

## بررسی تجربی میزان استحکام باقیمانده سازه‌های هواپیما

### در اثر پدیده پیری

غلامی محمود<sup>۱</sup>، زارعی حمیدرضا\*<sup>۲</sup>، آسترکی سهراب<sup>۳</sup>

۱- کارشناس ارشد، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه هوایی شهید ستاری

۲- دانشیار، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه هوایی شهید ستاری

۳- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری

(دریافت مقاله: ۱۳۹۵/۱۲/۰۳ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۱/۱۶)

#### چکیده

مقوله فرسودگی وسایل پرنده یکی از مسایل مهم در ارزیابی قابلیت پرواز آنها می‌باشد. در بخش سازه، میزان استحکام باقی‌مانده بعد از گذشت سنوات خدمتی وسایل پرنده از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. لذا در این مقاله به این موضوع پرداخته شده است. به‌منظور ارزیابی میزان تأثیر فرسودگی بر میزان استحکام سازه‌های هوایی، نمونه‌هایی از سازه‌های تعدادی از هواپیماهای جنگی فرسوده نهجا تهیه شده و آزمایشات کشش استاتیکی و شکست بر روی آنها انجام شده است. به‌منظور ارزیابی نتایج، آزمایشات مشابه بر روی مواد خام کارنکرده انجام شده است. همچنین در این راستا مقادیر کتب مرجع نیز استخراج گردیده است. آزمایشات کشش بر روی بخش‌هایی از پوسته بالایی و پایینی فلپ لبه حمله هواپیما در دو جهت رول و عمود بر آن انجام پذیرفته است. آزمایشات چقرمگی شکست بر روی پوسته پایینی بال و پوسته بالایی بین دو بال در جهات مختلف انجام شده است. نتایج بیانگر این موضوع است که به علت قابلیت رسوب سختی آلیاژ بکار رفته در سازه‌های مورد بررسی، مقادیر استحکام تسلیم و نهایی دچار افزایش شده‌اند اما کاهش مقادیر چقرمگی شکست موجب شکست ترد در این زمینه خواهد شد. **واژه‌های کلیدی:** فرسودگی، قابلیت پرواز، چقرمگی شکست، رسوب سختی.

## Experimental Investigation of Residual Strength of Aged Aircraft Structures

Mahmoud Gholami, Hamidreza Zarei, Sohrab Astaraki

#### Abstract

Nowadays, aging of aircraft is one of the most important problems in evaluation of their airworthiness. In structural area, it is very important to assess the rate of degradation of the material properties of aircraft after their long time service. Therefore, this subject is practiced in this article. In order to evaluate the effect of aging of aircraft on deterioration of the mechanical properties, some specimens are prepared from the structural units of a few aged aircraft in Air Force to do the tensile and fracture tests. Also in order to evaluate the results, similar tests are accomplished on unused ingot materials. In this manner, source values are obtained from reference books too. The tensile tests are accomplished on some parts of upper and lower skin of trailing edge flap torque box and also unused sheets of similar materials either in rolled direction and the opposite direction. The fracture toughness tests are accomplished on some parts of lower skin of center wing and upper skin of middle area of two wings in several directions. The results show that because of precipitation hardening of being tested alloys, the yield and ultimate strength are increased but, decrease of fracture toughness make it leads to brittle fracture.

**Keywords:** aging, airworthiness, fracture toughness, precipitation hardening.

## 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.

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 نبایستی 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 [۱].

طبق تعریف، یک هواپیمای تجاری زمانی ازکارافتاده درنظر گرفته می‌شود که عملیاتی 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 تنشی، 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 [۱].

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 بکار 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 تنشی 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 مدتهاست که برای تمدید عمر ناوگان هوایی خود به چاره‌اندیشی پرداخته و در این زمینه اقدامات و آزمایش‌های متعددی انجام داده‌اند.

را ارائه نمودند [۴]. نتایج حاصل از آزمایش های آنان بیانگر آن است که استحکام نهایی آلیاژهای آلومینیومی 7075 و 7178 نسبت به نمونه های خام آن ها و داده های جداول استاندارد افزایش بسیار چشمگیری داشته است (به طور میانگین حدود ۸ درصد افزایش) [۵].

کرمانیوس و همکاران، رفتار خستگی و تحمل آسیب آلیاژهای آلومینیومی 2024-T351 بکار رفته در هواپیما را که دچار خوردگی شده اند بررسی نمودند [۶]. آنها آزمایش های خستگی برای بدست آوردن منحنی S-N، آزمایش های رشد ترک خستگی و آزمایش های چقرمگی شکست را انجام دادند. رشد ترک خستگی برای مقادیر مختلف نسبت تنش R انجام شد. آن ها برای مقایسه، تمام آزمایش ها را به طور مشابه بر روی نمونه های بدون خوردگی نیز انجام دادند. آزمایشات آنان بر روی خوردگی تورقی بود اما عکس های متالوگرافی نشان دهنده وجود همزمان خوردگی حفره ای و درون دانه ای نیز بود که وجود آن ها باعث شروع رشد ترک خستگی و کاهش عمر خستگی در نمونه ها می گردد. آن ها همان گونه که پیش بینی می کردند، کاهش عمر خستگی نمونه های خورده شده با کاهش میزان تنش خستگی همراه بود و حد دوام خستگی از 175Mpa در نمونه های خورده نشده به 95Mpa در نمونه های خورده شده، تنزل پیدا کرد. نتایج حاصل از آزمایش های آن ها حاکی از این است که حد دوام نمونه های خورده شده نسبت به مقادیر نمونه های خورده نشده در مراجع استاندارد تا ۴۰ درصد کاهش پیدا کرده است و چقرمگی شکست نیز تا ۲۷ درصد کاهش یافته است.

سانکاران و همکاران، اثر خوردگی حفره ای را بر روی نمونه های آلیاژ بدون روکش 7075-T6 بررسی نمودند و متوجه شدند که عمر خستگی آن ها با ضریب ۶ الی ۸ کاهش پیدا کرده است [۷]. آن ها آزمایش های خود را طبق استاندارد ASTM-G85 بر روی ورق هایی به طول 150mm و عرض 75mm و ضخامت 2mm از جنس آلیاژ آلومینیوم 7075-T6 نورد شده انجام دادند.

آسیب های اصلی وارده بر سازه یک وسیله پرنده فرسوده تحت عنوان واماندگی خستگی گسترده در بخش های مختلف سازه<sup>۴</sup> شناخته می شوند. منظور از واماندگی خستگی گسترده در بخش های مختلف سازه، آسیب هایی هستند که در اثر پدیده های خستگی، خوردگی، ترک ناشی از خوردگی تنشی،

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 آن ها را فراهم نماید که حاصل آن فراهم نمودن گزارش کاملی است که شورای تحقیقات ملی آمریکا در سال ۱۹۹۷ منتشر نمود و کلیه الزامات هواپیماهای پیر از جمله اقدامات مدیریتی و مهندسی و نیز برنامه تعمیر و نگهداری در آن بررسی شده است [۲].

دکتر گرانت<sup>۱</sup> به همت دانشگاه علمی و مهندسی پوردو<sup>۲</sup>، خستگی و میزان کاهش استحکام مواد در سازه های هواپیماهای پیر را طی چهار سال تلاش مورد بررسی و آزمایش قرار دادند و در آن به چهار موضوع اصلی بهبود آسیب، پیش بینی رشد ترک، تکنیک های مقابله با ازکارافتادگی و روش های تحلیل پیشرفته پرداخته و مکانیزم های خرابی خوردگی، ایجاد ترک خستگی و سایش را مورد بررسی قرار دادند [۳]. هدف اصلی این پروژه چهارساله، توسعه روش هایی برای افزایش عمر عملیاتی هواپیماها از طریق به تعویق انداختن خرابی، تعمیر سازه های ترک دار و به کارگیری روش هایی برای اولویت بندی اقدامات تعمیر و نگهداری می باشد. بدین منظور آزمایش هایی از قبیل آزمون کشش، آزمون رشد ترک خستگی، آزمون تنش- عمر (S-N) را بر روی قسمت هایی از سازه های آلومینیومی بال و بدنه تعدادی از هواپیمای KC-135 بازنشسته شده انجام داده و نتایج را با مقادیر داده های استاندارد و نمونه های خام مقایسه نموده اند. نتایج بدست آمده در مورد آلیاژ 7075-T6 بیانگر آن است که مدول یانگ نمونه های کارکرده حدود ۴/۵ درصد نسبت به نمونه های خام کاهش یافته، در صورتی که استحکام تنش تسلیم به میزان ۹/۷۵ درصد و استحکام تنش نهایی به میزان ۷ درصد نسبت به نمونه های خام افزایش داشته است. در حالت کلی نتایج حاصل از آزمایش ها نشان می دهد که با گذشت زمان، میزان استحکام تسلیم و استحکام نهایی در آلیاژهای سری 2xxx و 7xxx افزایش یافته و مدول یانگ در آن ها کاهش پیدا کرده است.

باسوو و همکاران، در سال ۲۰۰۶ مقاله ای منتشر کردند که در آن نتایج حاصل از تحقیقات تجربی خود در زمینه خواص مکانیکی، مقاومت رشد ترک و استحکام پسماند آلیاژهای آلومینیوم پوسته های بال و بدنه هواپیماهایی از جمله DC-8، F-5E و B-707 با عمر خدمت رسانی ۸ الی ۳۸ سال

می‌باشد. البته قابل ذکر است که تست‌های دینامیکی نظیر تعیین مدهای ارتعاشی و فرکانس‌های طبیعی و همچنین نرخ رشد ترک از اهمیت بسزایی برخوردار است و می‌تواند خود موضوع یک تحقیق جداگانه باشد و در این تحقیق به آن‌ها پرداخته نشده است. البته در اینجا می‌بایست متذکر شد که در نظر نگرفتن اثرات خوردگی در برآورد وضعیت سازه فرسوده خیلی غیرواقعی نمی‌باشد. چراکه بررسی‌های انجام‌شده بر روی وسایل پرنده فرسوده بیانگر این موضوع بوده است که پدیده خوردگی عموماً در بخش‌های بیرونی بال و بدنه وسیله پرنده مشاهده شده و بخش‌های داخلی آن‌ها با توجه به دارا بودن پوشش ضد خوردگی عموماً عاری از اثرات خوردگی می‌باشند.

#### تهیه نمونه‌ها

در این مقاله به منظور تعیین استحکام استاتیکی و شکست سازه‌های هوایی موجود در نهاجا، آزمون‌های کشش و شکست بر روی بخش‌هایی از سازه‌های تعدادی هواپیمای جنگی فرسوده انجام شده است. در این بخش به نحوه آماده‌سازی و ابعاد نمونه‌ها بر اساس استانداردهای مربوطه پرداخته می‌شود.

#### آزمون کشش

آزمون کشش بر روی پوسته پایین و بالای فلپ لبه فرار بال یک هواپیمای جنگنده F4-E، از جنس آلومینیوم 7075-T6 به تعداد ۲۶ نمونه انجام گرفت. همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، جهت انجام آزمون کشش بر اساس استاندارد ASTM-E8 نمونه‌هایی دمبلی شکل با سطح مقطع مستطیلی با اندازه استاندارد در مقیاس کامل تهیه شده‌اند [۱۲]. همچنین جهت برش دقیق نمونه‌ها از دستگاه وایرکات<sup>۵</sup> استفاده شده است.



شکل ۱ - نمونه استاندارد آماده شده جهت آزمون کشش

#### آزمون چقرمگی شکست

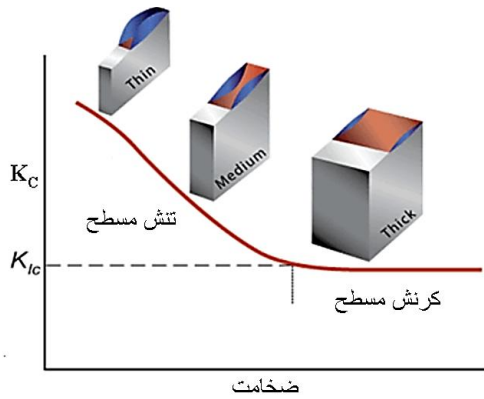
آزمون چقرمگی شکست بر روی ۱۵ نمونه از بخش‌های پوسته زیرین بال یک هواپیمای جنگنده، نزدیک به ارابه فرود، از جنس آلومینیوم 7075-T651 فورج‌شده و قسمت وسط

شکست و ... در قسمت‌های مختلف یک سازه ایجاد شده‌اند. تحقیقات مختلفی در ارتباط با تعیین عمر خستگی سازه‌های فرسوده که دچار خوردگی نیز شده باشند، انجام پذیرفته است [۸-۱۱]. اما در صورتی که سازه هوایی فرسوده دچار خوردگی و آسیب‌های متاثر از آن نشده باشند، آزمون‌های کشش ساده و چقرمگی شکست می‌توانند تا حد زیادی مشخص‌کننده میزان مقاومت سازه در برابر شکست و تعیین عمر آن‌ها باشند.

به دلیل اینکه تحقیقات انجام شده توسط کشورهای دیگر تاکنون، بر روی سازه‌های هواپیمایی با عمر کمتر از ۲۵ سال و در بازه زمانی پیش از اتمام عمر خدمتی پیش‌بینی شده آن‌ها انجام شده است، لذا با توجه به اینکه سن خدمتی هواپیمایی موجود در نهاجا بسیار بیشتر از این مقدار است و به سبب نیاز، هنوز مورد استفاده قرار می‌گیرند، بنابراین انجام آزمایشاتی از این قبیل جهت عمردهی و اطمینان از ایمنی سازه‌های آن‌ها بسیار ضروری بوده و نتایج آن طبیعتاً منحصرفرد خواهد بود. به همین جهت، در این مقاله به منظور تعیین استحکام استاتیکی و شکست سازه‌های هوایی موجود در نهاجا، پس از متالوگرافی و مشخصه‌یابی ریزساختاری، آزمون‌های کشش و شکست بر روی بخش‌هایی از سازه یک هواپیمای جنگی فرسوده انجام شده است. سطح مقطع شکست نمونه‌های حاصل از آزمون کشش نیز، جهت بررسی نوع شکست و علت‌یابی افت یا افزایش خواص مکانیکی، توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی مورد بررسی قرار گرفته است.

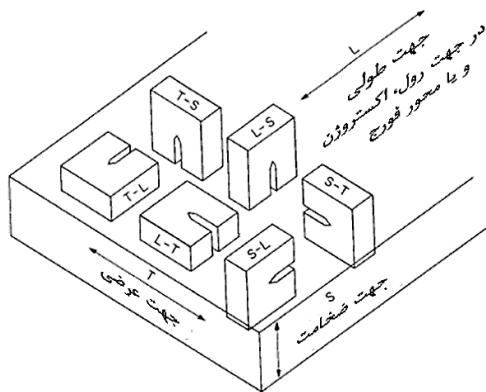
با توجه به اینکه هدف در این تحقیق بررسی میزان استحکام باقیمانده در سازه‌های هوایی فرسوده و مقایسه با مقادیر متناظر در سازه‌های هوایی نو بوده است، لذا معیار انتخاب تست‌ها تعیین پارامترهایی بوده است که به این موضوع مربوط می‌باشند. در بین پارامترهای مختلف استحکام استاتیکی سازه‌ها، مدول الاستیک، تنش تسلیم، تنش نهایی و چقرمگی شکست از اهمیت ویژه‌ای برخوردارند.

مدول الاستیک نشانگر میزان سفتی سازه بوده و کاهش آن سبب می‌شود که ارتعاشات سازه افزایش یابد. تنش تسلیم و نهایی پارامترهایی هستند که میزان تحمل نیروی سازه را تعیین می‌کنند. کاهش در این دو پارامتر نشانه تضعیف سازه می‌باشد. چقرمگی شکست نشانه میزان مقاومت سازه در برابر رشد ترک می‌باشد. مسلم است که کاهش در این پارامتر بیانگر تردی و در نتیجه، رشد سریعتر ترک در سازه و کاهش عمر آن



شکل ۳ - اثر ضخامت بر مقدار بحرانی ضریب شدت تنش [۱۴]

طبق استاندارد ASTM-E399 مقدار  $K_{IC}$  در جهت های مختلف ماده متفاوت است. بنابراین برای نمونه هایی با مقطع مستطیلی شکل، جهت های مرجع مشخص شده اند (شکل ۴). که در آن جهت های رول، اکستروژن و فورج لحاظ شده و از یک کد دو قسمتی برای مشخص نمودن جهت ترک استفاده می گردد که قسمت اول جهت عمود بر ترک و قسمت دوم، جهت رشد ترک را مشخص می کند. به عنوان مثال کد  $L-T$  بیانگر این است که جهت  $L$  عمود بر جهت ترک و جهت رشد ترک در جهت  $T$  قرار دارد. یکی از نمونه های آماده شده جهت انجام آزمون چقرمگی شکست در شکل ۵ نشان داده شده است. همه نمونه های آزمایش توسط دستگاه وایرکات برش داده شده اند.



شکل ۴ - نامگذاری جهت های نمونه آزمایش  $K_{IC}$  [۱۳]

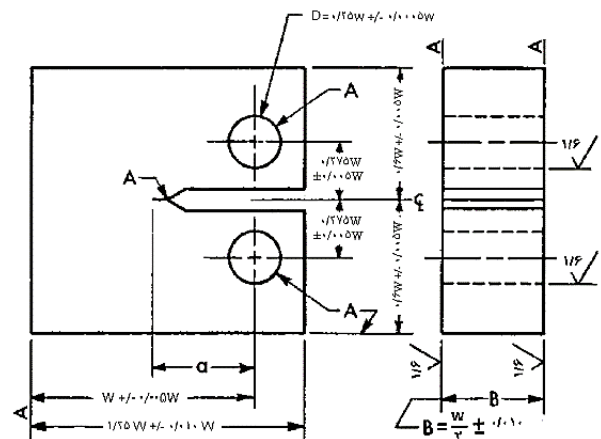
محل اتصال دو بال چپ و راست به هم از همان جنس و همچنین یک شمش آلومینیومی خام از آلیاژ 7075-T651 فورج نشده انجام شده است.

در استاندارد ASTM-E399 نمونه های مختلفی برای آزمایش  $K_{IC}$  وجود دارد که در آن ها یک پیش ترک تیز با استفاده از بار خستگی ایجاد گردیده است [۱۳]. در آزمایش های مربوط به این مقاله از نمونه آزمایش CT استفاده شده است. این نمونه آزمایش که متداول ترین نمونه آزمایش تعیین  $K_{IC}$  است در شکل ۲ نشان داده شده است.

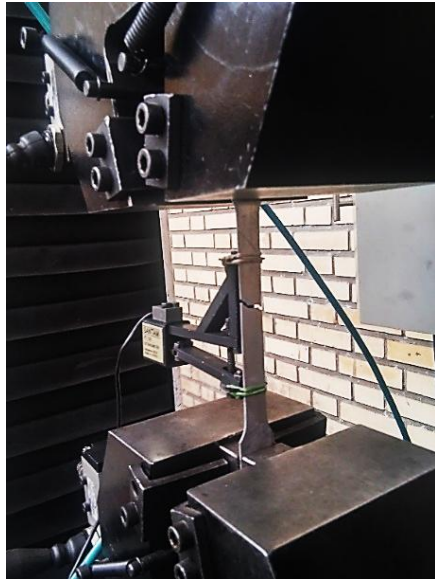
در آزمایش استاندارد ASTM-E399 حداقل ابعاد نمونه جهت ارضاء شرایط کرنش مسطح آزمایش طبق روابط ۱ می باشد:

$$a \geq 2.5 \left( \frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2; B \geq 2.5 \left( \frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2; W \geq 5 \left( \frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (1)$$

ابعاد نمونه استاندارد بر حسب عرض نمونه ( $W$ ) داده شده اند و با معلوم بودن سه کمیت  $W$ ،  $B$  و  $a$ ، تمامی ابعاد نمونه برای ساخت آن مشخص خواهند بود. در این مقاله نمونه های CT با دو ضخامت مختلف جهت انجام آزمایش آماده شده اند ( $B=15 \text{ mm}$  و  $B=20 \text{ mm}$ ). ضخامت نمونه ها به گونه ای انتخاب شده است که شرایط کرنش مسطح را با توجه به روابط ۱ و شکل ۳ بطور صد درصد ارضاء نماید [۱۴و۱۵].



شکل ۲ - هندسه نمونه استاندارد CT [۱۳]



شکل ۶ - نحوه استقرار نمونه و انجام آزمون کشش



شکل ۵ - نمونه آماده شده آزمایش K<sub>1c</sub>

### انجام آزمایش‌های تجربی

در این بخش مراحل انجام آزمون‌های کشش ساده و چقرمگی شکست که بر روی بخش‌هایی از سازه‌های تعدادی هواپیمای جنگنده نه‌جا انجام شده ارائه می‌گردد.

### انجام آزمون کشش ساده

آزمون نمونه‌های کششی بوسیله دستگاه سن‌تام<sup>۶</sup> انجام شده است و برای اطمینان بیشتر از کالیبره بودن دستگاه و درست بودن نتایج، چند نمونه نیز با دستگاه اینسترون<sup>۷</sup> انجام گردیده است. نحوه استقرار نمونه و انجام تست کشش در شکل ۶ آورده شده است. همان‌طور که در شکل ۶ دیده می‌شود، برای بدست آوردن دقیق میزان جابجایی از یک دستگاه اکستنسومتر<sup>۸</sup> ۵۰ mm استفاده شده است.

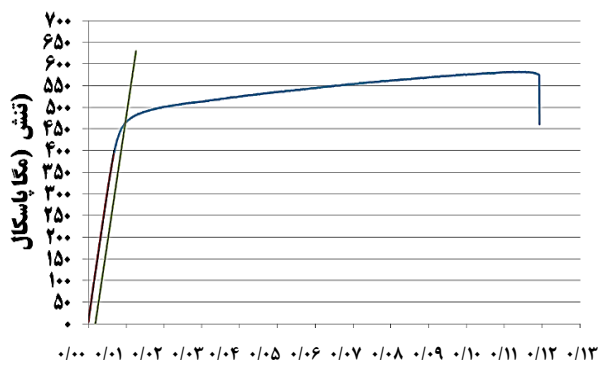
داده‌های بدست‌آمده از انجام آزمون کشش بر روی نمونه‌های مختلف به‌صورت نیرو و جابجایی می‌باشند که با داشتن آنها بایستی تنش- کرنش مهندسی محاسبه و سپس با استفاده از روابط ۲ و ۳ تنش- کرنش حقیقی را محاسبه نمود:

$$\sigma_{real} = \sigma_E (1 + \epsilon) \quad (2)$$

$$\epsilon_{real} = \ln(1 + \epsilon) \quad (3)$$

پس از رسم نمودار، تنش- کرنش حقیقی همانند شکل ۶ و تلاقی آن با ۰/۲٪ آفست در ناحیه خطی، تنش تسلیم حقیقی بدست خواهد آمد.

در کدگذاری نمونه‌ها به‌ترتیب آلیاژ نمونه، عملیات حرارتی، ضخامت نمونه بر حسب اینچ و محل آن ذکر شده است (A= ورق خام کشیده‌شده در جهت عمود بر جهت رول، B= ورق خام کشیده‌شده در جهت رول، C= پوسته بالای فلپ، D= پوسته پایین فلپ) (جدول ۱).



### کرنش

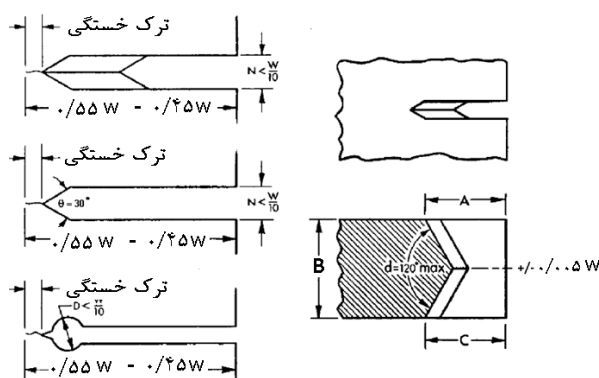
شکل ۷ - بدست‌آوردن تنش تسلیم حقیقی با استفاده از نمودار تنش- کرنش

جدول ۱ - کدگذاری نمونه‌های آزمایش کشش

شماره نمونه	کد نمونه
۱	AL7075-T6-0.040-A
۲	AL7075-T6-0.063-A
۳	AL7075-T6-0.040-B
۴	AL7075-T6-0.040-C
۵	AL7075-T6-0.063-C
۶	AL7075-T6-0.040-D
۷	مقادیر بر اساس کتب مرجع [۵]

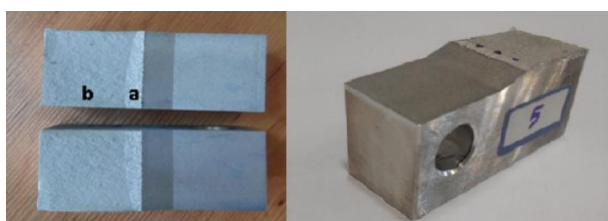


شکل ۸ - نحوه استقرار نمونه جهت انجام آزمون چقرمگی شکست



شکل ۹ - هندسه انواع شکاف در نمونه آزمایش [۱۳]

اندازه‌گیری‌های ابعاد هندسی نمونه که برای محاسبه ضریب شدت تنش مورد نیاز می‌باشند، باید انجام گیرد. این اندازه‌ها عبارتند از طول ترک، طول و عرض و عمق نمونه. اندازه‌گیری دقیق طول ترک نیز پس از انجام آزمایش و شکست نمونه محاسبه می‌گردد و برای تعیین آن، طبق استاندارد E-399، همان‌گونه که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، بایستی سه نقطه در عرض نمونه در انتهای ترک به طوری که یک نقطه در مرکز انتهای ترک و دو نقطه دیگر در فاصله یک چهارم از لبه باشد را تا ابتدای ترک ماشین‌کاری شده اندازه‌گیری کرده و میانگین آنها لحاظ شود [۱۶].



شکل ۱۰ - محاسبه اندازه کلی ترک پس از شکست نمونه

نتایج نهایی آزمایش کشش در جدول ۲ ارائه شده است. مقادیر هر نمونه میانگینی از مقادیر بدست‌آمده از چند نمونه آزمایشی می‌باشد.

جدول ۲ - نتایج حاصل از انجام آزمایش کشش

شماره نمونه	مدول یانگ (GPa)	تنش تسلیم (MPa)	تنش نهایی (MPa)	حداکثر تغییر طول (%)	سال کارکرد
۱	۵۹/۴۳	۴۵۲	۵۶۴/۶	۱۱/۸۵	۰
۲	۶۴/۳	۵۱۳	۶۰۳	۱۰/۹	۰
۳	۶۰/۹۸	۴۷۶	۵۹۰	۱۳/۰۲	۰
۴	۷۰/۲۸	۵۶۲	۶۷۷	۹/۷۸	۵۰
۵	۶۴/۵۵	۵۲۶	۶۴۱	۱۱/۶۹	۵۰
۶	۶۲/۴۶	۵۰۹	۵۷۹	۹/۸۲	۵۰
۷	۷۱/۷	۵۰۳	۵۷۲	۱۱	-

### انجام آزمون چقرمگی شکست

آزمون نمونه‌های CT بوسیله دستگاه زوییک<sup>۹</sup> انجام شده است. نحوه استقرار نمونه بر روی دستگاه در شکل ۸ نشان داده شده است. هنگام انجام آزمایش در مرحله اعمال بار خستگی، علاوه بر کنترل مقدار بار خستگی و تعداد سیکل‌ها بایستی دقت شود که اندازه ترک خستگی زیادتر از حد پیش‌بینی شده نشود. زیرا ممکن است رشد ترک ناپایدار شده و پیش از اعمال بار کششی منجر به از دست دادن نمونه گردد. به همین دلیل همان‌گونه که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، سعی شده است که توسط زوم کردن لنز یک وسیله فیلمبرداری، مقدار ترک خستگی تا حد ممکن تحت نظر گرفته شود.

برای انجام آزمایش، طبق استاندارد ASTM-E399 ابتدا بایستی یک پیش‌ترک خستگی نیز توسط اعمال بار خستگی ایجاد شود. ترک خستگی باید به اندازه  $0.5W$  رشد نماید تا اثر هندسه شکاف ماشین‌کاری شده در محاسبه  $K_{IC}$  از بین برود (به‌هرحال اندازه ترک  $a$  با احتساب مقدار رشد ترک خستگی باید در محدوده  $0.45W$  تا  $0.55W$  باشد) [۱۶]. شکل شکاف ماشین‌کاری شده و ترک تولید شده با بارگذاری خستگی، در شکل ۹ نشان داده شده است.

سپس با استفاده از رابطه ۴ ضریب شدت تنش بحرانی بدست خواهد آمد:

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{\left(2 + \frac{a}{W}\right) \left[0.886 + 4.64 \frac{a}{W} - 13.32 \left(\frac{a}{W}\right)^2 + 14.72 \left(\frac{a}{W}\right)^3 - 5.6 \left(\frac{a}{W}\right)^4\right]}{\left(1 - \frac{a}{W}\right)^{3/2}} \quad (4)$$

از آنجا که قطعات سازه‌ای طوری طراحی می‌شوند که مسیر اصلی بارگذاری، موازی جهت اصلی بافت باشد [۲]، لذا جهت اصلی بافت نمونه‌ها با توجه به موقعیت آنها بر روی سازه هواپیما و مسیر اصلی بارگذاری مشخص گردید. نتایج حاصل از آزمایش چقرمگی شکست در جدول ۳ آورده شده است. در جدول ۲ در کدگذاری نمونه‌ها به ترتیب آلیاژ نمونه، عملیات حرارتی، ضخامت نمونه بر حسب میلی‌متر و محل آن (A= پوسته زیر بال با ضخامت ۲۰ mm، B= شمش خام فورج نشده با ضخامت ۲۰ mm و C= پوسته بین دو بال چپ و راست با ضخامت ۱۵ mm)، ذکر شده است.

جدول ۳ - نتایج حاصل از انجام آزمایش چقرمگی شکست.

شماره نمونه	کد نمونه	جهت	$K_{Ic}$ (MPa $\sqrt{m}$ )	سال کارکرد
۱	AL7075-T651-20-A	T-L	۲۸/۰۵۵	۵۰
۲	AL7075-T651-20-A	L-T	۳۰/۵۶	۵۰
۳	AL7075-T651-20-B	L-T	۳۲/۶۹	.
۴	AL7075-T651-15-C	LT-S	۳۰/۸۹	۵۰
۵	مقادیر بر اساس کتب مرجع [۱۴]	T-L	۲۵	.
۶	مقادیر بر اساس کتب مرجع [۱۴]	L-T	۲۹	.

میکروسختی مقاطع مختلف نمونه در نظر گرفته شد. با توجه به نتایج حاصل از ریزسختی‌سنجی مشاهده می‌شود که مقادیر آن‌ها در بازه ۲۰۰ تا ۲۳۰ ویکرز متغیر است و تغییر معناداری بین سختی نمونه فرسوده و خام مشاهده نمی‌شود. نتایج سختی‌سنجی در جدول ۴ نشان داده شده است.

### بررسی‌های میکروساختاری و شکست‌نگاری

در این بخش به ارائه نتایج حاصل از بررسی‌های ریزساختاری با استفاده از میکروسکوپ الکترونی روبشی (SEM) و نوری (OM) پرداخته شده است. شکل ۱۱ نتایج حاصل از متالوگرافی ریزساختار آلیاژ آلومینیوم 7075 را که در شرایط محیطی پیرسخت شده است، در بزرگنمایی ۱۰۰۰ برابر نشان می‌دهد. تصاویر ریزساختاری به‌دست‌آمده از میکروسکوپ نوری برای آلیاژ پیرسخت‌شده در شرایط محیطی و با کارکرد به مدت زمان ۵۰ سال، نشان‌دهنده حضور رسوبات درشت در زمینه آلومینیومی است. حضور چنین رسوبات درشتی در زمینه آلیاژ موجب ایجاد کرنش در شبکه کریستالی فاز زمینه شده و عمل می‌کند و در نتیجه موجب افت خواص مکانیکی آلیاژ می‌گردد.

جدول ۴ - نتایج حاصل از ریزسختی

نوع نمونه	میکروسختی (ویکرز)	نمونه	میکروسختی (ویکرز)
خام	220	خام	210
خام	230	خام	220
فرسوده	215	فرسوده	230
فرسوده	225	فرسوده	200
فرسوده	205	فرسوده	215
فرسوده	200	فرسوده	210

رسوبات موجود در فاز زمینه نتیجه رسوب سختی بوده که با گذشت زمان به تدریج درشت‌تر شده و کوهرنسی<sup>۱۰</sup> خود را از دست داده و از فاز زمینه جدا می‌شوند. در نتیجه می‌توانند به عنوان مناطق تمرکز تنش و مناطقی که مستعد جوانه‌زنی و رشد ترک‌های ناشی از خستگی هستند، عمل کنند.

به‌منظور بررسی اثر فرسودگی سازه هواپیما بر میزان سختی آن، میکروسختی نمونه‌های مورد مطالعه با استفاده از دستگاه Karl Frank GmbH-38536 و وزنه ۵۰ گرمی با زمان توقف ۱۰ ثانیه، اندازه‌گیری شد. بدین منظور از سطوح مختلف نمونه‌ها و در نقاط مختلف و به فواصل سه میلی‌متری سختی‌سنجی به‌عمل آمد به‌طوری‌که پس از سه بار سختی‌سنجی از هر سطح، میانگین نتایج آن‌ها به‌عنوان شاخص

همچنین باتوجه به نتایج آورده شده در جداول ۱ تا ۳، ملاحظه می‌گردد استحکام تسلیم نمونه‌های کار شده (پیرسخت شده در شرایط محیط) افزایش و چقرمگی شکست آن‌ها کاهش یافته است. ولی در نمونه‌های خام ایجاد حفرات عمیق و ساختار خشن بیانگر وقوع کرنش بالا و نتیجتاً شکست نرم در نمونه‌ها است. این امر به دلیل خام بودن نمونه و عدم اعمال هرگونه عملیات استحکام بخشی می‌باشد.

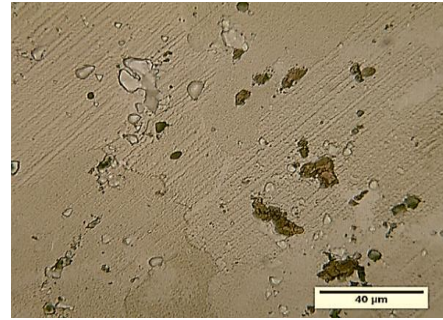
### نتایج

از مقایسه مقادیر بدست آمده از میانگین نمونه‌های خام داده‌های آزمایش آورده شده در جدول ۱ با داده‌های کتب مرجع مشاهده می‌شود که مدول یانگ آلیاژهای مورد استفاده در نهجا کمتر از مقادیر استاندارد می‌باشد.

- نمونه‌های A و B دقیقاً از یک جنس هستند و از یک قطعه ورق بریده شده‌اند و فقط از لحاظ جهت برش نسبت به جهت رول متفاوت هستند. همان گونه که در جدول ۲ دیده می‌شود در یک ضخامت مساوی خواص کششی آن‌ها متفاوت است. در نتیجه مقدار برخی از خواص در جهت رول بیش از جهت مخالف می‌باشد. همان گونه که ملاحظه می‌شود مقادیر مدول یانگ، استحکام کششی و تغییر طول در جهت موازی با جهت رول بیشتر از جهت عمود بر جهت رول می‌باشد. این امر نشان دهنده میزان ناهمسانگردی آلیاژ آلومینیوم 7075-T6 می‌باشد.

- از مقایسه مدول یانگ نمونه‌های ورق فرسوده با مقادیر کتب مرجع مشاهده می‌شود این مقدار در اثر مرور زمان و کارکرد دچار کاهش شده است. این میزان کاهش در پوسته بالای فلپ با ضخامت ۰/۰۴۰ اینچ در حدود ۲٪ و در پوسته بالای فلپ با ضخامت ۰/۰۶۳ اینچ در حدود ۱۰٪ می‌باشد. این تغییرات در پوسته پایین فلپ با ضخامت ۰/۰۴۰ اینچ در حدود ۱۳٪ می‌باشد.

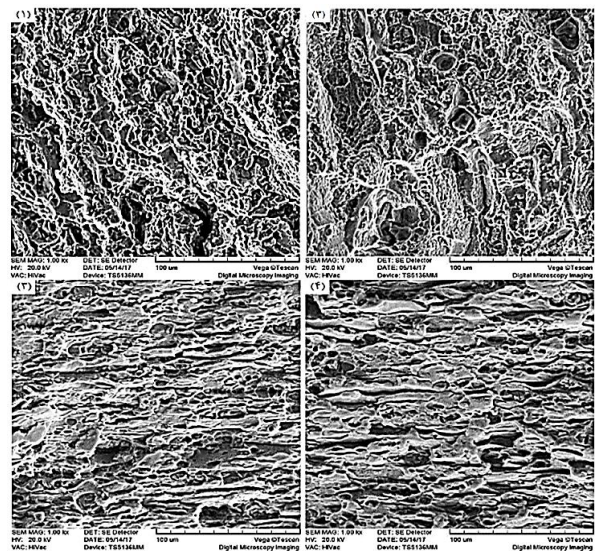
- از مقایسه تنش تسلیم نمونه‌های ورق فرسوده با مقادیر کتب مرجع مشاهده می‌شود این مقدار در اثر مرور زمان و کارکرد دچار افزایش شده است. این میزان افزایش در پوسته بالای فلپ با ضخامت ۰/۰۴۰ اینچ در حدود ۱۰/۵٪ و در پوسته بالای فلپ با ضخامت ۰/۰۶۳ اینچ در حدود ۴٪ می‌باشد. این تغییرات در پوسته پایین فلپ با ضخامت ۰/۰۴۰ اینچ در حدود ۱/۳٪ می‌باشد.



شکل ۱۱- ریزساختار آلیاژ آلومینیوم 7075 پیرسخت شده در شرایط محیط با استفاده از میکروسکوپ نوری

البته لازم به توضیح است، وجود این رسوبات استحکام تسلیم را افزایش خواهد داد ولی در عوض، چقرمگی آلیاژ را به حد چشم‌گیری کاهش می‌دهد.

بررسی‌های میکروسکوپی توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی بر روی سطح مقطع شکست نمونه‌های خام و فرسوده انجام شده و نتایج حاصل از آنالیز سطح مقطع شکست در شکل ۱۲ آورده شده است. تصاویر ۱ و ۲ در شکل ۱۲ مربوط به سطح مقطع نمونه‌های خام و تصاویر ۳ و ۴ در شکل ۱۲ مربوط به نمونه‌های پیرسخت شده طبیعی می‌باشد. با مقایسه سطح مقطع شکست نمونه‌های خام و کار شده مشاهده می‌شود که به دلیل حضور رسوبات در زمینه فاز مادر، که موجب ایجاد میدان‌های تنشی داخلی، قفل شدن نابجایی‌ها و در نتیجه افزایش استحکام می‌شوند، شکست در نمونه‌های کار شده بر خلاف نمونه‌های خام به صورت ترد رخ داده است.



شکل ۱۲- شکست نگاری سطح مقطع شکست نمونه‌های خام و

فرسوده

میانگین بین مقدار آن در جهت L-T و جهت T-L می‌باشد.

بنابراین، نتایج حاصل از آزمایشات کشش بیانگر آن است که با وجود کاهش چشمگیر مدول یانگ، میزان استحکام تسلیم و نهایی آلیاژ پرکاربرد آلومینیوم 7075-T6 بر روی هواپیما، در اثر زمان کارکرد بسیار بیشتر از عمر خدمتی پیش‌بینی‌شده، نه تنها کاهش نیافته بلکه دچار افزایش چشمگیری نیز شده است و این مورد از خصوصیات ویژه این نوع آلیاژ به دلیل تشکیل رسوب سختی در آن می‌باشد. اما براساس نتایج حاصل از آزمون چقرمگی شکست، کاهش مقادیر چقرمگی شکست موجب شکست ترد در این زمینه خواهد شد. بنابراین، وجود ترک حتی در مقیاس بسیار کوچک، در سازه‌ها بخصوص تیرک‌های اصلی خطرناک بوده و غیر قابل چشم پوشی می‌باشد. در نتیجه پیشنهاد می‌شود که فواصل بازرسی‌های غیرمخرب در این نواحی بیشتر و محتاطانه‌تر صورت گیرد. باتوجه به کاهش چقرمگی شکست در سازه فرسوده، در صورت جوانه‌زنی یک ترک خستگی در نوع سازه‌ها، این ترک زودتر از سازه نو رشد خواهد نمود. به عبارت دیگر کاهش در چقرمگی شکست بیانگر کاهش عمر سازه می‌باشد. البته کاهش مدول الاستیک نیز سبب افزایش ارتعاشات سازه شده و همین امر در کنار کاهش تنش تسلیم سازه فرسوده ایجاد و رشد ترک‌های خستگی را تسهیل می‌کند.

- نتایج حاصل از ریزسختی‌سنجی نشان داد که تغییر معناداری بین سختی نمونه فرسوده و خام مشاهده نمی‌شود.
- نتایج تصاویر گرفته‌شده توسط میکروسکوپ نوری و الکترونی روبشی موید این امر است که نمونه‌های فرسوده، فراپیر شده‌اند بطوریکه تصاویر میکروسکوپی، گویای افزایش شدید سایز رسوبات و توزیع غیر یکنواخت آنهاست.
- رسوبات موجود در فاز زمینه نتیجه رسوب‌سختی بوده که با گذشت زمان به تدریج درشت‌تر شده و کوه‌رنسی خود را از دست داده و از فاز زمینه جدا می‌شوند. در نتیجه می‌توانند به‌عنوان مناطق تمرکز تنش و مناطقی که مستعد جوانه‌زنی و رشد ترک‌های ناشی از خستگی هستند، عمل کنند.
- با مقایسه سطح مقطع شکست نمونه‌های خام و کارشده مشاهده می‌شود که به‌دلیل حضور رسوبات در زمینه فاز مادر، که موجب ایجاد میدان‌های تنشی داخلی، قفل‌شدن

- از مقایسه تنش نهایی نمونه‌های ورق فرسوده با مقادیر کتب مرجع مشاهده می‌شود این مقدار در اثر مرور زمان و کارکرد دچار افزایش شده است. این میزان افزایش در پوسته بالای فلپ با ضخامت ۰/۰۴۰ اینچ در حدود ۱۵/۵٪ و در پوسته بالای فلپ با ضخامت ۰/۰۶۳ اینچ در حدود ۱۰/۸٪ می‌باشد. این تغییرات در پوسته پایین فلپ با ضخامت ۰/۰۴۰ اینچ در حدود ۱/۳٪ می‌باشد.
- مقایسه میزان کرنش نهایی با مقادیر کتب مرجع تغییرات معناداری ارایه نمی‌دهد.
- همان‌گونه که مشاهده می‌شود مقدار استحکام تسلیم و نهایی تمامی آلیاژهای کارکرده، همانند نتایج بدست آمده از آزمایش‌های کشورهای دیگر (۳ و ۴) در این زمینه، در مقایسه با مقادیر استحکام نهایی ذکرشده در منابع استاندارد [۵] افزایش پیدا کرده است. این افزایش به‌دلیل رسوب‌سختی این گروه از آلیاژهای آلومینیوم می‌باشد [۱۷].
- همان‌گونه که در جدول ۳ مشاهده می‌گردد، مقدار چقرمگی شکست (ضریب شدت تنش بحرانی) آلیاژ 7075 فرسوده در جهت L-T به مقدار  $2/13 MPa\sqrt{m}$  نسبت به نمونه خام آزمایش شده کاهش پیدا کرده است. این درحالی است که نمونه‌های خام از شمش آلومینیوم 7075-T6 فورج‌نشده بوده، درحالی که نمونه‌های کارکرده، طبق مرجع [۱۸] از جنس آلومینیوم 7075-T6 فورج‌شده می‌باشد.
- با مقایسه نمونه‌های کارکرده با نمونه‌های خام ملاحظه می‌گردد که علی‌رغم اینکه نمونه خام فورج‌نشده است، با این وجود باز هم مقدار چقرمگی شکست ماده کارکرده از ماده خام کمتر است. از آنجا که بر اساس مرجع [۱۹] فورجینگ آلیاژهای آلومینیوم باعث افزایش چقرمگی شکست آن‌ها می‌شد بنابراین می‌توان پیش‌بینی نمود که مقدار کاهش چقرمگی شکست نمونه کارکرده در مقایسه با نمونه خام فورج‌شده حتی بیشتر از این مقدار نیز باشد.
- مقدار چقرمگی شکست نمونه‌های C (پوسته بین دو بال) در جهت LT-S اندازه‌گیری شده است که مقدار آن در مراجع موجود نمی‌باشد. لذا از مقدار میانگین بدست‌آمده آن در این مقاله می‌توان این نتیجه را استنباط کرد که مقدار چقرمگی شکست در جهت LT-S برابر مقدار

Laboratory, Materials and Manufacturing Directorate Wright-Patterson AFB, May 2000.

[8] G.H. Bray, R.J. Bucci, E.L. Colvin, M. Kulak; *Effects of prior corrosion on the S:N fatigue performance of aluminum alloys 2024-T3 and 2524-T3 and Effects of Environment on the Initiation of Crack Growth*, ASTM, Philadelphia, 1997, p. 89.

[9] 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*, School of Industrial and Manufacturing Science, Cranfield University, Cranfield, Elsevier Science Limited, 1995.

[10] D.L. DuQuesnay, P.R. Underhill, H.J. Britt; *Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminium alloy under aircraft loading*, Department of Mechanical Engineering, Royal Military College of Canada, Kingston, Ontario, Canada K7K 7B4, November 2002.

[11] S. RUSSO, P. K. SHARP, R. DHAMARI, T. B. MILLS, B. R. W. HINTON, G. CLARK and K. SHANKAR; *The influence of the environment and corrosion on the structural integrity of aircraft materials*, Thales Group, Bendigo, VIC, Australia Ruby Dhamari, Airbus Industries, Hamburg, Germany, March 2009.

[12] American Society For testing and materials; *Standard Test Methods For Tention Testing Of Metallic Materials*, ASTM Designation E8/E8M - 09, 2010.

[13] American Society For testing and materials; *Standard Test Methods For Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K<sub>Ic</sub> of Mtalic Materials*, ASTM Designation E399- 12, 2013.

[14] E. E. Gdoutos; *Fracture Mechanics an Introduction*, Second Edition, Published By Springer, 2005.

[15] M. Barson and S. T .Rolfe; *Fracture and Fatigue Control In Structures: Application of Fracture Mechanics*, Third Edition, Philadelfhia, 1999.

[16] American Society For testing and materials; *Standard Test Methods For Measurement of Fracture Toughness*, ASTM Designation E1820- 01, 2003.

[17] Roger lumley; *Fundamentals of aluminium metallurgy production, processing and application*, Woodhead Publishing Limited, 2011.

[18] Maintenance Technical order, structural manual, MT.O 1F-4D-3-1, Mc Donnell aircraft, 1976.

[19] F.C. Campbell; *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*, First Edition, Elsevier Ltd, 1976.

ناجایی ها و در نتیجه افزایش استحکام می شوند، شکست در نمونه های کار شده بر خلاف نمونه های خام به صورت ترد رخ داده است. ولی در نمونه های خام ایجاد حفرات عمیق و ساختار خشن بیانگر وقوع کرنش بالا و نتیجتاً شکست نرم در نمونه ها است. این امر به دلیل خام بودن نمونه و عدم اعمال هرگونه عملیات استحکام بخشی می باشد.

#### پی نوشت

- ۱ Grandt
- ۲ Purdue University
- ۳ Fracture toughness
- ۴ Widespread Fatigue Damage (WFD)
- ۵ Wire-cut machine
- ۶ SANTAM
- ۷ Instron
- ۸ Extensometer
- ۹ Zwick
- ۱۰ Coherency

#### منابع و مراجع

- [1] Lincoln, J.W; *material and process technology transition to aging aircraft*, Aeronautical systems center As/en, 2530 loop Read west wright- Patterson Air force Base, Ohio 45433-7101, USA, 2000.
- [2] National Research council; *aging of U.S Air force Aircraft final report* National Academy Press, Washington, D.C, 1997.
- [3] A. F. Grandt, Jr; *Final Report For Airforce Office Of scientific Research*, School of Aeronautics and astronautics, Purdue University, 1997.
- [4] V. N. Basov and Others, *Study Of Deterioration Of The Material Properties during Aircraft operation*, zhukovskii Central aerohydrodynamic Institute, Zhukovskii, Russia, 2006.
- [5] MIL-HDBK-5G; *Metallic materials and Elements For Aerospace Vehicle structures*, U.S Department of defence, Washington DC, Vol 1, November 1990.
- [6] Al.Th. Kermanidis, P.V. Petroyiannis, Sp.G. Pantelakis; *Fatigue and damage tolerance behaviour of corroded 2024-T351 aircraft aluminum alloy*, Laboratory of Technology & Strength of Materials, Department of Mechanical & Aeronautical Engineering, University of Patras, Panepistimioupolis Rio, 265 00 Patras, Greece, January 2005.
- [7] K.K. Sankaran, R. Perez, K.V. Jata; *Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6 modeling and experimental studies*, Air Force Research