

## بررسی تجربی رفتار خستگی آلومینیوم ۷۰۷۵ مورد استفاده در سازه‌های هواپیما در اثر پدیده پیری

رضا سرخوش<sup>۱\*</sup>، حمیدرضا زاری<sup>۲</sup>، محمد کاظم خدامرادی<sup>۳</sup>

۱- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

۲- استاد، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

۳- دانشجوی دکترای، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۱۰/۲۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۱/۰۸)

### چکیده

فرسودگی وسایل پرنده یکی از مسائل کلیدی در ارزیابی قابلیت پرواز آن‌ها به شمار می‌آید. در این مقاله، به بررسی رفتار خستگی سازه‌های هوایی پس از گذشت سال‌های خدمت پرداخته شده است. به منظور ارزیابی تأثیر فرسودگی بر رفتار خستگی، نمونه‌هایی از سازه‌های چندین هواپیمای جنگی فرسوده نیروی هوایی جمهوری اسلامی ایران (نهاجا) تهیه و آزمایش‌های کشش استاتیکی و خستگی بر روی آن‌ها انجام گردید. برای مقایسه نتایج، آزمایش‌های مشابهی بر روی مواد خام کارنکرده نیز صورت گرفت. در این پژوهش، رفتار خستگی ورق آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ جدا شده از بدنه‌ی هواپیمای فانتوم با ضخامت‌های متفاوت و همچنین نمونه‌ای از ورق خام آلیاژ آلومینیوم مورد بررسی قرار گرفت. در مجموع، هشت نمونه تحت آزمون خستگی قرار گرفتند. همچنین، ریزساختاری و مشخصه‌یابی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ پیرسخت شده طبیعی فرسودگی با استفاده از میکروسکوپ‌های نوری و الکترونی روبشی مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج به دست آمده از تصاویر میکروسکوپ نوری نشان‌دهنده‌ی تشکیل رسوبات مختلف در فاز زمینه بود. نتایج آزمون خستگی بر روی این نمونه‌ها نشان‌دهنده‌ی طول عمر بالاتر در مقایسه با نمونه‌ی خام بود که این یافته‌ها با نتایج سایر مطالعات انجام شده بر روی این آلیاژ همخوانی دارد.

واژه‌های کلیدی: رفتار خستگی، آلیاژ ۷۰۷۵، آزمون کشش، فرسودگی

## Experimental study of fatigue behavior of 7075 aluminum used in aircraft structures due to aging

Reza Sarkhosh, Hamidreza Zarie, Mohammad Kazem Khodamoradi

### Abstract

The aging of aircraft is one of the most important problems in the evaluation of their airworthiness. In the structural area, fatigue behavior after years of service of aircraft is of particular importance. Therefore, this article deals with this issue. To evaluate the effect of aging on fatigue behavior, samples of the structures of several worn-out warplanes were prepared and static tensile and fatigue tests were performed on them. To evaluate the results, similar experiments were performed on the used raw materials. In this study, the fatigue behavior was performed on a 7075 aluminum alloy sheet isolated from the fuselage of the phantom aircraft with different thicknesses as well as a sample of raw aluminum alloy sheets. A total of 8 samples were tested for fatigue. Also in this research microstructure of Al-7075 alloy has been investigated and it is also characterized using Optical Microscope, SEM. The results obtained for the naturally precipitation hardened alloy showed that in metallography images, coarse precipitates can be observed. The results of the fatigue test on these samples showed a longer service life compared to the raw sample, which is consistent with the results obtained in other papers worked on this alloy.

**Key words:** fatigue behavior, alloy7075, tensile test, aging

## مقدمه

پدیده فرسودگی یکی از مهم‌ترین مسائل صنعت هوایی کشور می‌باشد. با توجه به عمر بالای خدمتی ناوگان هواپیمایی نظامی کشور، امروزه یگان‌های نگهداری و تعمیراتی نه‌اجا شاهد بروز ایرادات و اشکالات عملکردی متفاوتی هستند که توسط کشور سازنده این وسایل پیش‌بینی نشده است. لذا ضرورت بررسی میزان سالمندی این ناوگان و همچنین میزان و فراوانی ایرادات پیش‌بینی نشده در آن از اهمیت ویژه‌ای برخوردار می‌باشد. لذا ناوگان هوایی نظامی و غیرنظامی پیر کشور نه تنها نباید بی‌مصرف تلقی شوند، بلکه باید به‌عنوان یک ثروت ملی که قابلیت تمدید عمر داشته و قادر به ارائه خدمت‌رسانی هستند، باحساسیت و اهمیت بیشتری مدنظر قرار گیرند [۱]. اکثر هواپیماها در قسمت‌های نظامی و تجاری مورد استفاده قرار می‌گیرند و پیری هواپیما در هر مورد، تعریف خاص خود را دارد. البته باید توجه نمود که پیری و ازکارافتادگی، دو مقوله کاملاً جداگانه بوده و پیری هواپیما را نایبستی با ازکارافتادگی هواپیما به یک منزله تلقی نمود. زیرا یک هواپیما ممکن است قبل از اینکه به مرحله پیری برسد ازکارافتاده گردد. یا برعکس، همانگونه که بطور معمول و در اغلب موارد اتفاق می‌افتد ممکن است یک هواپیما قبل از فرسودگی وارد مرحله پیری شود [۲]. طبق تعریف، یک هواپیمای تجاری زمانی ازکارافتاده درنظر گرفته می‌شود که عملیات نگهداشتن آن از لحاظ اقتصادی مقرون به صرفه نباشد. درحالی‌که یک هواپیمای نظامی را زمانی ازکارافتاده درنظر می‌گیریم که قابلیت‌های آن در برابر یک حریف بالقوه، قابل قیاس نباشد. این نکته نیز حائز اهمیت است که می‌بایست بین ویژگی‌های ساختاری یک هواپیمای پیر و یک هواپیمای جوان نیز تفاوت قائل شد. در واقع، یک هواپیمای جوان، هواپیمایی است که طبق برنامه تعمیر و نگهداری تعیین شده در زمان تولید آن، دارای صلاحیت پروازی باشد. عمده‌ترین مسئله نگران‌کننده درمورد هواپیمای جوان، وجود خطاهای احتمالی در طراحی سازه‌های آن می‌باشد که ممکن است منجر به ظهور ترک خستگی زودرس در تنش‌های بالا و پیش‌بینی نشده گردد که برای رفع این مشکل می‌بایست در طراحی سازه‌ها، این خطاها را کشف کرده و از میان برداشت. بنابراین تغییری در برنامه تعمیر و نگهداری آن ایجاد نمی‌شود. اما در هواپیمای پیر، برای رفع عیوب ناشی از خوردگی و ترک خستگی، می‌بایست برنامه تعمیر و نگهداری تعیین‌شده هواپیما

را اصلاح نمود. در واقع، در هواپیمای پیر به دلیل اثرات ناشی از تنش‌های داخلی و رسوبات درشت موجود در زمینه، ترک ناشی از خوردگی تنش، خستگی، ترک‌های خستگی و آسیب ناشی از خستگی گسترده، نیازمند اصلاح برنامه‌های تعمیر و نگهداری جهت بی‌عیبی سازه‌ای است. اما گاهی هزینه‌های تعمیر و نگهداری هواپیمای پیر بسیار گزاف است و باید دید که آیا حفظ و نگهداری آن مقرون به صرفه‌تر است یا جایگزین نمودن آن توسط ناوگان جدید صرفه اقتصادی دارد [۳]. توجه به این نکته حائز اهمیت است که تعیین زمان دقیق بازنشستگی یک هواپیما کار ساده‌ای نیست و تاریخ ساخت یک هواپیما نیز ملاک صحیحی برای بازنشسته نمودن آن نمی‌باشد، زیرا پیر شدن یک هواپیما بستگی به عوامل مختلفی مانند تعداد پرواز، مقدار ساعات پروازی، شرایط آب و هوایی، میزان تنش‌های وارد شده و ... داشته و بخش‌های مختلف هر هواپیما به میزان متفاوتی تحت تأثیر این عوامل قرار می‌گیرند. ولی می‌توان گفت هنگامی که جایگزین کردن یک هواپیما مقرون به صرفه‌تر از نگهداشتن آن باشد، زمان بازنشستگی آن فرا رسیده است. اما تشخیص این برآورد، کار بسیار پیچیده‌ای است و نیاز به تحقیقات و بررسی‌های بسیار وسیعی دارد. همان‌گونه که اشاره شد، پدیده پیری یک مقوله بسیار وسیع می‌باشد بنابراین، دامنه بررسی آن نیز گسترده بوده و از جنبه‌های گوناگون قابل بررسی است. در بخش سازه‌ای میزان کاهش استحکام مواد به-کار رفته در سازه‌های مختلف یک وسیله پرنده می‌تواند ملاک مناسبی جهت تعیین میزان فرسودگی آن باشد. لذا برای بررسی میزان کاهش استحکام سازه‌ای، انجام آزمایش‌های مختلفی در زمینه‌های خواص مکانیکی و فیزیکی، رسوب‌گذاری و رشد رسوبات در زمینه فاز مادر، مشخصه‌یابی افت خواص مکانیکی با استفاده از آزمون‌های مرتبط، خستگی، خوردگی تنش و دیگر عوامل می‌تواند تا حد زیادی مفید واقع شود. پدیده پیری وسایل پرنده مسئله‌ای است که تنها مختص ایران نمی‌باشد و اغلب کشورهای جهان خصوصاً آمریکا با آن روبرو هستند. اما این کشورها مدت‌ها است که برای تمدید عمر ناوگان هوایی خود به چاره‌اندیشی پرداخته و در این زمینه اقدامات و آزمایش‌های متعددی انجام داده‌اند [۱].

در این راستا، نیروی هوایی ایالات متحده از شورای تحقیقات ملی درخواست نموده است که مقدمات تحقیق و توسعه جهت پشتیبانی از عملیاتی نمودن هواپیماهای پیر آن‌ها

داده‌های جداول استاندارد افزایش بسیار چشمگیری داشته است (به‌طور میانگین حدود ۸ درصد افزایش) [۷]. کرمانیوس<sup>۳</sup> و همکاران [۷]، رفتار خستگی و تحمل آسیب آلیاژهای آلومینیومی T351-2024 بکار رفته در هواپیما را که دچار خوردگی شده‌اند بررسی نمودند. آن‌ها آزمایش‌های خستگی برای بدست آوردن منحنی N-S، آزمایش‌های رشد ترک خستگی و آزمایش‌های چقرمگی شکست را انجام دادند. رشد ترک خستگی برای مقادیر مختلف نسبت تنش R انجام شد. آن‌ها برای مقایسه، تمام آزمایش‌ها را به‌طور مشابه بر روی نمونه‌های بدون خوردگی نیز انجام دادند. آزمایش‌های آنان بر روی خوردگی تورقی بود اما عکس‌های متالوگرافی نشان‌دهنده وجود همزمان خوردگی حفره‌های درون دانه‌ای نیز بود که وجود آنها باعث شروع رشد ترک خستگی و کاهش عمر خستگی در نمونه‌ها می‌گردد. آنها همان‌گونه که پیش‌بینی می‌کردند، کاهش عمر خستگی نمونه‌های خورده‌شده با کاهش میزان تنش خستگی همراه بود و حد دوام خستگی از ۱۷۵ MPa در نمونه‌های خورده‌نشده به ۹۵ MPa در نمونه‌های خورده‌شده، تنزل پیدا کرد. نتایج حاصل از آزمایش‌های آنها حاکی از این است که حد دوام نمونه‌های خورده‌شده نسبت به مقادیر نمونه‌های خورده نشده در مراجع استاندارد تا ۴۳ درصد کاهش پیدا کرده است و چقرمگی شکست نیز تا ۲۱ درصد کاهش یافته است. سانکاران<sup>۴</sup> و همکاران [۹]، اثر خوردگی حفره‌های را بر روی نمونه‌های آلیاژ بدون روکش T6-7075 بررسی نمودند و متوجه شدند که عمر خستگی آنها با ضریب ۶ الی ۸ کاهش پیدا کرده است. آن‌ها آزمایش‌های خود را طبق استاندارد ASTM- G85 بر روی ورق‌هایی به طول ۱۵۰ mm و عرض ۷۵ میلی‌متر و ضخامت ۲ میلی‌متر از جنس آلیاژ آلومینیوم 7075-T6 نوردشده انجام دادند.

آسیب‌های اصلی وارده بر سازه یک وسیله پرنده فرسوده تحت عنوان واماندگی خستگی گسترده در بخش‌های مختلف سازه شناخته می‌شوند. منظور از واماندگی خستگی گسترده در بخش‌های مختلف سازه، آسیب‌هایی هستند که در اثر پدیده‌های خستگی، خوردگی، ترک ناشی از خوردگی تنش، شکست و ... در قسمت‌های مختلف یک سازه ایجاد شده‌اند. تحقیقات

را فراهم نماید که حاصل آن فراهم نمودن گزارش کاملی است که شورای تحقیقات ملی آمریکا در سال ۱۹۹۱ منتشر نمود و کلیه الزامات هواپیماهای پیر از جمله اقدامات مدیریتی و مهندسی و نیز برنامه تعمیر و نگهداری در آن بررسی شده است [۴]. گرانت<sup>۱</sup> [۵] به همت دانشگاه علمی و مهندسی پوردو، خستگی و میزان کاهش استحکام مواد در سازه‌های هواپیماهای پیر را طی چهار سال تلاش مورد بررسی و آزمایش قرار دادند و در آن به چهار موضوع اصلی بهبود آسیب، پیش‌بینی رشد ترک، تکنیک‌های مقابله با ازکارافتادگی و روش‌های تحلیل پیشرفته پرداخته و مکانیزم‌های خرابی خوردگی، ایجاد ترک خستگی و سایش را مورد بررسی قرار دادند. هدف اصلی این پروژه چهارساله، توسعه روش‌هایی برای افزایش عمر عملیاتی هواپیماها از طریق به تعویق انداختن خرابی، تعمیر سازه‌های ترک‌دار و به‌کارگیری روش‌هایی برای اولویت‌بندی اقدامات تعمیر و نگهداری می‌باشد. بدین منظور آزمایش‌هایی از قبیل آزمون کشش، آزمون رشد ترک خستگی، آزمون تنش- عمر (S-N) را بر روی قسمت‌هایی از سازه‌های آلومینیومی بال و بدنه تعدادی از هواپیماهای KC-135 بازنشسته شده انجام داده و نتایج را با مقادیر داده‌های استاندارد و نمونه‌های خام مقایسه نموده‌اند. نتایج بدست‌آمده در مورد آلیاژ T6-7075 بیانگر آن است که مدول یانگ نمونه‌های کارکرده حدود ۴/۱ درصد نسبت به نمونه‌های خام کاهش یافته، در صورتی که استحکام تنش تسلیم به میزان ۹/۱۱ درصد و استحکام تنش نهایی به میزان ۱ درصد نسبت به نمونه‌های خام افزایش داشته است. در حالت کلی نتایج حاصل از آزمایش‌ها نشان می‌دهد که با گذشت زمان، میزان استحکام تسلیم و استحکام نهایی در آلیاژهای سری 2xxx و 7xxx افزایش یافته و مدول یانگ در آنها کاهش پیدا کرده است. باسو<sup>۲</sup> و همکاران [۶]، مقاله‌ای منتشر کردند که در آن نتایج حاصل از تحقیقات تجربی خود در زمینه خواص مکانیکی، مقاومت رشد ترک و استحکام پسماند آلیاژهای آلومینیوم پوسته‌های بال و بدنه هواپیماهایی از جمله F-5E، B-707 و DC-8 با عمر ۸ تا ۳۸ سال خدمت‌رسانی را ارائه نمودند. نتایج حاصل از آزمایش‌های آنان بیانگر آن است که استحکام نهایی آلیاژهای آلومینیومی ۷۰۷۵ نسبت به نمونه‌های خام آن‌ها و

3. Kermanidis

4. Sankaran

1. Grandt

2. Basov

مختلفی در ارتباط با تعیین عمر خستگی سازه‌های فرسوده که دچار خوردگی نیز شده باشند، انجام پذیرفته است [۱۰-۱۳].

بهادلین [۱۴] در مطالعه‌ای که بر روی رفتار خستگی آلیاژ آلومینیوم 7075-T4 در دمای اتاق و دماهای بالاتر انجام داد، مشاهده کرد که نمونه تحت آزمایش خستگی در دمای ۱۸۰ درجه سانتی‌گراد در مقایسه با نمونه تحت آزمون در دمای اتاق با همان شرایط کاری، عمر خستگی کمتری دارد و عمر خستگی به طور چشمگیری در دمای بالا با نسبت ۱/۲-۱/۴ کاهش می‌یابد.

قره باغی و سرخوش [۱۵] در مطالعه خود به بررسی تنش پسماند ناشی از جوشکاری قطعات آلومینیومی را که می‌تواند عمر کاری قطعات را کاهش دهد، پرداختند در این مقاله به بررسی روش‌های تعیین و کاهش تنش پسماند پرداخته و با استفاده از جوش آرگون دو ورق آلومینیومی آلیاژ ۶۰۶۱-T6 را متصل کرده و تنش‌های پسماند را اندازه‌گیری نمودند. و نتایج نشان‌دهنده دقت بالا در مدل‌سازی و استخراج پارامترهای بهینه برای تنش‌زدایی حرارتی می‌باشد.

زارعی و همکارانش [۱۶] در پژوهش خود، از روش غیرمخرب نفوذ اتوماتیک گوی (ناگ) برای تعیین خواص مکانیکی فولاد ۴۳۴۰ آنیل شده و آلومینیوم ۷۰۷۵ خام و تهیه شده از هواپیمای فرسوده استفاده شده است. به منظور انجام محاسبات مربوط به این روش، کدنویسی روابط صریح در نرم‌افزار فرترن انجام و اعتبارسنجی نمودند. و نشان دادند که روش‌های غیرمخرب، به ویژه نفوذ اتوماتیک گوی، می‌توانند به عنوان ابزاری مؤثر برای تعیین خواص مکانیکی مواد در ناوگان هواپیمایی مورد استفاده قرار گیرند

در پژوهشی دیگر لی<sup>۵</sup> و همکاران [۱۷]، به مطالعه تأثیر عوامل محیطی روی رفتار خستگی کم‌چرخه آلیاژهای 7075-T651 و T351 در دمای اتاق در سه محیط خلا، هوا و محلول NaCl یک درصد پرداختند. نرخ رشد ترک خستگی در محیط خورنده از محیط خنثی بیشتر است و این امر به متغیرهای شیمیایی و الکتروشیمیایی در محیط بستگی دارد. خستگی در محیط خورنده با انحلال آندی تکی یا دوتایی و یا ترک هیدروژنی همراه بود. به ویژه برای آلیاژهای آلومینیوم با استحکام بالا، خوردگی تولید هیدروژن کرده که هیدروژن

حاصله با ناحیه پلاستیک ترک‌های در حال رشد واکنش می‌دهد و سبب تردی هیدروژنی موضعی می‌شود.

در بررسی دیگری می<sup>۶</sup> و همکاران [۱۸] تأثیر برخی عملیات حرارتی‌ها بر خستگی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ بررسی کردند. آلیاژهای آلومینیوم از جمله 2024-T3، 7075-T4 و 6061-T6 شامل ذراتی از فازهای ترد پراکنده در زمینه هستند که نقش مهمی در تشکیل حفره دارند و این حفرات استحکام خستگی را کاهش می‌دهند. نمونه‌ها تا ۵۰۰ درجه سانتی‌گراد گرم شده و به مدت ۲۴ دقیقه در این دما نگهداری شده و پس از آن در آب کوئنچ<sup>۷</sup> شده و سپس نمونه‌ها به ترتیب در دماهای ۲۰۰، ۲۳۰، ۲۶۰ و ۲۹۰ درجه سانتی‌گراد به مدت ۱۵ دقیقه نگهداری شدند. اثر زمان نگهداری در یک درجه حرارت خاص در زمان‌های نگهداری متفاوت نیز در دمای ۲۳۱ درجه سانتی‌گراد و در زمان‌های نگهداری ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ دقیقه نیز بررسی شد و دریافت شد که به طور کلی تغییرات در عمر خستگی به علت سخت شدن یا نرم شدن ماده است. به کار گرفتن عملیات حرارتی باعث تشکیل فازهای سخت‌تر و نرم‌تر می‌شود.

می و همکارانش [۱۹] در یک تحقیق جدید، تأثیر عملیات حرارتی بر روند عمر خستگی با چرخه کم دو نوع آلیاژ آلومینیوم مورد بررسی قرار دادند. آلیاژهای 2024 و 2024 که با آلیاژ 1050 پوشیده شده است به دلیل ویژگی‌های مکانیکی مطلوب و سبکی خود در صنعت هواپیما به‌طور گسترده‌ای استفاده می‌شوند. عامل اصلی عملیات حرارتی که بر رفتار خستگی این دو نوع آلیاژ تأثیر می‌گذارد، رسوب‌گذاری Al<sub>2</sub> Cu در آلیاژ 2024 و انتشار مس از مرکز به سطح در آلیاژ 2024 پوشش‌دار است. هدف این تحقیق شناسایی تأثیر عملیات حرارتی بر ویژگی‌های میکروسکوپی مختلف و تأثیر آن‌ها بر آسیب خستگی است. استفاده از عملیات حرارتی بر اساس نقش آن‌ها در تغییر رسوب‌گذاری و جهت‌گیری انتشار در این آلیاژها است. نتایج به‌دست‌آمده نشان داد که با استفاده از فرآیند سخت‌سازی پیری، می‌توان عملکرد خستگی آلیاژ 2024 را تا حدود ۳۴٪ افزایش داد. بنابراین، این فرآیند می‌تواند به عنوان راهی برای افزایش عمر خستگی اجزای آلومینیومی در معرض بارهای خستگی در نظر گرفته شود. با

<sup>6</sup>. May

<sup>7</sup>. Quench

<sup>5</sup>. Lee

چرخه‌ای ارزیابی شود. نرخ‌های خنک‌کنندگی متفاوت ناشی از استفاده از ابزارهای فرم‌دهی حرارت داده شده پس از عملیات حل‌سازی و پیری، منجر به تشکیل رسوباتی با اندازه‌ها و اشکال مختلف گردید. نمونه‌های پردازش شده در ابزارهایی با دماهای ۲۴ و ۲۰۰ درجه سانتی‌گراد خواص مکانیکی بهتری را در مقایسه با بارگذاری‌های مونوکونیک و چرخه‌ای نشان دادند. در مقابل، نمونه‌های فرم‌دهی شده در ابزاری با دمای ۳۵۰ سانتی‌گراد رفتار متفاوتی را از خود نشان دادند. این مطالعه با تحلیل دقیق ویژگی‌های میکروسکوپی، روابط بین پردازش، خواص و آسیب را برقرار کرده و تأثیر عمده تاریخچه حرارتی بر عملکرد نهایی آلیاژهای آلومینیوم با استحکام بالا را مورد تأکید قرار می‌دهد.

به دلیل اینکه تحقیقات انجام شده توسط کشورهای دیگر تاکنون، بر روی سازه‌های هواپیماهایی با عمر کمتر از ۲۱ سال و در بازه زمانی پیش از اتمام عمر خدمتی پیش‌بینی شده آنها انجام شده است، لذا با توجه به اینکه سن خدمتی هواپیماهای موجود در نهجا بسیار بیشتر از این مقدار است و به سبب نیاز، هنوز مورد استفاده قرار می‌گیرند، بنابراین انجام آزمون‌های از این قبیل جهت عمردهی و اطمینان از ایمنی سازه‌های آنها بسیار ضروری بوده و نتایج آن طبیعتاً منحصربه‌فرد خواهد بود. به همین جهت، زارعی و همکاران [۱] مطالعه‌ای به منظور تعیین استحکام استاتیکی و شکست سازه‌های هوایی موجود در نهجا، انجام داده بودند. آنها سطح مقطع شکست نمونه‌های حاصل از آزمون کشش نیز، جهت بررسی نوع شکست و علت-یابی افت یا افزایش خواص مکانیکی، توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی مورد بررسی دادند، و پارامترهای مختلف استحکام استاتیکی سازه‌ها، مدول الاستیک، تنش تسلیم، تنش نهایی و چقرمگی شکست پرداختند.

در این تحقیق در ادامه تحقیق زارعی و همکاران [۱] به بررسی تجربی رفتار خستگی آلومینیوم ۷۰۷۵ مورد استفاده در سازه‌های هواپیما در اثر پدیده پیری پرداخته شده است. به-منظور ارزیابی میزان تأثیر فرسودگی بر رفتار خستگی، نمونه‌هایی از سازه‌های تعدادی از هواپیماهای جنگی فرسوده نهجا تهیه شده و آزمون‌ها کشش استاتیکی و خستگی بر روی آنها انجام شده است. به‌منظور ارزیابی نتایج، آزمایش‌های مشابه بر روی مواد خام کارنکرده انجام شده است. در این پژوهش، رفتار خستگی بر روی ورق آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ جدا شده از بدنه‌ی

این حال، در مورد آلیاژ 2024 پوشش‌دار، پدیده انتشار باعث آسیب‌پذیری بالای سطح آن شده و به کاهش عمر آن منجر گردیده است. همچنین، تحقیقات میکروسکوپی، از جمله میکروسکوپ الکترونی روبشی و سختی‌سنجی میکرو، برای مشاهده تکامل میکروسکوپی ناشی از عملیات حرارتی و خستگی انجام شد.

زوپانیچ<sup>۸</sup> و همکارانش [۲۰] در مطالعه خود به بررسی ریزساختار، خواص مکانیکی و رفتار خستگی آلیاژ آلومینیوم AA 6082 با استحکام بالا می‌پردازد که از آلیاژ AA 6082 توسعه یافته‌تر است. آلیاژ جدید دارای محتوای بالاتری از سیلیکون، مس و زیرکونیوم است. نتایج نشان می‌دهد که استحکام شبه‌استاتیک AA 6082 به‌طور قابل توجهی بالاتر از برخی آلیاژهای AA 6xxx است و رفتار خستگی خوبی در رژیم‌های خستگی چرخه پایین و بالا از خود نشان می‌دهد، که آن را برای کاربردهای مهندسی مناسب می‌سازد.

وانگ<sup>۹</sup> و همکارانش [۲۱] به بررسی تأثیر زمان پیری طبیعی بر خواص مکانیکی این آلیاژ پرداختند. نتایج نشان داد که با افزایش زمان پیری، استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی به‌طور قابل توجهی افزایش می‌یابد. همچنین، رفتار آنیزوتروپیک در سه جهت اکستروژن، ۴۵ درجه و شعاعی مورد بررسی قرار گرفته و مشخص شده که خواص مکانیکی در جهت اکستروژن بهتر از سایر جهات است. جوشی<sup>۱۰</sup> و همکارانش [۲۲] اثر عملیات حرارتی پس از جوشکاری بر خواص مکانیکی و رفتار رشد ترک خستگی در آلیاژ آلومینیوم 7075 T651 تأثیر عملیات حرارتی پس از جوشکاری (PWHT) را بر خواص مکانیکی و رشد ترک خستگی بررسی نمودند. نتایج نشان می‌دهد که PWHT موجب بهبود استحکام و تغییر شکل پلاستیک می‌شود و نرخ رشد ترک خستگی را کاهش می‌دهد. تغییرات میکروساختاری ناشی از این عملیات به بهبود عملکرد مکانیکی کمک می‌کند و اهمیت PWHT را در بهینه‌سازی عملکرد جوش‌های اصطکاکی تأکید می‌کند.

سجادی‌فرد و همکارانش [۲۳] آزمایش‌های خستگی چرخه‌ای با تعداد دور کم بر روی ورق‌های آلومینیوم AA6082 و AA7075 که به‌صورت ترمو-مکانیکی پردازش شده بودند، انجام دادند تا خواص مکانیکی آنها تحت بارگذاری

<sup>8</sup>. Zupanič

<sup>9</sup>. Wang

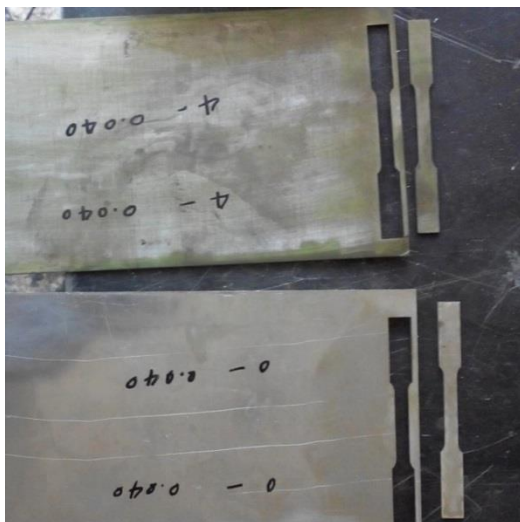
<sup>10</sup>. Joshi

جدول ۱- استانداردهای عملیات حرارتی

عملیات حرارتی انحلالی در دمای ۵۰۰ درجه سانتیگراد به مدت ۵ ساعت و سپس کوئنچ در آب و پیرسازی طبیعی در دمای محیط	T4(W)
عملیات حرارتی انحلالی در دمای ۵۰۰ درجه سانتیگراد به مدت ۵ ساعت و سپس کوئنچ در روغن و پیرسازی طبیعی در دمای محیط	T4(O)
عملیات حرارتی انحلالی در دمای ۵۰۰ درجه سانتیگراد به مدت ۵ ساعت و سپس کوئنچ در نیتروژن مایع و پیرسازی طبیعی در دمای محیط	T4(N)
عملیات حرارتی انحلالی در دمای ۵۰۰ درجه سانتیگراد به مدت ۵ ساعت و سپس کوئنچ در آب و پیرسازی مصنوعی در دمای ۱۹۰ درجه سانتیگراد به مدت ۱۲ ساعت	T6(W)
عملیات حرارتی انحلالی در دمای ۵۰۰ درجه سانتیگراد به مدت ۵ ساعت و سپس کوئنچ در روغن و پیرسازی مصنوعی در دمای ۱۹۰ درجه سانتیگراد به مدت ۱۲ ساعت	T6(O)
عملیات حرارتی انحلالی در دمای ۵۰۰ درجه سانتیگراد به مدت ۵ ساعت و سپس کوئنچ در روغن و پیرسازی مصنوعی در دمای ۱۹۰ درجه سانتیگراد به مدت ۱۲ ساعت	T6(N)

جدول ۲- ترکیب شیمیایی آلومینیوم ۷۰۷۵ (%wt)

عنصر	مقدار	عنصر	مقدار
Cr	۰/۲۳	Mg	۰/۲
Cu	۱/۴	Mn	۲/۳
Fe	۰/۴	Si	۰/۳
Zn	۵/۸	Ti	۰/۱
Al	Base		



شکل ۱- تصویر نمونه‌های جدا شده از ورق آلومینیوم ۷۰۷۵  
الف) نمونه کد ۰ کار نشده ب) نمونه‌ی کد ۴ جدا شده از بدنه‌ی  
هواپیما

هواپیمای فانتوم با ضخامت‌های متفاوت و همچنین نمونه‌ی ورق خام آلایژ آلومینیوم انجام شد. و در مجموع ۸ نمونه تحت آزمون خستگی قرار گرفت.

تحقیقات پیشین عمدتاً بر روی سازه‌های هواپیماهایی با عمر کمتر از ۲۱ سال و شرایط ایده‌آل متمرکز بوده‌اند، در حالی که ناوگان هوایی نظامی کشور، به‌ویژه هواپیماهای جنگی فرسوده، با چالش‌های بیشتری مواجه هستند که نیاز به ارزیابی دقیق‌تری دارد. این تحقیق به بررسی رفتار خستگی آلومینیوم ۷۰۷۵ در شرایط واقعی و ناشی از فرسودگی طولانی‌مدت می‌پردازد و مقایسه‌ای جامع بین خواص مکانیکی نمونه‌های کارکرده و خام ارائه می‌دهد. این شکاف تحقیقاتی نشان‌دهنده‌ی لزوم انجام آزمون‌های دقیق بر روی سازه‌های فرسوده و بررسی تأثیرات واقعی فرسودگی بر خواص مکانیکی آلایژها است، که می‌تواند به بهبود برنامه‌های تعمیر و نگهداری و افزایش ایمنی ناوگان هوایی کمک کند.

تهیه مواد و دستگاه‌های استفاده شده

آلایژ آلومینیوم ۷۰۷۵ بدنه‌ی هواپیمای فانتوم در ضخامت‌های ۰/۰۴ و ۰/۰۶۳ اینچ از پوسته پایین و بالایی فلپ لبه فرار بال یک هواپیمای جنگنده F-4E بریده شد و برای از بین بردن رنگ روی آن از پولیش استفاده گردید. سپس ورق آلومینیوم ۷۰۷۵ خام با همین ضخامت‌ها تهیه شد. ترکیب شیمیایی و استاندارد عملیات حرارتی آلایژ آلومینیوم ۷۰۷۵ در جدول ۱ و جدول ۲ آمده است.

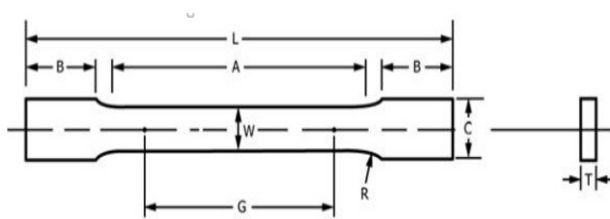
از آن جایی که در صنعت انبار کردن مواد اجتناب‌ناپذیر است، نمونه‌های کشش و خستگی مربوط به عملیات حرارتی‌های T4 و T6 [۱۸] صرف‌نظر از محیط کوئنچ، پس از دو هفته تحت این آزمون‌ها قرار گرفتند و نمونه‌های شاهد نیز پس از این مدت تحت بررسی‌های لازم قرار گرفتند. از ورق‌های آلایژ آلومینیوم ۷۰۷۵ جدا شده از فانتوم و نمونه‌ی خام از هر ضخامت ۳ نمونه جهت آزمون خستگی مطابق استاندارد ASTM E-466 و ۲ نمونه جهت آزمون کشش مطابق استاندارد شکل ۲ برش زده شد. پس از برش نمونه‌های شاهد با ابعاد ذکر شده، هر کدام تحت عملیات حرارتی مربوط به خود قرار گرفتند.

## آزمون کشش

آزمون کشش، به دلیل مشخص کردن خواص مکانیکی قطعات آلومینیومی بسیار سودمند است. آزمون نمونه‌های کششی به‌وسیله دستگاه سن‌تام انجام شده است و برای اطمینان بیشتر از کالیبره بودن دستگاه و درست بودن نتایج، چند نمونه نیز با دستگاه اینسترون انجام گردیده است. نحوه تهیه نمونه‌های کشش در شکل ۱ نشان داده شده است. برای بدست آوردن دقیق میزان جابجایی از یک دستگاه اکستنسومتر  $8\text{ mm}$  استفاده شده است. نمونه‌های آزمون کشش طبق استاندارد *ASTM E8* و *ASTM B557* با استفاده از دستگاه برش *CNC* طبق نقشه‌ی شکل ۲ تهیه شدند و تحت عملیات حرارتی‌های ذکر شده قرار گرفتند. برای هر گروه عملیات حرارتی، ۲ نمونه‌ی کشش در نظر گرفته شد و پس از انجام آزمون کشش، مقادیر میانگین تنش تسلیم، استحکام کششی نهایی و درصد ازدیاد طول گزارش شدند. دانستن اطلاعات مربوط به تنش تسلیم و استحکام کششی نهایی، لازمه‌ی انجام آزمون خستگی است چرا که از این طریق محدوده‌ی تنش اعمالی به نمونه در حین آزمون خستگی مشخص خواهد شد.

## آزمون خستگی

اصلی‌ترین هدف این پژوهش، بررسی خستگی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ در ناحیه‌ی کم‌چرخه و پُرچرخه و همچنین بررسی سطح شکست آن‌ها می‌باشد که در ادامه به روند انجام هر یک از آن‌ها پرداخته شده است. بعد از آماده سازی نمونه‌ها مطابق شکل ۳، این نمونه‌ها با استفاده از دستگاه آزمون خستگی اینسترون مورد آزمایش قرار گرفت. آزمون خستگی انجام شده بر روی نمونه‌های ورق مطابق روش استاندارد گفته شده در *ASM Handbook (1990)* به صورت کشش-کشش انجام شد [۲۵].



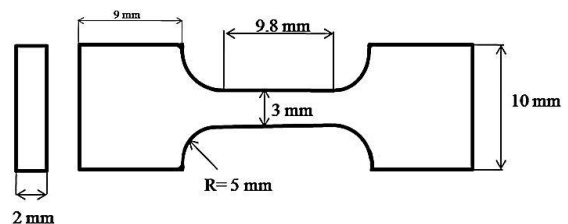
شکل ۳- شماتیک نمونه‌ی کشش طبق استاندارد *E8 B557* [۲۴]

جدول ۳ ابعاد نمونه استاندارد با عرض ورق  $12.5$  میلی‌متر

تست خستگی [۲۴]

علامت	شرح	ابعاد (میلی‌متر)
G	طول گیج	$50 \pm 0.1$
W	عرض	$12.5 \pm 0.2$
T	ضخامت ماده	
R	شعاع فیلت	$12.5$
L	طول کلی	$200$
A	طول بخش کاهش‌یافته، حداقل	$57$
B	طول بخش دست‌گیره	$50$
C	عرض بخش دست‌گیره، تقریبی	$20$

در این پژوهش از دستگاه خستگی دو نقطه‌ای *INSTRON* شکل ۴ استفاده شد. دو نقطه‌ای بودن دستگاه به این معنی است که، نمونه خستگی از طریق دو فک به دستگاه متصل شده و تحت بار اعمالی به صورت کشش-کشش قرار می‌گیرد و تعداد چرخه تا شکست کامل بر روی صفحه دیجیتال دستگاه ثبت می‌شود.



شکل ۲- شماتیک نمونه‌ی کشش طبق استاندارد *E8 B557*

*ASTM* [۲۴]

آزمون کشش در دمای اتاق با سرعت فک  $2$  میلی‌متر بر دقیقه توسط دستگاه آلمانی *Zwick/Roell* مدل *Z010* انجام گردید. آزمون کشش، به دلیل مشخص کردن خواص مکانیکی قطعات کامپوزیتی بسیار سودمند است. این آزمون، با استفاده از دستگاه سن‌تام موجود در آزمایشگاه خواص مکانیکی مرکز پلیمر و پتروشیمی ایران، انجام شد. سرعت آزمون دستگاه از  $5$  تا  $500$  میلی‌متر بر دقیقه متغیر است. ماکزیمم ازدیاد طول دستگاه طبق کاتالوگ مربوط به آن،  $900$  میلی‌متر است. ماکزیمم نیروی اندازه‌گیری دستگاه  $100$  و مینیمم آن  $5$  کیلو نیوتون است.

آزمون خستگی با دامنه‌ی بارگذاری ثابت انجام شد، به عبارتی تنش کمینه و بیشینه، قرینه‌ی یکدیگر هستند و در نتیجه پارامتر خستگی  $R$  در این دستگاه برابر ۱- است و  $\sigma_m$  برابر صفر است. نمونه‌های خستگی طبق استاندارد ASTM E-466 که شکل، ابعاد آن و خود نمونه‌های واقعی در شکل ۳ آمده با استفاده از دستگاه برش CNC از آلیاژ اولیه با کیفیت سطحی عالی تهیه شدند و تحت عملیات حرارتی‌های ذکر شده در جدول ۱ قرار گرفتند و پس از آن آزمون خستگی در دو ناحیه‌ی کم چرخه و پُر چرخه روی آن‌ها انجام شد. این دستگاه با استفاده از نیروی پمپ، تنش را به نمونه اعمال می‌کند. بار اعمالی به نمونه‌ها در ناحیه‌های کم چرخه و پُر چرخه با توجه به نتایج آزمون کشش انتخاب شدند، به این صورت که از استحکام کششی نهایی نمونه‌ها میانگین گرفته شد و سپس آزمون‌های خستگی پُر چرخه در ۴۰٪، ۵۰٪ و ۶۰٪ این عدد میانگین انجام شد و به اندازه‌ی این مقادیر به نمونه در حین آزمون، تنش وارد شد و در مورد ناحیه‌ی کم چرخه، در حدود ۷۰٪ و ۸۰٪ عدد استحکام کششی نهایی میانگین به نمونه‌ها تنش اعمال شد.

استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی نمونه‌های آنیل به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. این پدیده را می‌توان با استفاده از نظریه‌ی هال-پچ توجیه کرد. طبق این نظریه، با افزایش زمان آنیل، دانه‌بندی مواد به تدریج درشت‌تر می‌شود که این امر منجر به کاهش استحکام می‌گردد. با این حال، در نتیجه‌ی نرم‌تر شدن زمینه، شکل‌پذیری و میزان ازدیاد طول نمونه نیز افزایش می‌یابد، که نشان‌دهنده‌ی بهبود ویژگی‌های مکانیکی در این شرایط است. علاوه بر این، در تمامی نمونه‌ها، با افزایش شدت سردکنندگی محیط کوئنچ، استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی به وضوح افزایش می‌یابد. این افزایش در استحکام به این دلیل است که هر چه نرخ سرد کردن بیشتر باشد، ترکیب بهتری از استحکام و چقرمگی به دست می‌آید. این پدیده به ریزدانه‌ی بیشتر ساختار و توزیع یکنواخت‌تر فازها در ماده منجر می‌شود، که در نهایت به بهبود خواص مکانیکی و افزایش مقاومت در برابر شکست کمک می‌کند.

بنابراین، نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که مدیریت دقیق شرایط آنیل و فرآیند سرد کردن می‌تواند به بهینه‌سازی خواص مکانیکی آلیاژها و بهبود عملکرد آن‌ها در کاربردهای صنعتی کمک کند. این یافته‌ها می‌توانند به عنوان مبنای علمی برای تحقیقات آینده در زمینه‌ی بهینه‌سازی خواص مکانیکی مواد فلزی مورد استفاده قرار گیرند [۲۶].



شکل ۴- دستگاه خستگی INSTRON

جدول ۴- جدول اطلاعات استخراج شده از آزمون کشش

نمونه آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵	کارکرده ۰/۰۴	خام ۰/۰۴	کارکرده ۰/۰۶۳	خام ۰/۰۶۳
$\sigma_y$	۴۷۰	۴۵۰	۴۹۰	۴۶۰
(MPa)				
$\sigma_{uts}$	۵۷۰	۵۴۰	۵۸۰	۵۶۰
(MPa)				

### نتایج و بحث‌های آزمون خستگی

با توجه به مقادیر استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی که از نتایج آزمون کشش استخراج شده‌اند، آزمون خستگی نمونه‌های آنیل در ناحیه خستگی پُر چرخه در سطوح تنش ۴۰، ۵۰ و ۶۰ درصد از استحکام نهایی و همچنین برای ناحیه خستگی کم چرخه در سطوح تنش ۷۰ و ۸۰ درصد از استحکام نهایی انجام شد. این آزمون‌ها به منظور بررسی رفتار

### نتایج و بحث‌های آزمون کشش

مقادیر میانگین استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی تا نقطه‌ی شکست، که از نمودارهای تنش- کرنش حقیقی حاصل از آزمون‌های کشش به دست آمده‌اند، در جدول ۴ ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهند که با افزایش مدت زمان آنیل،

طراحی و انتخاب مواد در صنایع هوافضا و دیگر صنایع مهندسی مورد استفاده قرار گیرند. همچنین، بررسی‌های بیشتر در این زمینه می‌تواند به درک بهتر رفتار خستگی و شکست در مواد مختلف منجر شود و به توسعه آلیاژهای جدید با خواص بهبود یافته کمک کند.

افزایش زمان آنیل به‌طور قابل توجهی می‌تواند منجر به کاهش عمر خستگی مواد شود. یکی از دلایل اصلی این پدیده، تغییرات ساختاری ناشی از افزایش زمان آنیل است. در طی فرآیند آنیل، با افزایش زمان، دانه‌بندی مواد به تدریج درشت‌تر می‌شود. این تغییر در دانه‌بندی به نوبه خود تأثیرات قابل توجهی بر خواص مکانیکی آلیاژها دارد.

جدول ۵- نتایج آزمون خستگی حاصل از آزمایش عملی

آلیاژ آلومینیوم	ماکزیمم تنش (MPa)	عمر خستگی (تعداد چرخه)
۷۰۷۵	۲۳۶ نمونه ۱	۳۳۵۸۶
	۲۳۶ نمونه ۲	۳۲۸۵۶
	۲۳۶ نمونه ۳	۳۴۳۵۸
کارنکرده ضخامت (۰/۰۴ اینچ)	۳۱۶ نمونه ۱	۱۲۸۹۸
	۳۱۶ نمونه ۲	۱۲۱۲۸
	۳۱۶ نمونه ۳	۱۱۹۸۵
کارنکرده ضخامت (۰/۰۴ اینچ)	۳۴۸ نمونه ۱	۴۱۲۵۸
	۳۴۸ نمونه ۲	۳۹۸۵۰
	۳۴۸ نمونه ۳	۴۰۵۸۰
کارنکرده ضخامت (۰/۰۶۳ اینچ)	۳۲۱ نمونه ۱	۱۶۵۰۰
	۳۲۱ نمونه ۲	۱۵۸۰۰
	۳۲۱ نمونه ۳	۱۶۱۲۰

جدول ۶- نتایج آزمون خستگی حاصل از آزمایش مقاله علمی [۲۷]

آلیاژ آلومینیوم	ماکزیمم تنش (MPa)	عمر خستگی (تعداد چرخه)
۷۰۷۵	۳۴۵	۴۰۰۰۰-۳۵۰۰۰
نمونه پیر سختی شده طبیعی T6 ضخامت ۰/۰۴		
۷۰۷۵	۳۴۵	۷۰۰۰۰-۶۰۰۰۰
نمونه پیر سخت شده و پولیش شده T6		
۷۰۷۵	۳۵۵	۴۵۰۰۰-۴۰۰۰۰
نمونه پیر سختی شده طبیعی T6 ضخامت ۰/۰۶۳		

خستگی و تحلیل شکست نمونه‌ها طراحی شده‌اند و نتایج به‌دست‌آمده از این آزمون‌ها مطابق جدول ۵، عمر خستگی نمونه‌های تحت آزمون خستگی را به تفصیل نشان می‌دهد. همان‌طور که از این جدول مشخص است، تمامی نمونه‌های استخراج شده از بدنه فانتوم دارای طول عمر خستگی بالاتری نسبت به نمونه‌های آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ خام تهیه شده از بازار هستند. این موضوع نشان‌دهنده تأثیر مثبت فرآیندهای تولید و آنیل بر ویژگی‌های مکانیکی و عمر خستگی نمونه‌ها است. علاوه بر این، مشاهده می‌شود که نمونه‌هایی که دارای استحکام نهایی بالاتری هستند، به‌طور قابل توجهی طول عمر خستگی بیشتری نیز دارند. ارتباط میان استحکام نهایی و عمر خستگی به این دلیل است که استحکام بالاتر معمولاً با ساختار دانه‌ای ریزتر و یکنواخت‌تر همراه است که می‌تواند به بهبود مقاومت در برابر خستگی کمک کند. همچنین، نمونه‌ای که دارای ضخامت ۰/۰۶۳ اینچ است، بالاترین عمر خستگی را در میان سایر نمونه‌ها نشان می‌دهد. این نکته حاکی از آن است که ضخامت مناسب می‌تواند به عنوان یک عامل مؤثر در بهبود خواص خستگی مواد عمل کند. جدول ۵ نیز به بررسی عمر خستگی نمونه‌های تحت آزمون خستگی می‌پردازد. نتایج این جدول مجدداً تأکید می‌کند که نمونه‌های جداشده از بدنه فانتوم به‌طور معناداری دارای طول عمر بالاتری نسبت به نمونه‌های آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ خام هستند. این یافته‌ها به وضوح نشان‌دهنده مزایای استفاده از آلیاژهای بهینه‌سازی شده در کاربردهای مهندسی و صنعتی است.

### مقایسه با آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵

جدول ۶ مقادیر عمر خستگی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ به کار رفته در بدنه هواپیماهای KC-135 و C۳۲۰-۷۰۷ را ارائه می‌دهد. این نمونه‌ها با کد اختصاری T6 علامت‌گذاری شده‌اند و ضخامت آن‌ها ۰,۰۸ اینچ است. مقایسه این نتایج با نمونه‌های فانتوم نشان می‌دهد که آلیاژهای T6، که معمولاً تحت فرآیندهای حرارتی خاصی قرار گرفته‌اند، می‌توانند خواص مکانیکی بهتری نسبت به نمونه‌های خام ارائه دهند. به‌طور کلی، نتایج به‌دست‌آمده از آزمون‌های خستگی نشان می‌دهد که فرآیند آنیل و انتخاب مناسب ضخامت می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر عمر خستگی و استحکام مواد داشته باشد. این یافته‌ها می‌توانند به عنوان مبنای علمی برای بهینه‌سازی

## تأثیر دانه‌بندی بر خواص مکانیکی

به‌طور کلی، اندازه دانه‌ها تأثیر قابل توجهی بر خواص مکانیکی مواد، به ویژه در فلزات و آلیاژها، دارد. کاهش اندازه دانه‌ها معمولاً به افزایش سختی و استحکام مواد منجر می‌شود. این پدیده به این دلیل است که دانه‌های ریز می‌توانند مانع از حرکت نابجایی‌ها<sup>۱۱</sup> شوند. نابجایی‌ها، که به عنوان نقص‌های خطی در ساختار بلوری مواد شناخته می‌شوند، عامل اصلی تغییر شکل پلاستیک هستند. با کاهش اندازه دانه‌ها، تعداد مرزهای دانه‌ای افزایش می‌یابد و این مرزها به عنوان موانع برای حرکت نابجایی‌ها عمل می‌کنند، که در نتیجه مقاومت در برابر تغییر شکل و شکست افزایش می‌یابد. با این حال، اگر زمان آنیل افزایش یابد، دانه‌ها به تدریج بزرگ‌تر می‌شوند. این فرآیند به نام "رشد دانه" شناخته می‌شود و می‌تواند منجر به کاهش سختی و استحکام ماده گردد. در شرایطی که دانه‌ها درشت‌تر می‌شوند، حرکت نابجایی‌ها در ساختار تسهیل می‌شود. این تسهیل در حرکت نابجایی‌ها، به نوبه خود، می‌تواند فرآیند خستگی را تسریع کند. خستگی، که به تغییر شکل خستگی نیز معروف است، به تدریج در اثر بارهای متناوب به وجود می‌آید و با افزایش قابلیت حرکت نابجایی‌ها، احتمال وقوع آن افزایش می‌یابد. بنابراین، رابطه‌ای معکوس بین اندازه دانه و خواص مکانیکی وجود دارد: در حالی که دانه‌های ریز باعث افزایش استحکام و سختی می‌شوند، دانه‌های درشت می‌توانند منجر به کاهش این خواص و افزایش آسیب‌پذیری در برابر خستگی شوند. این نکته به‌ویژه در طراحی و انتخاب مواد برای کاربردهای مهندسی و صنعتی حائز اهمیت است، زیرا انتخاب شرایط مناسب آنیل می‌تواند تأثیر زیادی بر عملکرد نهایی قطعات داشته باشد.

### اهمیت انتخاب زمان آنیل مناسب

هنگام استفاده از آلیاژ ۷۰۷۵ در شرایط آنیل، ضروری است که زمان آنیل به‌دقت انتخاب شود تا با شرایط سرویس قطعه هماهنگی داشته باشد. این انتخاب باید با توجه به مجموعه‌ای از خواص مکانیکی شامل سختی، استحکام و عمر خستگی انجام شود. به‌عبارت دیگر، زمان آنیل باید به گونه‌ای تنظیم شود که تعادل مناسبی بین خواص مطلوب و عملکرد مورد نیاز قطعه ایجاد کند.

## بررسی تأثیر پیری بر رفتار خستگی آلومینیوم ۷۰۷۵

پدیده پیری تأثیر عمیقی بر رفتار خستگی آلومینیوم ۷۰۷۵ دارد. پیری مناسب، به ویژه پیری مصنوعی، می‌تواند به افزایش استحکام و سختی این آلیاژ منجر شود، زیرا با تشکیل فازهای سخت، مقاومت در برابر تغییر شکل پلاستیک افزایش می‌یابد. این افزایش استحکام به نوبه خود می‌تواند عمر خستگی آلومینیوم ۷۰۷۵ را افزایش دهد، زیرا با افزایش سختی، حرکت نابجایی‌ها و شکست زودرس کاهش می‌یابد. با این حال، با افزایش زمان پیری، انعطاف‌پذیری آلومینیوم ممکن است کاهش یابد، که این امر می‌تواند احتمال شکست در شرایط بارگذاری متناوب را افزایش دهد. علاوه بر این، پیری می‌تواند مکانیزم‌های شکست را تغییر دهد، به‌طوری که در آلیاژهای پیر شده، شکست معمولاً به‌صورت خستگی سطحی یا در نواحی با تنش بالا رخ می‌دهد. همچنین، پیری می‌تواند تنش‌های داخلی ناشی از فرآیندهای قبلی را کاهش دهد، که این تنش‌ها می‌توانند به ایجاد نقاط ضعف و کاهش عمر خستگی منجر شوند. در نهایت، تغییرات در اندازه و توزیع دانه‌ها نیز می‌تواند بر رفتار خستگی تأثیر بگذارد؛ دانه‌های ریزتر معمولاً خواص مکانیکی بهتری دارند، اما در صورت پیری نامناسب، دانه‌ها ممکن است درشت‌تر شوند و خواص مکانیکی کاهش یابد. به‌طور کلی، انتخاب شرایط مناسب پیری و کنترل دقیق آن برای بهینه‌سازی عملکرد آلومینیوم ۷۰۷۵ در کاربردهای مهندسی بسیار حیاتی است.

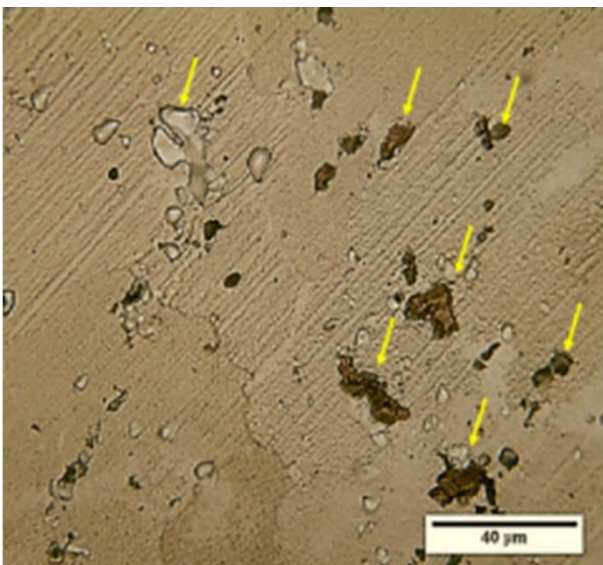
### بررسی‌های میکروساختاری و شکست‌نگاری

به منظور مشخصه‌یابی آلیاژ آلومینیوم پیرسخت‌شده در شرایط محیطی به مدت ۵۰ سال، نمونه‌های متنوعی از این آلیاژ با ابعاد ۱۰ در ۱۰ میلی‌متر و ضخامت ۵ میلی‌متر بریده شدند. این نمونه‌ها پس از برش، تحت عملیات مانع سرد قرار گرفتند تا از آسیب‌های حرارتی ناشی از فرآیندهای حرارتی جلوگیری شود و کیفیت متالوگرافی حفظ گردد. سپس، برای آماده‌سازی نمونه‌ها، عملیات سنباده‌زنی با استفاده از سنباده‌های با مش ۸۰ تا ۳۰۰۰ انجام شد. این فرآیند به تدریج از سنباده‌های زبر به سنباده‌های نرم‌تر منتقل شد تا سطح نمونه‌ها به‌طور یکنواخت و بدون خراش‌های عمیق صیقل یابد. پس از سنباده‌زنی، سطح نمونه‌ها با استفاده از پولیش مکانیکی

<sup>11</sup>. Dislocations

پژوهش می‌تواند به عنوان یک مرجع علمی برای مهندسان و محققان در زمینه بهبود خواص مکانیکی و عملکرد آلیاژهای آلومینیوم در کاربردهای مختلف صنعتی و مهندسی مورد استفاده قرار گیرد.

شکل ۵ نتایج حاصل از ریزساختار آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ را که در شرایط محیطی پیرسخت شده است، در بزرگنمایی‌های ۱۰۰۰ و ۵۰۰ برابر نمایش می‌دهد. تصاویر ریزساختاری به دست آمده از میکروسکوپ نوری برای آلیاژ پیرسخت شده در شرایط محیطی و با کارکرد به مدت ۵۰ سال، نشان‌دهنده حضور رسوبات درشت در زمینه آلومینیومی است. این رسوبات، که به‌طور مشخص در ساختار آلیاژ قابل مشاهده‌اند، تأثیر قابل توجهی بر خواص مکانیکی آلیاژ دارند. حضور چنین رسوبات درشتی در زمینه آلومینیوم می‌تواند منجر به ایجاد کرنش در شبکه کریستالی فاز زمینه شود. این کرنش‌ها به دلیل ناهم‌انگهی بین خواص مکانیکی رسوبات و زمینه آلومینیومی، به وجود می‌آیند و می‌توانند به‌عنوان نقاط تمرکز تنش عمل کنند. این مناطق تمرکز تنش، به نوبه خود، می‌توانند منجر به افت خواص مکانیکی آلیاژ شوند، از جمله کاهش استحکام و سختی. به‌علاوه، این رسوبات درشت ممکن است موجب کاهش قابلیت شکل‌پذیری آلیاژ شوند، زیرا حرکت نابجایی‌ها در اطراف این ناهم‌انگهی‌ها دشوارتر خواهد بود.

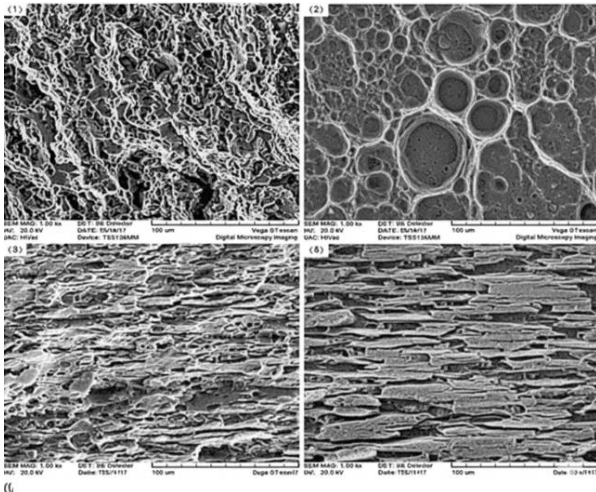


شکل ۵- ریزساختار آلیاژ پیرسخت شده طبیعی با استفاده از میکروسکوپ نوری

و محلول آب صابون و آلومینا با اندازه ذرات ۰,۵ میکرون صیقل داده شد. این مرحله به منظور دستیابی به سطحی صاف و شفاف انجام می‌شود که برای مشاهده ریزساختارها ضروری است. پس از عملیات صیقل‌کاری، فرآیند حکاکی مطابق با استاندارد ASTM E407-7 انجام شد. این مرحله به منظور نمایان‌سازی ریزساختار نمونه‌ها و بررسی ویژگی‌های میکروسکوپی آن‌ها حیاتی است. حکاکی به کمک محلول‌های شیمیایی خاصی انجام می‌شود که می‌تواند مرزهای دانه‌ها و ساختارهای داخلی را به وضوح نمایان کند.

ریزساختار نمونه‌های آماده‌شده با استفاده از میکروسکوپ نوری مدل OLYMPUS PMG3 که به دوربین DP11 مجهز است، مورد بررسی قرار گرفت. این میکروسکوپ نوری امکان مشاهده و تجزیه و تحلیل دقیق ریزساختار آلیاژ را فراهم می‌آورد و می‌تواند اطلاعات ارزشمندی در مورد اندازه دانه‌ها، توزیع فازها و ویژگی‌های دیگر ساختاری ارائه دهد. به‌علاوه، این بررسی‌ها می‌توانند به شناسایی عیوب احتمالی و ناپیوستگی‌ها در ساختار آلیاژ کمک کنند که می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر خواص مکانیکی و عملکرد آلیاژ در شرایط مختلف داشته باشد. برای بررسی‌های دقیق‌تر و آنالیز عنصری رسوبات موجود در نمونه‌ها، از میکروسکوپ الکترونی روبشی (SEM) مدل Cam Scan MV2300 استفاده شد. این تکنیک به پژوهشگران این امکان را می‌دهد که با دقت بیشتری ترکیب شیمیایی و توزیع عناصر مختلف را در نمونه‌ها بررسی کنند. آنالیز EDS<sup>۱۲</sup> که به همراه SEM انجام می‌شود، اطلاعات دقیقی درباره‌ی عناصر موجود و غلظت آن‌ها در نواحی خاص نمونه‌ها ارائه می‌دهد. این اطلاعات می‌تواند به درک بهتر رفتار آلیاژ در طول زمان و تحت شرایط مختلف کمک کند و به شناسایی مکانیزم‌های شکست و خستگی در این آلیاژها منجر شود. این فرآیند مشخصه‌یابی به منظور درک بهتر رفتار آلیاژ آلومینیوم پیرسخت‌شده در شرایط محیطی طولانی‌مدت طراحی شده است. بررسی ریزساختار و آنالیز عنصری می‌تواند به شناسایی تغییرات ساختاری و خواص مکانیکی آلیاژ در طول زمان کمک کند و اطلاعات ارزشمندی را برای بهینه‌سازی کاربردهای صنعتی این آلیاژ فراهم آورد. همچنین، این نتایج می‌توانند به توسعه و بهبود فرآیندهای تولید آلیاژهای آلومینیوم با خواص بهینه در آینده کمک کنند. در نهایت، این

<sup>12</sup>.Energy Dispersive Spectroscopy



شکل ۶- شکست نگاری سطح مقطع شکست نمونه‌های ۱ و ۲ (نمونه‌های خام) ۳ و ۴ (جدا شده از فانتوم) با استفاده از میکروسکوپ الکترونی روبشی

این پدیده به دلیل خام بودن نمونه و عدم اعمال هرگونه عملیات استحکام بخشی است. همچنین، بر اساس نتایج ارائه شده در جداول ۱ تا ۶، ملاحظه می‌شود که استحکام تسلیم نمونه‌های کار شده (پیرسخت شده در شرایط محیطی) افزایش یافته و چقرمگی شکست آن‌ها کاهش یافته است. این نتایج نشان‌دهنده تأثیرات قابل توجه فرآیند پیرسختگی بر روی خواص مکانیکی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ و اهمیت بررسی ریزساختار در درک رفتار مکانیکی این آلیاژ در شرایط مختلف است [۱].

### نتیجه گیری

در این پژوهش، آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ تهیه و نمونه‌های آزمون کشش و خستگی از آن تولید شد. نمونه‌های تهیه شده تحت عملیات حرارتی آنیل قرار گرفتند و پس از این عملیات، نمونه‌های کشش و خستگی به ترتیب تحت آزمون‌های مربوطه قرار گرفتند و نتایج حاصل از آن‌ها مورد بررسی قرار گرفت. یافته‌ها نشان می‌دهند که با افزایش زمان آنیل، دانه‌بندی آلیاژ به طور قابل توجهی درشت تر شده و تنها زمینه‌ای از آلومینیوم باقی می‌ماند، که این تغییرات منجر به کاهش سختی، استحکام کششی و مقاومت به خستگی نمونه‌ها گردید، در حالی که میزان ازدیاد طول افزایش یافت. مد شکست در این نمونه‌ها به طور کلی نرم بوده و با افزایش زمان آنیل، تعداد محل‌های اشاعه ترک خستگی افزایش یافته و فرورفتگی‌ها عمیق تر شدند.

بنابراین، درک دقیق تأثیر این رسوبات بر رفتار مکانیکی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ در طول زمان و تحت شرایط محیطی، برای بهینه‌سازی خواص و عملکرد این آلیاژ در کاربردهای صنعتی و مهندسی بسیار حائز اهمیت است. این یافته‌ها می‌توانند به توسعه استراتژی‌های بهبود فرآیندهای تولید و پیرسختگی آلیاژهای آلومینیوم کمک کنند تا خواص مکانیکی مطلوب‌تری حاصل شود. در این بخش، نتایج حاصل از بررسی‌های ریزساختاری با استفاده از میکروسکوپ الکترونی روبشی (SEM) و میکروسکوپ نوری (OM) ارائه می‌شود. شکل ۱۱ نتایج متالوگرافی ریزساختار آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ را که در شرایط محیطی پیرسخت شده است، در بزرگنمایی ۱۳۳۳ برابر نشان می‌دهد. تصاویر ریزساختاری به دست آمده از میکروسکوپ نوری برای آلیاژ پیرسخت شده در شرایط محیطی و با کارکرد به مدت ۱۳ سال، حاکی از حضور رسوبات درشت در زمینه آلومینیومی است. وجود این رسوبات درشت در زمینه آلیاژ، موجب ایجاد کرنش در شبکه کریستالی فاز زمینه می‌شود و به عنوان مناطق تمرکز تنش، جوانه‌زنی و رشد ترک عمل می‌کند که در نهایت منجر به افت خواص مکانیکی آلیاژ می‌گردد. رسوبات موجود در فاز زمینه نتیجه فرآیند رسوب سختی هستند که به تدریج در طول ۱۳ سال به درشت تر شدن گرایش پیدا کرده و از فاز زمینه جدا می‌شوند. این رسوبات می‌توانند به عنوان نقاط تمرکز تنش و نواحی مستعد جوانه‌زنی و رشد ترک‌های ناشی از خستگی عمل کنند. لازم به ذکر است که وجود این رسوبات می‌تواند استحکام تسلیم آلیاژ را افزایش دهد، اما در عوض، چقرمگی آلیاژ را به طور قابل توجهی کاهش می‌دهد. بررسی‌های میکروسکوپی با استفاده از میکروسکوپ الکترونی روبشی بر روی سطح مقطع شکست نمونه‌های خام و فرسوده انجام شده است و نتایج حاصل از آنالیز سطح مقطع شکست در شکل ۶ ارائه شده است. تصاویر ۱ و ۲ در شکل ۶ مربوط به سطح مقطع نمونه‌های خام و تصاویر ۳ و ۴ مربوط به نمونه‌های پیرسخت شده طبیعی می‌باشد. مقایسه سطح مقطع شکست نمونه‌های خام و کار شده نشان می‌دهد که به دلیل حضور رسوبات در زمینه فاز مادر، که موجب ایجاد میدان‌های تنش داخلی و قفل شدن نابجایی‌ها می‌شوند، شکست در نمونه‌های کار شده به صورت ترد رخ می‌دهد، در حالی که در نمونه‌های خام، شکست به صورت نرم و با ایجاد حفرات عمیق و ساختار خشن همراه است.

منابع و مراجع

- [1] M. Gholami, H. Zarei, and S. Astaraki, "Experimental investigation of residual strength of aged aircraft structures," *J. Aeronaut. Eng.*, vol. 19, no. 2, pp. 66–76, 2017. (inperion)
- [2] M. Colavita *et al.*, "Aging Aircraft Fleets: Structural and Other Subsystem Aspects," in *RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) Specialists Meeting, Manchester*, 2001, pp. 1–220.
- [3] E. Barati and S. H. Tabatabai-Fard, "Analysis of Fatigue Crack Growth and Life Estimation in the Landing Gear Attachment of a Specific Aircraft," *Tabriz Univ. Fac. Mech. Eng.*, vol. 52, no. 1, pp. 275–282, 2022. (inperion)
- [4] N. R. Council and Engineerg, *Aging of US air force aircraft*, vol. 488, no. 2. National Academies Press, 1997.
- [5] A. F. Grandt Jr, "Final Report For Airforce Office Of scientific Research," 1997, *School of Aeronautics and astronautics, Purdue University*.
- [6] V. N. Basov, B. G. Nesterenko, G. I. Nesterenko, and V. G. Petrusenko, "Study of deterioration of the material properties during aircraft operation," *Strength Mater.*, vol. 38, pp. 398–403, 2006.
- [7] U. S. D. of Defense, *Military Handbook: Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*, vol. 1. US Department of Defense, 1990.
- [8] A. T. Kermanidis, P. V. Petroyiannis, and S. G. Pantelakis, "Fatigue and damage tolerance behaviour of corroded 2024 T351 aircraft aluminum alloy," *Theor. Appl. Fract. Mech.*, vol. 43, no. 1, pp. 121–132, 2005.
- [9] K. K. Sankaran, R. Perez, and K. V. Jata, "Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6: modeling and experimental studies," *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 297, no. 1–2, pp. 223–229, 2001.
- [10] G. H. Bray, R. J. Bucci, E. L. Colvin, and M. Kulak, "Effect of prior corrosion on the S/N fatigue performance of aluminum sheet alloys 2024-T3 and 2524-T3," *ASTM*

علاوه بر این، نتایج نشان می‌دهند که استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی نمونه‌های با ضخامت ۰/۰۶۳ اینچ نسبت به نمونه‌های با ضخامت ۰/۰۴ اینچ بالاتر بود. در آزمون خستگی، مشخص شد که نمونه‌های با ضخامت ۰/۰۶۳ اینچ قادر به تحمل چرخه‌های بیشتری نسبت به نمونه‌های با ضخامت ۰/۰۴ اینچ هستند. این یافته‌ها با نتایج قبلی که در مقالات دیگر بر روی آلیاژ ۷۰۷۵ جدا شده از بدنه هواپیما به دست آمده، هم‌راستا است و بر تأثیر ضخامت بر عملکرد خستگی آلیاژ تأکید دارد. به‌طور کلی، این پژوهش نشان‌دهنده اهمیت عملیات حرارتی و ضخامت نمونه‌ها در بهبود خواص مکانیکی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ است. نتایج به‌دست‌آمده می‌تواند به‌عنوان مبنایی برای بهینه‌سازی خواص مکانیکی این آلیاژ در صنایع مختلف، به‌ویژه در صنعت هوافضا، مورد استفاده قرار گیرد. به‌ویژه، با توجه به نیازهای خاص صنعت هوافضا برای مواد با استحکام و مقاومت به خستگی بالا، این یافته‌ها می‌توانند به توسعه و طراحی سازه‌های هوایی با عمر و عملکرد بهینه کمک کنند. بنابراین، ارتباط بین یافته‌ها و کاربردهای عملی آن‌ها در صنعت هوافضا می‌تواند به‌طور واضح‌تری مورد تأکید قرار گیرد و به‌عنوان راهنمایی برای تحقیقات و توسعه‌های آینده در این حوزه مطرح شود.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Printed Circuit boards (PCBs)
- ۲ Strip line
- ۳ Micro strip
- ۴ Li
- ۵ Yan
- ۶ Rajesh
- ۷ Sasikala
- ۸ Jiang
- ۹ electrostatic self-assembly approach
- ۱۰ Shen
- ۱۱ Gu and Liang
- ۱۲ Resin film infusion (RFI)
- ۱۳ Vacuum assisted resin transfer molding (VRTM)
- ۱۴ Riul
- ۱۵ MATBIN
- ۱۶ Programmable automation controllers (PACs)
- ۱۷ Heat sink

*Procedia Eng.*, vol. 2, no. 1, pp. 1795–1804, 2010.

[20] F. Zupanič, J. Klemenc, M. Steinacher, and S. Glodež, “Microstructure, mechanical properties and fatigue behaviour of a new high-strength aluminium alloy AA 6086,” *J. Alloys Compd.*, vol. 941, p. 168976, 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2023.168976>.

[21] J. Ma, Q. Wang, T. Zhang, H. Cao, Y. Yang, and Z. Zhang, “Effect of natural aging time on tensile and fatigue anisotropy of extruded 7075 Al alloy,” *J. Mater. Res. Technol.*, vol. 18, pp. 4683–4697, 2022.

[22] A. Joshi, A. Gope, and P. C. Gope, “Effect of post-weld heat treatment on mechanical properties and fatigue crack growth behaviour of friction stir welded 7075-T651 Al alloy,” *Theor. Appl. Fract. Mech.*, vol. 123, p. 103714, 2023.

[23] S. V. Sajadifar *et al.*, “On the low-cycle fatigue behavior of thermo-mechanically processed high-strength aluminum alloys,” *Int. J. Fatigue*, vol. 156, p. 106676, 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2021.106676>. (inperition)

[24] J. A. Slotwinski and S. Moylan, *Applicability of existing materials testing standards for additive manufacturing materials*. US Department of Commerce, National Institute of Standards and Technology ..., 2014.

[25] D. B. Miracle *et al.*, *ASM handbook*, vol. 21. ASM international Materials Park, OH, 2001.

[26] G. Testa, S. Ricci, G. Iannitti, A. Ruggiero, and N. Bonora, “Modeling ductile fracture in third stress invariant sensitive materials: Application to Al 2024-T351,” *Mech. Mater.*, vol. 179, p. 104584, 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2023.104584>.

[27] J. N. Scheuring and A. F. Grandt Jr, “Mechanical properties of aircraft materials subjected to long periods of service usage,” 1997.

*Spec. Tech. Publ.*, vol. 1298, pp. 89–106, 1997.

[11] J. P. Chubb, T. A. Morad, B. S. Hockenhull, and J. W. Bristow, “The effect of exfoliation corrosion on the fracture and fatigue behaviour of 7178-T6 aluminium,” *Int. J. Fatigue*, vol. 17, no. 1, pp. 49–54, 1995.

[12] S. Russo *et al.*, “The influence of the environment and corrosion on the structural integrity of aircraft materials,” *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.*, vol. 32, no. 6, pp. 464–472, 2009.

[13] D. L. DuQuesnay, P. R. Underhill, and H. J. Britt, “Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminium alloy under aircraft loading,” *Int. J. Fatigue*, vol. 25, no. 5, pp. 371–377, 2003.

[14] F. B. Bahaideen *et al.*, “Fatigue behaviour of aluminum alloy at elevated temperature,” *Mod. Appl. Sci.*, vol. 3, no. 4, pp. 52–61, 2009.

[15] R. Gharehbaghi, H., Sarkhosh, “Numerical and Experimental Investigation of the variables influencing the thermal relaxation welded aluminum sheet,” *J. Aeronaut. Eng.*, vol. 24, no. 2, pp. 1–10, 2022.9(inperition)

[16] H. Zarei, H., Sarkhosh, R., Farrokhbadi, A., Morshedi, “Determination of static strength and fracture of aged aircraft structure using non-destructive quasi-static indentation test,” *J. Aeronaut. Eng.*, vol. 23, no. 1, pp. 33–43, 2021, doi: [10.22034/joae.2021.139469](https://doi.org/10.22034/joae.2021.139469). (inperition)

[17] E. U. Lee, A. K. Vasudevan, and G. Glinka, “Environmental effects on low cycle fatigue of 2024-T351 and 7075-T651 aluminum alloys,” *Int. J. Fatigue*, vol. 31, no. 11–12, pp. 1938–1942, 2009.

[18] A. May, M. A. Belouchrani, A. Manaa, and Y. Bouteghrine, “Influence of fatigue damage on the mechanical behaviour of 2024-T3 aluminum alloy,” *Procedia Eng.*, vol. 10, pp. 798–806, 2011.

[19] A. May, M. A. Belouchrani, S. Taharboucht, and A. Boudras, “Influence of heat treatment on the fatigue behaviour of two aluminium alloys 2024 and 2024 plated,”