhan Karimi
M.Sc.,
Mechanical Engineering

Javad Alizadeh
Kaklar*
Associate Professor,
Faculty of Engineering,
Urmia University,
Urmia

Buckling analysis of composite sandwich panels used in satellite payload fairing structure

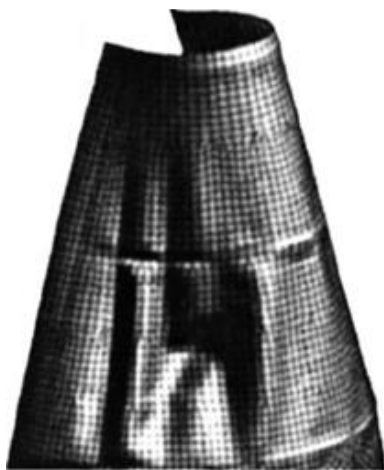
Abstract: In this paper, buckling analysis of a composite sandwich panel used in payload fairing structure is done and effects of various parameters on the structure buckling are investigated using finite element method. To this end, first, finite element model is validated for an aluminum honeycomb core and carbon/epoxy facesheets by the experimental results presented in literatures. Then, the effect of various parameters such as the core and facesheets thicknesses, material and structure of core, hybrid composite facesheets and facesheets layouts on the critical buckling load of panel is investigated. The composite panel is modeled as a 1/16th sector of thin cylindrical shell and is meshed using 6 mm linear cubic elements. The panel is considered without initial geometrical imperfections and cracks. According to the results, panel with hybrid facesheets consisting of titanium alloy and carbon/epoxy has the best buckling strength, 78% increase in critical buckling load compared to the basic panel.

Keywords: Buckling, Satellite payload fairing, Composite sandwich panel, Hybrid composites, Finite elements solution

۱- مقدمه

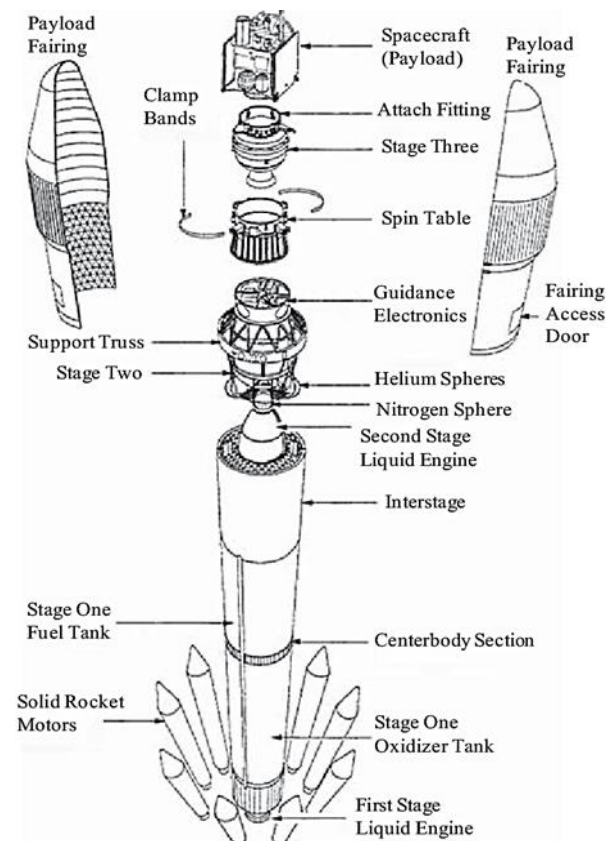
محیط اکوستیکی خشن ناشی از سر و صدای آیرودینامیکی و صدای موتور جت محافظت می‌کند. همچنین این کلاهک به سازه، شکل آیرودینامیکی می‌دهد. مهمترین بارهای وارده به کلاهک محافظ، نیروی فشاری و خمشی ناشی از فشار آیرودینامیکی و نیروی اینرسی حاصل از شتاب حرکت است [۱]. هر چند قسمت مخروطی کلاهک محافظ نیز در معرض کمانش قرار دارد (شکل ۲)، ولی ایمنی آن نسبت به قسمت استوانه‌ای کلاهک با توجه به خواص هندسی مخروط، بیشتر است. در ساخت قسمت استوانه‌ای کلاهک محافظ، با توجه به این که وزن یکی از پارامترهای مهم در طراحی آن است، معمولاً از پوسته با ساختار ساندویچ پانل کامپوزیتی استفاده می‌شود. در ساندویچ پانل، ورق‌های رویه وظیفه تحمل بارهای خمشی درون صفحه‌ای و جانبی را بر عهده داشته و هسته بارهای برشی را تحمل می‌کند. ساندویچ پانل‌ها دارای عمر خستگی بالا، قابلیت تحمل درجه حرارت بالا، عایق خوب حرارتی و صوتی، خواص خوب آیرودینامیکی، قابلیت جذب انرژی بالا و مقاوم در برابر شوک‌های وارده هستند.

در زمینه کمانش سازه‌های ساندویچ پانل، تحقیقات زیادی صورت گرفته است. در سال ۱۹۸۷ مینگت و همکاران [۲]، تاثیر جنس و ضخامت هسته را بر رفتار پانل ساندویچی تحت فشار با رویه‌های گرافیت/اپوکسی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها در کنار تاثیر زیاد ضخامت و جنس هسته بر رفتار پانل‌های ساندویچی به این نتیجه رسیدند که کمانش پانل‌های نازک در مود اول و کمانش پانل‌های ضخیم در مود ترکیبی اول و دوم رخ می‌دهد. همچنین مود شکست در پانل‌های نازک به صورت شکست هسته و جدایش پوسته و هسته ولی در پانل‌های ضخیم به صورت شکست رویه مشاهده شد.



شکل ۲ کمانش قسمت مخروطی کلاهک محافظ ماهواره [۱]

کمانش نوعی ناپایداری سازه‌ای است که در اثر اعمال نیروی فشاری اتفاق افتاده و منجر به شکست یا فروپاشی سازه می‌شود. کمانش در سازه‌های فضایی از اهمیت بالایی برخوردار است. از جمله سازه‌های فضایی، راکت پرتاب فضاپیما یا راکت ماهواره‌بر است که به منظور پرتاب و قرار دادن محموله هدف در مدار تعیین شده به کار می‌رود. این راکت‌ها از بخش‌های مختلفی مانند موتورهای موشکی، مخازن سوخت، سیستم‌های هدایت، ناوبری و کنترل، کلاهک محافظ، محموله (ماهواره، انسان و یا ...)، موتورهای موشکی اضافی برای افزایش نیروی پیشران و یک سازه اصلی که کلیه این عناصر را در خود جای می‌دهد، تشکیل شده‌اند (شکل ۱). با توجه به سرعت بالای ماهواره‌بر در طول فرآیند برخاست مافوق صوت، کلیه اجزای آن تحت تنش فشاری قرار داشته و لذا احتمال کمانش و شکست ناشی از آن وجود دارد. یکی از این اجزا که نقش بسیار مهم و حساسی را در حفاظت از محموله و موفقیت پروژه‌های فضایی ایفا می‌کند کلاهک محافظ است. کلاهک محافظ، از محموله در برابر فشار اتمسفری وارده در طول فرآیند صعود، گرمایش آیرودینامیکی و



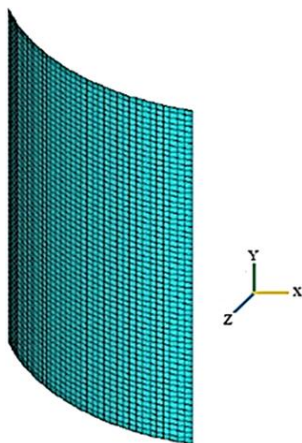
شکل ۱ اجزای تشکیل دهنده نمونه‌ای از یک ماهواره‌بر [۱]

² Barrel section¹ Payload Fairing

با توجه به مطالعات بسیار انجام شده در زمینه کمانش پانل‌های کامپوزیتی، تمرکز مطالعه حاضر بر کاربرد پانل کامپوزیتی در کلاهدک محافظ ماهواره و بررسی تاثیر عوامل موثر بر استحکام کمانشی این پانل به منظور تعیین بهترین شرایط با استفاده از مدل عددی صحنه‌گذاری شده است. در این مطالعه تلاش بر این است تا ضمن بررسی تاثیر ضخامت هسته و چیدمان رویه‌ها بر نیروی بحرانی کمانش ساندویچ پانل کامپوزیتی، تاثیر هسته‌های فوم و لانه زنبوری و رویه‌های هیبریدی بر کمانش ساندویچ پانل با هدف ارتقای قابلیت تحمل بارهای فشاری این نوع از سازه‌ها ارزیابی شود.

۲- مدلسازی اجزای محدود و صحنه‌گذاری آن

در این مطالعه برای مدلسازی و تحلیل کمانش ساندویچ پانل کامپوزیتی از نرم افزار اجزای محدود آباکوس استفاده شده است. برای مدلسازی اجزای محدود پانل، با توجه به تقارن هندسی کلاهدک محافظ در راستای محیطی و با هدف افزایش دقت نتایج و کاهش هزینه زمانی حل، قطاعی $22/5$ درجه از قسمت استوانه‌ای آن که معادل با یک شانزدهم کل استوانه به قطر 10 متر است، انتخاب شده است. دلیل دیگر این انتخاب، امکان صحنه‌گذاری نتایج حل مدل اجزای محدود با نتایج ارائه شده در مرجع [۱۳] است. برای صحنه‌گذاری مدل اجزای محدود، از پانل با هسته آلومینیومی لانه زنبوری و رویه کربن/اپوکسی T300/5208 استفاده می‌شود. هندسه پانل به صورت پوسته استوانه‌ای سه بعدی به ارتفاع 1524 mm، شعاع 5000 mm و زاویه $22/5$ درجه در نظر گرفته شده است. در مدل اجزای محدود، محورهای x ، y و z به ترتیب به صورت محورهای طولی، محیطی و شعاعی لحاظ شده است (شکل ۳).



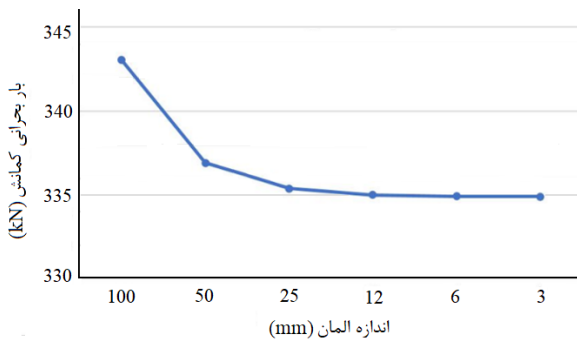
شکل ۳ مدل اجزای محدود ساندویچ پانل کامپوزیتی استوانه‌ای به همراه دستگاه مختصات دکارتی

کیم و هانگ [۳] در سال ۱۹۹۷ رفتار کمانشی و پس کمانشی ورق‌های کامپوزیتی را مورد مطالعه قرار دادند. در سال ۲۰۰۰، هاووز و همکاران [۴] اثر ناهمسانگردی رویه‌ها بر رفتار کمانشی و پس کمانشی پانل‌های ساندویچی تخت را تحت بارهای مکانیکی و حرارتی بررسی نموده و نشان دادند که خواص جهت‌دار رویه‌ها نقش بسزایی در افزایش مقاومت کمانشی و ظرفیت تحمل نیرو در محدوده پس کمانشی دارد. در ادامه، کامور و همکاران [۵] با بررسی پانل‌های کامپوزیتی رزین/شیشه دارای حفره بیضوی نتیجه گرفتند که وجود حفره منجر به کاهش نیروی کمانش شده و هر چه ابعاد حفره بزرگ‌تر باشد، تضعیف مقاومت کمانشی پانل بیشتر خواهد بود. همچنین، جهت‌گیری حفره بیضوی در ابعاد ثابت، بر مقاومت کششی پانل موثر گزارش شد.

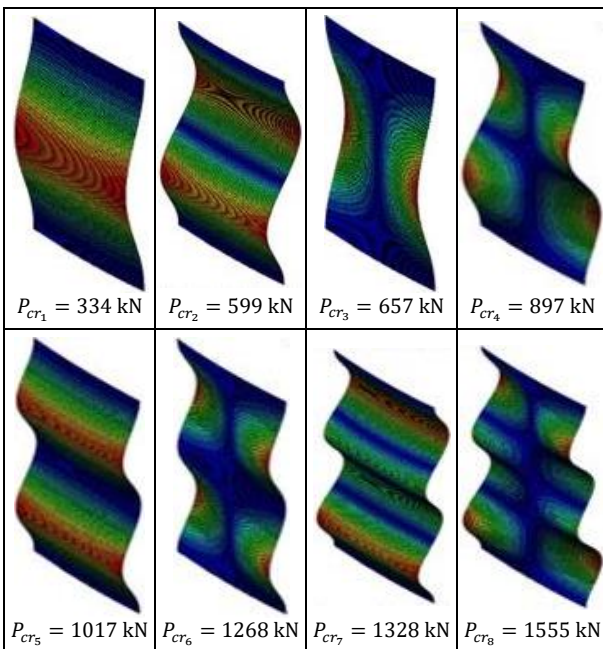
دهوبان و همکاران [۶] در سال ۲۰۱۷، تاثیر جهت‌گیری الیاف و نحوه چیدمان لایه‌ها بر رفتار کمانشی ورق‌های کامپوزیت هیبریدی کربن/بازالت را به صورت تجربی و عددی مطالعه کردند. آن‌ها دریافتند که جهت‌گیری الیاف در لایه بیرونی نقش پررنگی در قابلیت تحمل بار فشاری توسط ورق دارد. در سال ۲۰۱۹، رفتار پس کمانشی ساندویچ پانل‌های متشکل از هسته لانه زنبوری و رویه‌های نانوکامپوزیت تقویت شده توسط گرافن با فرض وجود عیوب هندسی مورد مطالعه قرار گرفت [۷]. در واقع، برای افزایش عملکرد مکانیکی ساندویچ پانل‌های لانه زنبوری آلومینیومی، استفاده از نانوکامپوزیت‌های تقویت شده توسط پلاکت‌های گرافن به عنوان رویه پیشنهاد شد. ژال و همکاران [۸] در سال ۲۰۲۱، با استفاده از تحلیل کمانش حرارتی ساندویچ پانل انحنادار، اثر ویژگی‌های سازه پانل را بر دمای بحرانی کمانش مورد بررسی قرار دادند. اوپوا و همکاران [۹] با ساده‌سازی هسته لانه زنبوری یک ساندویچ پانل به صورت یک جامد توپر، جدایش ناشی از کمانش موضعی در رویه ساندویچ پانل را تخمین زدند. در سال ۲۰۲۲، آندراده و همکاران [۱۰] کمانش الاستیک خطی ساندویچ پانل نبشی شکل با شرایط مرزی مختلف را با هدف گسترش استفاده از ساندویچ پانل در صنعت مورد مطالعه قرار دادند. کلشتری و جلویکا [۱۱] کمانش ساندویچ پانل استوانه‌ای با هسته فوم فلزی تابعی را مورد بررسی قرار داده و افزایش ۱۰ درصدی در بار بحرانی کمانش را گزارش دادند. همچنین در جدیدترین پژوهش‌ها، نتایج مطالعه تجربی کمانش موضعی سازه ساندویچی سبک مورد استفاده در هواپیما که در ابعاد بزرگتر نسبت به آزمایش‌های قبلی انجام شده است، به چاپ رسیده است [۱۲].

نیروی بحرانی کمانش به ازای اندازه المان‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته است (شکل ۵). با توجه به شکل (۵)، اندازه المان ۶ mm برای المان‌بندی و تحلیل مدل اجزای محدود در ادامه کار انتخاب شده است.

پس از اتمام مراحل مدل‌سازی اجزاء محدود و انجام تحلیل خطی کمانش، هشت مقدار ویژه پانل که همان هشت بار بحرانی کمانش مربوط به هشت شکل مود توسط نرم افزار محاسبه و تعیین گردید. بر این اساس، مقدار بار بحرانی کمانشی مود اول ۳۳۴ کیلو نیوتن به دست آمد. این مقدار در مقایسه با مقدار تجربی ۳۲۵ کیلو نیوتن [۱۳]، اختلاف نسبی ۲/۷ درصد دارد. اختلاف نسبی زیر ۳ درصد بین نتایج حل اجزای محدود و آزمایش، با دقت خوبی صحت مدل‌سازی و حل اجزای محدود کمانش پانل را نشان می‌دهد. مقدار بار بحرانی هشت مود کمانش پانل به همراه شکل مودهای آن در شکل (۶) نشان داده شده است.



شکل ۵ بررسی استقلال از شبکه نتایج مدل اجزای محدود

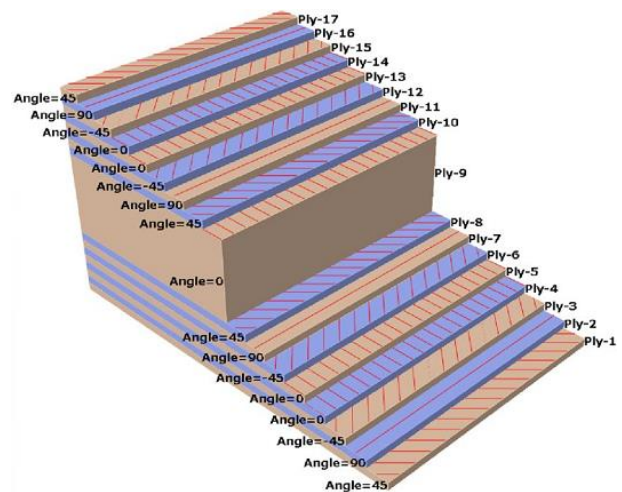


شکل ۶ هشت شکل مود و بار بحرانی کمانش پانل کامپوزیتی

هر رویه از ۸ لایه به ضخامت ۰/۱۳۷۵ mm و جهت‌گیری $[45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$ تشکیل شده است (شکل ۴). ضخامت هسته نیز ۲۵/۴ mm در نظر گرفته شده است. جنس هسته و تک‌لایه‌ها به صورت الاستیک خطی و اورتوتروپیک تعریف شده است. ثوابت الاستیک هسته آلومینیومی و تک‌لایه کربن/اپوکسی T300/5208 در جدول‌های (۱) و (۲) ارائه شده است.

برای اعمال بارگذاری و شرایط مرزی، گره‌های لبه بالایی مدل اجزای محدود به نقطه مرجع تعریف شده در وسط لبه مقید^۱ شده است. در مورد گره‌های واقع بر لبه پایینی مدل نیز اقدام مشابهی انجام شده است. نهایتاً، نقطه مرجع لبه پایینی کاملاً مقید شده و به نقطه مرجع لبه بالایی نیز فقط اجازه جابجایی در راستای y داده شده است. همچنین، نیروی متمرکز واحدی در راستای منفی محور y به نقطه مرجع لبه بالایی اعمال شده است تا مدل را تحت فشار محوری قرار دهد.

برای المان‌بندی مدل، از المان‌های چهارضلعی خطی استفاده شده است. استقلال نتایج از اندازه المان‌ها، با استفاده از تعیین



شکل ۴ نمایش جهت‌گیری لایه‌ها در رویه‌ها نسبت به هسته [۱۳]

جدول ۱ ثوابت الاستیک هسته آلومینیومی لانه زنبوری [۱۴]

$E_1 = 0.1467 \text{ MPa}$	$G_{12} = 0.0366 \text{ MPa}$	$\nu_{12} = 0.33$
$E_2 = 0.1467 \text{ MPa}$	$G_{13} = 310.26 \text{ MPa}$	$\nu_{13} = 10^{-5}$
$E_3 = 517.10 \text{ MPa}$	$G_{23} = 151.68 \text{ MPa}$	$\nu_{23} = 10^{-5}$

جدول ۲ ثوابت الاستیک کربن/اپوکسی T300/5208 [۱۵]

$E_1 = 132379 \text{ MPa}$	$G_{12} = 5653.7 \text{ MPa}$	$\nu_{12} = 0.24$
$E_2 = 10755 \text{ MPa}$	$G_{13} = 5653.7 \text{ MPa}$	$\nu_{13} = 0.24$
$E_3 = 10755 \text{ MPa}$	$G_{23} = 3378.4 \text{ MPa}$	$\nu_{23} = 0.49$

^۱ Tie

۳- تاثیر عوامل مختلف بر بار بحرانی کمانش پانل

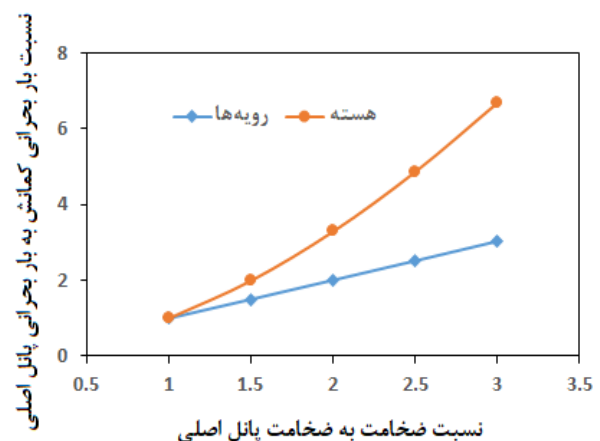
پس از مدلسازی اجزای محدود کمانش پانل ساندویچی کامپوزیتی و صحنه گذاری آن، تاثیر عوامل مختلف بر بار بحرانی کمانش پانل با استفاده از تحلیل اجزای محدود با روند مشابه، مورد ارزیابی قرار گرفته است.

۳-۱- اثر ضخامت هسته و رویه‌ها

ضخامت یکی از پارامترهای مهم در مطالعه سازه‌های ساندویچ پانل است. در شکل (۷)، بار بحرانی کمانش برای پانل با افزایش جداگانه ضخامت هسته و رویه‌ها با نسبت ۱/۵، ۲، ۲/۵ و ۳ برابری نسبت به ضخامت پانل اصلی نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، نیروی بحرانی کمانش با افزایش نسبی ضخامت رویه‌ها به صورت خطی افزایش می‌یابد. ولی افزایش ضخامت نسبی هسته تاثیر غیرخطی و بیشتری بر افزایش بار بحرانی دارد. این رفتار با توجه به ضخامت بسیار کم رویه‌ها در مقایسه با ضخامت هسته در پانل اصلی توجیه پذیر است. به عبارت دیگر، تاثیر افزایش ضخامت رویه‌ها در افزایش سفتی خمشی پانل با توجه به ضخامت کم آن‌ها و نیز فاصله زیاد با صفحه خمشی به صورت خطی خواهد بود ولی در مورد هسته، این افزایش تقریباً از مرتبه سه می‌باشد.

۳-۲- اثر جنس و ساختار هسته

هسته ساندویچ پانل به دلیل قابلیت بالا بردن سفتی خمشی سازه در کنار افزایش بسیار اندک در وزن آن، فاصله دادن رویه‌ها و تحمل نیروی‌های برشی و فشاری، نقش بسیار اساسی در طراحی سازه ایفا می‌کند. بنابراین، در این قسمت با ثابت نگه داشتن



شکل ۷ تاثیر ضخامت هسته و رویه‌ها بر بار بحرانی کمانش

مشخصات رویه‌ها، پانل با دو ساختار لانه زنبوری و فوم در جنس‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. هسته‌های مورد بررسی شامل لانه زنبوری تیتانیومی، لانه زنبوری آرامیدی (نامکس)، فوم آلومینیومی، فوم تیتانیومی، فوم پلی وینیل کلراید (PVC) و فوم پلی متاکریلیمید می‌باشند. ثوابت الاستیک هسته اورتوتروپیک لانه زنبوری تیتانیومی در جدول (۳) و ثوابت الاستیک همسانگرد سایر هسته‌ها در جدول (۴) ارائه شده است. نیروی بحرانی کمانش پانل با هسته‌های مختلف در جدول (۵) ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، هسته آلومینیومی با ساختار فوم حدود ۱۳ درصد منجر به افزایش بار بحرانی کمانش نسبت به ساختار لانه زنبوری شده است. در ساختار لانه زنبوری نیز، تاثیر جنس توانسته است بار بحرانی را تا ۲۲ درصد در هسته نامکس نسبت به هسته آلومینیومی افزایش دهد. به طور مشابه، در ساختار فوم، تاثیر جنس توانسته است بار بحرانی بیشینه هسته تیتانیومی را تا ۲/۵ برابر مقدار کمینه مربوط به هسته پلی متاکریلیمید افزایش دهد. اثر جنس هسته بر بار بحرانی کمانش را می‌توان بیشتر به مدول الاستیسیته و سفتی ارتباط داد.

جدول ۳ ثوابت الاستیک هسته لانه زنبوری تیتانیومی [۱۶]

$E_1 = 191.52 \text{ MPa}$	$G_{12} = 4.22e-5 \text{ MPa}$	$\nu_{12} = 6.5e-3$
$E_2 = 191.52 \text{ MPa}$	$G_{13} = 565.14 \text{ MPa}$	$\nu_{13} = 6.4e-7$
$E_3 = 1915.2 \text{ MPa}$	$G_{23} = 1247.95 \text{ MPa}$	$\nu_{23} = 6.4e-7$

جدول ۴ ثوابت الاستیک هسته‌های همسانگرد [۱۷-۲۱]

هسته	E (MPa)	ν	G (MPa)
لانه زنبوری نامکس	1878	0.33	----
فوم آلومینیومی	1000	0.34	350
فوم تیتانیومی	9900	0.33	----
فوم پلی وینیل کلراید	200	0.4	70
فوم پلی متاکریلیمید	85	0.42	30

جدول ۵ نیروی بحرانی کمانش پانل با هسته‌های مختلف

هسته	P_{cr} (kN)
لانه زنبوری آلومینیومی	۳۳۴
لانه زنبوری تیتانیومی	۳۶۴
لانه زنبوری نامکس	۴۱۱
فوم آلومینیومی	۳۷۷
فوم تیتانیومی	۶۵۴
فوم پلی وینیل کلراید	۳۱۲
فوم پلی متاکریلیمید	۲۶۱

جدول ۷ بار بحرانی کمانش پانل کامپوزیتی برای حالت‌های مختلف لایه‌بندی رویه‌های هیبریدی کربن/اپوکسی و بازالت/اپوکسی

حالت	لایه‌بندی	P_{cr} (kN)
۱	[C/C/C/C] _s	۳۳۴
۲	[C/C/B/B] _s	۳۶۴
۳	[B/B/C/C] _s	۲۰۰
۴	[C/B/C/B] _s	۲۶۳
۵	[B/C/B/C] _s	۳۱۷
۶	[B/C/C/B] _s	۳۶۴
۷	[C/B/B/C] _s	۲۰۰
۸	[B/B/B/C] _s	۱۹۹
۹	[C/C/C/B] _s	۳۷۶
۱۰	[C/C/B/C] _s	۳۲۰
۱۱	[B/B/C/B] _s	۲۵۰
۱۲	[B/C/B/B] _s	۳۶۲
۱۳	[C/B/C/C] _s	۲۱۶
۱۴	[B/B/B/B] _s	۲۴۸

بالا و افزایش شکل پذیری استفاده می‌شود. برای بررسی تاثیر استفاده از این نوع رویه‌های هیبریدی، با ثابت ماندن همه ویژگی‌های رویه‌ها، لایه‌بندی‌های مختلف مدلسازی و پانل تحلیل کمانش شده است. بار بحرانی کمانش به دست آمده برای حالت‌های مختلف لایه‌بندی در شکل (۷) ارائه شده است.

با توجه به نتایج به دست آمده، بار بحرانی کمانش لایه‌بندی حالت ۳ بیشتر از حالت ۲ است (شماره حالت‌ها روی محور عمودی شکل (۸) مشخص شده است). در رویه‌های لایه‌بندی ۲ و ۳، لایه‌های بیرونی از ورق‌های تیتانیومی و لایه‌های درونی به ترتیب از کامپوزیت‌های کربن/اپوکسی و آرامید/اپوکسی تشکیل شده است. در این لایه‌بندی‌ها، کامپوزیت‌های آرامید و کربن با زوایای ۴۵- و صفر درجه قرار گرفته‌اند. همسانگرد بودن آلیاژ تیتانیوم و مستقل بودن خواص مکانیکی آن از جهت منجر به عدم تاثیر جهتگیری ورق‌های تیتانیومی موجود در رویه‌ها بر بار بحرانی کمانش می‌شود. بنابراین، با توجه به بیشتر بودن مدول الاستیک راستای x کربن/اپوکسی از آرامید/اپوکسی، بیشتر بودن بار بحرانی کمانش لایه‌بندی حالت ۳ از حالت ۱ کاملاً منطقی می‌نماید. سایر افزایش و کاهش‌های بار بحرانی کمانش که در شکل (۸) نشان داده شده است نیز به طریق مشابه قابل استدلال است.

بر اساس مقادیر شکل (۸)، در رویه‌های هیبریدی متشکل از دو و سه ماده، بیشترین بار بحرانی کمانش به ترتیب ۵۹۶ و ۵۷۴

۳-۳- اثر جنس رویه

۳-۳-۱- رویه هیبریدی کربن/اپوکسی و بازالت/اپوکسی

برای بررسی اثر رویه‌های هیبریدی، پانل با رویه‌های متشکل از لایه‌های کربن/اپوکسی و بازالت/اپوکسی (با خواص ارائه شده در جدول ۶) در ۱۴ حالت لایه‌بندی و همان جهت‌گیری [45°/90°/-45°/0°]_s مدلسازی و حل شد. بر اساس نتایج به دست آمده (جدول ۷)، در لایه‌بندی‌هایی که کربن/اپوکسی در لایه دوم و با زاویه ۹۰ درجه و بازالت/اپوکسی در لایه چهارم و با زاویه صفر درجه نسبت به محور x قرار دارند (حالت ۲، ۶، ۹ و ۱۲)، افزایش نیروی بحرانی کمانش مشاهده شده است. لایه‌بندی حالت ۹ با داشتن حداقل یک لایه کامپوزیت کربن/اپوکسی بیشتر نسبت به حالت‌های ۲، ۶ و ۱۲، بیشترین نیروی بحرانی کمانش را نتیجه داده است.

۳-۳-۲- رویه هیبریدی آلیاژ تیتانیوم Ti-6Al-4V

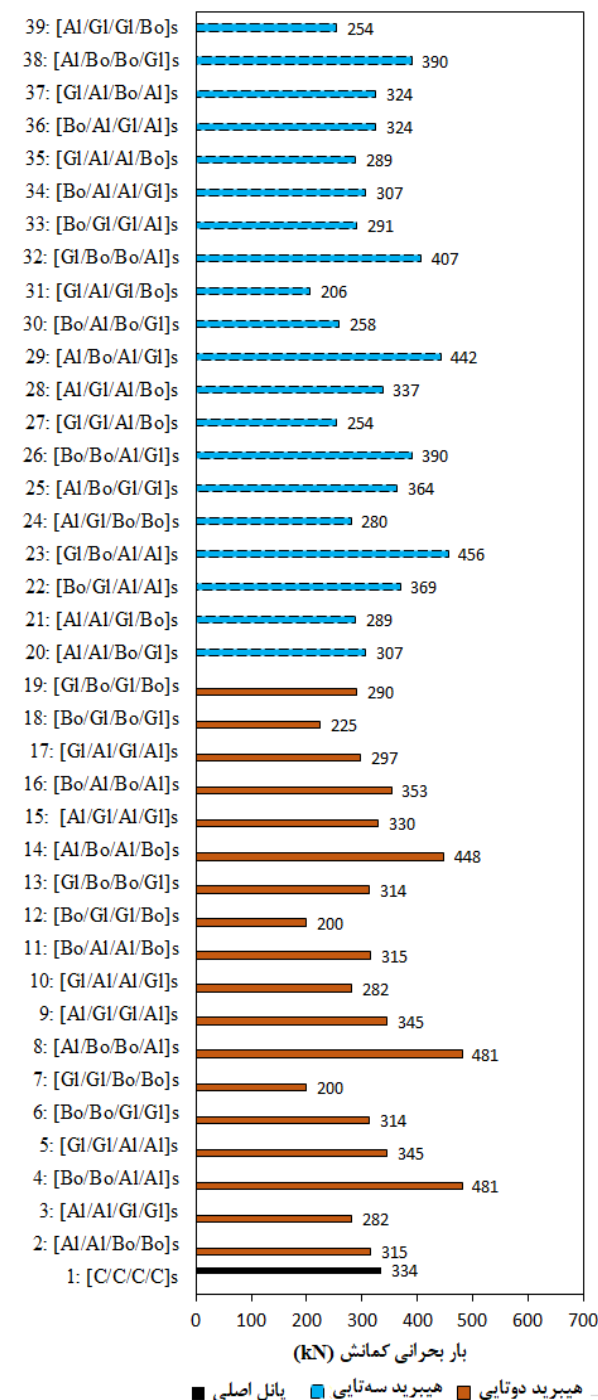
کربن/اپوکسی و آرامید/اپوکسی

در نوعی از کامپوزیت‌های هیبریدی، کامپوزیت‌های پایه پلیمری با ورق آلیاژ فلزاتی مانند آلومینیوم، تیتانیوم، فولاد و منیزیم ترکیب می‌شوند. عملاً در این نوع از کامپوزیت‌های هیبریدی، از خواص برتر هر یک از مواد برای دستیابی به مجموعه خواص مطلوب نظیر استحکام بالا، نسبت سفتی به وزن بالا، عمر خستگی بالا، نیروی بحرانی کمانش بیشتر، مقاومت خوردگی

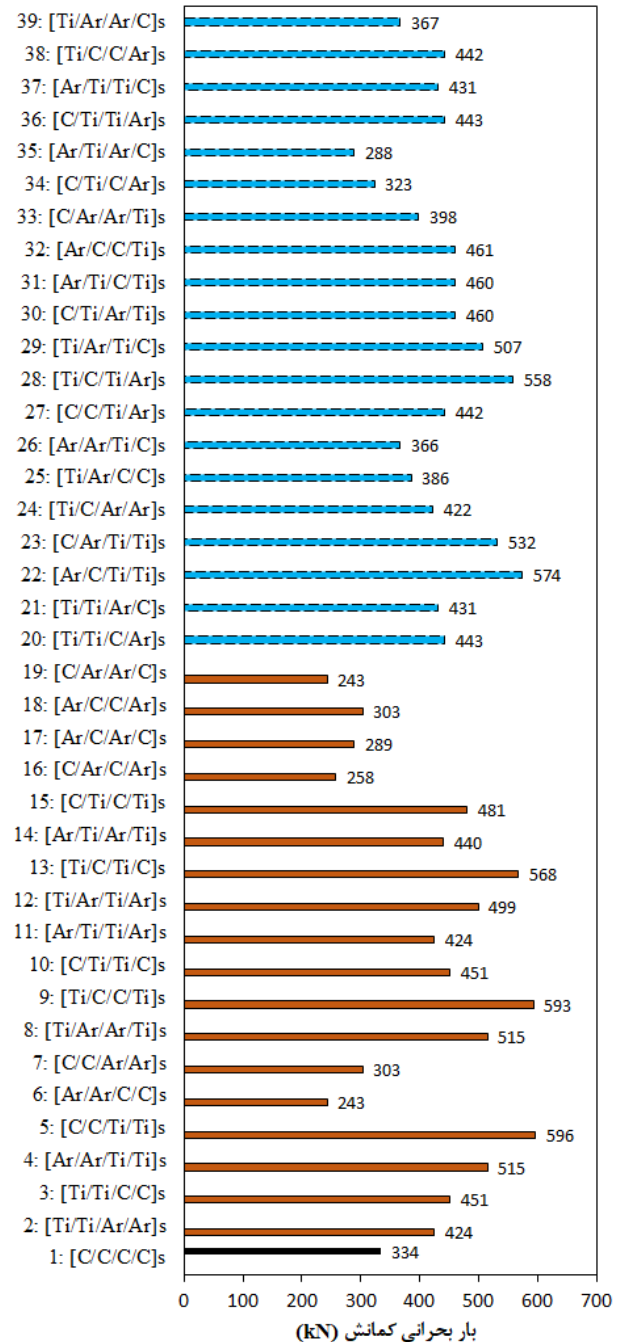
جدول ۶ ثوابت الاستیک کامپوزیت‌ها و آلیاژهای مورد استفاده در رویه‌های هیبریدی، اعداد بر حسب MPa هستند [۲۲-۲۵]

	$E_1 = 45.8$	$G_{12} = 11.3$	$\nu_{12} = 0.04$
بازالت/اپوکسی	$E_2 = 45.8$	$G_{13} = 2.70$	$\nu_{13} = 0.3$
	$E_3 = 7.10$	$G_{23} = 2.70$	$\nu_{23} = 0.305$
	$E_1 = 83.0$	$G_{12} = 2.1$	$\nu_{12} = 0.41$
آرامید/اپوکسی	$E_2 = 7.0$	$G_{13} = 2.1$	$\nu_{13} = 0.4$
	$E_3 = 7.0$	$G_{23} = 1.86$	$\nu_{23} = 0.41$
	$E_1 = 14.3$	$G_{12} = 5.55$	$\nu_{12} = 0.31$
بور/اپوکسی	$E_2 = 10.5$	$G_{13} = 5.55$	$\nu_{13} = 0.022$
	$E_3 = 10.5$	$G_{23} = 5.55$	$\nu_{23} = 0.31$
	$E_1 = 55.5$	$G_{12} = 4.55$	$\nu_{12} = 0.32$
شیشه S2/اپوکسی	$E_2 = 7.5$	$G_{13} = 4.55$	$\nu_{13} = 0.067$
	$E_3 = 7.5$	$G_{23} = 4.55$	$\nu_{23} = 0.32$
Ti-6Al-4V	$E = 118.6$	$G = 45.62$	$\nu = 0.33$
Al 2024-T3	$E = 72.4$	$G = 27.6$	$\nu = 0.33$

بر رویه‌های هیبریدی بخش ۳-۳-۲، پانل با رویه‌های متشکل از لایه‌بندی‌های مختلف آلیاژ آلومینیوم Al 2024، کامپوزیت الیافی بور/اپوکسی و کامپوزیت الیافی شیشه S₂/اپوکسی تحلیل گمانش شده است. نتایج این تحلیل در شکل (۹) ارائه شده است. بر اساس نتایج به دست آمده (شکل ۹)، به طور کلی استفاده از رویه‌های هیبریدی آلیاژ آلومینیوم و کامپوزیت بور/اپوکسی باعث افزایش بار بحرانی می‌شود که بیشترین مقدار آن مربوط به لایه‌بندی‌های ۴ و ۸ و برابر با ۴۸۱ کیلونیوتن می‌باشد. از مقایسه



شکل (۹) مقایسه بار بحرانی گمانش برای لایه‌بندی‌های مختلف

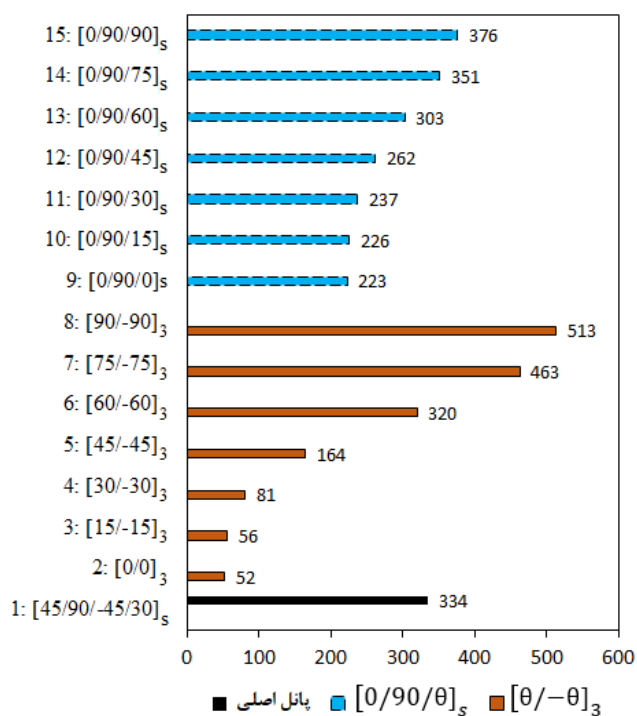


شکل ۸ مقایسه بار بحرانی گمانش برای لایه‌بندی‌های مختلف رویه‌های دوتایی و سه‌تایی تیتانیوم، کربن/اپوکسی و آرامید/اپوکسی

کیلونیوتن و مربوط به لایه‌بندی‌های حالت ۵ و ۲۲ است. بنابراین با استفاده از لایه‌بندی هیبریدی از مواد مورد بررسی می‌توان بار بحرانی گمانش پانل را تا ۷۸ درصد افزایش داد.

۳-۳-۳- رویه هیبریدی آلیاژ آلومینیوم Al 2024-T3 بور/اپوکسی و شیشه S₂/اپوکسی

برای جامعیت بخشی به مطالعه تاثیر رویه‌های هیبریدی، علاوه



شکل ۱۰ مقایسه بار بحرانی کمانش برای پانل با چیدمان مختلف رویه‌ها

افزایش می‌یابد (شکل ۱۰). این افزایش به خصوص در بازه $\theta = 30$ تا $\theta = 90$ قابل ملاحظه است. بیشینه افزایش بار بحرانی کمانش نسبت به پانل اصلی در $\theta = 90$ ، $34/7\%$ درصد گزارش شده است. این مشاهده با توجه به این که در این چیدمان، الیاف در همه لایه‌ها در راستای اعمال بار فشاری قرار دارند و بیشترین مدول الاستیسیته کامپوزیت‌ها در راستای الیاف است توجیه می‌شود.

در چیدمان $[0/90/\theta]_s$ ، بار بحرانی کمانش در بازه $\theta = 0$ تا $\theta = 60$ کمتر از پانل اصلی بوده و فقط به ازای $\theta = 75$ و $\theta = 90$ بار بحرانی به ترتیب $4/7\%$ و 11% درصد افزایش را نشان می‌دهد (شکل ۱۰). به طور کلی با توجه به نتایج به دست آمده می‌توان نتیجه گرفت که برای چیدمان‌های مورد بررسی، با افزایش θ بار بحرانی کمانش افزایش یافته و بیشینه مقدار در $\theta = 90$ اتفاق می‌افتد. همچنین، در بین چیدمان‌های مورد مطالعه، چیدمان $[90/-90]_3$ بیشترین بار بحرانی کمانش (513 kN) را دارد.

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، با استفاده از روش اجزا محدود، مقدار ویژه مود کمانشی و بار بحرانی کمانش برای یک پوسته با ساختار ساندویچ پانل کامپوزیتی مورد محاسبه قرار گرفت. این محاسبه برای

رویه‌های دوتایی و سه‌تایی آلومینیوم، بور/اپوکسی و شیشه/اپوکسی لایه‌بندی ۴ و ۵ می‌توان نتیجه گرفت که وجود کامپوزیت بور/اپوکسی در لایه‌بندی ۴ که در جهت ۹۰ درجه دارای مدول الاستیسیته و سفتی برشی بیشتری نسبت به کامپوزیت شیشه/اپوکسی است، 136 kN نیروی بحرانی بیشتری نسبت به لایه‌بندی ۵ دارد.

همچنین، با تغییر لایه میانی از بور/اپوکسی به شیشه/اپوکسی در لایه‌بندی ۹ نسبت به لایه‌بندی ۸، کاهش نیروی بحرانی قابل ملاحظه است. این کاهش را می‌توان ناشی از بیشتر بودن زیاد سفتی برشی و مدول برشی کامپوزیت بور/اپوکسی نسبت به کامپوزیت شیشه/اپوکسی در راستای اعمال بار دانست. در رویه‌های هیبریدی با لایه‌بندی یک در میان ورق‌های کامپوزیتی و آلومینیومی، بیشترین بار بحرانی در لایه‌بندی ۱۴ مشاهده شده است. در این حالت، جایگزینی ورق‌های کامپوزیتی (لایه‌بندی ۱۵) منجر به کاهش زیاد بار بحرانی کمانش شده است که به دلیل کمتر بودن مدول الاستیسیته کامپوزیت شیشه/اپوکسی در راستای عرضی است.

در رویه‌های هیبریدی متشکل از دو و سه ماده مورد نظر در این بخش، بیشترین بار بحرانی کمانش به ترتیب ۴۸۱ و ۴۵۶ کیلونیوتن و مربوط به لایه‌بندی‌های حالت ۴ یا ۸ و ۲۳ است. کمینه بار بحرانی در کل رویه‌ها نیز در لایه‌بندی‌های ۷ و ۱۲ برابر با ۲۰۰ کیلونیوتن است. بنابراین با استفاده از لایه‌بندی هیبریدی این بخش، بار بحرانی کمانش پانل به ترتیب دچار افزایش و کاهش ۴۴ و ۵۶ درصدی می‌شود.

۴-۳- تاثیر چیدمان رویه

در این مطالعه، رویه پانل متشکل از صفحات کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کربن در نظر گرفته شده است. همان طور که در پیشینه تحقیق اشاره شد، یکی از عوامل مهم و اثرگذار بر استحکام ساندویچ پانل‌های کامپوزیتی، چیدمان لایه‌های رویه‌های آن است. لذا در این بخش، ضمن ثابت نگه داشتن جنس هسته و ابعاد پانل، با تغییر چیدمان لایه‌ها بار بحرانی کمانش تعیین شده است. با لحاظ نمودن قابلیت ساخت رویه‌ها و با توجه به چیدمان‌های مرسوم برای ورق‌های کامپوزیتی، چیدمان‌های $[0/90/\theta]_s$ و $[\theta/-\theta]_3$ به ازای $\theta = 0, 15, 30, 45, 60, 75, 90$ در نظر گرفته شده‌اند. بار بحرانی کمانش برای چیدمان‌های مختلف رویه‌ها در شکل (۱۰) ارائه شده است.

در چیدمان $[\theta/-\theta]_3$ ، با افزایش θ بار بحرانی کمانش پانل

- and failure of sandwich plates with graphite-epoxy faces and various cores, *J Aircraft*, Vol. 25, No. 4, pp. 372-379, (1987).
- [3] Kim, H. J., Hong, C. S., Buckling and post buckling behavior of composite laminates with a delamination, *J Composites Science and Technology*, Vol. 57, No. 5, pp. 557-564, (1997).
- [4] Hause, T., Johnson, T. E., Librescu, L., Effect of face-sheet anisotropy on buckling and postbuckling of sandwich plates, *J Spacecraft and Rockets*, Vol. 37, No. 3, pp. 331-341, (2000).
- [5] Komur, M. A., Sen, F., Atas, A., Arslan, N., Buckling analysis of laminated composite plates with an elliptical/circular cutout using FEM, *J Advances in Engineering Software*, Vol. 41, No. 2, pp. 161-164, (2010).
- [6] Dhuban, S. B., Karuppanan, S., Mengal, A. N., Patil, S. S., Effect of fiber orientation and ply stacking sequence on buckling behavior of basalt-carbon hybrid composite laminates, *Indian Journal of Engineering & Materials Sciences*, Vol. 23, pp. 187-193, (2017).
- [7] Shahverdi, H., Barati, M. R., Hakimelahi, B., Post-buckling analysis of honeycomb core sandwich panels with geometrical imperfection and graphene reinforced nano-composite face sheets, *Materials Research Express*, Vol. 6, pp. 1-15, (2019).
- [8] Zhai, Y., Ma, J., Yan, Y., Li, Q., Wang, Sh., Wang, G., Thermal buckling and free vibration of composite sandwich curved panels, *Composite Structures*, Vol. 267, doi. 10.1016/j.compstruct.2021.113869, (2021).
- [9] Oiwa, M., Ogasawara, T., Yoshinaga, H., Oguri, T., Aoki, T., Numerical analysis of face sheet buckling for a CFRP/Nomex honeycomb sandwich panel subjected to bending loading, *Composite Structures*, Vol. 270, doi. 10.1016/j.compstruct.2021.114037, (2021).
- [10] Andrade, P., Lagerqvist, O., Simoes, R., Sas, G., On global and local buckling response of structural angle sandwich panels, *Thin-Walled Structures*, Vol. 180, doi. 10.1016/j.tws.2022.109835, (2022).
- [11] Keleshteri, M. M., Jelovica, J., Analytical solution for vibration and buckling of cylindrical sandwich panels with improved FG metal foam core, *Engineering Structures*, Vol. 266, doi. 10.1016/j.engstruct.2022.114580, (2022).
- [12] Ginot, M., Bouvet, C., Castanie, B., Serra, J., Mahuet, N., Local buckling on large sandwich panels used in light aviation: Experimental setup and failure scenarios, *Composite Structures*, Vol. 304, doi. 10.1016/j.compstruct.2022.116439, (2023).
- بررسی تاثیر عوامل مختلف مانند ضخامت رویه و هسته، جنس هسته، رویه‌های هیبریدی و چیدمان رویه‌ها انجام شد. با توجه به نتایج به دست آمده، موارد زیر قابل نتیجه‌گیری است:
- افزایش ضخامت در هسته و رویه سبب افزایش نیروی بحرانی می‌شود. با توجه به این که افزایش ضخامت رویه‌ها منجر به افزایش کسر حجمی الیاف و افزایش سفتی خمشی نیز می‌شود، لذا افزایش نیروی بحرانی پانل با استفاده از افزایش ضخامت رویه مناسب‌تر از افزایش ضخامت هسته است.
- هسته‌های لانه زنبوری به دلیل توزیع منظم فضای‌های خالی در هسته، توزیع تنش یکنواخت‌تری نسبت به هسته‌های فوم دارند. هسته لانه زنبوری نامکس بار بحرانی بیشتری را نسبت به هسته لانه زنبوری تیتانیومی نتیجه می‌دهد. فوم‌های فلزی به دلیل چگالی و مدول الاستیسیته بیشتر نسبت به فوم‌های پلیمری، منجر به افزایش بار بحرانی می‌شوند.
- بیشتر بودن مدول الاستیسیته و مدول برشی ورق‌های تیتانیومی نسبت به آلومینیومی، سبب افزایش ظرفیت تحمل نیروی فشاری و سفتی خمشی می‌شود. ترکیب کامپوزیت کربن/اپوکسی با ورق تیتانیومی و کامپوزیت آرامید/اپوکسی که چگالی کمتری نسبت به شیشه و بور دارد، می‌تواند سبب ایجاد پانل با چگالی کم و حداکثر نیروی بحرانی کم‌انسان نسبت به سایر رویه‌های هیبریدی شود.
- در ساخت پانل‌های کامپوزیتی با رویه‌های ۶ لایه، حداکثر نیروی بحرانی کم‌انسان از چیدمان $[\theta/-\theta]_3$ با زاویه $\theta = 90$ نتیجه می‌شود. در این حالت الیاف همه لایه‌ها در راستای اعمال نیروی فشاری قرار گرفته و استحکام کم‌انسانی بیشینه می‌شود. بدیهی است که برای انتخاب چیدمان مناسب لایه‌ها بایستی علاوه بر کم‌انسان، سایر مودهای واماندگی نیز لحاظ شود.
- بدیهی است که هزینه ساخت بایستی به عنوان یک عامل مهم در ارزیابی نهایی انتخاب مشخصات پانل لحاظ شود. هر چند مقایسه اقتصادی شرایط مختلف از موزه این مطالعه خارج بوده است ولی می‌توان گفت: اهمیت بالای جلوگیری از کم‌انسان در پروژه‌های فضایی، هزینه ساخت بیشتر احتمالی برای پانل با بار بحرانی کم‌انسان بیشتر را توجیه می‌نماید.

۵- مراجع

[1] Lee, J. R., Dhital, D., Review of flaws and damages in space launch vehicle: structures, *Int J Material Systems and Structures*, Vol. 24, No. 1, pp. 4-20, (2012).

[2] Minguet, P., Dugundji, J., Lagace, P. A., Buckling

- of the nonuniform thermal expansion coefficient of a PVC foam core by speckle interferometry-influence on the mechanical behavior of sandwich structures, *Journal Of Cellular Plastics*, Vol. 42, pp. 392-404, (2006).
- [20] Ashby, M. F., Evans, A. G., Fleck, N. A., Gibson, L. J., Hutchinson, J. W., Wadley H. N. G., Metal foams: a design guide, *Butterworth-Heinemann*, (2000).
- [21] Mandourah, T. S., Fracture toughness of titanium foam using finite element crushable foam model, *American Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 6, No. 3, pp. 127-131, (2018).
- [22] Garcia, V., Vargas, L., Acuna, A., Sosa, J. B., Durazo, E., Ballesteros, R., and Ocampo, J., Evaluation of basalt fibers on wind turbine blades through finite element analysis, *Hindawi Advances in Materials Science and Engineering*, doi. 10.1155/2019/1536925, (2019).
- [23] Chang, P. Y., Yeh, P. C., Yang, J. M., Fatigue crack initiation in hybrid Boron/Glass/Aluminum fiber metal laminates, *Materials Science and Engineering*, Vol. 496, pp. 273-280, (2008).
- [24] AbdelGhany, A. W., Taha, I., Ebeid, S. J., Failure prediction of fiber reinforced polymer pipes using FEA, *International Journal of Engineering and Technical Research*, Vol. 4, No. 2, pp. 115-120, (2016).
- [25] Miller, J. L., Progar, D. J., Johnson, W. S., Clair, T. L. St., Preliminary evaluation of hybrid titanium composite laminates, *The Journal of Adhesion*, Vol. 54, pp. 1-32, (1995).
- [13] Kosareo, D. N., Oliver, S. T., Bednarczyk, B. A., Pineda, E. V., Buckling design and analysis of a payload fairing 1/6th cylindrical arc-segment panel, *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Maryland, USA, (2014).
- [14] Pineda, E. J., Myers, D. E., Kosareo, D. N., Zalewski, B. F., Kellas, S., Dixon, G. D., Krivanek, T. M., and Gyekenyesi, T. G., Buckling testing and analysis of honeycomb sandwich panel arc segments of a full-scale fairing barrel: comparison of in-and out-of-autoclave facesheet configurations, *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Maryland, USA, (2014).
- [15] Cagdas, I. U., Adali, S., Effect of fiber orientation on buckling and first-ply failures of cylindrical shear-deformable laminates, *Journal of Engineering Mechanics*, Vol. 139, No. 8, pp. 968-978, (2013).
- [16] William, L. K., Raymond, H. J., Thermal behavior of a titanium honeycomb core sandwich panel, *Nasa Technical Memorandum 101732*, pp. 1-12, (1991).
- [17] Giglio, M., Gilioli, A., Manes, A., Numerical investigation of a three point bending test on sandwich panels with aluminum skins and nomexTM honeycomb core, *Computational Materials Science*, Vol. 56, pp. 69-78, (2012).
- [18] Rizov, V., Shipsha, A., Zenkert, D., Indentation study of foam core sandwich composite panels, *Composite Structures*, Vol. 69, pp. 95-102, (2005).
- [19] Ferreira, C., Jacquemin, F., Casari, P., Measurement