

تدوین فرآیندی برای بازمهندسی یک قطعه اتصال در بال مرکزی یک هواپیمای تجاری

سلطانی، مرتضی^۱، جاویدراد، فرهاد*^۲، زارعی، حمیدرضا^۳

۱- دانش آموخته کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا

۲- استاد مهندسی هوافضا

۳- استادیار، مهندسی هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۰۶/۱۶ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۲/۱۲)

چکیده

در این تحقیق، چگونگی وقوع گسیختگی (در اثر رشد ترک) در یک قطعه اتصال مربوط به بال مرکزی یک هواپیمای تجاری مورد نظر قرار گرفته و علت شکست توسط آزمون‌های مختلف مکانیکی، متالورژیکی و فراکتوگرافی، بررسی گردیده است. سپس فرآیندی بر مبنای سند استاندارد MIL-1530 ویرایش C تدوین و بر اساس آن بازمهندسی قطعه و طراحی مجدد آن به منظور افزایش کارایی قطعه انجام شد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که اساساً بازمهندسی قطعات سازه‌های هوایی باید با توجه به مبانی و دیدگاه استفاده شده در طراحی سازه مورد نظر و با رویکرد استاندارد همراه با آنالیزهای عددی و تجربی مناسب انجام پذیرد. گرچه تمسک صرف به استاندارد می‌تواند قدری کار را پیچیده کند، لیکن با قضاوت صحیح و استفاده از اصول و قواعد حاکم بر استاندارد، می‌توان فرآیند مناسبی برای بازمهندسی قطعات سازه‌های هوایی منطبق بر امکانات و شرایط موجود تدوین کرد.

واژه‌های کلیدی: بازمهندسی، سازه‌های هوایی، رشد ترک، آنالیز گسیختگی

Development of a Procedure for Re-engineering of the Central Wing Component of a Commercial Aircraft

F. Javidrad, M. Soltani, H.R. Zareie

Abstract

In this research, an investigation has been made to find out the reasons of failure occurred in the wing box connection of a commercial aircraft. The investigation consists of mechanical, metallurgical and fractographical tests. A procedure based on MIL-1530-C standard has then been developed for the purpose of re-engineering of the failed component to achieve a design with a higher performance. The results of this research emphasis that to get rid of the deficiencies in aeronautical structural components, an appropriate re-engineering procedure must be derived based on the original used design philosophy in conjunction with appropriate numerical and experimental tests. It is concluded that practical use of this standard can be a complicated task and therefore a refined methodology has to be derived instead based on the considered standard rules and judgments.

Key words: *Re-engineering, Aeronautical structures, Crack growth, Failure analysis.*

مقدمه

براساس اطلاعات دریافتی از تجزیه و تحلیل مهندسی، یکی از فرایندهای باز مهندسی^۴ در سازه‌های هوایی است. در این تحقیق، چگونگی وقوع گسیختگی (در اثر رشد ترک) در یک قطعه اتصال مربوط به بال مرکزی یک هواپیمای تجاری مورد نظر قرار گرفته و علت شکست توسط آزمون‌های مکانیکی، متالورژیکی و متالوگرافی، بررسی گردید. در این راستا، سند استاندارد [MIL-1530C ویرایش 8] که یکی از استانداردهای مرجع در بخش صلاحیت پروازی هواپیما است، به عنوان مبنای تدوین فرایند بازمهندسی قطعه انتخاب و طراحی مجدد قطعه بر اساس آن صورت پذیرفت.

استاندارد MIL-1530C

رکن اصلی در طراحی و ساخت قطعات سازه‌ها و ماشین آلات هوایی اطمینان از احراز قابلیت پروازی است. سازه هواپیما و قطعات تشکیل دهنده آن اساساً یکی از مولفه‌های تاثیرگذار در آمادگی عملیاتی هواپیما محسوب می‌شود. یکی از الزامات تحقق قابلیت پروازی و آمادگی عملیاتی استفاده از استانداردهای معتبر هوایی در حین طراحی و ساخت قطعات سازه می‌باشد. یکی از این استانداردها که برنامه‌ای برای حصول اطمینان از توانایی کل سازه هواپیما (یا قطعه‌ای از سازه) در تحمل بارهای طراحی، مقاومت در مقابل شکست ناشی از ترک، خستگی و تغییر شکل ارائه می‌کند، استاندارد MIL-1530 C می‌باشد. این مدرک به عنوان یک استاندارد همه‌جانبه و فراگیر در انواع وسایل پرنده از جمله جت‌های تجاری، نقش سند مرجع را ایفا می‌کند. در این استاندارد، برنامه‌ای برای بررسی کارایی و عدم ایجاد عیب و مشکل در عملکرد سازه داده شده که از معیارهای طراحی شروع و تا مدیریت استفاده از سامانه ادامه می‌یابد. این برنامه که اختصاراً ASIP^۵ نامیده می‌شود دارای اهدافی به شرح ذیل است:

- الف- اجرا و ارزیابی برنامه قابلیت و کارایی سازه (شامل استحکام بدنه، صلبیت، تحمل آسیب، دوام‌پذیری و ...).
- ب- ارزیابی و بکارگیری اطلاعات مربوط به استفاده عملیاتی به منظور اطمینان از تداوم قابلیت و کارایی سازه.
- ج- تأمین اطلاعات کمی لازم برای تصمیم‌گیری در خصوص برنامه‌ریزی بازرسی برای نگهداری و تعمیر سازه‌ای، اصلاح و تغییرات سازه، مدیریت ریسک و ...
- د- فراهم آوردن یک مبنا برای بهبود معیارهای سازه و روش‌های طراحی.

یکی از موضوعات حائز اهمیت در ایمنی سازه‌های هوایی، تعیین عمر مفید اجزای سازه‌ای حساس و نحوه تحمل آسیب توسط آنها می‌باشد. اجزای سازه‌ای معمولاً با یکی از دیدگاه‌های عمر ایمن، ایمن در مقابل گسیختگی و یا تحمل آسیب طراحی می‌گردند. گرچه این دیدگاه‌ها با یکدیگر تفاوت اساسی دارند لیکن در طراحی یک قطعه سازه‌ای گاهی به ترکیبی از این دیدگاه‌ها مراجعه می‌شود. همچنین در یک مجموعه سازه‌ای ممکن است برخی قطعات بر اساس دیدگاه عمر ایمن^۱ و برخی قطعات دیگری بر اساس فلسفه ایمن در مقابل گسیختگی^۲ و یا تحمل آسیب طراحی^۳ شده باشند [۱].

اغلب سازه‌های هواپیماهای ساخته شده در دهه‌های گذشته (عموماً بین سالهای ۱۹۷۰ تا ۱۹۹۰ میلادی) براساس دیدگاه ایمن در مقابل گسیختگی طراحی شده‌اند. در این دیدگاه، سازه طوری طراحی می‌شود که در صورت شکست و گسیختگی عضو سازه‌ای، کل سازه دچار مخاطره نشده و بار حاصله از قطع عضو مورد نظر، توسط سایر اعضا (تا به هنگام بازرسی و تعمیر) تحمل گردد [۲]. در این دیدگاه فرض می‌شود که ترک‌های ریز در جزء سازه، موجود بوده که می‌تواند تا زمان شکست کلی قطعه رشد کند؛ سپس از روش‌هایی مانند تکرار المان‌های سازه‌ای، ایجاد مسیرهای چندگانه نیرو و تعبیه متوقف کننده‌های ترک (که بخصوص در سازه‌های پوسته‌ای بسیار متداول است) از شکست کلی و فروریختگی سازه جلوگیری می‌شود [۳-۴]. گرچه اعمال دیدگاه طراحی ایمن در مقابل گسیختگی به طور موثری به افزایش اطمینان از عملکرد سازه کمک می‌کند، لیکن وقوع شکست در یک قطعه یا المان سازه‌ای نیز به نوبه خود مخاطره آمیز است.

وقوع ترک یا شکست در قطعات و اجزای سازه‌های هوایی اساساً پدیده پیچیده‌ای است و می‌تواند نشات گرفته از طراحی، کیفیت و استحکام مواد، روش تولید، بارگذاری‌های سیکلی و/یا ضربه‌ای، فرایند تعمیر و نگهداری و عوامل دیگر باشد. مقالات تحقیقی بسیاری در حوزه بررسی علت شکست در سازه‌ها از جمله سازه‌های هوایی تاکنون منتشر شده است که در آنها عمدتاً از آزمون‌های مکانیکی و متالورژیکی برای تعیین علت شکست استفاده شده است (به عنوان نمونه مراجع [۵-۷] را ببینید). تعیین علت یا علل وقوع ترک (یا شکست) در یک قطعه سازه‌ای و رفع آن علت یا علل و یا طراحی قطعه جدید

مراحل ASIP

برنامه ASIP اساساً از ۵ مرحله تکلیفی به هم مرتبط شامل اطلاعات طراحی، آنالیز طراحی و آزمون‌های توسعه‌ای، آزمون نمونه واقعی، ارزیابی (تطابق) و مدیریت استفاده عملیاتی تشکیل شده که هر مرحله شامل یک سری اقدامات فنی و اجرایی است. با توجه به اینکه در تحقیق حاضر تاکید بر فرایند طراحی مجدد قطعات سازه‌های هوایی می‌باشد، لذا صرفاً به بخش آنالیز طراحی با هدف استفاده از آن برای تدوین رویه‌ای به منظور بازمهندسی و اصلاح سازه‌ای پرداخته شده است.

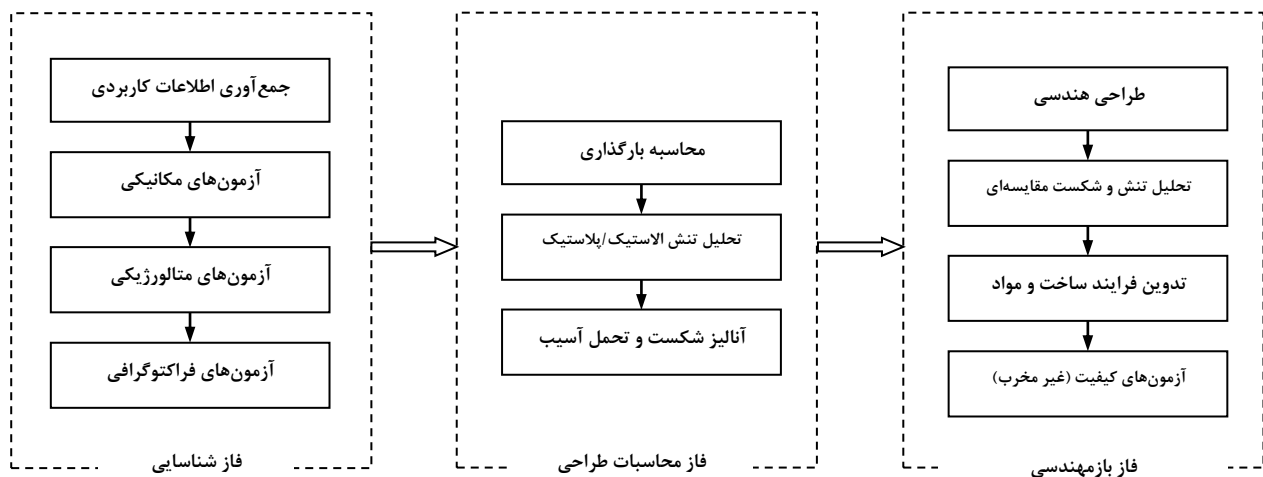
آنالیز طراحی و آزمون‌های توسعه‌ای

این مرحله شامل توصیف شرایط محیطی سرویس‌دهی هواپیما، آزمون‌های توسعه‌ای مرتبط با مواد، قطعات و اتصالات و همچنین تحلیل‌های طراحی و محاسباتی هواپیما می‌باشد. در این مرحله، ۱۶ اقدام اجرایی پیش‌بینی شده که به طور مختصر در پیوست ۱ معرفی شده‌اند.

فرایند بازمهندسی قطعات سازه‌ای هواپیما

در بسیاری موارد قطعات سامانه‌های هوایی که در سال‌های گذشته ساخته شده‌اند نیاز به بازمهندسی (به جای مهندسی معکوس) دارند. مهندسی معکوس اساساً به مفهوم تولید قطعه به صورت کاملاً مشابه با قطعه اصلی از نظر هندسه، مواد و فرایندهای تولید می‌باشد و بطور کلی شامل مدل‌سازی هندسی، تعیین تolerانس‌ها و تولید نقشه‌های کارگاهی و ساخت است [۹]. در حالی که بازمهندسی به تغییر (اصلاح و ارتقا) در طراحی قطعه از نظر شکل هندسی، مواد و یا فرایندهای تولید دلالت دارد. در کنار این دو مفهوم، طراحی مجدد نیز به معنای تغییر کلی در طراحی و عدم استفاده از ویژگی‌های طرح قبلی در بسیاری موارد رویکرد غالب می‌باشد [۱۰].

بازمهندسی از این روی اهمیت دارد که قطعات و سازه هواپیماهای قدیمی و کارکرده را با فناوری و علوم جدید منطبق کرده و ضمن استفاده از اطلاعات طراحی و ویژگی‌های طرح قبلی، مشکلات و نواقص احتمالی آنها را برطرف می‌کند. در این تحقیق، با رویکرد بازمهندسی، رویه‌ای به صورت شکل ۱ بر اساس دیدگاه استاندارد MIL-STD-1530C تدوین و مبنای کار قرار گرفته است. این رویه شامل سه مرحله فاز شناسایی، فاز محاسبات و آنالیز طراحی و فاز بازمهندسی می‌باشد.



شکل ۱- رویه بازمهندسی قطعات سازه‌های هوایی بر اساس دیدگاه استاندارد MIL-STD-1530C

فاز شناسایی

این فاز شامل جمع‌آوری اطلاعات لازم برای قطعه و یا سامانه می‌باشد که از طرق مختلف از جمله مطالعه و بررسی مدارک موجود، اندازه‌گیری و آزمون بدست می‌آیند. عمده

اطلاعات هندسی از طریق مطالعه نقشه‌ها و یا ابعادبرداری الکترونیکی یا مکانیکی انجام می‌شود. آزمون‌های متالورژیکی، مکانیکی و فراکتوگرافی (برای قطعات دارای ترک و یا قطعات گسیخته‌شده) نیز از مراحل جمع‌آوری اطلاعات می‌باشد.

فاز محاسبات و آنالیز طراحی

این مرحله اساساً شامل محاسبات بارگذاری، استحکام، تنش، تغییرشکل و آنالیز تحمل آسیب می‌باشد. در بخش تحلیل تنش و تغییرشکل عموماً از روش شبیه‌سازی اجزاء محدود استفاده می‌شود. محاسبات استحکامی باید بتواند میزان ضریب اطمینان قطعه موجود، محل‌های تمرکز تنش و نهایتاً نوع و موقعیت گسیختگی احتمالی را روشن نماید.

در آنالیز تحمل آسیب نیز عموماً آنالیز خستگی بر مبنای فاکتور شدت تنش^۷ و یا آنالیز شکست بر اساس تغییرات فاکتور شدت تنش در طی رشد ترک انجام می‌پذیرد. این رویکرد اساساً برای اطمینان از ایمنی سازه و تحقق آمادگی عملیاتی برای سرویس‌دهی مناسب به کار گرفته می‌شود؛ و توجه آن این است که با وجود تلاش‌های صورت گرفته در فازهای طراحی، تولید و بازرسی که به منظور حذف خطاها و خرابی‌ها انجام می‌شود باز هم نمی‌توان از ایمنی سازه کاملاً اطمینان داشت [۱۱-۱۲]. بر اساس استاندارد MIL-STD-1530C، طراحی بر مبنای تحمل آسیب باید در مورد قطعات اصلی سازه^۸ و قطعات حساس مورد نیاز مأموریت عملیاتی (در مورد هواپیماهای نظامی) با دو مفهوم ایمن در مقابل گسیختگی و رشد آهسته ترک (به گونه‌ای که خرابی‌ها و نواقص اجازه رسیدن به اندازه مناسب رشد ناپایدار و سریع را در یک مسیر بارگذاری پیدا نمی‌کنند) اجرا گردد. نحوه انتخاب و دسته‌بندی قطعات سازه‌ای از نظر حساسیت در شکل ۲ داده شده است. لازم به توجه است که هر یک از دو مفهوم یاد شده وجود یک نقص یا خرابی را به صورت پیش فرض در خود دارد.

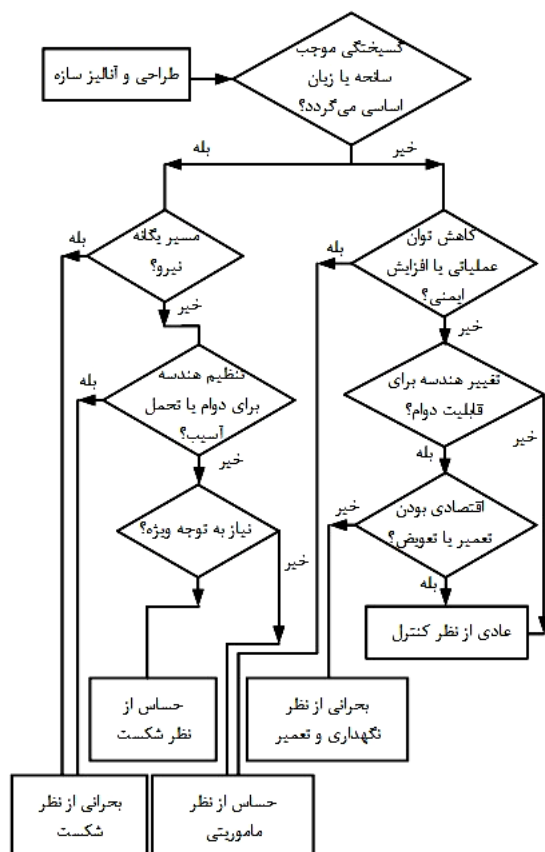
فاز بازمهندسی

امروزه وجود مواد جدید، روش محاسباتی دقیق‌تر و استانداردهای ارتقا یافته افق جدیدی را برای افزایش کارایی قطعات سازه‌ای هواپیما و سایر سازه‌ها و رفع نقاط ضعف قطعات پیشین فراهم کرده است [۱۳]. لذا ممکن است در بسیاری موارد بتوان با تغییراتی در نمونه موجود، به قطعه‌ای ارزان‌تر، سبک‌تر و با قابلیت اطمینان بالاتری دست یافت. این فرایند که اساساً مرحله‌ای بالاتر از مهندسی معکوس^۹ است به نام بازمهندسی شناخته می‌شود [۱۰]. فاز بازمهندسی شامل چهار فعالیت اصلی است که از طراحی هندسی قطعه شروع و تا آزمون‌های کیفیت قطعه جایگزین ادامه می‌یابد. انجام آنالیزهای

طراحی و محاسباتی به منظور مقایسه قطعه جایگزین با قطعه اولیه از مراحل بازمهندسی می‌باشد.

بیاده‌سازی روش پیشنهادی

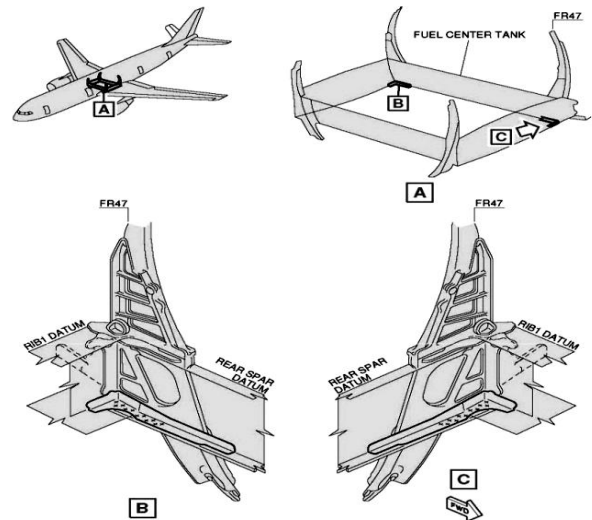
به منظور بررسی فرایند معرفی شده که اساساً بر دیدگاه و مفاهیم استاندارد MIL-STD-1530C برای کارایی و بی‌عیبی سازه هواپیما بنا شده، یک قطعه تقویت و اتصال بال یک هواپیمای تجاری به عنوان نمونه انتخاب شده است. قطعه مذکور در بخش بال مرکزی هواپیما و با دیدگاه ایمن در مقابل گسیختگی در دهه ۱۹۷۰ طراحی و ساخته شده است. با استفاده از فرایند مذکور، شناسایی قطعه و آسیب وارده برآورد و سپس با انجام طراحی و آنالیز، نسبت به جایگزینی آن با هندسه و ماده جدید اقدام شده است.



شکل ۲- نحوه دسته‌بندی قطعات سازه‌ای از نظر حساسیت و اهمیت برگرفته از سند استاندارد MIL-STD-1530C

مرحله شناسایی قطعه اتصال
معرفی و شناسایی قطعه

قطعه مورد نظر از سه صفحه به هم متصل تشکیل شده که بر روی سازه مرکزی بال هواپیما نصب و نقش اتصال و تقویت بال مرکزی هواپیما را برای تحمل بارهای وارده بازی می کند (شکل ۳).



شکل ۳- محل قرارگیری قطعه اتصال مورد نظر [۶].

بدین معنی که با خرابی یکی از اتصالات و قطع جریان بار، تحمل بارهای وارده با دیگر قطعات پوشش داده می شود. گزارش های رسیده از کاربران این هواپیما مبین آن است که بین سیکل پروازی ۱۷۰۰۰ تا ۲۴۰۰۰ ترک های کوچکی در گوشه انحنادار این قطعه بروز کرده که می تواند منجر به کاهش ظرفیت باربری سازه و نهایتاً کاهش ایمنی هواپیما گردد. آزمون های خستگی شبیه سازی شده که در کشور سازنده انجام شده است حاکی از عمر مفید ۴۸۰۰۰ سیکل پروازی برای این قطعه می باشد [۱۴].



شکل ۴- نمایی از قطعه اتصال مورد نظر (مربوط به گوشه سمت راست پایینی در عقب بال مرکزی).

از سوی دیگر، قطعه مورد بحث در تماس با سوخت موتور هواپیما و همچنین شوینده های مخزن (که رفتاری خورنده دارند) است که این به معنی وجود زمینه برای ایجاد خوردگی و جوانه زدن ترک در سطح قطعه می باشد.

این قطعه از ماده آلومینیوم آلیاژی بوده و دارای هندسه متشکل از سه صفحه عمود بر هم است. راستای طولی عضو در امتداد عرض هواپیما بوده و در جذب نیروهای خمشی بال مشارکت می نماید. در طول عمر عملیاتی هواپیما، این بخش به دفعات مورد بازرسی و تعمیر قرار می گیرد. اتصالاتی که عضو را به شاه تیر و ریب ریشه بال^{۱۱} ثابت می کنند به صورت فشاری در جای خود قرار می گیرند؛ که این امر به نوبه خود می تواند باعث ایجاد خراشیدگی در عضو و پیچ اتصال در محل سطوح درگیر شود. خراش های ایجاد شده مستعد ایجاد ترک اولیه و رشد آن می باشند. علت احتمالی ایجاد این خراشیدگی ها ناشی از عملیات کار سرد^{۱۲} است که طی آن برای جلوگیری از جوانه زنی ترک در جدار سوراخ پیچ ها، بوسیله ابزار مخصوص یک

هواپیمای مورد نظر یک هواپیمای جت تجاری با گنجایش ۲۵۰ تا ۳۱۰ مسافر و با وزن برخاست ۱۷۰ تن در سال ۱۹۷۴ به تولید رسیده است. گرچه این هواپیما دیگر در کشور سازنده تولید نمی شود، لیکن هنوز توسط چند شرکت هواپیمایی از جمله یک شرکت هواپیمایی ایرانی به منظور حمل بار و مسافر مورد استفاده قرار می گیرد. این هواپیما از نوع پهن پیکر بوده و دارای برد متوسط است. بر اساس اطلاعات بدست آمده از مدارک هواپیمای مورد مطالعه، این هواپیما بیش از ۴۸۰۰۰ سیکل پروازی را تجربه کرده است. شرکت تولید کننده بر اساس سوابق جمع آوری شده از کاربران مختلف این هواپیما، و کشف ترک در سازه بال آن اقدام به صدور یک دستورالعمل فنی^{۱۰} برای تعویض قطعه اتصال با یک نمونه بهینه سازی شده نموده است [۱۴].

قطعه اتصال مورد نظر که در شکل ۴ نشان داده شده است، از طریق پیچ و مهره به شاه تیر بال متصل شده و تحت تاثیر بارهای سنگین آیرودینامیکی و لرزش های آیرولاستیکی قرار دارد. چیدمان ۸ قطعه اتصال در هر سمت بال مرکزی هواپیما نشان از اعمال منطق مسیرهای چندگانه انتقال بار و نتیجتاً ماهیت طراحی بر اساس ایمن در مقابل گسیختگی دارد؛

نمونه‌ها نیز با مواد شیمیایی و به صورت مکانیکی بر طبق روش‌های مرسوم در نگهداری و سرویس‌های هواپیما انجام شد.

آزمون اسپکترومتری

برای برآورد درصد عناصر تشکیل دهنده ماده قطعه اتصال مورد نظر، آزمون اسپکترومتری نشی [۱۶] کمی و کیفی بر طبق استاندارد ASTM E1251-07 که مربوط به اسپکترومتری آلیاژهای آلومینیوم می‌باشد، روی سطح نمونه‌ها انجام و نتیجه در جدول ۱ داده شده است. محدوده درصد تشکیل‌دهنده عناصر ماده آلومینیوم آلیاژی ۷۰۷۵ نیز در جدول ۱ آمده است که با مقادیر اندازه‌گیری شده تطابق دارد.

جدول ۱- نتایج آزمایش کوانتومتری به همراه درصد عناصر تشکیل دهنده ماده AI 7075.

		Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Cr	Ni	Ti	V	Zr	Al
		%	%	%	%	%	%	%	%	%	%	%	%
اندازه‌گیری شده	Min	0.04	0.10	1.6	0.004	2.3	6.0	0.01	<0.005	0.05	0.009	0.008	Rest
	Max	0.09	0.16	1.64	0.01	2.4	6.1	0.2	<0.005	0.22	0.01	0.13	Rest
Al7075* [10]	Min	--	--	1.2	--	2.1	5.1	0.18	Trace	--	Trace	--	Rest
	Max	0.4	0.5	2	0.3	2.9	6.1	0.28	Trace	0.2	Trace	0.005	Rest

آزمون کشش در دمای محیط بر اساس استاندارد ASTM B557، بر روی نمونه‌های کشش ماشینکاری شده از ماده قطعه مورد نظر، انجام شد. نمونه‌ها به صورت مقاطع دایره‌ای با قطر حدود ۴ mm از قطعه خارج و تحت بار شبه-استاتیکی کششی قرار گرفت. نتایج بدست آمده قدری کمتر از مقادیر نمونه برای این ماده است که البته با توجه به پیری ماده و کارکرد بیش از ۳۰ سال، طبیعی به نظر می‌رسد (جدول ۳).

آزمون‌های متالورژیکی

نمونه‌های تهیه شده، پیش از انجام آشکار سازی شیمیایی توسط میکروسکوپ نوری مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. در همه نمونه‌ها ترک‌های میکروسکوپی و حفره‌های خوردگی دیده می‌شود که دارای عمق متغیر از کم تا زیاد می‌باشند (شکل ۵). لذا دیده می‌شود که تقریباً همه قسمت‌های قطعه با خوردگی گسترده‌ای مواجه بوده است.

بارگذاری به صورت شعاعی به جدار سوراخ‌های مزبور اعمال و سپس پیچ‌های قطورتر جایگزین می‌شوند تا با افزایش ابعاد حاصله مطابقت داشته باشند. این فرایند عموماً برای افزایش عمر خستگی اتصالات صورت می‌گیرد [۱۵]. لازم به توجه است که در صورتی که عملیات کار سرد به دقت انجام نگیرد، سوراخ‌های جدید برای پیچ‌های جایگزین تنگ بوده و جازدن پیچ‌ها در جدار سوراخ‌ها ایجاد ساییدگی و خراشیدگی می‌کنند.

آزمون‌های مکانیکی

برای انجام آزمون‌های مکانیکی و متالورژیکی از سه نقطه جسم قطعه اتصال، نمونه‌هایی استخراج گردید. نمونه ۱ از نزدیک لبه نمونه، نمونه ۲ نزدیک به منطقه انحنای مرکز نمونه و نمونه شماره ۳ از محدوده نزدیک سوراخ جای پیچ (در محدوده نزدیک انحنای) جدا گردید. همچنین تمیزکاری سطح

آزمون سختی سنجی ماکرو

آزمون سختی سنجی برینل برای تعیین سختی ماده در مقیاس برینل، روی نمونه‌ها انجام گرفت. در این آزمون‌ها از نیروی ۶۲/۵ kgf و برای اندازه‌گیری قطر اثر از یک میکروسکوپ نوری استفاده شده است. نتایج آزمون‌ها در جدول ۲ نشان از آن دارد که سختی میانگین HB ۱۴۹ بطور تقریباً یکنواخت در کل ماده وجود دارد. سختی نمونه این ماده با عملیات حرارتی T6 حدود HB ۱۵۰ است [۱۷] که تطابق بسیار خوبی با مقادیر اندازه‌گیری شده دارد.

جدول ۲- سختی برینل اندازه‌گیری شده در سه نقطه قطعه اتصال.

موقعیت	نمونه ۱	نمونه ۲	نمونه ۳
سختی برینل (HB)	۱۵۰	۱۴۶	۱۵۰

آزمون کشش

توجه به جهت اعمال بار موجب استحکام شکست بالاتر قطعه می‌گردد. در دو جهت افقی و عمودی عدد اندازه دانه بر طبق استاندارد ASTM E112 در محدوده ۱۰-۱۳ و در جهت زاویه ۴۵ درجه در محدوده ۱۱-۱۴ می‌باشد.

مطالعه سطح شکست

به منظور شناسایی علت شکست، سطح شکست توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی مورد مطالعه قرار گرفت. شکل ۷ نمای ترک ایجاد شده در قطعه را نشان می‌دهد. همانطوری که دیده می‌شود ترک از محل گوشه که احتمالاً بیشترین بار خمشی را تحمل می‌کرده ایجاد و سپس به طرف دو سوراخ پیچ در طرفین، رشد کرده است.



شکل ۷- نمایی از ترک ایجاد شده در قطعه اتصال در هنگام سرویس.

گرچه آثار سائیدگی روی سطح شکست وجود داشته، لیکن در محل‌های ساییده شده نیز آثار و خطوط شکست به وضوح مشاهده می‌شود (شکل ۸).
براساس مشاهدات سطح مقطع شکست، حفره‌های نسبتاً عمیق خوردگی در سطح نمونه‌های تهیه شده از مناطق مختلف دیده می‌شود که ترک‌های میکروسکوپی در انتهای بعضی از این حفره‌ها جوانه زده است. بررسی ماکروسکوپی سطح شکست که در شکل ۸ الف نشان داده شده، علائم شکست خستگی (علائم ساحلی^{۱۴}) را نشان می‌دهد؛ خطوط شکست خستگی^{۱۵} نیز با دریافت تصاویر با بزرگنمایی بیشتر توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی، نیز کاملاً قابل مشاهده است. با توجه به موارد

جدول ۳- نتایج آزمون کشش روی نمونه‌های ساخته شده از ماده جسم قطعه اتصال.

Al7475-T761 [9]	اندازه‌گیری شده		
	نمونه ۱	نمونه ۲	نمونه ۳
قطر (mm)	3.96	3.98	3.91
سطح مقطع (mm ²)	12.32	12.44	12.01
استحکام تسلیم (MPa) %۰/۲	462	480	439
استحکام نهایی (MPa)	524	547	511
ازدیاد طول نسبی (%A20)	22	22.04	22.24

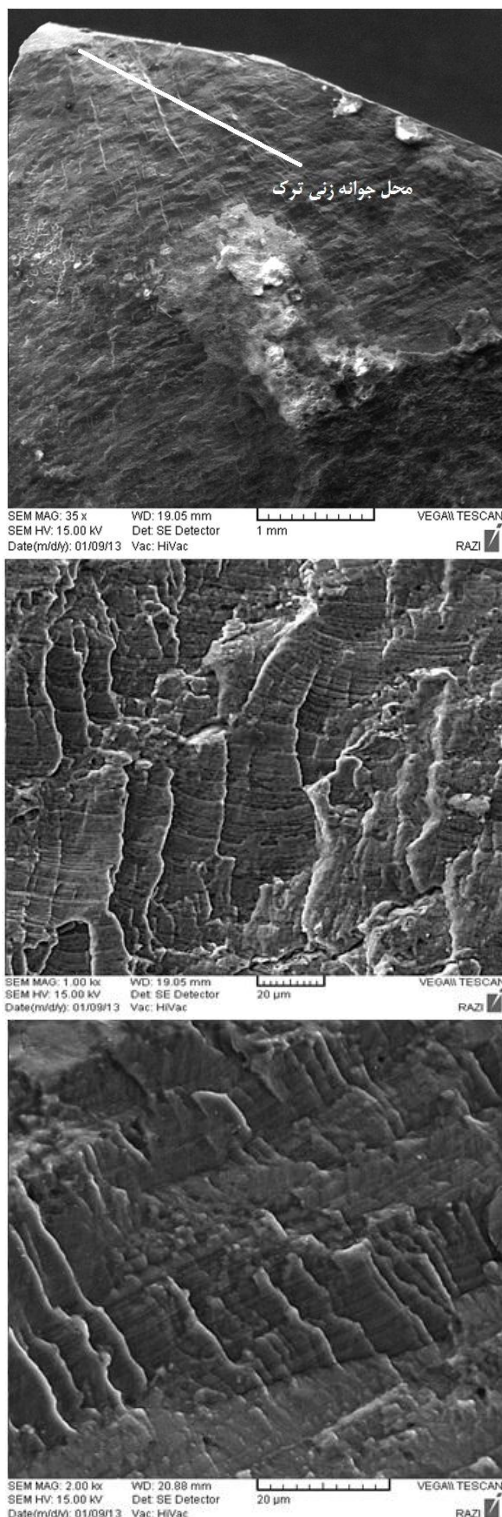
آزمون آشکارسازی شیمیایی بر اساس مرجع [۱۸] روی نمونه‌ها در محلول H کِلِر^{۱۳} به انجام رسید. ساختار میکروسکوپی شامل ذرات محلول در زمینه آلومینیوم آلفا می‌باشد که تصویر ۶ آن را به نمایش گذاشته است.



شکل ۵- ساختار دانه‌بندی ماده قطعه اتصال.

بر اساس انطباق جهت نمونه‌ها و جهت دانه‌بندی بدست آمده از آزمون آشکارسازی شیمیایی مشخص شد که راستای طولی دانه‌ها در امتداد طولی قطعه هستند که این آرایش، با

پلهای اعمال شده است. برای این منظور در امتداد تیر بال در چند مرحله میزان متغیر بار را از فشار وارده بر هر بال محاسبه و به قسمت‌های در نظر گرفته شده به سطح زیر بال اعمال شد.



شکل ۶- تصاویر میکروسکوپ الکترونی از سطح مقطع شکست.

فوق الذکر، در نگاه اول می‌توان نتیجه گرفت که مکانیزم بوجود آورنده شکست، خوردگی خستگی می‌باشد.

به نظر می‌رسد حفره‌های خوردگی به عنوان نقاط تمرکز تنش، تنش اعمالی بر روی قطعه را افزایش داده و در نهایت با جوانه‌زنی و رشد ترک‌های خستگی، شکست اتفاق افتاده است. در اینجا توجه به چند نکته حائز اهمیت است:

۱- گرچه محل جوانه‌زنی ترک به دلیل ساییدگی از بین رفته است؛ با این وجود به دلیل مشاهده ترک‌های میکروسکوپی در انتهای حفره‌های خوردگی می‌توان مکانیزم بوجود آورنده شکست را خستگی-خوردگی دانست.

۲- ترک خستگی از سطح شروع شده و به طرف داخل گسترش یافته است.

۳- آثار لهیدگی زیاد در محل اتصالات دو طرف ناحیه شکست دیده می‌شود (شکل ۹). آثار این لهیدگی حکایت از اعمال نیروی زیاد به دلیل انحنای هندسی قطعه در این نواحی دارد که به نوبه خود می‌تواند سبب ایجاد تنش اضافی درست در محل شروع ترک شود.

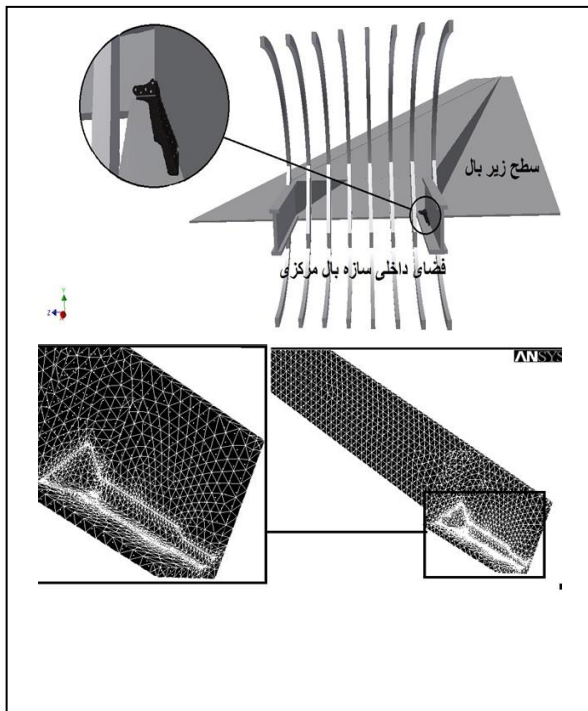
بارگذاری

برای تعیین تنش‌های اعمال شده به قطعه اتصال، شرایط اعمال حداکثر بار براساس منحنی سرعت-فاکتور بار (V-n) هواپیما مد نظر قرار گرفت. وزن این هواپیما ۱۷۰ تن و مساحت سطح هر بال حدود ۱۳۰ متر مربع می‌باشد. با توجه به بحرانی بودن بارها در هنگام برخاستن هواپیما و با در نظر گرفته حداکثر زاویه حمله 17° در هنگام برخاست و صعود، نیروی معادل استاتیک وارده به هر بال هواپیما محاسبه گردید. بر این اساس ضریب فاکتور بار برابر $1/37$ (با استفاده از رابطه (۱)) تعیین گردید:

$$n = \frac{\ddot{x} \cdot \tan \alpha_{\max} + g}{g \cos \alpha_{\max}} \quad (1)$$

که در آن \ddot{x} شتاب افقی هواپیما در بازه برخاست (که در اینجا شتاب متوسط در هنگام صعود) در نظر گرفته شده می‌باشد. مقدار این شتاب، ثابت و برابر g در نظر گرفته شده است. در این تحلیل فرض شده که کل نیروی برا توسط بال‌های هواپیما ایجاد می‌شود. برای نزدیک کردن جزئیات اعمال بار تا حد امکان به شرایط واقعی، پراکندگی آن به صورت مثلی

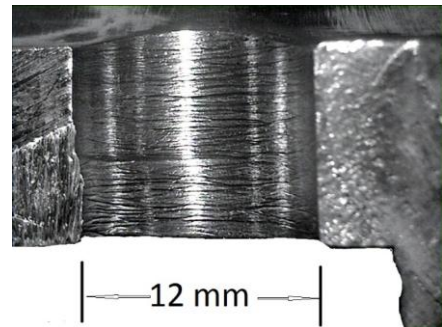
لازم به ذکر است در این فرایند، مواردی از جمله عوارض سطحی ماشین کاری باعث اختلال در تولید المان می‌گردد که با هموار نمودن^{۱۷} سطوح مدل رفع شده است. برای انجام تحلیل تنش، ابتدا باید با مدل ساده‌شده سازه بال مرکزی را بدست آورد و سپس با استفاده از قیود موجود، قطعه اتصال و بال مرکزی را به هم متصل کرده تا اعمال بارها و قیود به قطعه، با دقت مناسب صورت پذیرد. تهیه مدل سه‌بعدی از سازه بال مرکزی کاری پیچیده است و باید تا حد امکان با در نظر گرفتن شرایط بارگذاری و مبانی علمی و مهندسی ساده-سازی شود. در نهایت هر دو مدل سه‌بعدی را به صورت فایل مونتاژ در آورده و به عنوان فایل حجمی^{۱۸} ذخیره و به نرم‌افزار ANSYS معرفی می‌شود (شکل ۱۱).



شکل ۹- مدل سازی سازه‌ای و اجزای محدود.

تحلیل تنش الاستیک برای قطعه تحت بارگذاری روی بال و با استفاده از المان‌های هرمی چهارگره‌ای انجام شده و نتیجه در شکل ۱۲ نشان داده شده است. تصویر به وضوح تمرکز تنش نسبتاً شدید را در قسمتی از قطعه اتصال نشان می‌دهد. هندسه این قسمت دارای تغییر سطح مقطع با یک گوشه انحنایی می‌باشد که ترک خوردگی قطعه نیز درست در همین محل اتفاق افتاده است.

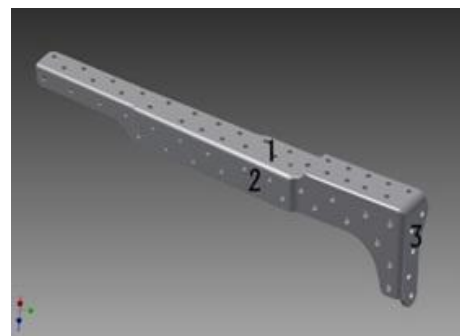
برای محاسبه و اعمال بارگذاری بر روی قطعه مورد نظر، ابتدا بر اساس ابعاد و اندازه‌های تیرهای اسپار بال هواپیما و فریم‌های متصل به بخش بال مرکزی یک مدل سه‌بعدی از سازه تهیه گردید. سپس مدل سه‌بعدی قطعه اتصال ترک خورده در محیط مونتاژ نرم‌افزار اینونتور^{۱۶} با مدل سازه به هم متصل شد. سپس در مدل سازه بال، سطح زیرین بال که به تعدادی صفحه مجزا تقسیم شده بود، نیروی فشار اعمال گردید. نهایتاً با توجه به قیود تماسی تعریف شده بین قطعه اتصال و سازه بال، میزان تنش‌های اعمال شده به سطوح قطعه بدست آمده و سپس نتایج بدست آمده برحسب بارهای اعمالی به نقاط جسم قطعه، ذخیره تا در تحلیل‌های تنش مورد استفاده قرار گیرد.



شکل ۷- تصویر جداره سوراخ پیچ نزدیک به محل ترک

مدل سازی و تحلیل تنش

برای استخراج هندسه قطعه و ساخت مدل سه‌بعدی به منظور استفاده از آن در تحلیل تنش، از سامانه ابعادبرداری لیزری استفاده شده است. بعد از ابعادبرداری و تشکیل ابر نقاط از قطعه مورد نظر، المان‌های سطحی از قطعه ایجاد و مدل سه‌بعدی با دقت مناسب مطابق شکل ۱۰ بدست آمده است.

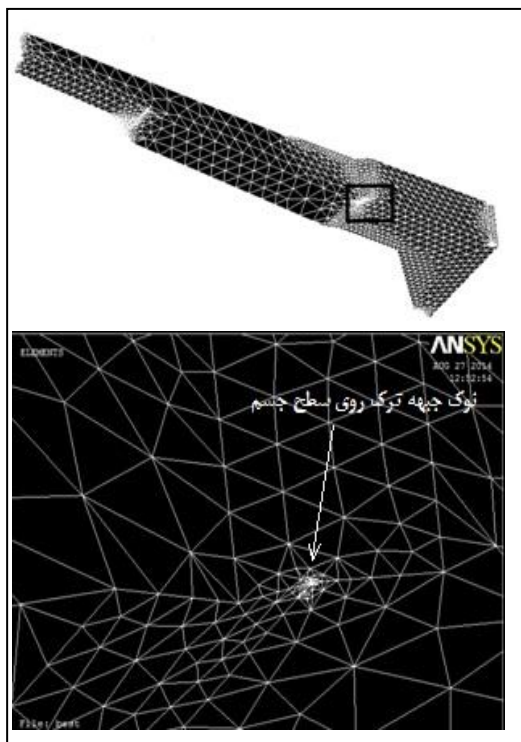


شکل ۸- مدل سه‌بعدی ساخته‌شده از قطعه با فرایند ابعادبرداری و ابر نقاط.

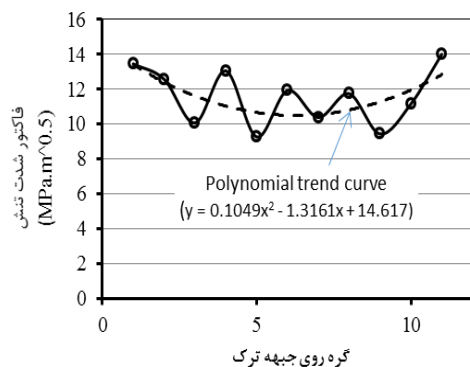
تحلیل ترک

در عمل، تعیین میزان تحمل آسیب و چگونگی رشد ترک در یک قطعه سازه‌ای با روش‌ها و فرایندهای مختلف مهندسی از جمله آنالیز خستگی، تعیین فاکتور شدت تنش، مطالعه سطح شکست و ... انجام می‌گیرد [۱۹]. هدف اصلی از این آنالیز، بررسی رفتار ترک محتمل در قطعه در هنگام سرویس می‌باشد. با توجه به اینکه در این تحقیق، هدف اصلی دستیابی به یک قطعه بازمهندسی شده برای استفاده در سازه هواپیمای مورد نظر است، یک ترک مجازی در محل آسیب در نظر گرفته شده و تعیین تغییرات فاکتور شدت تنش با استفاده از انتگرال J سه بعدی در امتداد جبهه ترک محاسبه شده است.

برای ایجاد ترک از امکانات موجود در نرم‌افزار ANSYS استفاده شده و یک ترک کوچک با جبهه دایره‌ای به شعاع 1 mm در گوشه انحنایی (منطبق با محل جوانه‌زنی ترک) مطابق شکل ۱۴ ایجاد و تغییرات فاکتور شدت تنش روی جبهه آن محاسبه شده است. جزئیات مدل‌سازی در مرجع [۲۰] آمده است. شکل ۱۵ توزیع فاکتور شدت تنش روی جبهه ترک با پروفیل دایره‌ای به شعاع 1 mm را نشان می‌دهد. نحوه تغییرات فاکتور شدت تنش، افزایش کمی را در لبه‌های ترک که روی سطوح آزاد قرار دارند نشان می‌دهد.

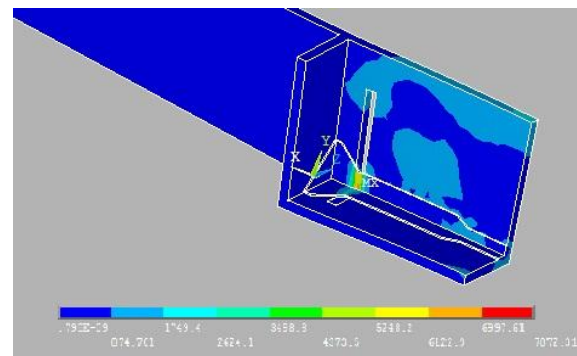


شکل ۱۲- ایجاد ترک در مدل اجزاء محدود قطعه اتصال.



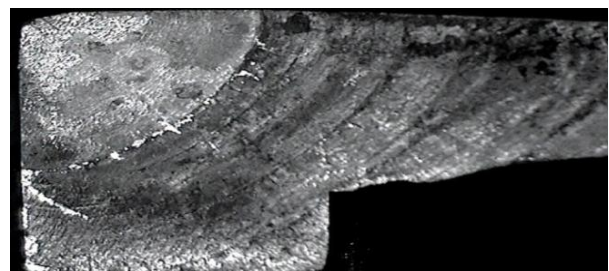
(نقاط ۱ و ۱۱ در محل برخورد ترک با سطح جسم قرار دارند)

شکل ۱۳- توزیع فاکتور شدت تنش روی ترک دایره‌ای.

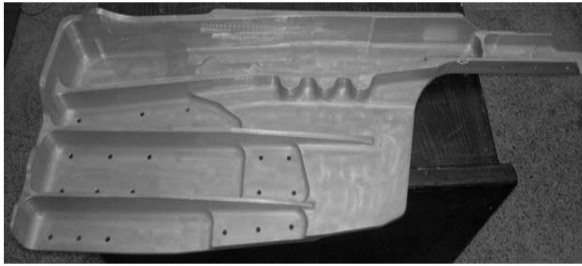


شکل ۱۰- تنش معادل فون میسوز در قطعه اتصال

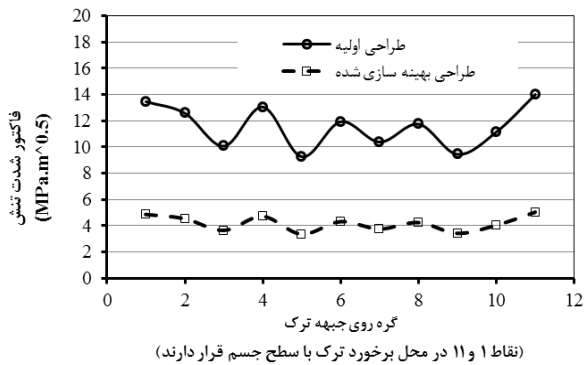
شکل ۱۳ تصویر بزرگنمایی شده از سطح ترک را در قطعه مورد نظر نشان می‌دهد؛ همانطوری که دیده می‌شود، جوانه‌زنی ترک درست از محل تغییر سطح مقطع در گوشه قطعه (که حداکثر تمرکز تنش را داشته است) آغاز و به مرور در عمق قطعه نفوذ نموده است. همچنین آثار موجود در محل رشد ترک، به وضوح خطوط رشد ترک در اثر خستگی را نشان می‌دهد.



شکل ۱۱- نحوه پیشروی ترک در عمق قطعه اتصال.



شکل ۱۴- قطعه بهینه‌سازی شده اتصال



شکل ۱۵- توزیع فاکتور شدت تنش روی پروفیل ترک دایره‌ای به شعاع ۱ mm

تدوین روش ساخت و فرایند تولید

روش ساخت و فرایند تولید، تاثیر قابل توجهی در کارایی قطعات سازه‌های هوایی از نظر قابلیت اطمینان، عمر و البته قیمت دارد. در بسیاری موارد، برای تولید با تعداد کم، تهیه ابزار هزینه زیادی را به مصرف کننده تحمیل می‌کند. ضمن اینکه در بسیاری موارد، ارتقای کیفی ماده قدری از کاهش احتمالی کارایی در اثر انتخاب روش ارزان‌تر را جبران می‌کند. لذا پیشنهاد می‌شود از ماده آلومینیوم ۷۰۷۵ جدیدتر با عملیات حرارتی T351 استفاده شود که دارای استحکام خستگی بسیار بهتری نسبت به T6 می‌باشد. در این تحقیق، فرایند تولید نمونه بهینه‌سازی شده، ماشین‌کاری به همراه پرداخت‌کاری پیشنهاد شده که روی ماده فورج شده انجام می‌شود. به منظور کاهش ترک و شکاف در گوشه‌های نمونه دقت در ساخت به همراه باربرداری با نرخ پایین در هنگام ماشین‌کاری و نهایتاً پرداخت در گوشه‌ها و انحناها باید مورد توجه باشد. پس از انجام امور ساخت و قبل از آنودازینگ^{۲۰}، استفاده از آزمون غیرمخرب نفوذ رنگ^{۲۱} برای بررسی خش‌های سطحی و احیاناً

فاکتور شدت تنش بحرانی برای این ماده حدود $29 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ در جهت L-T و $25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ در جهت T-L می‌باشد [۱۷] که حدود ۲ برابر بزرگتر از متوسط مقدار فاکتور شدت تنش روی جبهه ترک با پروفیل دایره‌ای به شعاع ۱ mm می‌باشد. برای تعیین عمر رشد ترک خستگی از رابطه استاندارد پاریس^{۱۹} (رابطه (۲)) بدون اعمال اثر بسته‌شدن ترک استفاده شده است.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2)$$

که در آن a طول ترک و N تعداد سیکل برای رشد ترک می‌باشد. اگر مقادیر ثابت‌ها برای این طول ترک $C = 0.21 \times 10^{-6}$ و $m = 2/95$ باشد [۱۹]، آنگاه، در این طول ترک و با فرض بارگذاری در هر سیکل به صورت افزایشی از صفر تا حداکثر بار، در طی ۴۸۰۰۰ سیکل، ترک به اندازه ۲۴ mm رشد می‌کند که البته در واقعیت، بدلیل افزایش فاکتور شدت تنش با افزایش طول ترک، معمولاً رشد ترک قدری بیشتر می‌باشد؛ البته لازم به توجه است که در عمل بخشی از ۴۸۰۰۰ سیکل بارگذاری برای ایجاد ترک اولیه صرف می‌شود؛ لذا به نظر می‌رسد تعداد ۴۸۰۰۰ سیکل بارگذاری برای رشد ترک، تا قبل از رسیدن طول ترک به اندازه بحرانی (عمر قطعه)، انتخاب مناسبی باشد.

هندسه بهینه‌سازی شده

به منظور تقویت سازه‌ای و افزایش عمر قطعه، طراحی جدیدی توسط شرکت سازنده برای قطعه مورد نظر انجام و پیشنهاد شده است که پس از اتمام عمر کاری قطعه قبلی، تعویض با قطعه جدید صورت پذیرد (شکل ۱۶). از این روی، برای بررسی کارایی قطعه جدید، مدل‌سازی سازه و مونتاژ قطعه جدید با استفاده از نرم‌افزار اینورتر انجام و پس از مدل‌سازی ترک در ناحیه بحرانی، شدت فاکتور تنش برای ترک دایره‌ای به شعاع ۱ mm با استفاده از نرم‌افزار ANSYS محاسبه شده است. نمودار ۱۷ نشان‌دهنده توزیع فاکتور شدت تنش روی پروفیل دایره‌ای است که به منظور مقایسه، مقادیر فاکتور شدت تنش برای طراحی قبلی برای همان بارگذاری و طول ترک، نیز در آن آورده شده است. کاهش ۶۰ درصدی فاکتور شدت تنش و کاهش حدود ۴۰ درصدی حداکثر تنش در منطقه بحرانی، بیانگر مطلوب بودن طراحی و افزایش عمر آن می‌باشد.

- ۱۴ Beach Mark
- ۱۵ Striation
- ۱۶ Autodesk Inventor
- ۱۷ Smoothing
- ۱۸ SAT File
- ۱۹ Paris Fatigue Law
- ۲۰ Anodizing
- ۲۱ Dye Pentrant

مراجع

- [1] D.F.O. Braga, S.M.O. Tavares, L.F.M. da Silva, P.M.G.P. Moreira, P.M.S.T. de Castro, "Advanced Design for Lightweight Structures", Progress in Aerospace Science, Vol. 69, 2014, pp. 29-39.
- [2] R. Dilger, H. Hickethier, M.D. greenhalgh, "Eurofighter a Safe Life Aircraft in the Age of Damage Tolerance", International Journal of Fatigue, Vol. 31, No. 6, 2009, pp. 1017-1023.
- [3] N. Lyner, S. Sarkar, R. Merrill, N. Phan, "Aircraft Life Management Using Crack Initiation and Crack Growth Models-P-3C Aircraft Experience", International Journal of Fatigue, Vol. 29, No. 9-11, 2007, pp. 1584-1607.
- [4] X. Zhang, M. Boscolo, D. Figureoa-Gordon, G. Allegri, P.E. Irving, "Fail-safe Design of Integral Metallic Aircraft Structures Reinforced by Bonded Crack Retarders", Engineering Fracture Mechanics, Vol. 76, No. 1, 2009, pp. 114-133.
- [5] S.A. Barter, L. Molent, "Fatigue Cracking from a Corrosion Pit in an Aircraft Bulkhead", Engineering Failure Analysis, Vol. 39, 2014, pp. 155-163.
- [6] R. Jones, D. Peng, P. Huang, R.R.K. Singh, "Crack Growth from Naturally Occurring Material Discontinuities in Operational Aircraft", Procedia Engineering, Vol. 101, 2015, pp. 227-234.
- [7] R.J.H. Wanhill, L. Molent, S.A. Barter, "Fracture Mechanics in Aircraft Failure Analysis", Engineering Failure Analysis, Vol. 35, 2013, pp. 33-45.
- [8] MIL-STD-1530C (USAF), Aircraft Structural Integrity Program (AISP), Dep. of Defense Standard Practice, USA, Nov. 2005.
- [9] M. Paulic, T. Irgolic, J. Balic, F. Cus, A. Cupar, T. Brajliah, "Reverse Engineering of Parts with Optical Scanning and Additive Manufacturing", Procedia Engineering, Vol. 69, 2014, pp. 795-803.

ترک و شکاف در ناحیه بحرانی و گوشه‌ها و انحنایها نیز ضروری است.

نتیجه‌گیری

طی این تحقیق فرآیند مهندسی مجدد بر روی یک قطعه سازه‌ای بال یک هواپیمای پهن پیکر تجاری بر اساس یافته‌های آزمایشگاهی و تحلیلی و به منظور ارتقاء قابلیت و عمر قطعه شرح داده شده است. به منظور تدوین یک رویه منطقی برای مهندسی مجدد قطعه مورد نظر، از استاندارد MIL-1530 C که یکی از استانداردهای معتبر در خصوص صلاحیت پروازی هواپیما است، استفاده شده است. همچنین به منظور مهندسی مجدد قطعه عملیات مختلف هندسی، متالورژیکی و آزمون‌های ترک به منظور شناسایی نقاط ضعف قطعه موجود انجام شده است. سپس با تلفیق اطلاعات بدست آمده علت ایجاد و رشد ترک به ترتیب خوردگی و بارهای سیکلی ناشی از بال تشخیص داده شد. نهایتاً قطعه جایگزینی ارائه شده که ضمن پایین‌تر بودن پتانسیل ایجاد ترک اولیه در آن، مقاومت و استحکام مکانیک شکستی بالاتری نیز در مقابل رشد ترک دارا می‌باشد. از این تحقیق دیده می‌شود که از استاندارد بیان شده نه فقط در موضوع طراحی و مدیریت صلاحیت پروازی هواپیما، بلکه در موضوع بازمهندسی نیز می‌توان استفاده کرد. در این خصوص لازم است با توجه به ویژگی‌ها و ماهیت هر قطعه، فرایندی منطقی و منطبق با امکانات در دسترس از استاندارد موصوف استخراج و به کار بسته شود.

پی‌نوشت

- ۱ Safe Life
- ۲ Fail Safe
- ۳ Damage Tolerance
- ۴ RE-engineering
- ۵ Aircraft Structural Integrity Program
- ۶ RE-Design
- ۷ Stress Intensity Factor
- ۸ Principal Structural Element
- ۹ Reverse Engineering
- ۱۰ Service Bulletin
- ۱۱ Wing Root Rib
- ۱۲ Cold Working
- ۱۳ Kellar

- Aircraft Structures: A Review and Prospect*”, Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 28, No. 4, 2015, pp. 961-973.
- [16] J. Workman, Jr., A.W. Springsteen, *Applied Spectrometry*, 1998, Elsevier.
- [17] ASM Aerospace Specification Metals, Data Sheet 800 398-4345, <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.MA7075T6>
- [18] ASM Handbook, Vol. 19, Metallography and Microstructures, ASM International Inc., 2004.
- [۱۹] جاویدراد، فرهاد، مکانیک شکست در طراحی سازه‌ها، انتشارات گوتنبرگ، تهران، ۱۳۸۸.
- [۲۰] سلطانی، مرتضی، گسترش فرایند مهندسی مجدد و بهینه‌سازی یک قطعه باربر اصلی بال هواپیمای ایرباس A-300، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، با راهنمایی دکتر فرهاد جاویدراد، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، ۱۳۹۳.
- [10] F. Javidrad, F., R. Rahmati, “An Integrated Re-Engineering Plan for Manufacturing of Aerospace Components”, Materials and Design, Vol. 30, 2009, pp. 1524-1532.
- [11] L. Molent, S.A. Barter, P. White, B. Dixon, “Damage Tolerant Demonstration Testing for the Australian F/A-18”, International Journal of Fatigue, Vol. 31, 2009, pp.1031-1038.
- [12] R.C. Alderliesten, “Designing for damage tolerant in Aerospace: A Hybrid Material Technology”, Materials & Design, Vol. 66, Part B, 2015, pp. 421-428.
- [13] Z. Huda, P. Edi, “Material Selection in Design of Structures and Engines of Supersonic Aircrafts: A Review”, Materials & Design, Vol. 46, 2013, pp. 552-560.
- [14] Airbus Customer Services Directorate, *Fuselage-Frame 47-Wing Center Box Repair (Service Bulletin)*, Airbus, 2004.
- [15] Y. Fu, E. Ge, H. Su, J. Xu, R. Li, “Cold Expansion Technology of Connection Holes in

پیوست ۱:

اقدامات اجرایی برنامه ASIP برابر استاندارد MIL-STD-1530C

ردیف	عنوان تحلیل یا آزمون	
۱	انتخاب مواد، اتصالات و اجزای استاندارد	مشخصه‌های مواد و اتصالات و همچنین اجزای سازه‌ای و مکانیکی استاندارد در منابع مختلف از جمله CINDAS Aerospace, CINDAS Structural Alloys Handbook, FAA MMPDS Handbook, Structural Metals Handbook, Damage Tolerant Design Handbook آمده است که می‌توانند مبنایی برای انتخاب مواد، اتصالات و محاسبات طراحی باشند. برای مواد یا اتصالات جدید و یا مواردی که اطلاعات داده شده در این منابع کافی نباشد باید آزمون‌های توسعه‌ای پیش‌بینی شود. محدوده تغییرات در خواص مواد نیز باید در تحلیل‌ها لحاظ گردند.
۲	آنالیز بارگذاری	آنالیز بارگذاری‌های استاتیکی و دینامیکی در شرایط کاری سازه باید انجام پذیرد. در آنالیز بارگذاری باید بارهای پروازی، بارهای زمینی، بارهای ناشی از قوای محرکه هواپیما، بارهای ناشی از سیستم‌های کنترل و بارهای ناشی از تسلیحات (در صورت وجود) لحاظ شوند. ضمناً تا حد امکان تاثیر تغییرات درجه حرارت، آیروالاستیسیته و پاسخ دینامیکی سازه هواپیما نیز در بارگذاری‌ها تجزیه و تحلیل گردند.
۳	طیف بارگذاری سرویس‌دهی هواپیما	طیف بارگذاری سرویس‌دهی سازه شامل توزیع بار، فرکانس و ترتیب اعمال سیکل‌ها در شرایط کاری سرویس می‌باشد. با استفاده از این طیف باید بتوان طیف سیکل تنش‌های اعمالی را در هر پرواز برای استفاده در امور طراحی و آزمون‌ها محاسبه کرد.
۴	طیف شرایط محیطی (دما و وضعیت شیمیایی)	طیف شرایط دمایی و شیمیایی محیط سرویس‌دهی سازه باید به گونه‌ای باشد که بتوان از اطلاعات آن برای تعیین شدت، فرکانس و بازه زمانی اعمال شرایط محیطی در هر پرواز استفاده قرار کرد.
۵	آنالیز تنش	آنالیز تنش برای تعیین نیروهای داخلی، تنش، کرنش، تغییر شکل و محدوده ایمنی قطعه یا سازه در اثر اعمال بارهای خارجی و شرایط محیط کاری می‌باشد. علاوه بر استفاده از اطلاعات این آنالیز برای صحت-سنجی استحکام، آنالیز تنش مبنای محاسبات دوام (خستگی)، آنالیز تحمل آسیب، کاندید کردن قطعات حساس سازه‌ای برای آزمون‌های صحت‌سنجی و ... می‌باشد. محاسبات آنالیز تنش همچنین باید برای بررسی استحکام سازه در هر اقدام تغییر سازه و یا مواجهه با شرایط مأموریتی جدید باشد.
۶	آنالیز تحمل آسیب	آنالیز تحمل آسیب برای بررسی شرایط تحمل ترک و آسیب در قطعه سازه‌ای به مرحله اجرا درمی‌آید. این آنالیز با استفاده از اطلاعات طیف تنش/شرایط محیطی در هر پرواز انجام شده و شامل آنالیز رشد

		آسیب و صحت‌سنجی آن می‌باشد. محاسبات مربوط به اندازه بحرانی ترک، استحکام باقیمانده، محدوده زمانی رشد آسیب و زمان‌بندی بازرسی‌های نگهداری سازه باید بر اساس این آنالیز و اطلاعات شکست مواد انجام پذیرد.
۷	آنالیز دوام	آنالیز دوام (خستگی) برای اثبات توانایی سازه در رابطه با خواسته‌های دوام و عمر انجام می‌گیرد. طیف تنش و شرایط محیطی در هر پرواز جهت آنالیز و یا آزمون‌های صحت‌سنجی مورد استفاده قرار می‌گیرند. این آنالیز برای کلیه قطعات و اجزای سازه‌های انجام شده و شامل موارد توزیع گسترده آسیب خستگی (WDF, Wide spread Fatigue Damage) و عمر اقتصادی می‌باشد. موارد موثر در WFD شامل حد کیفیت مینا، تغییرات کیفیت در زمان تولید، شرایط شیمیایی و دمایی محیط، ترتیب بارگذاری‌ها، خواص مواد و موارد عدم اطمینان می‌باشد. همچنین این آنالیز باید بتواند عمر اقتصادی شامل بازه‌های بازرسی، نگهداری و تعویض را پیش‌بینی کند.
۸	برآورد مقاومت خوردگی	برآورد خوردگی به منظور مشخص نمودن موده‌های خرابی برحسب نوع خوردگی و تعیین کارایی سازه در این خصوص انجام می‌شود. از آنجایی که خوردگی منشا ایجا ترک‌های خستگی، ترک‌های تنش خوردگی و WFD می‌باشد، باید توجه ویژه‌ای به بخش‌های سازه‌های مهم در ایمنی پرواز از نظر شکست و یا از نظر انجام عملیات داشت. در این راستا، ملاحظات مربوط به امکان بازبینی، تعمیر و یا تعویض قسمت‌های سازه‌ای که مستعد خوردگی می‌باشند، باید رد طراحی سازه دیده شود.
۹	آنالیز خستگی صوتی	تحلیل خستگی صوتی باید به منظور حصول اطمینان از کارایی سازه در مقابل خستگی ناشی از صوت در طول عمر سازه انجام شود. این تحلیل باید بتواند برای تعیین شدت آبروآکوستیک محیط ناشی از منابع ایجاد صوت (مانند قوای محرکه، جریان‌های مغشوش، محل‌های جدایی جریان و نیروهای ارتعاشی موضعی) در مکان‌های مهم و حساس سازه‌ای استفاده شود.
۱۰	آنالیز ارتعاشی	آنالیز ارتعاشی باید برای تعیین سطح ارتعاش در مکان‌های مختلف هواپیما از جمله کابین سرنشینان، محل بار و تجهیزات انجام گیرد. آنالیز ارتعاشی به همراه آنالیز دوام باید بتواند ایمنی سازه در مقابل ترک خوردگی در اثر نیروهای ارتعاشی در طول عمر سازه را نشان دهد. علاوه بر آنالیز باید بتواند نشان دهد که سطح ارتعاش در مکان‌های مختلف سازه جهت کارکرد ایمن و مناسب به حد کافی پایین می‌باشد
۱۱	تحلیل آبروآلاستیک و آبروسروآلاستیک	این تحلیل برای تعیین ویژگی‌های لرزش فلاتر، واگرایی و سایر ناپایداری‌های آبروآلاستیکی و آبروسروآلاستیکی استفاده می‌شود. هدف اصلی این تحلیل برآورد پتانسیل ناپایداری‌ها و تعیین محدوده سرعت هوا و خواص میرایی برای تحلیل آبروآلاستیکی و محدوده پایداری آبروسروآلاستیکی در همه شرایط طراحی است.
۱۲	آنالیز خواص جرمی	آنالیز خواص جرمی به منظور محاسبه وزن و تعادل هواپیما انجام می‌شود. طرح کنترل خواص جرمی در کل عمر هواپیما باید بر اساس خواص جرمی در شرایط مطلوب طراحی، تنظیم و ارائه شود.
۱۳	آنالیز قابلیت بقا	این آنالیز برای اطمینان از بقای هواپیما در شرایط رزمی انجام می‌گیرد و شامل تحلیل‌های قابلیت آسیب‌پذیری سازه و تحلیل تاثیر سلاح می‌باشد.
۱۴	آزمون‌های توسعه طراحی	برای اطمینان از عملکرد مواد، اتصالات و فرایندهای مورد استفاده و به منظور صحت‌سنجی روش‌ها و رویه‌های طراحی اتخاذ شده در خصوص عملکرد سازه و یا اجزای سازه‌ای در محیط مورد نظر، می‌توان آزمون‌های توسعه‌ای انجام و از نتیجه آنها به عنوان معیار در طراحی استفاده کرد. این آزمون‌ها در مراحل تست کوپن، تست اجزای کوچک سازه، اتصالات، پانل‌ها، فتینگ‌ها، اجزای سیستم‌های کنترل، مکانیزم‌ها و اجزای بزرگ سازه‌ای می‌توانند طراحی و اجرا شوند. از بخش‌های مهم این آزمون‌ها، آزمون‌های مرتبط با موضوع دوام و خستگی می‌باشد.
۱۵	برآورد قابلیت انجام آزمون‌های غیرمخرب	به منظور کم کردن ریسک ایجاد آسیب در مراحل تولید و کنترل کیفی، از آزمون‌های غیر مخرب استفاده می‌شود. در این تحلیل با تاکید بر اجزای حساس از نظر شکست و ماموریت، باید قابلیت کشف آسیب‌های تولید توسط آزمون‌های غیر مخرب برآورد شود.
۱۶	آنالیز ریسک اولیه	هدف اصلی این تحلیل نشان دادن محدوده ریسک کم جهت WFD و کاهش ایمنی در دوره سرویس می‌باشد. این تحلیل همچنین باید در شرایط استفاده از هواپیما در خارج از طیف‌های طراحی (بارگذاری و شرایط محیطی) و در حالت استفاده از هواپیما در خارج از محدود عمر و یا خارج از محدود زمانی بازبینی، نگهداری، تعمیر و تعویض قطعات، میزان ریسک‌ها را برآورد کند.