

بررسی اثرات تغییر جنس سازه ساندویچی لانه زنبوری (HSP) موجود در دم افقی هواپیما بر اساس مدل سازی تست های استاندارد ارزیابی سازه ساندویچی

کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران
 استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران
 کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

سعید سلگی
 علی جهانگیری*
 محسن نالایی

چکیده

سازه های ساندویچ پنل به دلیل قابلیت های فراوان خود از قبیل نسبت استحکام به وزن بالا، توانایی جذب انرژی بالا در اثر ضربه و... در سازه های هوایی کاربرد فراوانی دارند. در این مقاله، ۷ آلیاژ منتخب که شامل فولاد ضد زنگ ۳۲۱، فولاد ضد زنگ ۳۴۷، سوپر آلیاژ نیکل ۶۱۷، سوپر آلیاژ نیکل ۶۲۵، سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸، آلیاژ نیکل ۲۰۱، سوپر آلیاژ نیکل ۶۰۰ بر اساس ۶ پارامتر اصلی برای جایگزین نمودن آلیاژ پایه ساندویچ پنل اصلی در ناحیه داخلی دم افقی هواپیما انتخاب شده اند. مقادیر بار تسلیم و نواحی شروع آسیب به کمک معیار آسیب فون مایز بر اساس استاندارد نظامی آمریکا تعیین شده و در نهایت ۲ آلیاژ از میان ۷ آلیاژ منتخب با استفاده از معیار شروع آسیب و ۴ معیار تاثیرگذار دیگر که شامل: خواص مکانیکی در دمای ۶۵۰°C، چگالی (افزایش درصد وزنی)، قیمت و عوامل مخرب محیطی، تعیین می شوند. نتایج نشان می دهد که دو سوپر آلیاژ نیکل ۶۲۵ و ۷۱۸ بر اساس معیارهای تعریف شده در نمونه های ساندویچ پنل، می توانند دو گزینه مناسب برای جایگزینی آلیاژ حاضر مورد استفاده در سازه دم افقی بحساب آیند.

واژه های کلیدی: ساندویچ پنل های فلزی، معیار فون مایز، سوپر آلیاژ نیکل، فولاد ضد زنگ.

Investigation of The Effects of Material Change in Aircraft Horizontal Stabilizer Honeycomb Sandwich Panel (HSP) Based on Sandwich Structure Standard Assessment Test Simulation

S. Solgi
 A. Jahangiri
 M. Nallaei

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.
 Faculty of Mechanical & Energy Engineering, Shahid Beheshti University, A.C., Tehran, Iran.
 Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

Sandwich panel structures because of desirable properties such as high strength to mass ratio and damping of impact energy, have wide application in aero structures. In this article 7 alloys including stainless steel 321, stainless steel 347, Inconel 625, Inconel 718, Inconel 600 and nickel alloy 201 have been selected based on similar studies for replacing original part in aircraft horizontal tail. Yield load and damaged area determined by von-mises damage criteria based on methods in MIL-STD-401. Finally two alloys out of these seven alloys passed six parameters consist of damage onset, mechanical properties on 650 °C, density, price and environmental effects have been nominated. Results illustrated that Inconel 625 and Inconel 718 are best candidates for replacing current material of horizontal tail structure.

Keywords: Metal Sandwich panels, Von-Mises criterion -Nickel super alloy, Stainless steel.

ایجاد نمودن خواص مکانیکی متفاوت در اثر جایگزین نمودن مواد و یا تغییر شکل های هندسی در هسته سازه های لانه زنبوری را دارا می باشند. در سازه های لانه زنبوری عموماً بارهای خمشی توسط پوسته و بارهای برشی توسط هسته سازه تحمل می گردد. پوسته مواد لانه زنبوری در مقایسه با هسته که هدف اولیه آن ایجاد نمودن ممان اینرسی بالا در سازه ساندویچ پنل می باشد، در برابر بارهای کششی و فشاری از مقاومت بیشتری برخوردار می باشد.

بحرانی ترین خواص سازه های لانه زنبوری با توجه به موارد کاربری آن در صنعت متفاوت می باشد. بطور مثال در صنعت خودروسازی خواص فشاری خارج صفحه ای جزء خواص بحرانی در سازه به شمار می آید این در حالی است که در توربین های باد خواص فشاری داخل صفحه ای از

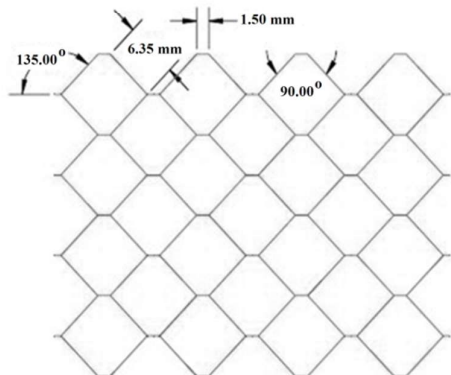
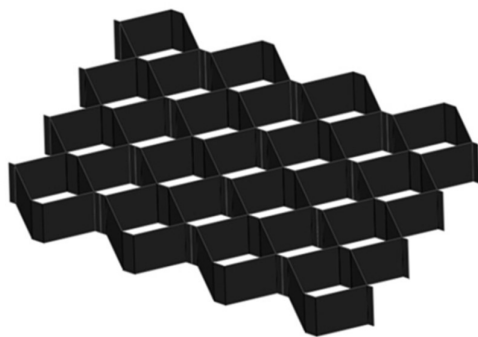
۱-مقدمه

استفاده از سازه های کامپوزیتی لانه زنبوری در کاربردهای هوافضا و عمران به دلیل داشتن وزن کم، صرفه جویی در مصرف سوخت، سفتی برشی عرضی و خمشی بالا و مقاوم به خوردگی، بطور روز افزون افزایش پیدا نموده است. به علاوه این مواد توانایی جذب مقادیر زیاد انرژی را تحت بار ضربه دارا می باشند. در ساده ترین حالت، سازه های لانه زنبوری که یک نوع خاص از کامپوزیت های چند لایه به شمار می آیند، از دو پوسته با سفتی بالا و ضخامت پایین و یک هسته با وزن کم و ضخامت بالا در بین این دو پوسته تشکیل شده اند. سازه های لانه زنبوری توانایی

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: a_jahangiri@sbu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۵/۰۷/۱۸

تاریخ پذیرش: ۹۶/۰۲/۱۸



شکل ۱- ابعاد و هندسه سلول‌های هسته ساندویچ پنل در مدلسازی صورت پذیرفته

نمونه ساندویچ پنل در قسمت داخلی دم افقی هواپیما از جلو و طرفین به تیرهای تقویت‌کننده^۷ مطابق شکل ۲ متصل شده است که به عنوان تقویت‌کننده پوسته و هسته ساندویچ پنل بکار برده می‌شود و به کمک تقویت‌کننده‌ای که در جلو نمونه ساندویچ پنل متصل شده است، اتصال بین لبه حمله و فرار برقرار می‌گردد. آلیاژ پایه بکار گرفته شده یکی از آلیاژهایی می‌باشد که در طیف گسترده‌ای مورد استفاده بوده و مفید می‌باشد. از کاربردهای این آلیاژ می‌توان به کاربری آن‌ها در رینگ‌ها، فنرها، دیافراگم‌ها، بالکدهای هواپیما و به ساندویچ پنل‌های جوشکاری شده^۸ اشاره نمود که در دمای بالا در سازه هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرند.

اهمیت خاصی برخوردار می‌باشد. این امر باعث شده مطالعه و بررسی در هسته و پوسته ساندویچ پنل تحت بارگذاری‌های متنوع به صورت حل المان محدود و حل تحلیلی مورد بررسی قرار گیرد. رور و همکارانش [۱] خواص الاستیک ساندویچ پنل‌ها با در نظرگیری کمانش تک محوره و سیلورمن و همکارانش [۲] خواص ساندویچ پنل‌ها را تحت بارهای خارج صفحه‌ای با ارائه معادلات تحلیلی بررسی نمودند. آکتای و همکارانش [۳] و [۴] و فو و همکارانش [۵] رفتار خرابی در نمونه‌های ساندویچ پنل آلومینیومی و نومکس را در مدل المان محدود تحت بار استاتیکی مورد مطالعه قرار دادند. وال و همکارانش [۶] روشی برای تعیین استحکام خرابی در سلول‌های شش ضلعی ساندویچ پنل‌ها تحت بار محوری ارائه نمودند. این روش بر مبنای اصل انرژی کرنشی و پیچشی بیشینه (فن مایز) می‌باشد. در این مقاله ۷ آلیاژ منتخب که شامل فولاد ضد زنگ ۳۲۱، فولاد ضد زنگ ۳۴۷، سوپر آلیاژ نیکل ۶۱۷، سوپر آلیاژ نیکل ۶۲۵، سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸، سوپر آلیاژ نیکل ۲۰۱ و سوپر آلیاژ نیکل ۶۰۰۷ برای جایگزین نمودن آلیاژ پایه ساندویچ پنل اصلی در ناحیه داخلی دم افقی هواپیما انتخاب شده‌اند. مقادیر بار تسلیم و نواحی شروع آسیب به کمک یکی از معیارهای شروع آسیب بر اساس استاندارد نظامی آمریکا [۷] تعیین می‌شود در انتها آلیاژهای منتخب با آلیاژ پایه مورد مقایسه قرار گرفته و معایب و مزایای این آلیاژها و هندسه‌های انتخابی با آلیاژ و هندسه پایه مورد بررسی قرار گرفته خواهد شد.

۲- معرفی نمونه ساندویچ پنل در قسمت داخلی دم

هواپیما و مدلسازی آن

نمونه ساندویچ پنل در قسمت داخلی دم افقی^۹ مطابق شکل ۱ بصورت چهار ضلعی بوده که طول اضلاع و ضخامت آن به ترتیب ۶۳۵ mm و ۰.۵ mm می‌باشد. نحوه ایجاد این سلول‌ها بدین گونه می‌باشد که نوارهای فلزی با عبور از یک غلتک شیاردار، چین‌دار می‌شوند و توسط جوش نقطه‌ای در محل اتصال این نوارها به یکدیگر، اتصال صورت می‌پذیرد. پوسته نمونه ساندویچ پنل در این ناحیه دارای ضخامت ۱ mm می‌باشد. جنس پوسته و هسته نمونه ساندویچ پنل در این ناحیه از فولاد ضد زنگ آلیاژ پایه می‌باشد که بر روی این آلیاژ فرآیند آنیل‌کاری صورت پذیرفته است این آلیاژ از مقاومت به خوردگی بالایی برخوردار بوده و به دلیل تماس غیر مستقیم گازهای خروجی موتور، بازه دمایی بین ۶۵۰°C - ۵۴۰°C را تجربه می‌نماید.

⁷ Inconel alloy 600

⁸ PH-15-7-Mo

⁹ Stabilizer

¹⁰ C channels

¹¹ Brazed sandwich panel

¹ Stainless steel 321

² Stainless steel 347

³ Inconel alloy 617

⁴ Inconel alloy 625

⁵ Inconel alloy 718

⁶ Nickel alloy 201

۴-۱-مدلسازی و تحلیل تست فشاری نمونه ساندویچ پنل

در راستای پهنای ساندویچ پنل در آلیاژهای مختلف:

۴-۱-۱-مدلسازی نمونه ساندویچ پنل:

مدلسازی در نمونه ساندویچ پنل مورد نظر شامل مدلسازی هسته و پوسته سازه مربوطه می‌باشد. در مدلسازی هسته نمونه ساندویچ پنل، ابعاد سلول‌های هسته ساندویچ پنل در این تست مشابه ابعاد و هندسه نمونه ساندویچ پنل بکار رفته در قسمت داخلی دم افقی هواپیما انتخاب شده است. طول، عرض و عمق نمونه ساندویچ پنل بر اساس استاندارد نظامی بررسی شده صورت می‌پذیرد و دارای ابعاد به ترتیب ۵۴، ۷۲ و ۲۵،۴ میلی‌متر می‌باشد.

۴-۱-۲-تحلیل تست فشاری نمونه ساندویچ پنل در راستای

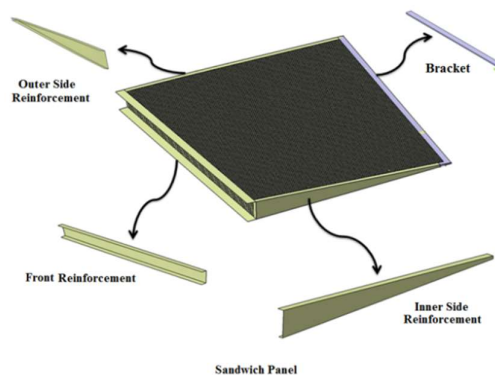
پهنای ساندویچ پنل:

تحلیل‌های عددی با روش المان محدود توسط نرم افزار اباکوس صورت گرفته و نمونه‌ها به صورت المان پوسته ۴ گره‌ای المان بندی شده است. در این بخش مطابق شکل ۳ به بررسی میزان بار نهایی تسلیم آلیاژهای منتخب بر اساس معیار فون مایز در تست فشاری نمونه ساندویچ پنل در پهنای ساندویچ پنل پرداخته می‌شود و مقادیر این بار نهایی با آلیاژ پایه که هم اکنون در قسمت داخلی دم افقی هواپیما به کار برده می‌شود، مقایسه می‌گردد. در جدول ۱ خواص مکانیکی آلیاژ پایه مورد استفاده در این تحقیق ارائه شده است.

جدول ۱- خواص مکانیکی آلیاژ PH 15-7MO

آلیاژ	تنش جاری شدن σ_{yp} (MPa)	تنش تسلیم σ_{ut} (MPa)	مدول الاستیسیته (GPa)
PH 15-7MO	۳۸۰	۱۰۳۵	۲۰۰

بر این اساس و پس از محاسبات عددی انجام شده در شکل ۴ مقادیر بار تسلیم بر اساس معیار فون مایز برای ۷ آلیاژ منتخب و مقایسه آن با آلیاژ پایه ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد سوپر آلیاژهای نیکل در دمای محیط نسبت به آلیاژ پایه در تست فشاری در جهت پهنای بار تسلیم بیشتر و یا برابری برخوردار می‌باشد. سوپرآلیاژ نیکل ۷۱۸ با داشتن بار تسلیم ۵۱۰۰N از بیشترین بار تسلیم در مقایسه با سایر آلیاژهای منتخب برخوردار بوده این در حالی است که آلیاژ نیکل ۲۰۱ با داشتن بار تسلیم ۴۱۰N از کمترین بار تسلیم برخوردار می‌باشد. سوپر آلیاژهای نیکل ۶۲۵ و ۶۱۷ به ترتیب با داشتن مقادیر بار تسلیم ۲۰۴۰ N و ۱۷۴۰ N، از بار تقریباً مشابهی نسبت به آلیاژ پایه دارا می‌باشد.



شکل ۲- نمونه ساندویچ پنل واقع در دم افقی هواپیما

آلیاژ پایه بکار گرفته شده در سازه ساندویچ پنل هواپیما یک فولاد ضد زنگ نیمه استنیتی بوده که از استحکام و سختی بالا، مقاومت به خوردگی عالی و کمینه اعوجاج در عملیات حرارتی دارا می‌باشد. آلیاژ پایه مورد نظر را می‌توان تحت حرارت بالا قرار داد و در دمای 480°C خواص مکانیکی عالی از خود ارائه خواهد نمود. مقاومت به خوردگی این آلیاژ در مقایسه با انواع کروم‌های سخت کاری شده بالاتر می‌باشد. در برخی از محیط‌ها مقاومت به خوردگی این آلیاژ به فولاد کروم- نیکل استنیتی نزدیک می‌گردد. روش‌های تولید فولاد ضد زنگ کروم- نیکل را می‌توان برای آلیاژ پایه بکار برد.

۳- اصول انتخابی آلیاژهای منتخب:

آلیاژهای منتخب شامل فولاد ضد زنگ ۳۲۱، فولاد ضد زنگ ۳۴۷، سوپر آلیاژ نیکل ۶۱۷، سوپر آلیاژ نیکل ۶۲۵، سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸، آلیاژ نیکل ۲۰۱، سوپر آلیاژ نیکل ۶۰۰ می‌باشد که اصول انتخابی آن‌ها بر اساس ۱- وجود این آلیاژهای منتخب در سازه ساندویچ پنل ۲- ابعاد آلیاژهای انتخابی مشابه آلیاژ پایه ۳- چگالی تقریباً مشابه آلیاژ منتخب و پایه ۴- هزینه‌های نزدیک به هم آلیاژهای منتخب و پایه ۵- استحکام تسلیم تقریباً مشابه در دمای محیط و دمای 650°C و ۶- عوامل مخرب محیطی (خوردگی و اکسیداسیون) تعیین می‌گردد.

۴-مدلسازی و تحلیل نمونه‌های ساندویچ پنل بر

اساس استاندارد نظامی آمریکا (MIL-STD-401B) در

آلیاژهای مختلف:

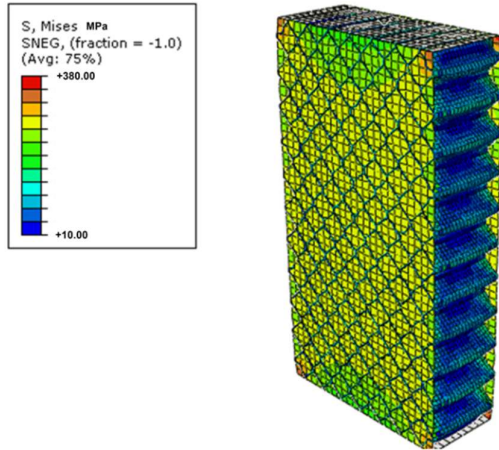
در این بخش نمونه‌های ساندویچ پنل بر اساس استاندارد نظامی آمریکا که برای سازه‌های ساندویچ پنل ارائه شده است با ابعاد و شرایط مرزی مشخص شده در تست ابتدا مدلسازی شده سپس مقادیر تنش فون مایز برای ۷ آلیاژ منتخب شناسایی می‌گردد و در نهایت بار نهایی شروع آسیب برای آلیاژهای منتخب بر اساس معیار فون مایز و مقادیر تسلیم هر ماده مشخص شده و با یکدیگر مقایسه می‌گردد.

¹ABAQUS

۲-۴- مدل‌سازی و تحلیل تست فشاری از جانب لبه ساندویچ پنل در نمونه ساندویچ پنل در آلیاژهای مختلف

۲-۴-۱- مدل‌سازی نمونه ساندویچ پنل

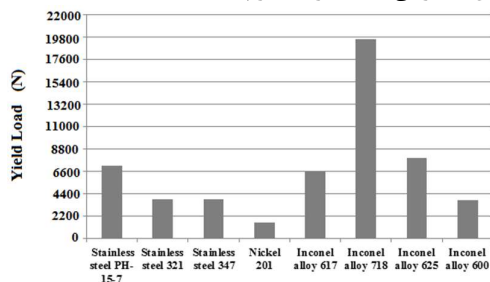
در مدل‌سازی نمونه ساندویچ پنل در تست فشاری از جانب لبه ساندویچ پنل ابعاد و هندسه سلول‌های هسته ساندویچ پنل مشابه ابعاد و هندسه نمونه بکار گرفته شده در قسمت داخلی دم افقی هواپیما انتخاب گردیده شده است. طول، عرض و ضخامت نمونه ساندویچ پنل بر اساس استاندارد نظامی آمریکا و شرایط ابعادی و مرزی تعیین شده توسط این استاندارد به ترتیب ۱۲۶۵ mm، ۶۳ mm، ۲۵٫۴ mm می‌باشد.



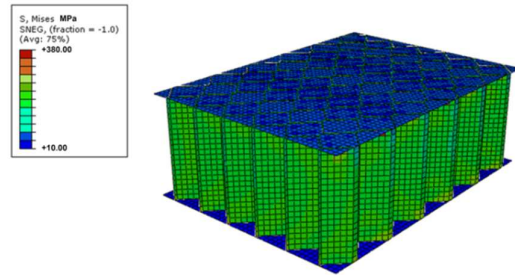
شکل ۷- تست فشاری نمونه ساندویچ پنل از جانب لبه‌ای برای آلیاژ پایه

۲-۴-۲- تحلیل تست فشاری نمونه ساندویچ پنل از جانب لبه ساندویچ پنل

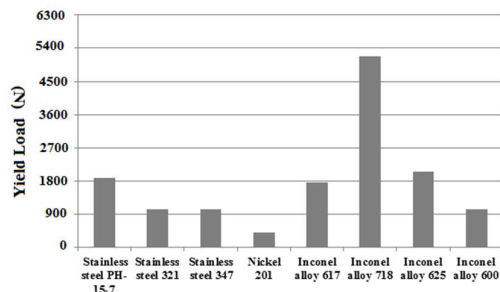
در شکل ۸ مقادیر بار تسلیم برای آلیاژ پایه و آلیاژهای منتخب بر اساس معیار فون مایزس ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود سوپر آلیاژ ۷۱۸ در مقایسه با سایر آلیاژهای منتخب و پایه با داشتن مقدار بار تسلیم ۱۹۷۰۰ N دارای بیشترین بار تسلیم بوده و آلیاژ نیکل ۲۰۱ با داشتن بار ۱۵۰۰ N از کمترین بار تسلیم نسبت به سایر آلیاژهای منتخب برخوردار می‌باشد. سوپر آلیاژهای نیکل ۶۱۷ و ۶۲۵ با داشتن مقادیر بار تسلیم ۶۶۹۰ N و ۸۰۰۰ N از مقادیر مشابهی نسبت به آلیاژ پایه در تست فشاری از جانب لبه ساندویچ پنل برخوردار بوده و می‌توانند به عنوان جایگزینی مناسب برای آلیاژ پایه به حساب آیند.



شکل ۸- مقادیر بار تسلیم در تست فشاری نمونه‌های ساندویچ پنل در از جانب لبه ساندویچ پنل

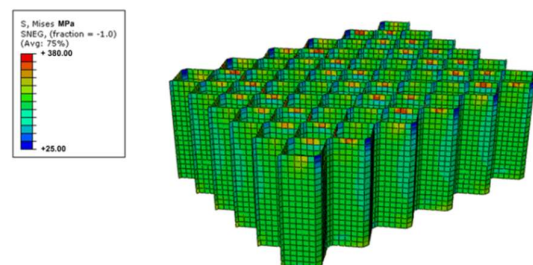


شکل ۳- تحلیل تست فشاری نمونه ساندویچ پنل در راستای پهنا ساندویچ پنل برای آلیاژ پایه

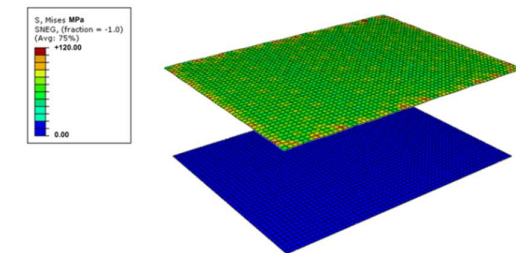


شکل ۴- مقادیر بار تسلیم در تست فشاری در راستای پهنا ساندویچ پنل

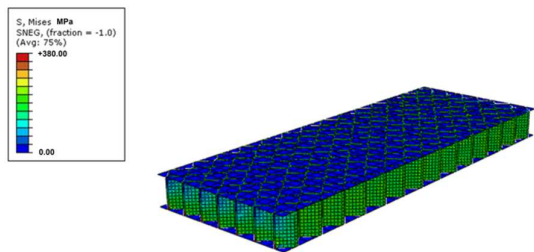
با توجه به شکل ۵ شروع آسیب بر اساس معیار فون مایزس در تست مربوطه در تمامی آلیاژهای انتخابی، در هسته ساندویچ پنل اتفاق می‌افتد این در حالی است که مطابق شکل ۶ تنش فون مایزس پوسته نمونه ساندویچ پنل در هنگام تسلیم هسته در تمامی آلیاژهای منتخب، به میزان ۳۲٫۳۶٪ از مقدار تسلیم آن ماده رسیده است.



شکل ۵- شروع آسیب طبق معیار فن مایزس بر روی هسته ساندویچ پنل در تست فشاری در راستای پهنا برای آلیاژ پایه



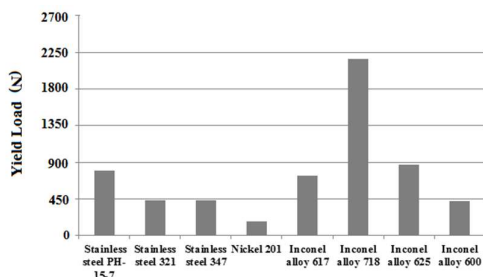
شکل ۶- توزیع تنش در دو پوسته نمونه ساندویچ پنل در تست فشاری در راستای پهنا برای آلیاژ پایه



شکل ۱۱- تحلیل تست برشی نمونه ساندویچ پنل برای آلیاژ پایه

۴-۲-۳- تحلیل تست برشی نمونه ساندویچ پنل در آلیاژهای مختلف

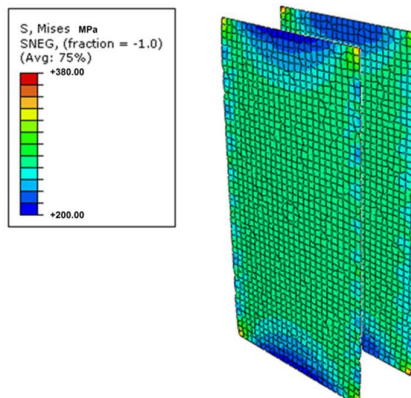
با توجه به شکل ۱۲ مقادیر تنش برشی در تست مربوطه مطابق استاندارد نظامی آمریکا ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد بار نهایی تسلیم در این تست نسبت به دو تست بیان شده از مقادیر کمتری برخوردار می‌باشد که این حاکی از آن است که سازه‌های ساندویچ پنل در برابر برش از مقاومت کمتری نسبت به دو تست پیشین برخوردار می‌باشد. سوپرآلیاژ نیکل ۷۱۸ در این تست همچون دو تست پیشین دارای بیشترین بار تسلیم می‌باشد بطوریکه که بیشینه بار تسلیم در این سوپر آلیاژ به ۲۱۴۵ N خواهد رسید در حالی که آلیاژ نیکل ۲۰۱ با N ۱۷۲ از کمترین بار تسلیم نسبت به سایر آلیاژهای منتخب برخوردار می‌باشد. دو سوپر آلیاژ نیکل ۶۱۷ و ۶۲۵ با داشتن مقادیر تسلیم N ۷۲۵ و N ۸۶۰ از بار تسلیم مشابهی نسبت به آلیاژ پایه بهره‌مند بوده و می‌توانند گزینه‌های مناسبی برای جایگزینی آلیاژ پایه در نمونه ساندویچ پنل به حساب آیند.



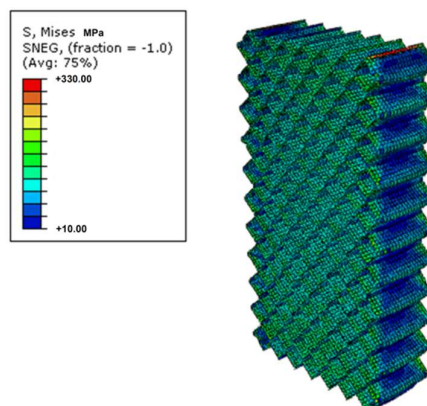
شکل ۱۲- مقادیر بار تسلیم در تست برشی در آلیاژهای منتخب و آلیاژ پایه

در شکل ۱۳ شروع تسلیم برشی بر اساس معیار فون مایز در نمونه ساندویچ پنل ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد شروع تسلیم مشابه سایر تست‌های بیان شده در هسته نمونه ساندویچ پنل ایجاد می‌گردد این در حالی است که پوسته نمونه ساندویچ پنل مطابق شکل ۱۴ در هنگام تسلیم هسته ساندویچ پنل در تمامی نمونه‌ها به ۴۵٪ تنش تسلیم خود خواهد رسید.

در شکل ۹ شروع آسیب در نمونه ساندویچ پنل در تست فشاری از جانب لبه ساندویچ پنل ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد شروع آسیب از لبه‌های پوسته آغاز می‌شود این در حالی است که هسته نمونه ساندویچ پنل در این تست، در هنگام تسلیم مطابق شکل ۱۰ پوسته در تمامی نمونه‌ها، تقریباً به ۸۶٪ از تنش تسلیم آن ماده سوق پیدا می‌نماید.



شکل ۹- شروع آسیب طبق معیار فن مایز در تست فشاری از جانب لبه ساندویچ پنل برای آلیاژ پایه

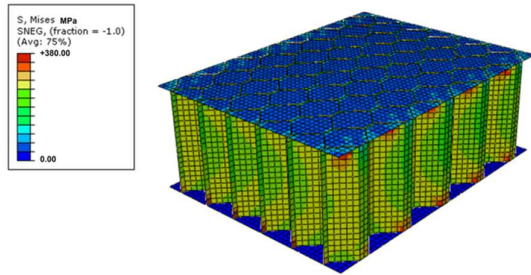


شکل ۱۰- توزیع تنش در دو هسته نمونه ساندویچ پنل در تست فشاری از جانب لبه ساندویچ پنل برای آلیاژ پایه

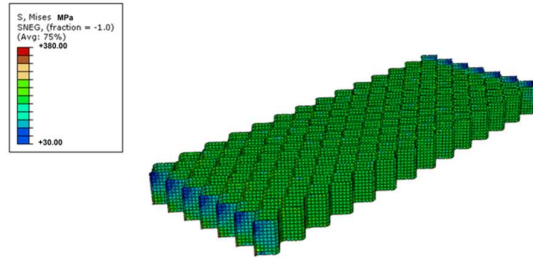
۴-۳- مدلسازی و تحلیل تست برشی نمونه ساندویچ پنل

۴-۳-۱- مدلسازی نمونه ساندویچ پنل

در مدلسازی نمونه ساندویچ پنل در تست برشی ابعاد و هندسه سلول‌های هسته ساندویچ پنل مشابه حالت نمونه آلیاژ پایه استفاده شده است. طول، عرض و ضخامت نمونه ساندویچ پنل بر اساس استاندارد نظامی آمریکا و شرایط ابعادی و مرزی تعیین شده توسط این استاندارد مطابق شکل ۱۱ به ترتیب ۱۶۸٫۵ mm، ۶۲٫۵ mm و ۱۲٫۷ mm می‌باشد.



شکل ۱۵- تحلیل تست کششی نمونه در راستای پهنای ساندویچ پنل برای آلیاژ پایه

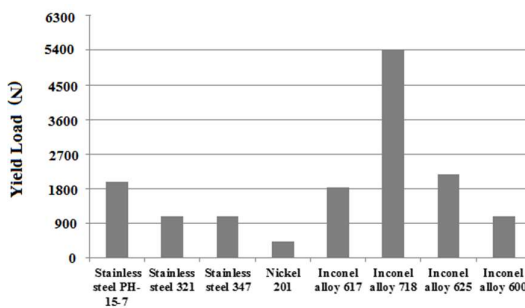


شکل ۱۳- شروع آسیب فن مایرز در تست برشی در نمونه ساندویچ پنل برای آلیاژ پایه

۴-۲- تحلیل تست کشش در راستای پهنای ساندویچ پنل

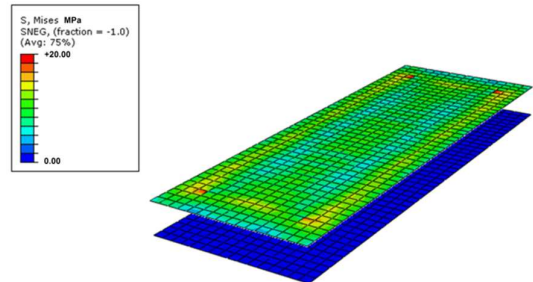
در این قسمت به بررسی میزان بار نهایی آلیاژهای منتخب بر اساس معیار فون مایرز در تست کشش نمونه ساندویچ پنل در راستای پهنای ساندویچ پنل پرداخته می‌شود و مقادیر این بار نهایی با آلیاژ پایه که هم‌اکنون در قسمت داخلی دم افقی هواپیما بکار برده می‌شود مقایسه می‌گردد.

همانطور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود سوپرآلیاژ نیکل ۷۱۸ با داشتن بار تسلیم ۱۹۷۵ N از بیشترین بار تسلیم در مقایسه با آلیاژهای منتخب و آلیاژ پایه برخوردار بوده و آلیاژ نیکل ۲۰۱ با داشتن بار تسلیم ۴۳۰ N دارای کمترین بار تسلیم خواهد بود. سوپرآلیاژهای نیکل ۶۱۷ و ۶۲۵ با داشتن بار تسلیم ۱۸۳۰ N و ۲۱۴۵ N، رفتار مشابهی را با آلیاژ پایه نشان داده و می‌توانند جایگزین مناسبی برای آلیاژ پایه تحلیل شده به حساب آیند.



شکل ۱۶- مقادیر بار تسلیم در تست کششی در راستای پهنای ساندویچ پنل در آلیاژهای منتخب و پایه

با توجه به شکل ۱۷ شروع آسیب بر اساس معیار فون مایرز در تست مربوطه در تمامی آلیاژهای انتخابی، در محل تماس پوسته به هسته ساندویچ پنل اتفاق می‌افتد این در حالی است که تنش فون مایرز پوسته نمونه ساندویچ پنل در هنگام تسلیم هسته مطابق شکل ۱۸ در تمامی نمونه‌ها تقریباً به ۲۳٪/۲۲٪ از مقدار تسلیم آن ماده رسیده شده است.



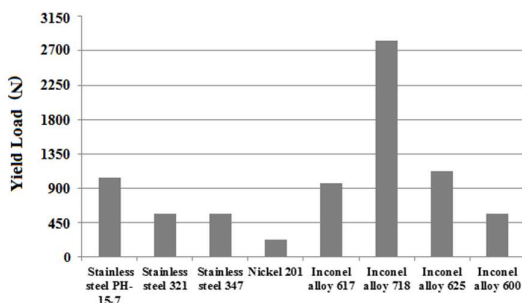
شکل ۱۴- توزیع تنش در دو پوسته نمونه ساندویچ پنل در تست برشی برای آلیاژ پایه

۴-۴- مدلسازی و تحلیل تست کششی در راستای پهنای ساندویچ پنل در آلیاژهای مختلف

۴-۴-۱- مدلسازی نمونه ساندویچ پنل

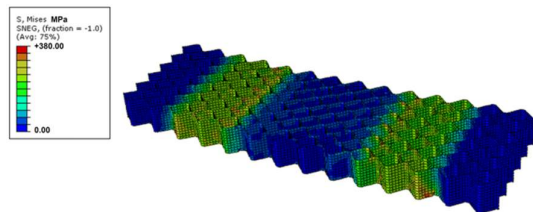
مدلسازی در نمونه ساندویچ پنل مورد نظر شامل مدلسازی هسته ساندویچ پنل و پوسته آن می‌باشد. در مدلسازی هسته نمونه ساندویچ پنل، ابعاد سلول‌های هسته ساندویچ پنل در این تست مشابه ابعاد و هندسه نمونه بکار رفته در قسمت داخلی دم افقی هواپیما انتخاب شده است. طول، عرض و عمق نمونه ساندویچ پنل با توجه به شروط ابعادی تعیین شده در تست کشش توسط استاندارد نظامی آمریکا معین گردید بطوریکه مقادیر طول، عرض و ضخامت نمونه ساندویچ پنل مشابه حالت تست فشار مطابق شکل ۱۵ در راستای پهنای ساندویچ پنل یعنی ۷۲ mm ، ۵۴ mm و ۲۵/۴ mm انتخاب شده است.

تسلیم ۲۲۰N از کمترین بار تسلیم برخوردار می‌باشد. سوپر آلیاژهای نیکل ۶۲۵ و ۶۱۷ مشابه تست‌های بیان شده، رفتار مشابه را با آلیاژ پایه در بار تسلیم خمشی از خود نشان می‌دهند و از بار تسلیم خمشی N و ۱۱۱۵ و ۹۵۰ بهره‌مند می‌باشند.

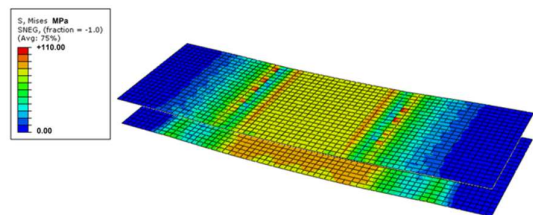


شکل ۲۰- مقادیر بار تسلیم در تست خمشی در آلیاژهای منتخب و پایه

در شکل ۲۱ شروع تسلیم بر اساس معیار فون مایزر ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد بیشینه مقادیر تنش فون مایزر در محل بارگذاری و تکیه‌گاهها بوده و شروع آسیب از ناحیه کششی هسته نمونه ساندویچ پل آغاز می‌گردد این در حالی است که تنش فون مایزر در پوسته ساندویچ پل در هنگام تسلیم مطابق شکل ۲۲ هسته ساندویچ پل در تمامی نمونه‌ها، تقریباً به ۲۸٫۸۷٪ تسلیم آن ماده رسیده شده است.



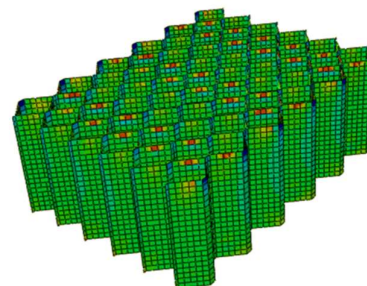
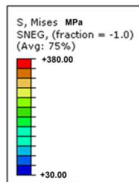
شکل ۲۱- شروع آسیب در هسته ساندویچ پل در ناحیه کششی در محل تکیه‌گاهها برای آلیاژ پایه



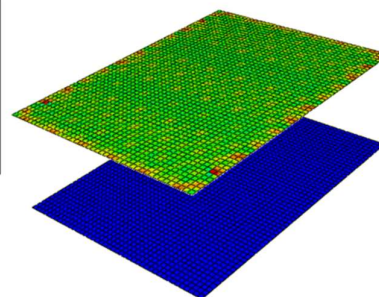
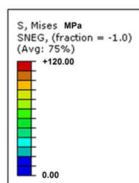
شکل ۲۲- توزیع تنش در دو پوسته ساندویچ پل در تست خمشی چهار نقطه برای آلیاژ پایه

۵- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

تحلیل نمونه‌های ساندویچ پل بر اساس استاندارد نظامی آمریکا به ۵ تست پایه که در سازه هواپیما تاثیرگذار می‌باشد را در بر می‌گیرد. این ۵ تست برای ۷ آلیاژ منتخب و پایه صورت پذیرفت و نتایج اساسی که می‌توان در این بخش ارائه نمود شامل موارد زیر می‌باشد.



شکل ۱۷- شروع آسیب فون مایزر در تست کششی در راستای پهنای ساندویچ پل برای آلیاژ پایه

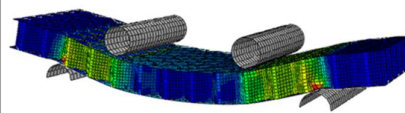
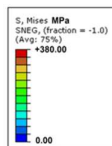


شکل ۱۸- توزیع تنش در دو پوسته در تست کششی در راستای پهنای ساندویچ پل برای آلیاژ پایه

۴-۵- مدل‌سازی و تحلیل تست خمشی نمونه ساندویچ پل در آلیاژهای مختلف

۴-۵-۱- مدل‌سازی نمونه ساندویچ پل

ابعاد و هندسه سلول‌های نمونه ساندویچ پل در این تست مشابه نمونه پایه می‌باشد. مقادیر طول، عرض و ضخامت نمونه مورد نظر بر اساس استاندارد نظامی آمریکا انتخاب شده است و به ترتیب ۱۶۸٫۵mm، ۵۴ mm و ۱۲٫۷ mm می‌باشد. قطر لوله‌های عمل‌کننده نیرو و تکیه‌گاهها برابر ۱۲٫۷ mm بوده که بصورت خمشی چهار نقطه به نمونه ساندویچ پل اعمال می‌گردد.



شکل ۱۹- تحلیل تست خمشی چهارنقطه نمونه ساندویچ پل برای آلیاژ پایه

۴-۵-۲- تحلیل تست خمشی نمونه ساندویچ پل

مطابق شکل ۲۰ مقادیر بار تسلیم در نمونه ساندویچ پل در تست چهار نقطه ارائه شده است. روند تغییرات بار تسلیم در تست خمشی مشابه نتایج تست‌های پیشین می‌باشد بطوریکه نمونه ساندویچ پل از جنس سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸ دارای بیشترین بار تسلیم خمشی بوده و مقدار آن ۲۸۰۰ N می‌باشد این در حالی است که آلیاژ نیکل ۲۰۱ با بار

پایه بهر مند می‌باشند، سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸ از بیشترین استحکام تسلیم و نهایی، و سوپر آلیاژ نیکل ۶۰۰ از کمترین استحکام تسلیم و نهایی برخوردار می‌باشند.

۵-۱-۲- قیمت نمونه‌های ساندویچ پنل

برای بدست آوردن قیمت نمونه‌های ساندویچ پنل با سه شرکت به نام‌های بنکر، تکلام و هکسل که سازنده ساندویچ پنل‌های فلزی می‌باشند ارتباط صورت پذیرفت. ابعاد و هندسه هسته و پوسته ساندویچ پنل بکاربرده شده در دم افقی هواپیما به این سه شرکت ارائه گردید که از این سه شرکت تنها شرکت بنکر، برای آلیاژهای نیکل ۷۱۸، نیکل ۶۲۵، تیتانیوم Beta21s و فولاد ضد زنگ ۳۲۱ برای ابعاد هندسی ۱۰۰۰×۱۰۰۰×۲۵/۴ میلی‌متر اطلاعات قیمتی را برای نمونه‌های ساندویچ پنل در اختیار محقق ارائه نمود. هزینه ساندویچ پنل‌های نیکل ۶۲۵ و ۷۱۸ در مقایسه با فولاد ضد زنگ ۳۲۱ در ابعاد بیان شده بترتیب به میزان ۱۸۰۰ و ۲۹۵۰ دلار بیشتر می‌باشد. ساندویچ پنل تیتانیوم Beta21s با چگالی ۲/۱ برابر در مقایسه با فولاد ضد زنگ ۳۲۱ از قیمت تقریباً ۲ برابر برخوردار بوده که می‌توان نتیجه گرفت حضور ساندویچ پنل تیتانیومی در ناحیه مورد مطالعه مناسب نمی‌باشد.

۵-۱-۳- چگالی

چگالی یکی دیگر از معیارهایی می‌باشد که برای تعیین بهترین آلیاژ منتخب، مورد مطالعه قرار گرفته شده است. همانطور که مشخص است نمونه‌های ساندویچ پنل از جنس آلیاژهای منتخب با آلیاژ پایه نایبستی اختلاف جرم زیادی داشته باشند چرا که این امر باعث برهم خوردن مرکز جرم هواپیما می‌گردد. فولادهای ضد زنگ ۳۲۱ و ۳۴۷ از چگالی تقریباً مشابهی نسبت به آلیاژ پایه برخوردار می‌باشند این در حالی است که آلیاژ نیکل ۲۰۱ در مقایسه با سایر آلیاژهای منتخب، اختلاف چگالی زیادی در مقایسه با آلیاژ پایه دارا می‌باشد. در میان سوپر آلیاژهای نیکل منتخب، سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸ با کمترین اختلاف و سوپر آلیاژ نیکل ۶۰۰ از بیشترین اختلاف نسبت به آلیاژ پایه برخوردار می‌باشد.

۵-۱-۴- عوامل مخرب محیطی (خوردگی و اکسیداسیون)

میزان مقاومت به خوردگی و اکسیداسیون در آلیاژهای فولاد ضد زنگ و آلیاژهای نیکل رابطه مستقیمی با درصد کروم بکار گرفته شده در آلیاژ دارد و کروم می‌تواند نقش قابل توجهی در میزان مقاومت به خوردگی و اکسیداسیون داشته باشد. با توجه به مقادیر کروم در آلیاژهای منتخب و پایه می‌توان مشاهده نمود که تمامی آلیاژهای منتخب به غیر از آلیاژ نیکل ۲۰۱، از درصد کروم بیشتری نسبت به آلیاژ پایه برخوردار می‌باشند که از این میان، سوپر آلیاژ نیکل ۶۱۷ و ۶۲۵ با داشتن بیشترین درصد کروم از بیشترین مقاومت به خوردگی و اکسیداسیون و فولادهای ضد زنگ و ۳۲۱ و ۳۴۷ در مقایسه با سوپر آلیاژهای منتخب از کمترین مقاومت به خوردگی و اکسیداسیون بهر مند می‌باشند.

۵-۱-۵- مقادیر بار تسلیم بر روی نمونه‌های ساندویچ پنل

بر اساس استاندارد نظامی آمریکا

در تمامی تست‌های صورت پذیرفته در نمونه‌های ساندویچ پنل،

۱- سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸ با داشتن بار تسلیم تقریباً ۳ برابر (مقادیر آن متناسب با تست‌های صورت پذیرفته می‌تواند کمتر و یا بیشتر باشد) نسبت به آلیاژ پایه بدون در نظرگیری سایر عوامل تاثیر گذار در انتخاب آلیاژ جایگزین، می‌تواند گزینه مناسبی برای این انتخاب باشد.

۲- دو سوپر آلیاژ نیکل ۶۲۵ و ۶۱۷ تقریباً از بار تسلیم مشابهی نسبت به آلیاژ پایه برخوردار می‌باشد و این دو آلیاژ هم می‌توانند جایگزین‌های مناسبی برای آلیاژ پایه به حساب آورد.

۳- با توجه به نتایج ارائه شده در ۵ تست صورت پذیرفته، آلیاژ نیکل ۲۰۱ کمترین بار تسلیم را در مقایسه با ۷ آلیاژ منتخب و آلیاژ پایه دارا بوده و می‌توان نتیجه گرفت که این آلیاژ برای ماموریت مدنظر مناسب نمی‌باشد.

۴- سوپر آلیاژ نیکل ۶۰۰ و فولادهای ضد زنگ ۳۲۱ و ۳۴۷ به دلیل داشتن خواص مکانیکی تقریباً مشابه در دمای محیط، از بار تسلیم تقریباً یکسانی نسبت به یکدیگر برخوردار می‌باشند اما این سه آلیاژ در مقایسه با آلیاژ پایه از بار تسلیم ۲/۱ برابر برخوردار بوده و نمی‌توانند همانند آلیاژ نیکل ۲۰۱ بدون تغییر در هندسه پایه به عنوان جایگزینی مناسب برای آلیاژ پایه بحساب آیند.

۵- هندسه هسته نمونه‌های ساندویچ پنل بگونه‌ای می‌باشد که در ۵ تست صورت پذیرفته مقادیر بار تسلیم برشی و کششی در راستای پهنای ساندویچ پنل از کمترین مقدار خود برخوردار بوده و در تست‌های فشاری در راستای پهنای و جانب لبه‌ای ساندویچ پنل به بیشینه مقدار خود خواهد رسید این نشان از آن دارد که ساندویچ پنل‌ها در برابر فشار در جهت‌های صورت پذیرفته از استحکام بالایی برخوردار می‌باشند.

۶- آسیب در نمونه‌های ساندویچ پنل در ۵ تست صورت پذیرفته بیشتر در هسته سازه ساندویچ پنل بوقوع می‌پیوندد این در حالی است که پوسته نمونه‌های ساندویچ پنل تنها در تست فشاری در راستای پهنای ساندویچ پنل می‌باشد که آسیب پذیرتر می‌گردد در نتیجه افزایش استحکام هسته ساندویچ پنل برای جلوگیری از شروع آسیب امری واجب تلقی می‌گردد.

۵-۱-۱- معیارهای ارائه آلیاژ منتخب

در این قسمت به انتخاب یک یا دو آلیاژ منتخب برای جایگزینی آلیاژ پایه بر اساس معیارهایی که در ادامه ذکر خواهد شد پرداخته می‌شود.

۵-۱-۱- انتخاب آلیاژ منتخب بر اساس خواص مکانیکی در

دمای ۶۵۰ °C

آلیاژ پایه در این دما بترتیب از استحکام تسلیم و نهایی ۱۷۲ MPa و ۴۱۵ MPa برخوردار می‌باشد این در حالی است سوپر آلیاژهای نیکل ۷۱۸، ۶۲۵، ۶۱۷ و ۶۰۰ از استحکام تسلیم و نهایی بالاتری در مقایسه با آلیاژ پایه برخوردار بوده و می‌توانند گزینه‌های مناسبی برای جایگزینی بر اساس معیار مربوطه بحساب آورده شوند. آلیاژهای نیکل ۲۰۱، فولاد ضد زنگ ۳۲۱ و ۳۴۷ از استحکام تسلیم و نهایی کمتری در این دما در مقایسه با آلیاژ پایه برخوردار بوده و نمی‌توان به این سه آلیاژ منتخب برای جایگزینی با آلیاژ پایه اطمینان کافی داشت. در میان ۴ سوپر آلیاژ نیکل منتخب که از استحکام تسلیم و نهایی بالاتری در مقایسه با آلیاژ

تقریباً برابری نسبت به آلیاژ پایه برخوردار می‌باشد.

۶-مراجع

- [1] Rohwer K., Friedrichs S., Wehmeyer C., Analyzing laminated structures from fiber-reinforced composite material-an assessment, *Technische Mechanik*, Vol. 25, No. 1, pp. 59-79, 2005.
- [2] Silverman E., Rhodes M., Dyer M., Composite Isogrid Structures for Spacecraft Components, *Society for the Advancement of Materials and Process Engineering Journal*, Vol. 35, No. 1, pp. 51-58, 1999 .
- [3] Aktay L., Johnson A. F., Holzapfel M., Prediction of impact damage on sandwich composite panels, *Computational Materials Science*, Vol. 32, No. 3-4, pp. 252-260, 2005.
- [4] Aktay L., Johnson A. F., Kroplin B. H., Numerical modeling of honeycomb core crush behavior, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 75, No. 9, pp. 2616-2630, 2008.
- [5] Foo C. C., Chai G. B., Seah L. K., A model to predict low-velocity impact response and damage in sandwich composites, *Composites Science and Technology*, Vol. 68, No. 6, pp. 1348-1356, 2008.
- [6] Standard, Military standard sandwich constructions and core materials, general test methods, MIL-STD-401B, (USA): Department of Defense, 1967.
- [7] Zhou G., Hill M., Loughlan J., Hookham N., Damage characteristics of composite honeycomb sandwich panels in bending under quasi-static loading. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 8, No. 1, pp. 55-90, 2006.
- [8] Kreja I., Critical examination of benchmark problems for large rotation analysis of laminated shells, *Shell Structures: Theory and Applications*, Proceedings of The 8th Conf. SSTA, Gdansk-Jurata, Taylor & Francis Group, London, October, 12-14, 2005.
- [9] Wahl L., Maas S., Waldmann D., Zurbes A., Freres P., Shear stresses in honeycomb sandwich plates: Analytical solution, finite element method and experimental verification, *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 14, No.4, pp. 449-468. 2012.
- [10] Peery D. J., Azar J. J, Aircraft Structures, New York: McGraw-Hill, 1982.
- [11] H. D. Curtis, Fundamentals of Aircraft Structural Analysis, Chicago: Irwin, 1997.
- [12] Bitzer T., Honeycomb Technology-Material Design, Manufacturing Applications and Testing, pp. 10-42, London: Springer Netherlands, 1997.
- [13] Mohr D., Doyoyo M., Deformation-induced folding systems in thin walled monolithic hexagonal metallic honeycomb, *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 41, No. 11, pp. 3353-3377, 2004.
- [14] Hou B., Patoatto S., Li Y. L., Zhao H., Impact behavior of honeycombs under combined shear-compression, Part II: Analysis, *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 48, No. 5, pp. 698-705, 2011.
- [15] Alavi Nia A., Razavi S., Majzoobi G., Ballistic limit determination of aluminum honeycombs-experimental study, *Materials Science and Engineering*, Vol. 448, No. 1, pp. 273-280, 2008.
- [16] Liaghat GH., Alavi Nia A., Daghyani H. R., Sadighi M., Ballistic limit evaluation for impact of cylindrical projectiles on honeycomb panels, *Thin-Walled Structures*, Vol. 48, No. 1, pp. 55-61, 2010.

سوپر آلیاژهای نیکل ۷۱۸، ۶۲۵ از بار تسلیم بیشتری در مورد مقایسه با آلیاژ پایه دارا بوده که از این میان، سوپر آلیاژ ۷۱۸ در تمامی تست‌های صورت پذیرفته، از بار تسلیم تقریباً ۳ برابر نسبت به آلیاژ پایه برخوردار می‌باشد این در حالی است که سوپر آلیاژ ۶۲۵ از بار تسلیم تقریباً مشابهی در تمامی تست‌های صورت پذیرفته نسبت به آلیاژ پایه تبعیت می‌نماید. سوپر آلیاژ نیکل ۶۱۷ از بار تسلیم کمتری نسبت به آلیاژ پایه بهره‌مند بوده ولی این اختلاف می‌تواند قابل صرف نظر کردن باشد این در حالی است که در آلیاژهای فولاد ضد زنگ ۳۲۱، ۳۴۷، سوپر آلیاژ ۶۰۰ و نیکل ۲۰۱ مقادیر بار تسلیم در مقایسه با آلیاژ پایه در تمامی تست‌های صورت پذیرفته کمتر بوده و قابل اغماض نمی‌باشد.

۵-۲-انتخاب دو آلیاژ منتخب برای جایگزینی در نمونه

ساندویچ پنل مورد مطالعه بر اساس معیارهای ذکر

شده

۵-۲-۱- سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸

سوپر آلیاژ ۷۱۸ بر اساس معیارهای بیان شده در مقایسه با آلیاژ پایه از خواص مکانیکی بالاتری در دمای 650°C برخوردار بوده همچنین در برابر عوامل محیطی مخرب از جمله خوردگی و اکسیداسیون مقاوم‌تر می‌باشد. بار تسلیم این آلیاژ در ۵ تست صورت پذیرفته (بر اساس استاندارد MIL-STD-401B) بطور تقریبی ۳ برابر آلیاژ پایه می‌باشد. چگالی این آلیاژ تقریباً با چگالی آلیاژ پایه برابری می‌کند (افزایش درصد وزنی در این ساندویچ پنل نسبت به ساندویچ پنل پایه به میزان ۴/۹۷٪ افزایش پیدا می‌نماید). با وجود خواص خوب مکانیکی و فیزیکی این آلیاژ، هزینه ساخت ساندویچ پنل مربوطه از جنس سوپرآلیاژ نیکل ۷۱۸ درمقایسه با ساندویچ پنل‌های فولاد ضد زنگ (مقایسه با فولاد ضد زنگ ۳۲۱) در ابعاد $1000 \times 1000 \times 254$ میلی‌متر (مطابق با هندسه و ضخامت هسته و پوسته ساندویچ پنل اصلی) به میزان ۲۹۵۰ دلار بیشتر بوده که می‌تواند یکی از ضعف‌های آلیاژ مربوطه به حساب آید.

۵-۲-۲- سوپر آلیاژ نیکل ۶۲۵

سوپر آلیاژ نیکل ۶۲۵ در مقایسه با آلیاژ پایه از خواص مکانیکی بالاتری در دمای 650°C برخوردار می‌باشد اما در برابر سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸، خواص مکانیکی کمتری را دارا می‌باشد. این آلیاژ همچون آلیاژ ۶۱۷ در برابر عوامل مخرب محیطی به دلیل داشتن درصد کروم بالا، از مقاومت خوردگی و اکسیداسیون بالایی نسبت به آلیاژهای منتخب و آلیاژ پایه برخوردار می‌باشد. هزینه ساخت این ساندویچ پنل از این نوع آلیاژ، بمیزان ۱۸۰۰ دلار از آلیاژ فولاد ضد زنگ ۳۲۱ در ابعاد درخواست شده از شرکت بنکر بیشتر می‌باشد اما در مقایسه با آلیاژ ۷۱۸ به میزان ۱۰۵۰ دلار کمتر بوده و یکی از حسن‌های این ساندویچ پنل می‌تواند محسوب شود. چگالی این آلیاژ در مقایسه با چگالی سوپر آلیاژ نیکل ۷۱۸ (چگالی سوپر آلیاژ نیکل بسیار مشابه با آلیاژ پایه می‌باشد) بیشتر بوده (افزایش درصد وزنی نسبت به ساندویچ پنل پایه به میزان ۸/۲٪ می‌باشد) و یکی از ضعف‌های این آلیاژ بشمار می‌آید. بار تسلیم این ساندویچ پنل در ۵ تست صورت پذیرفته با توجه به استاندارد مورد مطالعه در مقایسه با سوپر آلیاژ نیکل کمتر می‌باشد ولی از بار تسلیم