

تخمین عمر خستگی در اتصالات مکانیکی بال هواپیما با استفاده از روش اجزا محدود

سعید ایزدی^۱، احسان سلاهی^{۲*}

^۱ کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد مرودشت، دانشگاه آزاد اسلامی، مرودشت، ایران

^۲ استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد مرودشت، دانشگاه آزاد اسلامی، مرودشت، ایران

* مسئول مکاتبات: selahi@miau.ac.ir

واژگان کلیدی

تحلیل خستگی
بال هواپیما
اتصال مکانیکی
روش اجزا محدود
سازه آلومینیومی

تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت ۱۳۹۷/۰۸/۲۰
تاریخ پذیرش ۱۳۹۸/۰۷/۱۰

چکیده

در این مقاله با بهره‌گیری از نرم‌افزار اجزا محدود آباکوس، به تحلیل خستگی اتصالات مکانیکی بکار رفته در سازه و پوسته آلومینیومی بال هواپیمای مسافربری ایرباس A320، پرداخته می‌شود. بدین منظور در ابتدا مدل سه‌بعدی بال هواپیما در نرم‌افزار کتیا ترسیم شده و سپس با انتقال آن به نرم‌افزار آباکوس، مدل اجزا محدود بال هواپیما تهیه گردید. در این مدل در پوسته بال از المان پوسته و در سازه داخلی بال از المان جامد سه‌بعدی استفاده شده است. با بررسی اندازه المان، تعداد المان مناسب جهت مدل‌سازی سازه و پوسته بال، انتخاب گردید. در نهایت، تحلیل دینامیکی گذرا و به دنبال آن تحلیل خستگی بر روی بال و اتصالات مکانیکی سازه انجام گردید. با انجام شبیه‌سازی خستگی، تعداد سیکل‌های بارگذاری منجر به شکست در اجزای سازه و پوسته بال تخمین زده شد. با مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی با تحقیقات تجربی و شبیه‌سازی‌های انجام گرفته توسط سایر محققین، اعتبار روش شبیه‌سازی ارائه شده مورد تأیید قرار گرفت. نتایج حاصل از این پژوهش بیانگر این است که اجزای سازه‌ای بال، اولین عضو است که دچار گسیختگی ناشی از خستگی می‌شود.

۱ مقدمه

مجموعه بال هواپیما، نقش تعیین‌کننده‌ای در عملکرد هواپیما دارد. این مجموعه سه وظیفه‌ی تأمین پایداری استاتیکی و دینامیکی هواپیما، ایجاد توانایی کنترل هواپیما و همچنین تأمین حالت تعادل در هر شرایط پروازی را بر عهده دارد. با توجه به اینکه سازه بال در مانورهای مختلف پروازی در معرض بارهای مختلف قرار می‌گیرد، بارهای وارد بر سازه بال هواپیما، بارهای متغیر دینامیکی می‌باشند و این سیکل بارگذاری در هر پرواز و فرود، تکرار می‌گردد. بنابراین در اجزای مختلف این سازه تنش‌های دینامیکی متناوب ایجاد می‌شود.

در سال‌های اخیر تحقیقات زیادی جهت بررسی رفتار بال هواپیما، انجام گرفته است که اهم آن‌ها به شرح زیر می‌باشند: ایده روش المان محدود، برای اولین بار توسط کلاف مطرح گردید [۱]. نحوه‌ی توزیع تنش بر روی بال مثلی و رابطه بین زاویه عقب‌گرد و تنش در لبه‌های بال با روش فتوالاستیک توسط سوزوکی [۲] به انجام رسید.

رشیدی و فاضل‌زاده [۳] به بررسی اثر مدل بارگذاری آیروالاستیک و زاویه عقب‌گرد بر سرعت و فرکانس بال هواپیما پرداختند و نشان دادند که زاویه عقب‌گرد بال و نوع مدل بارگذاری بر روی فرکانس و سرعت فلاتر و واگرایی بسیار مؤثر است. گائو و همکارانش [۴] عملکرد دو نوع متفاوت سوراخ و تقویت‌کننده‌های گوناگون در یک تیرک با سطح مقطع C شکل تحت بار برشی استاتیکی را بررسی کردند. آن‌ها اثبات نمودند که با تغییر در شکل

سطح مقطع برش و همچنین تقویت نمودن لبه‌ها می‌توان موجب کاهش قابل توجه در تمرکز تنش در مجاورت حفره‌ها شد.

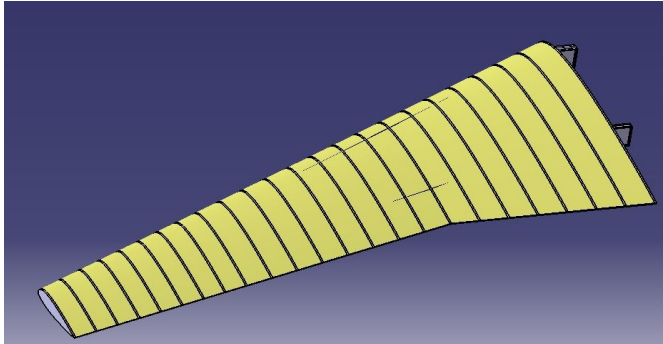
گومز [۵] به تحلیل عددی بال کامپوزیتی ساخته‌شده از الیاف کربن پرداخت و نشان داد که بال کامپوزیتی ساخته‌شده از الیاف کربن دارای خواص مکانیکی بهتری از بال مشابه آلومینیومی است. کندی و مارتین [۶] به مقایسه بهینه‌سازی طراحی سازه بال هواپیما با جایگزینی بال فلزی با بال کامپوزیتی پرداختند و با این جایگزینی به کاهش ۳۴٪ تا ۴۰٪ بال رسیدند.

موجاندی و پیلی [۷] تأثیر انواع سطح مقطع تیرک‌های طولی آلومینیومی و مخروطی شدن تیرک را با استفاده از روش اجزای محدود بر توزیع تنش، مورد بررسی قرار دادند و طرحی بهینه برای تیرک‌های طولی ارائه دادند. مزیدی و همکارانش [۸] به تحلیل آیروالاستیک بال هواپیما تحت اثر نیروی رانش موتور وابسته به زمان پرداختند. آن‌ها همچنین تأثیر وزن موتور، موقعیت موتور و نیروی رانش وابسته به زمان را بر پاسخ آیروالاستیک بال مورد بررسی قرار دادند. اسکورویا و همکارانش [۹]، به پیش‌بینی محل ایجاد ترک ناشی از خستگی و عمر خستگی در اتصالات بدنه بال هواپیما پرداختند. نتایج تست‌های تجربی بیانگر این بود که در اتصال ورق‌های نازک توسط پرچ‌های سرگرد، ایجاد تغییر شکل محلی در مجاورت سر پرچ باعث ایجاد و رشد ترک و در نهایت شکست ورقه می‌شود.

چیت و جاداو [۱۰] به تحلیل استاتیکی و دینامیکی بال بدون شکستگی دارای تیرک‌های طولی و تیغه‌های عرضی را با نرم‌افزار اجزای محدود نسترن^۱

¹Nastran

● رفتار مواد به صورت الاستیک خطی در نظر گرفته شده است.
در شکل ۱، تصویری از مدل هندسی سازه بال هواپیمای مسافری ایرباس A320 ترسیم شده توسط نرم افزار کتیا^۳ و در جدول ۱، مشخصات هندسی آن ارائه شده است.

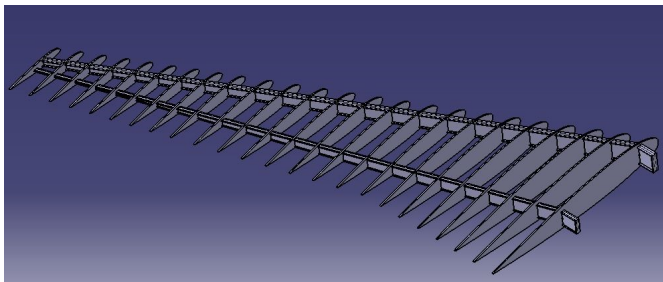


شکل ۱: تصویری از مدل هندسی سازه بال هواپیمای ایرباس A320.

جدول ۱: مشخصات بال ایرباس 320 [۸].

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
طول بال	۱۴ متر	نسبت مخروطی شدن (C _{tip} /C _{root})	۰/۳
طول وتر در ریشه بال	۶ متر	تعداد تیرک های طولی	۲
طول وتر در مقطع شکستگی	۳/۷۵ متر	تعداد دنده های عرضی	۲۷
طول وتر در نوک بال	۱/۸ متر	فاصله مقطع شکستگی تا ریشه	۴/۵ متر

در اولین گام، مدل سه بعدی بال هواپیمای ایرباس A320 به شرح زیر آماده می شود. ابتدا سازه داخلی بال شامل: تیرک و فریم ها مطابق شکل ۲ ترسیم گردید.



شکل ۲: سازه داخلی بال.

مطابق شکل ۳، محل قرارگیری پرچ ها روی تیرک ها و فریم ها جانمایی می گردد. بررسی اتصال تمام ریب ها با پیچ و پرچ به تیرک ها به دلیل افزایش بیش از حد اتصالات ممکن نبود. پس در این تحقیق به عنوان نمونه ریب های ششم و دوازدهم جهت شبیه سازی خستگی اتصالات انتخاب شده و حال ریب ششم و دوازدهم را از شکل ترسیمی جدا نموده و پس از آن طبق شکل ۴، این دو ریب را توسط پیچ و پرچ به تیرک ها متصل می گردد.

انجام دادند. در این مطالعه، از المان پوسته برای پوسته و المان تیر برای تیرک های طولی و تقویت کننده ها استفاده شده است. آنها با تغییر ضخامت پوسته و همچنین تغییر در سطح مقطع تیرک های طولی، تغییرات تنش و تغییر مکان را در طول بال مشاهده کردند.

هاراکار و هبلیکار [۱۱] با قرار دادن بارهای مختلف روی بال و با استفاده از روش اجزا محدود به تحلیل کماتشی و تنشی در بال پرداختند. آنها نشان دادند که در این بال کماتش اتفاق نمی افتد. کومار و همکارانش [۱۲] با انجام تحلیل استاتیکی و تخمین عمر خستگی، سازه بال یک هواپیما را طراحی نمودند.

چاودوری و همکارانش [۱۳] با استفاده از تست های تجربی و همچنین مدل سازی اجزا محدود رفتار اتصالات چسبی، پیچی و ترکیبی پله ای در پیل های سازه هواپیما ساخته شده از کامپوزیت الیاف کربن با رزین اپوکسی، مورد بررسی قرار دادند. اخیراً نیز عبادی و سلاحی [۱۴] با بکارگیری نرم افزار اجزا محدود آباکوس^۲، رفتار خستگی بال هواپیمای ایرباس با سازه فلزی و پوسته کامپوزیتی لایه ای در معرض بار مکانیکی و حرارتی متناوب را مورد بررسی قرار دادند. آن ها نشان دادند که جایگزینی پوسته کامپوزیتی لایه ای بجای پوسته فلزی موجب افزایش قابل توجه در عمر خستگی بال می شود.

بدون شک اتصالات موجود در سازه بال هواپیما، بحرانی ترین جزء سازه بال می باشد. بررسی رفتار سازه بال هواپیما با استفاده از تحلیل های ساده شبه استاتیکی و یا صرفاً دینامیکی گذرا، دارای خطای محاسباتی قابل توجهی می باشد. بنابراین تخمین عمر سازه بال هواپیما و اتصالات آن نیازمند انجام تحلیل خستگی با دقت مناسب می باشد.

با مطالعه و بررسی و پژوهش های ارائه شده و قابل دسترس در زمینه تحلیل رفتار بال هواپیما، مشاهده می شود که تاکنون تحقیقی در زمینه تحلیل خستگی اتصالات مکانیکی سازه بال هواپیما ارائه نشده است. بنابراین در این پژوهش، بال هواپیمای مسافری ایرباس A320 به عنوان نمونه انتخاب گردید و با بهره گیری از نرم افزار اجزا محدود آباکوس به تحلیل دینامیکی تنش تحت بار متناوب و تخمین عمر در پوسته و اجزای سازه های بال و همچنین اتصالات مکانیکی (پیچ و مهره ای و پرچی) موجود در بال آلومینیومی این هواپیما پرداخته خواهد شد.

۲ روش مدل سازی

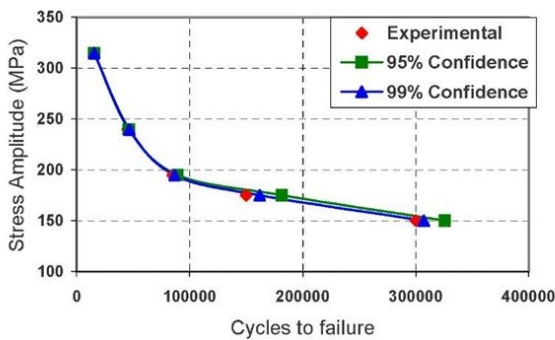
در مدل سازی بال هواپیما برای افزایش دقت شبیه سازی، علاوه بر نیروهای برا، پسا و گرانشی وزن سازه، نیروهای ناشی از وزن موتور و سوخت هواپیما نیز در نظر گرفته شده است. فرضیات بکار رفته در این شبیه سازی به شرح زیر می باشند:

- در تحلیل خستگی دوره تناوب اعمال بار، ثابت در نظر گرفته شده است.
- از تحلیل و مدل سازی شماتیک موتور هواپیما و باک آن صرف نظر شده و فقط مقدار وزن آن در محل اتصال موتور و باک به بال اعمال شده است.

²ABAQUS ³Catia

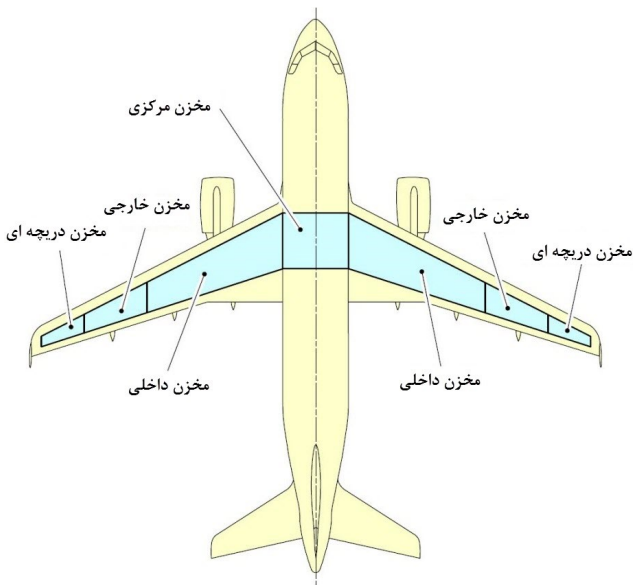
دینامیکی شامل چهار مرحله است که تشکیل دو سیکل پرواز و فرود می‌دهد. پس از انجام تحلیل با بسط دادن نتایج بدست آمده جهت تخمین تنش در تعداد سیکل‌های بالاتر و با بهره‌گیری از نمودار تنش-عمر خستگی در آلومینیوم T7075 (شکل ۵) طول عمر خستگی اجزای مختلف سازه‌ای بال محاسبه می‌گردد. نیروهایی که در تحلیل انجام شده به بال هواپیما وارد می‌شوند عبارتند از:

- نیروهای برا و پسا
- نیروهای گرانشی



شکل ۵: نمودار تنش-عمر خستگی آلومینیوم T7075 [۱۶].

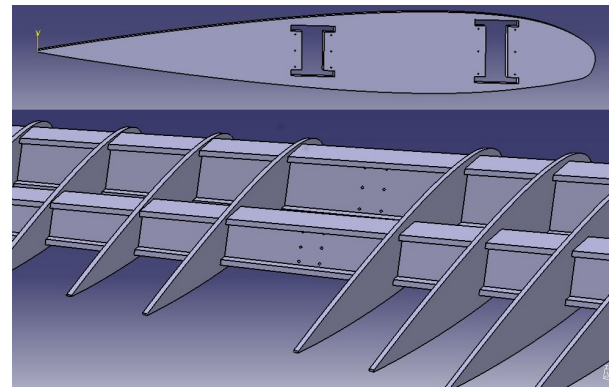
نیروهای برا و پسا، به صورت نیروهای دینامیکی متناوب می‌باشند که هر سیکل آن شامل یک پرواز و فرود هواپیما است. نیروی گرانشی در برگزیده وزن هر بال و تجهیزات قرارگرفته بر روی بال شامل: وزن سوخت و موتور می‌باشد. محل قرارگیری مخازن سوخت در شکل ۶ و ظرفیت گنجایش آن‌ها در جدول ۳ شرح داده شده است.



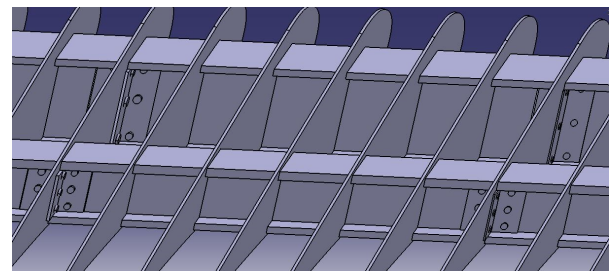
شکل ۶: محل قرارگیری مخازن سوخت.

جدول ۳: حجم مخازن سوخت در هواپیمای ایرباس 320 [۳].

مخزن	گنجایش (لیتر)
مخزن داخلی بال / سمت راست	۶۹۲۴
مخزن داخلی بال / سمت چپ	۶۹۲۴
مخزن خارجی بال / سمت راست	۸۸۰
مخزن خارجی بال / سمت چپ	۸۸۰
مخزن مرکزی	۸۲۵۰



شکل ۳: جانمایی محل قرارگیری پرچ‌ها.



شکل ۴: اتصال پرچی فریم به تیرک.

در نهایت پوسته بال هواپیما مطابق شکل ۱ بر روی کل سازه و اتصال آن قرار گرفته و مدل سه‌بعدی ایجاد شده به نرم‌افزار اجزا محدود آباکوس منتقل می‌شود. در این مدل تمامی قطعات سازه و اتصالات و پوسته بال از جنس آلومینیوم هوایی T7075 می‌باشند که خواص مکانیکی آن در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲: خواص مکانیکی آلومینیوم T7075 [۱۵].

خواص	مقدار
تنش تسلیم (MPa)	۵۱۶
ضریب پواسون ν	۰/۳۳
استحکام کششی (MPa)	۵۸۷
چگالی ρ (kg/m^3)	۲۷۰۰
Elongation (%)	۹/۱
مدول الاستیسیته E (GPa)	۷۲

برای المان‌بندی فریم‌ها، تیرک‌ها و پرچ‌ها از المان‌های جامد سه‌بعدی ۸ گره‌ای و برای المان‌بندی پوسته بال از المان پوسته ۴ گره‌ای استفاده شده است.

در تحلیل دینامیکی انجام گرفته، بارهای وارد به سازه، به صورت تابعی از زمان و به تبع آن، پاسخ‌های القایی از قبیل سرعت، تغییر مکان، نیروهای شتابی و تنش نیز به صورت زمان‌مند می‌باشند. قسمت اتصال بال به بدنه را ثابت در نظر گرفته و سپس در قسمت بارگذاری بر روی سازه بال نیروهای زیر وارد می‌گردند:

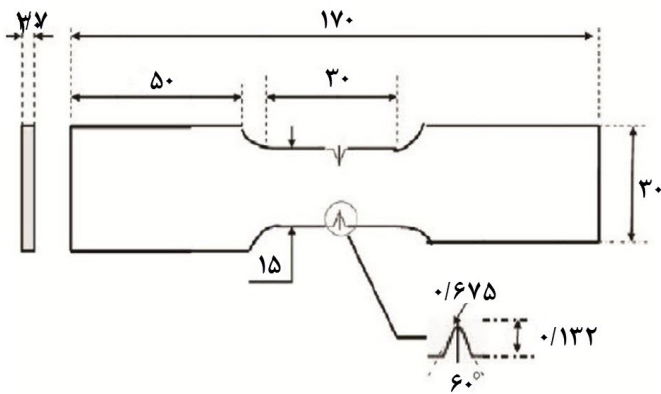
(الف) نیروی جاذبه

(ب) وزن موتور هواپیما

(ج) وزن مخازن سوخت

به دلیل تنوع زیاد در بارهای وارده و تعداد زیاد قطعات و اتصالات تحلیل

در نرم افزار آباکوس با نتایج تجربی، حداکثر ۱۳٪ می باشد که نشان دهنده دقت مناسب نتایج تحلیل روش اجزا محدود ارائه شده می باشد.



شکل ۹: مشخصات هندسی قطعه (ابعاد بر حسب میلی متر) [۱۷].



شکل ۱۰: مقایسه نمودار تنش-عمر خستگی حاصله از تحلیل در نرم افزار آباکوس با نتایج تجربی و عددی ارائه شده در مرجع [۱۷].

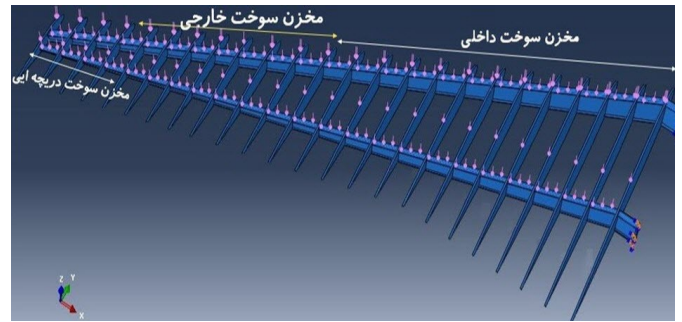
۲.۳ بررسی اندازه المان

جهت انتخاب اندازه المان مناسب، با کاهش اندازه المانها و به دنبال آن افزایش تعداد المانها در هفت حالت و مطابق با تعداد المانهای شرح داده شده در جدول ۵، به بررسی تأثیر تعداد المان بر پاسخ سازه پرداخته شده است.

جدول ۵: دسته بندی المان های قرار گرفته روی سازه و پوسته

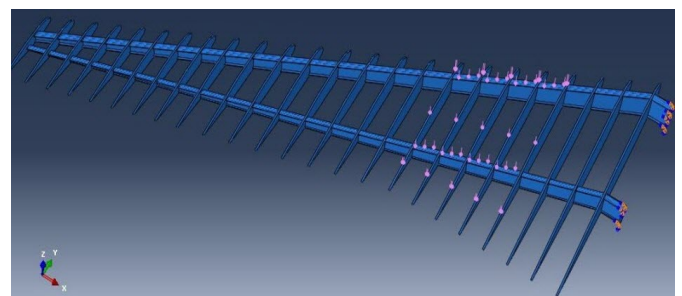
دسته بندی	تعداد المان سازه	تعداد المان پوسته
A	۲۰۸۸۷۵	۱۱۷۷۰۰
B	۲۵۰۹۸۴	۱۳۷۲۵۶
C	۳۰۶۶۰۸	۱۶۵۵۰۰
D	۳۶۵۸۶۸	۲۰۴۷۸۶
E	۴۸۴۰۲۵	۲۵۹۳۶۴
F	۵۲۳۵۱۰	۳۰۴۰۱۸
G	۶۳۳۰۹۰	۳۳۷۷۰۰۸

در شکل های ۱۱ و ۱۲، نمودار تنش-عمر خستگی نقطه بحرانی در سیکل چهار بارگذاری در تعداد المانهای هفت گانه شرح داده شده در جدول ۵، به ترتیب برای سازه و پوسته بال هواپیما، نشان داده شده است.



شکل ۷: محل اعمال وزن مخازن سوخت.

موتور هواپیمای ایرباس 320 از مدل CFM56 با وزن ۲۱۹۰ کیلوگرم است، که با توجه به محل قرارگیری آن مطابق شکل ۸، به صورت بار گسترده بر روی بخشی از تیرکها و اسپارها اعمال می شود.



شکل ۸: محل اعمال وزن موتور.

۳ نتایج

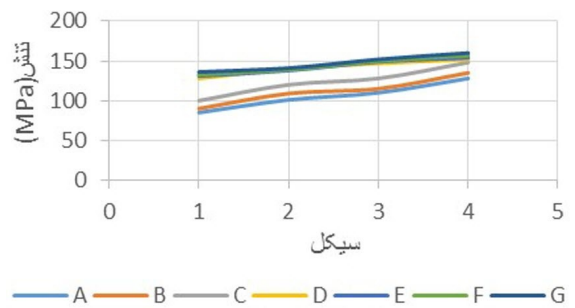
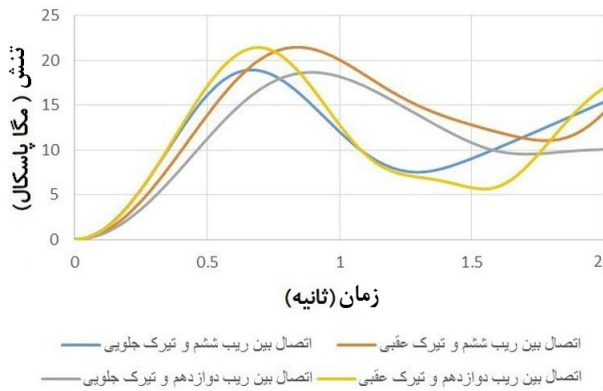
۱.۳ اعتبارسنجی

جهت اعتبارسنجی و تأیید دقت شبیه سازی انجام گرفته، نتایج حاصل از مدل سازی های انجام گرفته با نتایج تست های خستگی و تحلیل های عددی ارائه شده در بارگذاری چرخه ای با تعداد چرخه زیاد در نمونه شیاردار V شکل ارائه شده در مرجع [۱۷] مورد مقایسه قرار گرفت. جنس قطعه آلیاژ Ti-6Al-4V می باشد که در صنعت هوایی کاربرد زیادی دارد. خواص مکانیکی این آلیاژ در جدول ۴ و مشخصات هندسی نمونه در شکل ۹ شرح داده شده است.

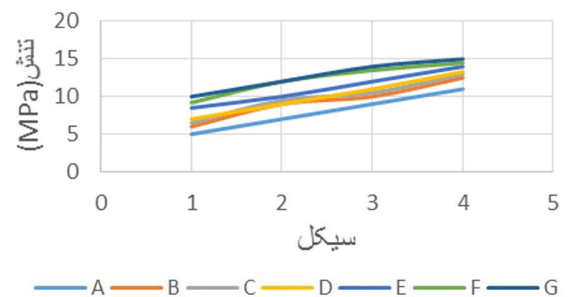
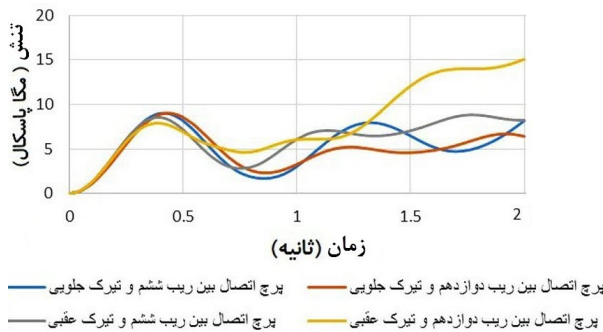
جدول ۴: خواص مکانیکی نمونه مرجع [۱۷].

σ_f (MPa)	σ_u (MPa)	σ_y (MPa)	ν	E (GPa)
۳۵۸	۱۰۴۰	۹۴۰	۰/۳۷	۱۰۹/۴

در جدول ۴، E مدول الاستیسیته، ν ضریب پواسون، σ_y تنش تسلیم، σ_u استحکام کششی و σ_f حد دوام خستگی می باشند. در شکل ۱۰، نمودار تنش کشش محوری نهایی منجر به شکست بر حسب تعداد سیکل بارگذاری محاسبه شده توسط مدل سازی خستگی در نرم افزار آباکوس، با نتایج ارائه شده در مرجع [۱۷] که شامل: رابطه محلی انتگرال گیری شده (تعداد چرخه های منجر به شکست از انتگرال گیری مستقیم مدل شاموش-لمتر)، الگوریتم عددی معرفی شده در مرجع [۱۴] و تست تجربی، مقایسه گردید. مشاهده می شود که بیشترین میزان اختلاف بین نتایج حاصل از مدل سازی

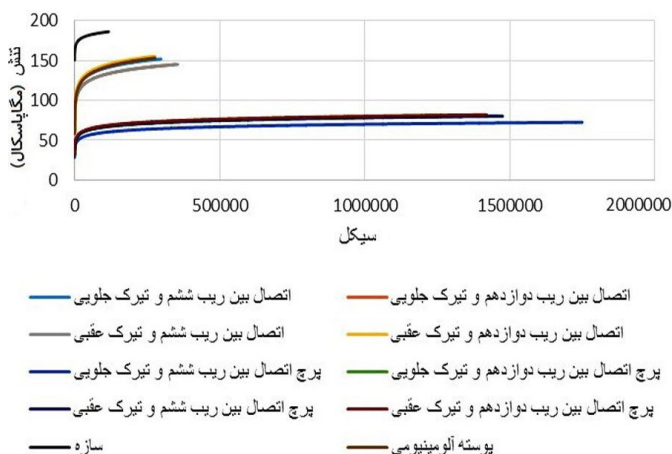


شکل ۱۴: نمودار تغییرات تنش فون میزز در المان‌های بحرانی سازه در محل اتصال بین ریب و تیرک



شکل ۱۶: نمودار تغییرات تنش فون میزز بر حسب تعداد سیکل بارگذاری در مقاطع مختلف

با تعمیم نتایج بدست آمده برای تعداد سیکل‌های بالاتر، نمودار بیشینه تنش فون میزز ایجاد شده برحسب تعداد سیکل بارگذاری در مقاطع مختلف مطابق نمودار شکل ۱۶ بدست می‌آید.

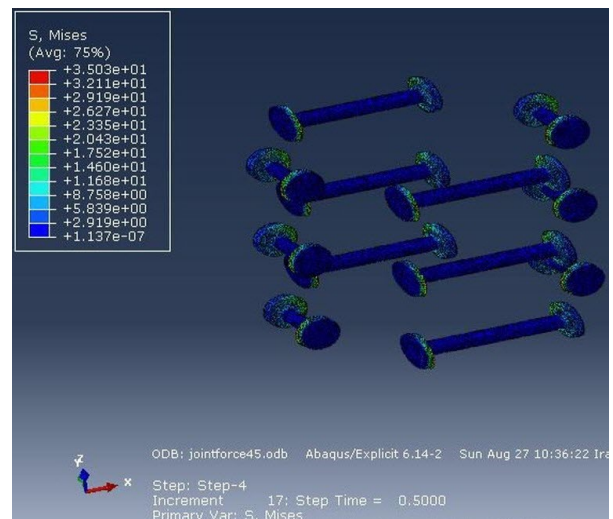


شکل ۱۷: نتایج تحلیل خستگی

شکل ۱۳: تنش فون میزز در پرچ‌های قرارگرفته در اتصال بین ریب دوازدهم و تیرک جلویی بال

شکل ۱۳: تنش فون میزز در پرچ‌های قرارگرفته در اتصال بین ریب دوازدهم و تیرک جلویی بال

در شکل‌های ۱۴ و ۱۵، نمودارهای تغییرات زمانی تنش فون میزز در دو سیکل اول بارگذاری، به ترتیب در المان‌های بحرانی سازه و پرچ و در موقعیت‌های شرح داده شده ترسیم گردیده است.



● تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در سازه بال برابر است با: ۱۱۷۰۰۰ سیکل.

آنوالاستیک و زاویه عقبگرد بر سرعت و فرکانس فلاتر بال هواپیما. در شانزدهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک. دانشکده فنی مهندسی دانشگاه شهید باهنر، ۱۳۸۷.

- [4] Guo, S., Morishima, R., Zhang, X., and Mills, A. Cutout shape and reinforcement design for composite c-section beams under shear load. *Composite Structures*, 88(2):179 – 187, 2009.
- [5] Gomez, Sanya Maria and Mathai, Alice. Numerical analysis of carbon fibre reinforced aircraft wing. *International Journal of Earth Sciences and Engineering*, 4(6):648–651, October 2011.
- [6] Kennedy, Graeme and Martins, Joaquim. *A Comparison of Metallic and Composite Aircraft Wings Using Aerostructural Design Optimization*.
- [7] Muchchandi, Vinod S. and Pilli, S. C. Design and analysis of a spar beam for the vertical tail of a transport aircraft. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2(7):3341–3347, July 2013.
- [8] Mazidi, A., Kalantari, H., and Fazelzadeh, S.A. Aeroelastic response of an aircraft wing with mounted engine subjected to time-dependent thrust. *Journal of Fluids and Structures*, 39:292 – 305, 2013.
- [9] Skorupa, A., Skorupa, M., Machniewicz, T., and Korbel, A. Fatigue crack location and fatigue life for riveted lap joints in aircraft fuselage. *International Journal of Fatigue*, 58:209 – 217, 2014. Fatigue Crack Paths 2012.
- [10] Chitte, Pritish, Jadhav, P. K., and Bansode, S. S. Statistic and dynamic analysis of typical wing structure of aircraft using nastran. *International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management (IJAIEM)*, 2(7):321–326, July 2013.
- [11] Harakare, Poonam and Heblikar, V. K. Evaluation of static and buckling load carrying capability of the wing box through fem approach. *International Journal of Current Engineering and Technology*, pp. 6–9, September 2013.
- [12] Kumar, A. R., Balakrishnan, S. R., and Balaji, S. Design of an aircraft wing structure for static analysis and fatigue life prediction. *International Journal of Engineering Research & Technology*, 2:1154–1158, 2013.
- [13] Chowdhury, Nabil M., Chiu, Wing Kong, Wang, John, and Chang, Paul. Experimental and finite element studies of bolted, bonded and hybrid step lap joints of thick carbon fibre/epoxy panels used in aircraft structures. *Composites Part B: Engineering*, 100:68 – 77, 2016.
- [14] Ebadi, A. and Selahi, Ehsan. Fatigue life assessment of composite airplane wing subjected to variable mechanical and thermal loads. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 11(2):1–11, 2017.
- [15] <https://www.makeitfrom.com/material-properties/7075-T6-Aluminum>.
- [16] Stochastic model for estimation of probability-confidence bounded a-n curves (experimental and applied mechanics).

[۱۷] مهدیزاده، امیرحسین، مشایخی، محمد، و کدخدایی، محمود. تخمین عمر خستگی پرچرخه با رهیافت مدل آسیب شاپوش-لمتر. روش‌های عددی در مهندسی، ۳۵(۱):۲۷-۴۱، ۱۳۹۵.

- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در پرچ بین ریب دوازدهم و تیرک عقبی بال برابر است با: ۱۴۱۹۴۱۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در پرچ اتصال بین ریب ششم و تیرک عقبی بال برابر است با: ۱۴۷۴۱۷۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در پرچ اتصال بین ریب دوازدهم و تیرک جلویی بال برابر است با: ۱۴۶۰۳۴۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در پرچ اتصال بین ریب ششم و تیرک جلویی بال برابر است با: ۱۷۴۹۱۱۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در اتصال بین ریب ششم و تیرک عقبی برابر است با: ۲۷۵۶۴۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در اتصال بین ریب ششم و تیرک عقبی برابر است با: ۳۴۷۹۷۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در اتصال بین ریب دوازدهم و تیرک جلویی برابر است با: ۳۴۷۱۴۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در اتصال بین ریب ششم و تیرک جلویی برابر است با: ۲۹۷۵۱۰ سیکل.
- تعداد سیکل بارگذاری منجر به شکست در پوسته آلومینیومی برابر است با: ۲۷۷۱۰۰ سیکل.

۴ نتیجه‌گیری

در این تحقیق در ابتدا مدل سه‌بعدی بال هواپیمای ایرباس A320، شامل تیرک‌ها، ریب‌ها، پرچ‌ها، وصله‌های اتصال و پوسته بال در نرم‌افزار کتیا ترسیم و به نرم‌افزار اجزا محدود آباکوس منتقل گردید. در شبکه‌بندی از المان‌های سه‌بعدی جامد برای اجزای سازه‌ای و از المان‌های پوسته برای پوسته بال استفاده گردید.

سپس با بررسی تأثیرگذاری اندازه المان بر رفتار خستگی اجزای سازه‌ای و پوسته بال، تعداد المان مناسب برای مدل‌سازی انتخاب گردید. همچنین مقایسه نتایج بدست آمده از تحلیل خستگی توسط نرم‌افزار آباکوس در یک نمونه آلومینیومی با نتایج تجربی و عددی ارائه‌شده توسط سایر محققین، دقت مدل‌سازی‌های ارائه شده مورد تأیید قرار گرفت.

در نهایت با انجام تحلیل خستگی بال تحت بار دینامیکی متناوب عمر خستگی هر یک از اجزای سازه‌ای، پرچ‌ها، وصله‌های اتصال و پوسته بال هواپیما تخمین زده شد. مشاهده گردید که ریب‌ها و تیرک‌ها، اولین اعضای از بال هستند که دچار شکست ناشی از خستگی می‌شوند.

مراجع

- [1] Reddy, J. N. *An Introduction To the Finite Element Method*. Tata McGraw Hill Publishing Company, third ed. , 2005.
- [2] Suzuki, Shin-Ichi. Some stress measurements in wing structures using a photoelastic method. *International Journal of Mechanical Sciences*, 5(6):475 – 485, 1963.
- [۳] رشیدی، احسان و فاضل زاده حقیقی، سید احمد. بررسی اثر مدل بارگذاری