

بررسی تجربی تأثیر چرخه گرمایی کوتاه مدت بر روی رفتار خستگی تداخل توام با نیروی پیش‌بار در نمونه‌های Al-alloy 7075-T6

هادی تقی‌زاده*

تاج‌بخش نوید چاخارلو

فرید وکیلی تهامی

دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

استاد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

چکیده

فرآیند تداخل و اعمال نیروی پیش‌بار دو روش مؤثر برای بهبود عمر خستگی اتصالات می‌باشند و بصورت گسترده در صنایع مختلف به ویژه هوا-خفا و صنایع خودروسازی برای افزایش عمر خستگی اتصالات مورد استفاده قرار می‌گیرند. بیشتر مطالعات انجام گرفته شده قبلی تأثیر فرآیند تداخل و نیروی فشاری پیچ و مهره بر روی عمر خستگی نمونه‌ها را بصورت جداگانه بررسی کرده‌اند. در این پژوهش، اثر ترکیبی تداخل و نیروی پیش‌بار بر روی رفتار خستگی نمونه‌ها بررسی شده است. از طرفی تاکنون تحقیقاتی که در رابطه با فرآیند تداخل همراه با نیروی فشاری پیچ و مهره انجام گرفته شده در دمای محیط بررسی شده است و اثر تغییرات دما که به عنوان عاملی که نمی‌توان از آن صرف‌نظر کرد، مورد بررسی قرار نگرفته است. برای این منظور، دو چرخه دمایی 60°C و 120°C انتخاب شده و عمر خستگی نمونه‌ها در این دو حالت مورد بررسی قرار گرفته است. تست‌های خستگی بر روی آلیاژ آلومینیم 7075-T6 انجام شده است و نمودار تنش-عمر برای نمونه‌ها بدست آمده است.

واژه‌های کلیدی: تداخل، پیش‌بار، عمر خستگی، چرخه دمایی.

Experimental investigation of short time thermal cycle effect on the fatigue behavior of interference fitted fastener holes combined with bolt clamping force on Al-alloy 7075-T6 plate

H. Taghizadeh
T. Navid Chakherlou
F. Vakili-Tahami

Department of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran
Department of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran
Department of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

Abstract

The process of interference fit and bolt clamping force are two effective techniques for improving the fatigue life of the joints and are used in various industries, especially in aerospace and automotive. Most of the previous studies have investigated separate effects of the interference fit and bolt clamping force on the fatigue life of the specimens. In the present research fatigue behavior of interference fitted specimens combined with bolt clamping force has been investigated yet. On the other hand, the previous researches on the interference fit and bolt clamping force have been studied at laboratory temperature and the effect of temperature changes has not been investigated. To investigate the effect of temperature on the fatigue life of specimens, two different temperatures (i.e. 60°C and 120°C), aside from room temperature, were selected and fatigue life of specimens are studied at these temperatures. The fatigue tests were performed on the specimens of Al-alloy 7075-T6 alloy to obtain S-N data.

Keywords: Interference fit, Bolt clamping force, Fatigue life, Thermal cycle.

۱- مقدمه

انجام شده است. این شاخه از علوم مهندسی همیشه از طرف مؤسسات تحقیقاتی هوا و فضا مورد حمایت قرار گرفته است. یکی از نقاط ضعف اتصالات پیچی این است که برای انجام این نوع اتصال باید در محل اتصال، سوراخ ایجاد شود و این امر باعث تضعیف صفحات اتصالی و ایجاد تمرکز تنش در محل اتصال می‌شود. بنابراین در طراحی این اتصالات باید دقت کافی اعمال شود تا از بروز گسیختگی جلوگیری شود. روش‌های متفاوتی برای تقویت اتصالات مکانیکی پیشنهاد شده است که از آن جمله می‌توان به روش انبساط سرد، تداخل و نیروی پیش‌بار (نیروی فشاری پیچ و مهره) اتصال پیچ و مهره اشاره کرد. تداخل یکی از پرکاربردترین تکنیک‌هایی است که برای افزایش مقاومت موضعی در نزدیکی سوراخ استفاده می‌شود. این روش یک تکنیک ثابت شده برای افزایش عمر خستگی بوده و چند دهه‌ای است

اتصالات مکانیکی که شامل پرچ‌ها، پیچ‌ها و پین‌ها می‌شود به صورت گسترده در صنایع مختلف بویژه در سازه‌های فضایی کاربرد دارند. معمولاً برای قطعات فضایی عمر سرویس محدودی تعریف می‌شود که باید پس از اتمام، قطعات تعویض شوند. از طرف دیگر هزینه ساخت قطعات مورد استفاده در این صنعت معمولاً بسیار بالا است و تعویض کل سازه یا یک مجموعه مقرون به صرفه نیست از این رو استفاده از اتصالات از جمله اتصالات پیچ و مهره راه‌حل خوبی برای این منظور محسوب می‌شود. در طول چند دهه گذشته مطالعات گسترده‌ای در زمینه اصول طراحی و رفتار اتصالات پیچ و مهره در برابر بارهای استاتیکی و دینامیکی به کمک روش‌های تجربی و محاسباتی

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: h.taghizadeh@tabrizu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۷/۰۴

تاریخ پذیرش: ۹۸/۰۲/۰۹

که در صنایع مختلف به‌ویژه هوا-فضا برای افزایش عمر اتصالات به‌صورت گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱]. عمل تداخل باعث ایجاد پیش‌تنش محیطی (که عموماً به صورت کششی می‌باشد)، در لبه سوراخ می‌شود. پیش‌تنش ایجاد شده موجب کاهش دامنه تنش چرخه‌ای موضعی می‌گردد. کاهش دامنه تنش چرخه‌ای موضعی در لبه سوراخ باعث تأخیر در شروع و گسترش ترک‌های خستگی و در نتیجه افزایش عمر خستگی اتصال خواهد شد [۲].

مطالعات و تحقیقات گسترده صورت گرفته، نشان می‌دهد که توزیع پیش‌تنش ناشی از تداخل در محیط سوراخ و در طول ضخامت قطعه یکنواخت نیست [۳]. بررسی‌های مختلف نشان می‌دهند که به منظور ارزیابی اثرات مثبت تداخل، لازم است تا مقدار و نحوه توزیع پیش‌تنش اندازه‌گیری یا پیش‌بینی شود. روش‌های تحلیلی و محاسباتی مختلفی برای این منظور استفاده شده است. روش‌های محاسباتی عمدتاً از المان محدود برای پیش‌بینی توزیع تنش در اطراف سوراخ استفاده می‌کنند. از دلایل اصلی مربوط به توزیع غیریکنواخت پیش‌تنش اطراف سوراخ می‌توان به ماهیت دینامیکی فرآیند تداخل، تغییر شکل‌های بزرگ در حجم کوچکی از ماده و همچنین رفتار غیر خطی ماده در طول فرآیند تداخل اشاره کرد.

روش دیگری که از طرف طراحان برای افزایش مقاومت اتصالات در مقابل بارهای چرخه‌ای وارد پیشنهاد می‌شود، استفاده از نیروی پیش‌بار پیچ و مهره می‌باشد. در هنگام مونتاژ کردن اتصال پیچ و مهره، یک گشتاور سفت کننده به مهره اعمال می‌شود. در اثر اعمال این گشتاور، پیچ تحت کشش قرار گرفته و قطعات اتصال تحت تأثیر نیروی فشاری واقع می‌شوند. وجود این نیروی پیش‌بار باعث می‌شود که با توجه به میزان گشتاور اعمالی، قسمتی از نیروی اعمالی به اتصال توسط نیروی اصطکاک بین صفحات تحمل شود و از شدت تنش در اطراف سوراخ کم می‌شود و در نتیجه عمر خستگی اتصال بهبود پیدا می‌کند [۴]. از طرف دیگر وجود نیروی فشاری مابین سطوح اتصال، باعث ایجاد پدیده خستگی سایشی در محل اتصال می‌شود که می‌تواند اثر مخرب قابل توجهی در عمر اتصال داشته باشد. در اتصالاتی که از پیچ‌های با استحکام بالا استفاده می‌شود و گشتاور مورد نیاز برای سفت کردن اتصال زیاد است، خستگی سایشی بیشتر دیده می‌شود [۵].

میدان تنش ناشی از بستن پیچ و مهره به‌صورت میدان تنش فشاری می‌باشد و سبب بهبود رفتار خستگی و شکست اتصالات پیچی می‌شود. هنگام اعمال گشتاور به سر پیچ، مهره به سمت آن کشیده می‌شود. در نتیجه ساق پیچ تحت کشش قرار گرفته و عضو اتصال تحت فشار قرار می‌گیرد. این مسئله سبب انقباض صفحات اتصال در جهت ضخامت می‌شود. به خاطر اثر ضریب پواسون، انقباض در جهت ضخامت منجر به انبساط در جهت شعاعی اطراف سوراخ می‌شود. ناحیه‌ی دورتر از سوراخ در مقابل انبساط شعاعی ناحیه‌ی اطراف سوراخ مقاومت کرده و در نتیجه یک میدان تنش فشاری در ناحیه‌ی اطراف سوراخ تشکیل می‌شود [۶].

تحقیقات اخیر نشان می‌دهند که بهبود عمر خستگی عموماً به خاطر کاهش نرخ رشد ترک می‌باشد [۷]. بررسی نرخ رشد ترک در اتصالات پیچی به خاطر عدم امکان مشاهده ترک مشکل می‌باشد. در این حالت از مقطع شکست و یا از مدل‌های المان محدود [۸] استفاده می‌شود. ترک خستگی در اتصالات پیچی عموماً از صفحه میانی ورق

شروع می‌شود که کمترین تنش فشاری را دارد و هنگام بارگذاری چرخه‌ای بیشترین تنش‌ها را متحمل می‌شود [۶].

عوامل زیادی در تغییر توزیع پیش‌تنش ناشی از تداخل یا پیش‌بار پیچ مؤثر هستند. زمانی که سازه تحت بارگذاری چرخه‌ای قرار می‌گیرد توزیع پیش‌تنش تغییر می‌کند؛ که به این عمل واهلش تنش می‌گویند. یکی دیگر از این عواملی که باعث واهلش تنش می‌شود تغییرات دما می‌باشد [۹-۱۱]. این مسئله خصوصاً در مورد قطعات مورد استفاده در بدنه‌ی هواپیما مطرح است. به‌طور مثال دمای سطح بدنه هواپیما مافوق صوت هنگام حرکت با سرعت ۲/۰۵ ماخ به علت اصطکاک با هوا به ۱۰۰ تا ۱۳۰ درجه سلسیوس می‌رسد که در این دما مسائل خزش و واهلش تنش در آلیاژهای آلومینیوم مطرح می‌شوند. همچنین تغییرات دمایی نیز در توزیع این تنش‌ها می‌تواند مؤثر باشد. یک هواپیما معمولی که در یک روز گرم تابستان بر روی باند فرودگاه و در دمای ۴۰ تا ۵۰ درجه سلسیوس قرار گرفته، هنگامی که در ارتفاع بالا که دمای هوا کمتر از ۴۰- درجه سلسیوس است در حال پرواز است تغییرات دمایی در حدود ۸۰ درجه سلسیوس را تحمل می‌کند [۹].

البته در هواپیماهای مافوق صوت گرم شدن بدنه و نواحی اطراف لبه‌ها و دماغه بیشتر و شدیدتر است [۱۰]. اینکه آیا دماهای بالا و چنین تغییرات دما می‌توانند در مقاومت خستگی قطعات تأثیر بگذارند یا نه موضوع مورد بررسی تعداد معدودی از مقالات بوده است و هیچ کدام پاسخ کاملی برای این موضوع ارائه نشده است. بهبود عمر خستگی کاملاً مربوط به اثر پیش‌تنش می‌باشد، حال اگر این تنش‌ها تحت اثر بارهای حرارتی متناوب یا پایا متفاوت قرار گیرند ممکن است در عمر خستگی قطعات تأثیر بگذارند.

بیشتر مطالعاتی که تاکنون در زمینه تداخل منتشر شده‌اند بر روی ورق‌های سوراخ باز انجام شده‌اند. این در حالی است که تداخل در عمل برای اتصالات پیچی هم به کار می‌رود که رفتار متفاوتی در مقایسه با اتصالات با سوراخ باز دارند. مطالعه تأثیر فرآیند تداخل و نیروی فشاری پیچ و مهره بر روی عمر خستگی نمونه‌ها به‌صورت جداگانه انجام پذیرفته است ولی در تحقیقات کمی تأثیر هم‌زمان تداخل و نیروی فشاری بررسی شده است [۱۲].

همه تحقیقات انجام گرفته شده در دمای آزمایشگاهی بررسی شده است و تاکنون اثر تغییرات دما که به عنوان عاملی که نمی‌توان از آن صرف‌نظر کرد، به طور کامل مورد بررسی قرار نگرفته است. هدف پژوهش حاضر بررسی اثر اعمال چرخه دمایی بر روی رفتار خستگی ورق سوراخ باز و همچنین تحت تداخل پس از بستن پیچ و مهره می‌باشد. رفتار خستگی که مورد بررسی قرار گرفته شامل عمر خستگی، نحوه ایجاد و گسترش ترک و نیز نحوه واماندگی می‌باشد. برای این منظور نمونه‌ای از ورق سوراخ‌دار با ابعاد مشخص و مورد نظر از جنس آلومینیوم Al-alloy 7075-T6 که در صنایع هوایی مورد استفاده قرار می‌گیرد تهیه گردیده است. جهت بررسی اثر دما لازم است تا پس از انجام عملیات تداخل و اعمال نیروی فشاری پیچ و مهره، بارگذاری حرارتی بر روی نمونه اعمال شود. بارگذاری حرارتی در دو دمای ۶۰°C و ۱۲۰°C انجام شده است. بررسی این چرخه گرمایی ضروری بوده و جنبه‌ی کاملاً عملی دارد.

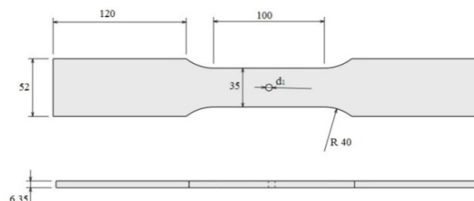
۲- روش تجربی

۲-۱- مواد مصرفی و نمونه‌های آزمایشی

برای ساخت نمونه‌های آزمایشی از آلومینیوم Al-alloy 7075-T6 استفاده شده است. این آلیاژ که اغلب در بال و بدنه هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرد همواره در معرض بارگذاری‌های چرخه‌ای واقع است و با توجه به وجود سوراخ بررسی عمر خستگی قطعات سوراخ‌دار از این جنس تحت بار چرخه‌ای که غالباً هنگام پرواز پیش می‌آید، ضروری و پر اهمیت است. از مزیت‌های این آلیاژ می‌توان به نسبت استحکام به وزن بالا اشاره نمود. جهت ساخت نمونه‌ها از ورق Al-alloy 7075-T6 به ابعاد $1/22 \times 1/22 \times 6/35$ میلی‌متر با استفاده از روش برشکاری CNC تهیه شده است. شکل ۱ ابعاد نمونه آزمایشی را نشان می‌دهد.

جدول ۱- مشخصات مکانیکی آلیاژ آلومینیوم Al-alloy 7075-T6

property	Value
Yield Strength (MPa)	۵۰۳
Elongation (%)	۱۰/۴
Modulus of elasticity (GPa)	۷۱/۵
Poisson's ratio	۰/۳۳



شکل ۱- ابعاد نمونه‌های آزمایشی (میلی‌متر)

در ساخت نمونه‌ها، برش طوری انجام شده که راستای طولی آن‌ها با راستای نورد موازی باشد. عملیات ماشین‌کاری قطعات تا حد امکان با سرعت پایین انجام شده تا تنش‌های پسماند ناشی از عملیات برش CNC و سوراخ‌کاری به کمترین مقدار ممکن کاهش پیدا کنند. به دلیل حساسیت بالای تست‌های خستگی به کیفیت صافی سطح، سطح نمونه‌ها با استفاده از کاغذهای سمباده با درجه‌های ۵۰۰، ۲۰۰ و ۸۰۰ به ترتیب سمباده زده شده است. آخرین مرحله سمباده‌زنی در راستای طولی نمونه‌ها انجام شده است. پس از آماده شدن نمونه‌ها، قطر سوراخ‌های ایجاد شده با استفاده از سوراخ سنج سبیتو اندازه گرفته شده و که نتایج نشان دادند که اختلاف قطر سوراخ‌های ایجاد شده و مقدار اسمی آن از $0/01$ میلی‌متر تجاوز نکرده است. دلیل حساسیت در کنترل اندازه سوراخ‌ها این امر می‌باشد که عدم دقت کافی باعث تفاوت نسبت تداخل نمونه‌ها می‌شود. نمونه‌های آزمایش به هشت دسته تقسیم شده است. یک گروه بدون اینکه تحت عملیاتی قرار بگیرد، برای انجام تست خستگی کنار گذاشته شد؛ اما ۷ گروه دیگر تحت شرایط تداخل و پیش‌بار قرار گرفته‌اند. برای هر هشت دسته از این نمونه‌ها نام خاصی انتخاب شده است. این نام‌گذاری در جدول ۲ بر مبنای عملیاتی که بر روی آن‌ها اعمال شده، نشان داده شده است.

جدول ۲- نام‌گذاری نمونه‌ها بر اساس شرایط عملیات انجام شده

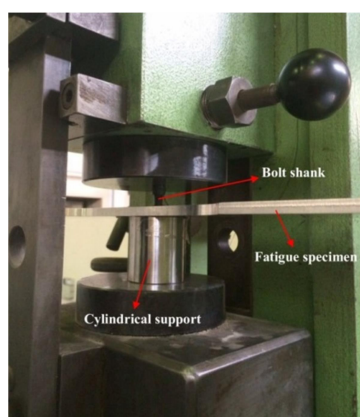
نام‌گذاری	توصیف
OH	نمونه‌های سوراخ باز
IF	نمونه‌های تداخل
BIF3409	نمونه‌های تداخل دارای نیروی فشاری 3409 N
BIF6818	نمونه‌های تداخل دارای نیروی فشاری 6818 N
BIF3409+ T60	نمونه‌های تداخل دارای نیروی فشاری 3409 N تحت چرخه دمایی 60°C
BIF6818+T60	نمونه‌های تداخل دارای نیروی فشاری 6818 N تحت چرخه دمایی 60°C
BIF3409+ T120	نمونه‌های تداخل دارای نیروی فشاری 3409 N تحت چرخه دمایی 120°C
BIF6818+T120	نمونه‌های تداخل دارای نیروی فشاری 6818 N تحت چرخه دمایی 120°C

۲-۲- عملیات تداخل و اعمال نیروی پیش‌بار

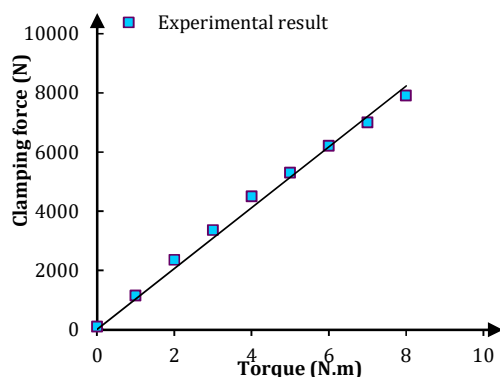
فرآیند تداخل عبارت است از عبور دادن پیچ از داخل سوراخ به طوری که قطر سوراخ از قطر پیچ کوچک‌تر باشد و پیچ در داخل سوراخ باقی بماند. برای انجام عملیات تداخل پیچ کلاس ۱۲/۹ با قطر اسمی ۶ میلی‌متر (قطر واقعی $d_2 = 5/9$ میلی‌متر) و ساق بدون رزوه ۲۰ میلی‌متر بکار گرفته شده است. در نمونه‌های بدون عملیات قطر سوراخ $5/70$ میلی‌متر بوده و در نمونه‌های با تداخل، قطر سوراخ نمونه‌ها $5/92$ میلی‌متر می‌باشد. مقدار درصد تداخل با استفاده از رابطه (۱) بدست می‌آید:

$$IF = \frac{d_2 - d_1}{d_1} \times 100 \quad (1)$$

که d_2 قطر پین و d_1 قطر سوراخ می‌باشند. با توجه به رابطه (۱) مقدار تداخل $3/5$ درصد می‌باشد. برای وارد کردن پیچ به داخل سوراخ نمونه‌ها از دستگاه کشش و فشار اسمبلر استفاده شده است (شکل ۲). به منظور اطمینان از هم مرکز بودن پیچ و سوراخ قید و بند خاصی طراحی و مورد استفاده قرار گرفته است. برای انجام عملیات تداخل در زیر نمونه‌های آزمایشی یک بوش فولادی با قطر داخلی ۱۰ و قطر خارجی ۳۵ میلی‌متر به صورت هم‌مرکز با سوراخ نمونه به عنوان تکیه‌گاه هنگام وارد کردن پیچ داخل سوراخ استفاده شده است.



شکل ۲- نحوه انجام فرآیند تداخل (سمت چپ)



شکل ۴- رابطه خطی بین گشتاور اعمالی و نیروی فشاری

۳-۲- اعمال چرخه گرمایی

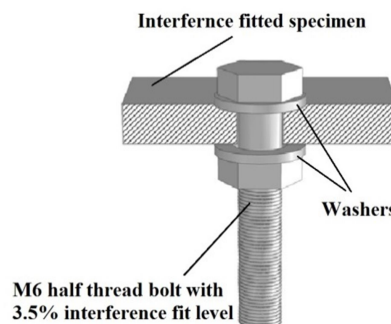
چهار دسته از نمونه‌ها بدون اعمال چرخه دمایی برای انجام تست‌های خستگی کنار گذاشته شده و چهار دسته دیگر پس از اعمال چرخه دمایی تحت تست خستگی قرار گرفته‌اند. بارگذاری حرارتی در دو دمای 60°C و 120°C انجام شده است. توجه به محل استفاده آلیاژ آلومینیوم Al-alloy 7075-T6 که اغلب قطعات بال و بدنه هواپیما می‌باشد، این دو دما محتمل‌ترین دماهای بالای صفر هستند که ممکن است در یک چرخه پروازی برای یک هواپیما رخ بدهد. دمای 60°C هنگامی که هواپیما در یک روز گرم تابستان زیر آفتاب بر روی باند قرار دارد ممکن است در برخی از نقاط بدنه ایجاد شود و دمای 120°C دمایی است که در اغلب در نقاط نوک تیز بدنه هنگام پرواز مافوق صوت ایجاد می‌گردد. از آنجا که پس از مدتی هواپیما بر روی زمین و در داخل آشیانه قرار می‌گیرد و دما به حدود 25°C تنزل پیدا می‌کند، جهت اعمال چرخه گرمایی بر روی نمونه‌ها از کوره حرارتی استفاده شده است. کوره مورد نظر برای محدوده دمایی مورد استفاده توسط یک دماسنج دیجیتالی کالیبره شده است. نمونه‌ها در گروه‌های سه تایی در درون کوره قرار داده شده است و در شکل ۵ قرار گرفتن نمونه‌ها در کوره نشان داده شده است.



شکل ۵- قرار گرفتن نمونه‌ها در کوره

الگو و نحوه اعمال چرخه گرمایی بر روی نمونه‌ها در شکل ۶ نشان داده شده است. نمونه‌ها در درون کوره قرار داده شده سپس دمای کوره به آرامی افزایش داده شد تا در نهایت در مدت ۲۵ دقیقه دمای نمونه‌ها به حداکثر مقدار مورد نظر برسد. سپس دمای کوره به مدت ۱۰ دقیقه ثابت نگه داشته شد. پس از این مدت کوره خاموش گردیده و دمای

بعد از اتمام عملیات تداخل یک گروه از نمونه‌های آزمایشی جهت انجام تست‌های خستگی کنار گذاشته شد و مابقی تحت نیروی فشاری پیچ و مهره قرار گرفتند (شکل ۳). برای تعیین مقدار گشتاور اعمالی بر نمونه‌های دارای تداخل، از یک گشتاورسنج با دامنه کوچک در حدود ۲۰۰۰ نیوتن‌متر استفاده شده است.



شکل ۳- طرحواره پیچ، مهره و واشر

بر این اساس دو مقدار گشتاور $3/5$ و ۷ نیوتن‌متر به عنوان گشتاورهای اعمالی انتخاب شدند. گشتاورهای اعمالی بر مبنای استحکام رزوه پیچ و مهره انتخاب شده است. یکی از مهم‌ترین نکات در هنگام بستن اتصالات پیچی، تعیین رابطه بین گشتاور اعمالی و نیروی محوری ایجاد شده در پیچ است. برای تعیین رابطه‌ی بین گشتاور اعمالی و نیروی فشاری وارد شده به ورق از یک روش تجربی استفاده شده است. برای این منظور از یک بوش فولادی با ابعاد متناسب با اتصال، استفاده شده است. با قرار دادن این بوش فولادی مابین واشر و ورق، کرنش محوری ایجاد شده در آن در نتیجه اعمال گشتاور به پیچ و مهره قابل اندازه‌گیری می‌باشد. بدین منظور از دو کرنش‌سنج که به صورت موازی با محور بوش و در مقابل هم روی آن نصب شده‌اند، استفاده شده است. با استفاده از میانگین دو کرنش بدست آمده از کرنش‌سنج‌ها، رابطه بین گشتاور اعمالی و نیروی فشاری وارد شده تعیین شده است. با در دست داشتن سطح مقطع بوش و مشخصات مکانیکی آن می‌توان با استفاده از قانون هوک و تعادل، رابطه بین گشتاور اعمالی و نیروی وارد شده به ورق را به طریق زیر محاسبه کرد:

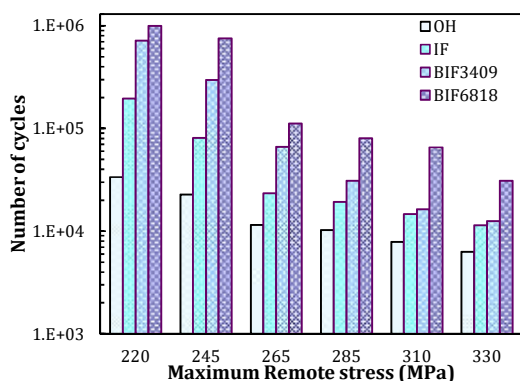
$$F_{cl} = A_{bush} \times \epsilon_m \times E_{bush} = \frac{\pi}{4} (9^2 - 5^2) \times \epsilon_m \times E_{bush} \quad (2)$$

که در رابطه بالا E_{bush} مدول الاستیسیته بوش، ϵ_m میانگین کرنش محوری و A_{bush} سطح مقطع بوش می‌باشد. رابطه خطی بین نیروی فشاری بدست آمده و گشتاور اعمالی در شکل ۴ نشان داده شده است. بر این اساس با توجه به دو مقدار گشتاور انتخابی $3/5$ و ۷ نیوتن‌متر، نیروی فشاری محاسبه شده به ترتیب برابر 3409 و 6818 نیوتن می‌باشند.



شکل ۷- نحوه بسته شدن نمونه‌های آزمایشی بر روی دستگاه خستگی

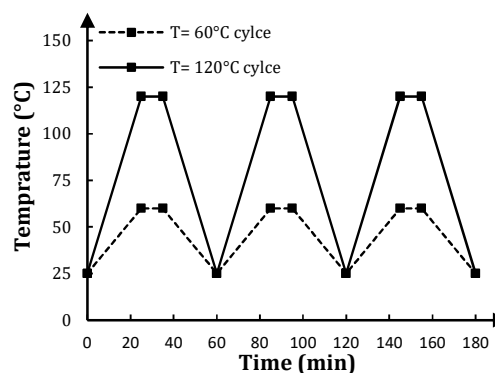
نمودار تنش- عمر حاصل از تست‌های خستگی برای نمونه‌ها در شکل‌های ۸-۱۰ نشان داده شده است. در شکل ۸ نتایج تست‌های خستگی نمونه‌های تحت پیش‌بار با نمونه‌های تداخل و نمونه‌های بدون عملیات مقایسه شده است. شکل ۹ و ۱۰ به ترتیب اثر اعمال دما بر روی نمونه‌های BIF3409 و BIF6818 نشان داده شده است. لازم به توضیح می‌باشد که در صورتی که عمر نمونه‌ها بیشتر از 10^6 چرخه باشد تست متوقف شده است. در نمونه‌های BIF6818 در تنش اعمالی 220 مگا پاسکال نمونه‌ها در عمر یک میلیون چرخه دچار شکست نشدند لذا تست در 10^6 چرخه متوقف گردید. از اینرو در نتایج عمر یک میلیون چرخه گزارش شده است.



شکل ۸- مقایسه نتایج تست‌های خستگی نمونه‌های سوراخ باز (OH)، تداخل (IF) و نمونه‌های تحت پیش بار (BIF)

چنانچه شکل ۸ نشان می‌دهد تداخل و اعمال نیروی پیش‌بار عمر خستگی نمونه‌ها را در مقایسه با نمونه‌های بدون عملیات (نمونه‌های سوراخ باز) افزایش داده است. اعمال نیروی پیش‌بار بر روی نمونه‌های دارای تداخل باعث افزایش نرخ بهبود عمر نمونه‌ها شده است. افزایش عمر خستگی در نمونه‌های با نیروی پیش‌بار بزرگ‌تر، بیشتر است. بطوریکه عمر خستگی نمونه‌های BIF6818 بزرگ‌تر از نمونه‌های BIF3409 می‌باشد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که در بارهای پایین میزان افزایش عمر نمونه‌های تداخل تحت نیروی فشاری در مقایسه با نمونه‌های که فقط تحت عملیات تداخل قرار گرفته‌اند بسیار قابل ملاحظه می‌باشد. در بارهای پایین در نمونه‌های BIF6818 افزایش عمر خستگی نسبت به نمونه‌های تداخل در حدود 600% درصد و در

قطعات با باز گذاشتن درب کوره در مدت 25 دقیقه به دمای محیط یعنی 25 درجه سلسیوس بازگردانده شده است. این عمل برای هر یک از نمونه‌ها در سه مرحله انجام شده است. در نتیجه این روش هیچ‌گونه شوک حرارتی ایجاد نشده و با توجه به کم بودن نرخ افزایش دما، دمای تمامی نقاط قطعه به‌صورت یکنواخت و یکسان افزایش می‌یابد.



شکل ۹- چرخه گرمایی اعمالی بر نمونه‌ها

با استفاده از روابط انتقال گرما می‌توان بررسی کرد که آیا در قطعات آلومینیومی مورد استفاده، هنگام گرم شدن تحت شرایط مختلف پرواز، گرادیان دما ایجاد می‌شود یا نه. برای این منظور از عدد بیو (Bi) استفاده شده است. چنانچه مقدار عدد بیو خیلی کوچک و کمتر از یک دهم باشد، $Bi < 0.1$ می‌توان دمای کل سیستم را یکنواخت فرض نمود. [۱۳، ۱۴]. مقدار عدد بیو بدست آمده برای نمونه‌های تست شده بسیار کوچک‌تر از یک بدست می‌آید. بدین ترتیب می‌توان نتیجه‌گیری نمود که بر اساس عدد بیو بدست آمده و این واقعیت که نمونه‌ها در حین گرم شدن و خنک شدن آزادانه منبسط و منقبض می‌شوند، اطمینان حاصل کرد که در طول چرخه دمایی توزیع دما غیر یکنواخت نبوده و هیچ تنش گرمایی حاصل نمی‌شود.

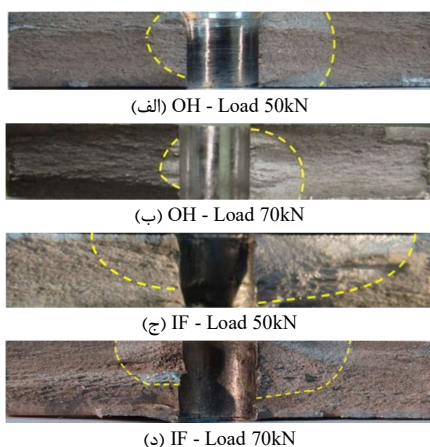
۲-۴- تست‌های خستگی و نتایج

در انجام تست‌های خستگی از دستگاه Zwick/Roell Amsler استفاده شده است. بارگذاری اعمالی از نوع سینوسی با نسبت بار 0.1 می‌باشد. تست‌ها در فرکانس 4 هرتز انجام شده‌اند. بارهای اعمالی به گونه‌ای انتخاب شده‌اند که گسیختگی نمونه‌ها قبل از 10^6 چرخه اتفاق بیافتد. در نمونه‌هایی که قطعات بیش از این مقدار عمر کرده‌اند تست متوقف شده است. منظور از عمر تعداد سیکل‌هایی است که باعث گسیختگی کامل قطعه می‌شود. در شکل ۷ نحوه بسته شدن نمونه‌های خستگی بر روی دستگاه خستگی نشان داده شده است.

خستگی ندارد. در دمای 120°C درصد افزایش عمر خستگی در حدود ۱۷ درصد می‌باشد.

۲-۵- سطح مقطع شکست نمونه‌ها

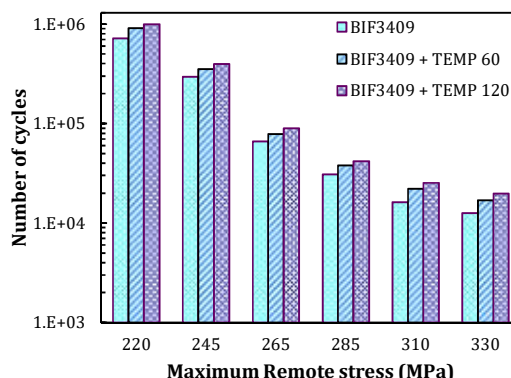
پس از انجام تست‌های خستگی به منظور بررسی محل و نحوه شروع ترک خستگی و همچنین منطقه گسترش ترک خستگی بررسی مقاطع شکست لازم می‌باشد. از اینرو سطوح مقاطع شکسته شده نمونه‌های آزمایشی مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۱۱ سطح مقطع شکست نمونه‌های بدون عملیات و نمونه‌های تداخل در دو بار ۵۰ kN و ۷۰ kN نشان داده شده است. در نمونه‌های بدون عملیات ترک‌های خستگی از لبه میانی سوراخ شروع و به صورت نیم بیضی گسترش یافته‌اند. چنانچه از شکل ۱۱ می‌توان مشاهده کرد، با افزایش بار اعمالی، ناحیه گسترش ترک کوچک‌تر شده است. در نمونه‌های دارای تداخل بر خلاف نمونه‌های بدون عملیات ترک خستگی از لبه ورودی سوراخ جوانه زده و به صورت ربع بیضی از دو طرف لبه سوراخ گسترش یافته‌اند (شکل ۱۱ الف و ب را ببینید).



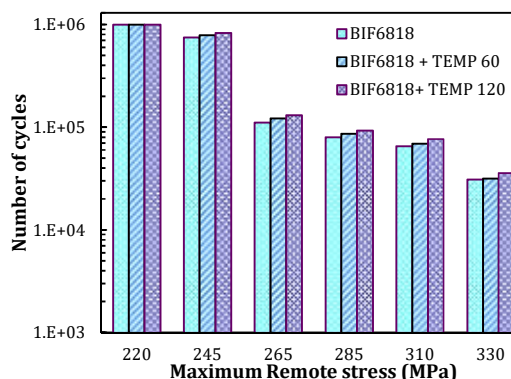
شکل ۱۱- سطح مقطع شکست نمونه‌ها

در شکل ۱۲ سطح مقطع شکست نمونه‌های تحت نیروی پیش‌بار ۳۴۰۹ نیوتن نشان داده شده است. در بارهای اعمالی پایین در نمونه‌های BIF3409 ترک خستگی در کوچک‌ترین مقطع جوانه زده و گسترش یافته است. باید اشاره شود که در این حالت محل شروع ترک از لبه سوراخ به ناحیه دورتر از لبه سوراخ انتقال یافته است. اعمال چرخه دمایی بر روی نمونه‌ها باعث ایجاد تغییر در محل جوانه زنی ترک شده است. بطوریکه در نمونه‌های تحت چرخه گرمایی ترک از منطقه کوچک‌ترین سطح مقطع شروع نشده و به سمت جهت بارگذاری منتقل شده است (شکل ۱۲ ب را ببینید). ناحیه شروع ترک از سطح ورودی در موقعیتی دورتر از سوراخ، مابین لبه داخلی و خارجی و اثر ایجاد شده است. با افزایش بار اعمالی، شکل و محل شروع ترک خستگی در نمونه‌هایی که تحت چرخه گرمایی قرار گرفته و نمونه‌هایی که تحت چرخه گرمایی قرار نگرفته‌اند با هم مشابه می‌باشند. در این حالت ترک خستگی از صفحه‌ی ورودی از لبه سوراخ شروع و به صورت ربع بیضی گسترش یافته است.

نمونه‌های BIF3409، در حدود ۲۵۰ درصد می‌باشد. با افزایش بار اعمالی میزان افزایش عمر خستگی کاهش یافته است. بطوریکه در بارهای بالا عمر خستگی نمونه‌های IF و BIF3409 به هم نزدیک می‌باشد در بارهای بالا در نمونه‌های BIF3409، بهبود عمر خستگی در حدود ۲۰ درصد می‌باشد. در بارهای بالا عمر نمونه‌های BIF6818 در مقایسه با نمونه‌های IF بالا می‌باشد. در نمونه‌های BIF6818 افزایش عمر خستگی در حدود ۳۰۰ درصد می‌باشد.



شکل ۹- تأثیر اعمال چرخه دمایی بر عمر خستگی نمونه‌های BIF3409



شکل ۱۰- تأثیر اعمال چرخه دمایی بر عمر خستگی نمونه‌های BIF6818

اعمال چرخه دمایی بر روی نمونه‌ها باعث بهبود عمر خستگی شده است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که نمونه‌هایی که تحت چرخه گرمایی قرار گرفته‌اند در مقایسه با نمونه‌هایی که تحت چرخه گرمایی قرار نگرفته‌اند بهبود عمر خستگی بیشتری دارند. میزان بهبود عمر خستگی در نمونه‌های با پیش‌بار کمتر (BIF3409) در مقایسه با نمونه‌های با پیش‌بار بزرگ‌تر (BIF6818) نسبت به نمونه‌های بدون چرخه گرمایی، بیشتر می‌باشد.

در نمونه‌های با پیش‌بار پایین‌تر در دمای 60°C بیشترین افزایش عمر خستگی در حدود ۳۰ درصد و در دمای 120°C ، بهبود عمر خستگی در حدود ۵۰ درصد می‌باشد. در نمونه‌های با پیش‌بار بزرگ‌تر در دمای 60°C درصد افزایش عمر بسیار ناچیز بوده و در واقع می‌توان نتیجه گرفت که اعمال چرخه دمایی تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر روی عمر

وارد شده و پیچ و مهره را به سمت هم می‌کشد. این عمل موجب می‌گردد که ورق تحت فشار قرار گرفته و پیش‌تنش فشاری غیریکنواخت دیگری در نزدیکی سوراخ ایجاد گردد. میدان تنش ناشی از بستن پیچ و مهره که در اثر کرنش‌های سطحی حاصل از فشار و اثر بر ورق به وجود می‌آید، یک میدان تنش سطحی است و کاملاً در عمق ورق نفوذ نمی‌کند و در صفحه میانی مقدار ناچیزی دارد [۶]. بر این اساس این میدان تنش نیز به میدان تنش ناشی از فرآیند تداخل در ضخامت ورق اضافه می‌شود.

اثر مثبت پیش‌تنش فشاری در هنگام بارگذاری دوردست به‌صورت کاهش هر چه بیشتر تمرکز تنش سوراخ نمایان می‌شود. کاهش تمرکز تنش منجر به کاهش تنش میانگین محلی در اطراف سوراخ می‌گردد. از طرفی دیگر در نمونه‌های تحت پیش‌بار هنگام اعمال بارگذاری چرخه‌ای تماس اصطکاکی بین واشر و سطح ورق به وجود می‌آید که این تماس اصطکاکی مانند یک گیره عمل کرده و از میزان کرنش‌های سطحی می‌کاهد و دامنه‌کرنش‌ها و در نتیجه دامنه تنش‌ها را کاهش می‌دهد. همچنین تماس اصطکاکی بین واشر و سطح ورق باعث محدود شدن بازشدگی دهانه ترک و یا سطوح ترک می‌شود. این عمل موجب کاهش ضریب شدت تنش در نوک ترک شده و از اینرو باعث تأخیر در گسترش ترک شده و عمر خستگی را افزایش می‌دهد. بر این اساس می‌توان وجود تماس اصطکاکی را عامل دیگری برای توجیه بهبود عمر قطعات بیج و مهره شده به حساب آورد.

از آنجایی که خواص مکانیکی مواد مستقیماً از ساختار میکروسکوپی ماده نشأت می‌گیرد، هر عاملی که باعث تغییر در ریز ساختار ماده بشود خواص مکانیکی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. دما و تغییر آن یکی از عواملی است که باعث تغییر ساختار میکروسکوپی ماده و در نتیجه تغییر خواص مکانیکی آن می‌شود. البته نحوه این تأثیر در انواع مواد و حتی در انواع مختلف فلزات و آلیاژهای فلزی متفاوت است. ایجاد ساختارهای مارتنزیتی و آستنیتی و سایر تحول‌های میکروسکوپی خواص مکانیکی ماده از قبیل مدول الاستیک، رابط تنش کرنش و در نتیجه بسیاری از موارد دیگر را تغییر می‌دهد. اندازه‌گیری خواص مکانیکی مواد در دماهای مختلف نیازمند تجهیزات پیشرفته‌ای می‌باشد. گزارش‌های گوناگونی در مورد رفتار مکانیکی آلومینیم Al-7075-T6 در دماهای مختلف وجود دارد [۱۵،۱۶]. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش دما، استحکام کششی و نهایی آلومینیم Al-alloy 7075-T6 کاهش می‌یابد.

مقاومت خستگی نمونه‌های تداخل دارای پیش‌بار که تحت چرخه گرمایی قرار گرفته‌اند به وسیله حالت ترکیبی اثر دما و مقدار نیروی فشاری پیچ و مهره کنترل می‌شود. تفاوت قابل توجهی در رفتار خستگی نمونه‌ها به دلیل اعمال پیش‌بارهای مختلف در اثر اعمال چرخه گرمایی مشاهده شده است. در نتیجه حرارت دادن و خنک کردن نمونه، ورق آلومینیوم و پیچ و مهره به طرز متفاوتی در تمام جهات منبسط و منقبض می‌شوند. سر پیچ و مهره بر اساس مقدار نیروی پیش‌بار اعمالی در برابر این گسترش و انقباض ضخامت ورق عکس‌العمل نشان می‌دهد. زمانی که صفحات پیچ و مهره تحت چرخه گرمایی قرار می‌گیرند، با توجه به مقدار نیروی پیش‌بار اعمالی و همچنین مقدار ضریب انبساط حرارتی ورق و پیچ، پیچ در مقابل انقباض ورق در راستای ضخامت ورق، مقاومت نشان می‌دهد (ضریب



(الف) BIF3409 - load 50 kN



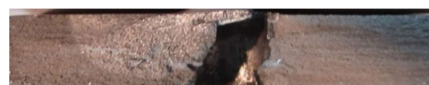
(C) BIF3409 + TEMP 120- load 50 kN



(ج) BIF3409 + TEMP 120 - load 70 kN

شکل ۱۲- سطح مقطع شکست نمونه‌های تحت پیش‌بار پایین

در نمونه‌های تحت پیش‌بار بالاتر (۶۸۱۸ نیوتن) اعمال چرخه دمایی تغییر چندانی بر روی نحوه و چگونگی جوانه‌زنی و رشد ترک‌های خستگی ندارد. بطوریکه بررسی سطح مقطع شکست نمونه‌ها حاکی از آن است که در همه نمونه‌های تحت پیش‌بار ۶۸۱۸ نیوتن روند مشابهی مشاهده می‌شود. در این نمونه‌ها در بارهای پایین‌تر ترک خستگی مابین لبه‌ی داخلی و خارجی و اشر در سطح ورودی شروع و به سمت صفحه خروجی (در امتداد ضخامت) به‌صورت ربع بیضوی گسترش یافته است. در واقع محل شروع ترک برخلاف نمونه‌های بدون عملیات و نمونه‌های تداخل در کوچک‌ترین سطح مقطع نبوده و در فاصله شعاعی دورتر از کوچک‌ترین سطح مقطع اتفاق افتاده است (شکل ۱۳ الف و ۱۳ ب را ببینید). با افزایش بار، محل شروع ترک به کوچک‌ترین سطح مقطع منتقل شده و ترک خستگی از لبه سوراخ جوانه‌زده و به‌صورت ربع بیضوی گسترش یافته است. لازم به ذکر است که منطقه گسترش ترک خستگی در نمونه‌های با پیش‌بار بیشتر در مقایسه با نمونه‌های با پیش‌بار کوچک، بزرگ‌تر می‌باشد. بزرگ‌تر بودن ناحیه گسترش ترک نشانگر تأثیر بیشتر نیروی پیش‌بار بزرگ‌تر در کند کردن روند گسترش ترک می‌باشد.



(الف) BIF6818- load 50 kN



(C) BIF6818 + TEMP120- load 50 kN



(ج) BIF6818 + TEMP60- load 70 kN

شکل ۱۳- سطح مقطع شکست نمونه‌های تحت بیش‌بار بالا

٣- بحث

به دلیل متفاوت بودن حالت تنش در امتداد ضخامت ورق و ورود تدریجی پیچ به داخل سوراخ توزیع تنش در امتداد ضخامت ورق در فرایند تداخل غیر یکنواخت می‌باشد. بر این اساس پیش‌تنش ناشی از فرایند تداخل ذاتاً به‌صورت یکنواخت در ضخامت ورق توزیع نمی‌شود [۳]. هنگام اعمال گشتاور به پیچ و مهره، یک نیروی کششی به پیچ

در نمونه‌های BIF3409، نیروی فشاری لازم برای فشردن محکم ورق و مجموعه پیچ و مهره کم بوده و در نتیجه نیروی فشاری کم بین سطوح تماس، در اثر اعمال چرخه گرمایی، ماده می‌تواند در امتداد ضخامت ورق منبسط شود. این عمل باعث افزایش قابل توجه در میزان کشش در پیچ می‌شود و بنابراین سبب افزایش نیروی فشاری روی ورق شده و تقویت قابل توجه پیش‌تنش فشاری اطراف سوراخ می‌گردد. در نمونه‌های BIF6818، گشتاور ۷ نیوتن‌متر به‌صورت محکم ورق و پیچ و مهره را همانند گیره به هم متصل کرده است. اعمال نیروی فشاری بزرگ‌تر، از انبساط ورق و کشش پیچ جلوگیری می‌کند. از این رو نیروی فشاری اضافی کمتری در این حالت در اثر اعمال چرخه گرمایی به وجود می‌آید. در نتیجه اعمال چرخه دمایی بر روی نمونه‌ها، میزان نیروی فشاری اضافی به وجود آمده در نمونه‌های BIF3409 در مقایسه با نمونه‌های BIF6818 بیشتر می‌باشد. بنابراین همچنان که نتایج بدست آمده نشان می‌دهد، میزان درصد بهبود عمر خستگی نمونه‌های ناشی از چرخه دمایی در نمونه‌های BIF3409 بیشتر از نمونه‌های BIF6818 می‌باشد (شکل ۱۱ و ۱۲).

۴- نتیجه‌گیری

- نتایج بدست آمده از انجام پژوهش حاضر به شرح زیر می‌باشد:
- نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد اعمال چرخه گرمایی کوتاه مدت به نمونه‌ها باعث بهبود عمر خستگی نمونه‌ها بسته به مقدار پیش‌بار و دمای اعمال شده دارد. بطوریکه نمونه‌های تحت چرخه دمایی ۱۲۰ درجه سانتی‌گراد بیشترین بهبود عمر را نشان می‌دهند.
- در نمونه‌های BIF3409 در اثر اعمال چرخه دمایی ۶۰°C بیشترین افزایش عمر خستگی در حدود ۳۰ درصد و در دمای ۱۲۰°C در حدود ۵۰ درصد عمر خستگی افزایش یافته است. در نمونه‌های BIF6818 درصد افزایش عمر خستگی پایین‌تر می‌باشد. بطوریکه در چرخه دمایی ۶۰°C درصد افزایش عمر بسیار ناچیز می‌باشد. بطوریکه می‌توان گفت اعمال چرخه دمایی تأثیر آن چنانی بر روی عمر خستگی ندارد. در اثر اعمال چرخه دمایی ۱۲۰°C درصد افزایش عمر خستگی در حدود ۱۷ درصد می‌باشد.
- بهبود بیشتر عمر خستگی نمونه‌های BIF3409 در اثر اعمال چرخه دمایی به دلیل نیروی پیش‌بار کمتر می‌باشد. در این نمونه‌ها به علت نیروی فشاری کم بین سطوح تماس، در اثر اعمال دما ماده می‌تواند در امتداد محور پیچ منبسط شود. این عمل باعث افزایش قابل توجه در میزان کشش در پیچ شده و باعث می‌شود نیروی فشاری در اطراف سوراخ بیشتر شود. افزایش نیروی فشاری تقویت قابل توجه پیش‌تنش فشاری در اطراف سوراخ می‌شود. در

نمونه‌های BIF6818، نیروی فشاری بزرگ‌تر به‌صورت محکم ورق و پیچ و مهره را همانند گیره به هم متصل کرده است. اعمال نیروی فشاری بزرگ‌تر، از انبساط ورق و کشش پیچ در اثر اعمال دما جلوگیری کرده و نیروی فشاری اضافی کمتری در این حالت در اثر چرخه گرمایی به وجود می‌آید.

۵- مراجع

- Chakherlou T.N., Mirzajanzadeh M., Vogwell J., Experimental and numerical investigations into the effect of an interference fit on the fatigue life of double shear lap joints, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, No. 7, pp. 2066-2080, 2009
- Kleditzsch S., Awiszus B., Lätzer M., Leidich E., Numerical and analytical investigation of steel-aluminum knurled interference fits: Joining process and load characteristics, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 219, pp. 286-997, 2015.
- Chakherlou T.N., Taghizadeh H., Aghdam A.B., Experimental and numerical comparison of cold expansion and interference fit methods in improving fatigue life of holed plate in double shear lap joints, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 29, pp. 351-362, 2013.
- Chakherlou T.N., Oskouei R.H., Vogwell J., Experimental and numerical investigation of the effect of clamping force on the fatigue behaviour of bolted plates, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, pp. 563-574, 2008.
- Aragon A., Alegre J.M., Gutierrez-solana F., Effect of clamping force on the fatigue behavior of punched plates subjected to axial loading, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 13, pp. 271-281, 2006.
- Oskouei R.H., Chakherlou T.N., Reduction in clamping force due to applied longitudinal load to aerospace structural bolted plates, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, pp. 325-330, 2009.
- Chakherlou T.N., Abazadeh B., Vogwell J., The effect of bolt clamping force on the fracture strength and the stress intensity factor of a plate containing a fastener hole with edge cracks, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, pp. 242-253, 2009.
- Alegre J.M., Gutierrez-solana F., Aragon A., A finite element simulation methodology if the fatigue behavior of punched and drilled plate components, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 11, pp. 737-750, 2004.
- Clark D.A., Johnson W.S., Temperature effects on fatigue performance of cold expanded holes in 7050-T7451 aluminum alloy, *International Journal of Fatigue*, Vol. 25, pp. 159-65, 2003.
- Minguez J.M., Vogwell J., Fatigue life of an aerospace aluminum alloy subjected to cold expansion and a cyclic temperature regime, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 13, No. 6, pp. 997-1004, 2006.
- Polmear I.J., Pons G., Octor H., Sanchez C., Morton A., Borbridge W., After Concorde: evaluation of an Al-Cu-Mg-Ag alloy for use in the proposed European SST, *Material Science Forum*, Vol. 12, pp. 217-222, 1996.
- Liu L., Zhang J., Chen K., Wang H., Combined and interactive effects of interference fit and preloads on composite joints, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 27, No. 3, pp. 716-729, 2014.
- Incorpera F.P., DeWitt D.P. Fundamentals of heat and mass transfer. 2nd ed. John Wiley & Sons, Inc; 1985.
- Holman J.P. Heat transfer. McGraw Hill; 2002.
- Royster D.M. Tensile properties and creep strength of three aluminum alloys exposed up to 25000 hours at 200-400 F. Langley Station, Hampton VA: Langley Research Center; 1969 [January, NASA TN D-5010.
- Stowell E.Z. A phenomenological relation between stress, strain rate and temperature for metals at elevated temperature. Langley Field, VA: Langley Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics; 1957.