



## تخمین عمر خستگی براکت درب اضطراری یک هواپیمای خاص در ماموریت‌های مختلف به روش عددی و تجربی

احسان براتی<sup>۱\*</sup>، محمدعلی وزیری<sup>۲</sup> و محمدحسن یزدانی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ایران

<sup>۲</sup> دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ایران

<sup>۳</sup> کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۱/۱۸؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۷/۰۷/۲۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۹/۲۸

### چکیده

در این مقاله تحلیل خستگی و محاسبه عمر خستگی براکت درب خروج اضطراری یک هواپیما انجام شده است. چگونگی انتخاب نقاط بحرانی سازه درب بر اساس نتایج تحلیل تنش استاتیکی و معیارهای انتخاب نقاط بحرانی سازه تبیین شده است. بر این اساس چهار قطعه بحرانی تشخیص داده شد که یکی از این نقاط بحرانی، براکت درب است. سپس طیف تنش براکت با توجه به پروفیل‌های پروازی هواپیما و بارهای اعمالی به درب استخراج گردیده و با توجه به طیف تنش استخراج شده و با استفاده از روش شمارش سیکل جریان باران، عمر خستگی آن محاسبه شده است. جهت انجام فرایند فوق، دو کد برنامه نویسی در نرم افزار متلب نوشته شده است که یکی طیف تنش براکت را در یک بلوک پروازی استخراج نموده است و دیگری طیف تنش را به روش جریان باران شمارش نموده است. نتایج این تحلیل نشان داد که براکت درب در عمر پروازی هواپیما ایمن است. در نهایت تست خستگی براکت درب انجام شد و تطابق خوبی بین نتایج تجربی و نتایج عددی مشاهده گردید.

**کلمات کلیدی:** براکت درب؛ تحلیل خستگی؛ طیف تنش؛ قطعه‌های بحرانی؛ مأموریت پروازی.

## Numerical and Experimental Fatigue Life Estimation of Airplane Emergency Door Bracket in Various Mission Profiles

E. Barati<sup>1,\*</sup>, M.A. Vaziri<sup>2</sup>, M. H. Yazdani<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Assistant Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Shahinshahr, Iran.

<sup>2</sup> Associate Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Shahinshahr, Iran.

<sup>3</sup> M.Sc., Faculty of Mechanical Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Shahinshahr, Iran.

### Abstract

In this paper, fatigue analysis and life estimation in the bracket of an airplane emergency exit door was investigated. The design and static analysis of door has already been carried out. The critical parts of door structure were selected based on static stress analysis and principal structural elements criteria. The bracket is one of 4 critical parts of door, selected due to those criteria. The stress spectrum on the bracket was obtained from airplane flight profiles and the loads of door existing in a flight envelope. By using the rain flow cycle counting algorithm, the fatigue life in bracket has been calculated. Two codes were developed by using Matlab software. One code was obtained the stress spectrum in a flight block and another code was count the stress cycle based on the rain flow method. The results were shown that the bracket was safe at flight envelope. Finally, some fatigue tests has been carried out on the bracket and good agreement was found in the results evaluated numerically and that obtained experimentally.

**Keywords:** Door Bracket; Fatigue Analysis; Stress Spectrum; Critical Parts; Mission Profile.

## ۱- مقدمه

در بارگذاری استاتیکی، چنانچه تنش معادل ایجاد شده در قطعه از استحکام تسلیم و یا نهایی کمتر باشد، شکست رخ نخواهد داد؛ اما همان بارگذاری در صورت تکرار ممکن است، سبب شکست قطعه شود. چنانچه قطعه‌ای در اثر تکرار یک بارگذاری دچار شکست شود، پدیده خستگی رخ داده است. معمولاً این گسیختگی از نواحی دارای ناپیوستگی یا نواحی دارای تمرکز تنش هندسی بالا شروع می‌شود و به صورت ناگهانی رخ می‌دهد [۱].

با توجه به این که در طی عمر پروازی هواپیما ممکن است یکی از قطعه‌های بحرانی سازه دچار خرابی شود و این خرابی ممکن است، منجر به حادثه‌ای جبران ناپذیر برای هواپیما گردد؛ لذا اهمیت محاسبه عمر خستگی سازه و تعیین بازه‌های بازبینی سازه مشخص می‌شود. در صورت عدم تعیین عمر خستگی سازه می‌بایست تمامی قطعه‌های درب در بازه‌های نزدیک بهم کنترل و بازبینی گردد تا دچار خرابی نشده باشند. این امر سبب افزایش هزینه‌های نگهداری هواپیما می‌شود.

از جمله کارهای تحقیقاتی گذشته در خصوص تخمین عمر خستگی قطعات، می‌توان به کار تحقیقاتی دوهان و همکارانش [۲] در سال ۲۰۰۱ اشاره کرد که در آن عمر خستگی فیتینگ اتصال دهنده بال به بدنه یک هواپیما بر اساس شتاب‌های اعمالی به بال محاسبه شده است. آنها به این نتیجه رسیدند که فیتینگ عمری کمتر از عمر پرنده دارد و در فواصل زمانی مشخصی می‌بایست مورد بازبینی قرار گرفته و تعویض گردد. ساراه و همکاران [۳] در سال ۲۰۱۳، عمر خستگی اتصالات پوسته بال یک هواپیمای دیگر را تخمین زدند. نتایج کار آنها تطابق خوبی با نتایج تجربی داشت و به این ترتیب، روش جدیدی برای تخمین عمر خستگی ارائه دادند. دیناری و همکاران [۴]، ساندویچ پنل یک سازه هواپیما را به روش‌های عددی و تجربی تحلیل نمودند. آنها طراحی ساندویچ پنل مدنظر خود را به گونه‌ای انجام دادند که در طول عمر خدمتی خود ایمن باشد و نیازی

به تعویض نداشته باشد. اسکی و همکاران [۵]، بهینه‌سازی عمر خستگی سازه هواپیمای PZL-130 را انجام دادند. آنها با استفاده از این بهینه‌سازی توانستند، عمر بیشتری نسبت به قبل از قطعات بهینه‌سازی شده بگیرند. طاهریان و براتی [۶]، یک رابطه جدید برای معادلسازی بارگذاری طیفی به یک بارگذاری با دامنه ثابت مناسب جهت انجام تست خستگی قطعات ارائه دادند. با استفاده از روابط جدید ارائه شده، امکان معادل‌سازی یک بارگذاری تصادفی پیچیده به یک بارگذاری با دامنه ثابت برای انجام تست‌های خستگی به وجود آمده است. رجایی و جلالی [۷]، تأثیر پارامترهای موثر بر عمر خستگی اتصال جوش بازوی گیربکس لوکوموتیو به بدنه بوژی را با استفاده از مدل المان محدود بررسی کردند. آنها نتایج تحلیل خود را با تست تجربی صحت‌سنجی کردند. ژو و همکاران [۸]، تخمین عمر خستگی پراب بالگرد را بر اساس شبیه‌سازی دینامیکی انجام دادند. آنها در این مقاله چارچوبی از شبیه‌سازی دینامیکی استخراج کردند که آنالیز عمر خستگی را برای سیستم پراب فرود یک بالگرد ۱۲ تنی با سه چرخ فرود انجام می‌دهد. بارانیسکی و کانیسفکا [۹]، تخمین عمر یک قطعه بحرانی در سازه بالگرد Mi-24 را انجام دادند. آنها روشی برای تخمین عمر خستگی این قطعه ارائه کردند که در آن از کرنش سنج استفاده شده و بارهای واقعی پرواز را مشخص می‌کند. راویکومار و باسوارادی [۱۰]، طراحی و تحلیل ارباه فرود اصلی یک هواپیمای ترابری و تخمین عمر خستگی لاگ بحرانی آن را انجام دادند. مهدی‌زاده و همکاران [۱۱]، عمر خستگی پرچرخه را با رهیافت مدل آسیب شاپوش - لمتر<sup>۴</sup> تخمین زدند. آنها یک الگوریتم عددی به روش ضمنی برای انتگرال‌گیری ارائه کردند. قاسمی و همکاران [۱۲]، روش عددی برای پیش‌بینی عمر خستگی تحت بارگذاری‌های نامتناسب ارائه دادند. شاهانی و همکاران [۱۳]، عمر خستگی پیچ‌های فلنج اتصالی در یک پوسته استوانه‌ای تقویت شده را تخمین زدند. بارگذاری در نظر گرفته شده در کار تحقیقاتی آنان ترکیبی از چند بارگذاری با تنش میانگین ثابت و نسبت تنش‌های مختلف بود. قاجار و قریشی [۱۴]، عمر خستگی سکوی حفاری نیمه‌شناور امیرکبیر را در اثر

<sup>1</sup> Principle Structural Element

<sup>2</sup> Fitting

<sup>3</sup> Sandwich Panel

<sup>4</sup> Chaboche - Lemaitre

این هواپیما برای ۵۰۰۰۰ ساعت پروازی طراحی شده است که ۶۰ درصد آن توسط طراح برای ماموریت دیده بانی در نظر گرفته شده است. طراح هواپیما مقدار ۲۵ درصد از ساعت پروازی هواپیما را جهت مقاصد امدادی و ۱۵ درصد باقیمانده را برای حمل مسافر در نظر گرفته است. با توجه به ساعت اختصاص یافته برای هر ماموریت، می‌توان تعداد سیکل‌های پروازی هواپیما را برای هر ماموریت به شرح زیر تعیین نمود:

$$\text{ماموریت دیده بانی} = 5780 = 5/19 \div (50000 * 0/60)$$

$$\text{ماموریت امدادی} = 2666 = 4/69 \div (50000 * 0/25)$$

$$\text{ماموریت حمل مسافر} = 2698 = 2/78 \div (50000 * 0/15)$$

بنابراین این هواپیما می‌تواند ۱۱۱۴۴ سیکل پرواز با درصد تعیین شده داشته باشد. لازم به ذکر است، در ماموریت دیده بانی و امدادی به علت این که هواپیما دو بار به ارتفاع کروز می‌رود، لذا دو بار تحت اختلاف فشار کابین قرار می‌گیرد.

### ۳- سازه درب هواپیما و خصوصیات مکانیکی آن

بدنه هواپیماها دارای شکاف‌های متعدد با اندازه‌های مختلفی است که درب ورود یا خروج مسافر، درب حمل بار، درب خروج اضطراری و پنجره‌ها تعبیه شده است. فلسفه طراحی اکثر درب‌های هواپیماها پلاگ<sup>۳</sup> است. این بدان معنی است که بارهای بدنه همچون بار خمشی یا پیچشی به سازه درب منتقل نمی‌شود [۱۶]. فلسفه طراحی سازه درب، معمولا طراحی برای واماندگی ایمن<sup>۴</sup> است. طراحی بر اساس واماندگی ایمن نیازمند آن است که اگر قطعه‌ای گسیخته شد، کل مجموعه دچار واماندگی نشود. البته با توجه به پیشرفت‌های اخیر صورت گرفته، می‌توان از روش تحمل آسیب نیز استفاده نمود؛ اما با توجه به اینکه در اسناد طراحی درب مذکور، به روش واماندگی ایمن اشاره شده است، در این مقاله، از این فلسفه طراحی استفاده می‌شود. به طور کلی سازه‌ای ایمن در مقابل گسیختگی محسوب می‌شود که بتواند شکست برخی اعضا را تحمل نموده و تا زمان بازبینی و تعمیر تعیین شده، به طور ایمن سرویس دهی نماید. یکی از این

برخورد امواج با سکو را بررسی کردند. کلادیو و همکاران [۱۵] تحلیل خستگی اتصالات پرچی را بررسی نمودند.

در این مقاله ضمن بررسی سازه درب خروج اضطراری یک هواپیمای خاص که دارای سه نوع ماموریت پروازی<sup>۱</sup> است، نقاط بحرانی سازه درب انتخاب می‌شود. سپس با توجه به پروفیل پروازی هواپیما و بارهای اعمالی به درب، طیف ضریب بار و نهایتا طیف تنش یکی از نقاط بحرانی درب استخراج می‌گردد که براکت<sup>۲</sup> وسطی درب است. در ادامه عمر خستگی براکت درب با توجه به سطح تنش و نمودار تنش-عمر جنس به کار رفته تعیین می‌شود. در نهایت نیز تست تجربی خستگی براکت درب انجام شده و نتایج آن ارائه می‌شود.

### ۲- پروفیل پروازی هواپیما

هواپیمای مورد نظر، یک هواپیمای بال بالا با موتور توربوپراپ است که دارای سرعت کروز حدود ۴۰۰ کیلومتر بر ساعت است. این هواپیما دارای سه نوع ماموریت مختلف دیده بانی، امداد و حمل مسافر در طول عمر کاری خود است. در اولین ماموریت که دیده بانی منطقه عملیاتی است، هواپیما پس از حدود ۸ دقیقه پرواز به حداکثر ارتفاع پروازی در حالت کروز می‌رسد که برابر با ۳۰۵۰ متر است. سپس نزدیک منطقه عملیاتی، ارتفاع پروازی هواپیما به ۶۰۰ متر کاهش می‌یابد و حدود ۴ ساعت در ارتفاع پائین دیده بانی انجام می‌دهد. مدت زمان در نظر گرفته جهت انجام این ماموریت ۵/۱۹ ساعت است. دومین ماموریت هواپیما، امداد رسانی است که پس از رسیدن هواپیما به منطقه عملیاتی، ارتفاع پروازی به ۶۰۰ متر کاهش می‌یابد و پس از پیدا کردن محل دقیق رهاپیش محموله، ارتفاع هواپیما به ۲۰۰ متر کاهش می‌یابد تا محموله خود را جهت امداد پرتاب کند. مدت زمان در نظر گرفته جهت انجام این ماموریت، ۴/۶۹ ساعت است. سومین ماموریت هواپیما، حمل مسافر است که مدت زمان آن ۲/۷۸ ساعت است و هواپیما به میزان ۱۰۰۰ کیلومتر در ارتفاع ۵۰۰۰ متری از سطح دریا پرواز می‌کند.

<sup>3</sup> Plug

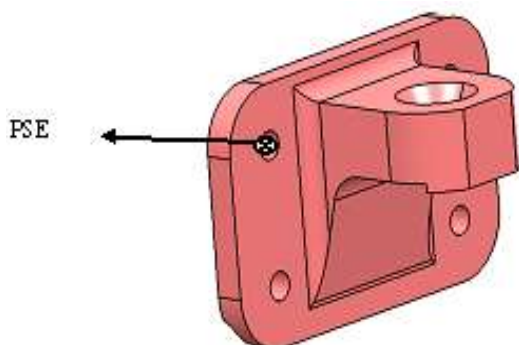
<sup>4</sup> Fail-Safe Design

<sup>1</sup> Mission Profile

<sup>2</sup> Bracket

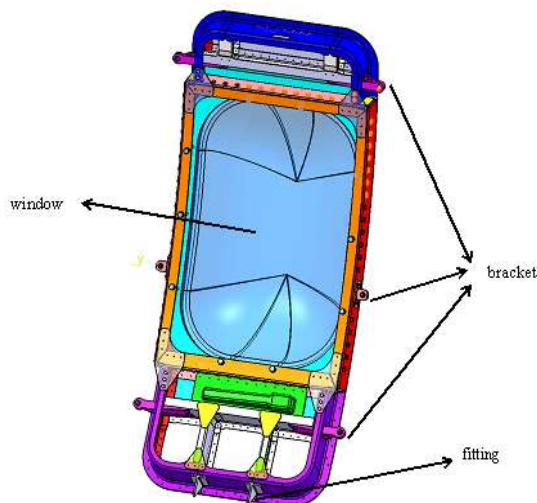
می‌تواند باعث حادثه فاجعه آمیز برای هواپیما گردد. سطوح کنترل و تکیه‌گاه‌های آنها، فیتینگ‌های اصلی، کپ و جان اسپار<sup>۲</sup>، پوسته اطراف باز شوها<sup>۳</sup>، قاب پنجره، تیرها و پوسته درب‌های اصلی، نمونه‌هایی از سازه‌های بحرانی سازه هواپیما است [۱۷].

یکی از مهم‌ترین مراحل در فرآیند انجام محاسبه تخمین عمر سازه، انتخاب قطعه‌های بحرانی سازه است. انتخاب صحیح قطعه‌های بحرانی بسیار حائز اهمیت است؛ زیرا اگر نقطه‌ای کم اهمیت و غیر حساس انتخاب شود، باعث اتلاف زمان و صرف هزینه زیادی خواهد شد. از طرف دیگر، اگر نقطه‌ای بحرانی از قلم بیفتد و مورد بازبینی دوره‌ای قرار نگیرد، با رشد ترک در آن ناحیه و شکست سازه ممکن است، فاجعه‌ای جبران ناپذیر رخ دهد؛ بنابراین لازم است، بر اساس معیارهایی متناسب با نقش سازه و شرایط کاری آن، اهمیت و اولویت سازه‌های بحرانی مشخص شود. معیارهای مختلفی جهت اولویت بندی قطعه‌های بحرانی سازه متناسب با نقش سازه و شرایط کاری آن وجود دارد. بر این اساس در خروجی اضطراری این هواپیما ۴ قطعه بحرانی شامل پوسته، تیر عمودی و دو براکت درب شناسایی شده است که تحلیل خستگی یکی از این براکت‌ها مدنظر این تحقیق است. جنس این براکت آلومینیوم ۷۰۵۰ است که به روش ماشینکاری ساخته شده است. بار فشاری اعمالی به درب از طریق این براکت به بدنه هواپیما منتقل می‌گردد. نمای یکی از این براکت‌ها، در شکل ۲ آورده شده است.



شکل ۲- براکت وسطی درب اضطراری

درب‌ها، درب خروج اضطراری هواپیما است که معمولاً در مواقع فرود اضطراری، مسافران از این درب خارج می‌شوند. علاوه بر آن، درب این هواپیما دارای یک شیشه بزرگ است که برای مقاصد دیده بانی استفاده می‌شود. شکل ۱ مدل این درب را نشان می‌دهد که در نرم افزار کتیا<sup>۱</sup> ایجاد شده است. این درب جهت تحمل فشار داخل کابین، دارای شش براکت است که سه تا سمت چپ و سه عدد سمت راست درب قرار دارد. جهت تحمل فشار منفی بدنه، دو عدد فیتینگ در پائین درب به سازه متصل است. این درب دارای چهار تیر افقی اصلی است. دو تیر افقی وسطی به همراه دو تیر عمودی، تشکیل قاب سازه‌ای را داده است که دور تا دور شیشه بزرگ نصب شده است. اختلاف فشار اعمالی به درب از طریق شش براکت سمت چپ و راست درب به بدنه هواپیما منتقل می‌گردد.



شکل ۱- مدل سازه درب خروج اضطراری هواپیما

ماده عمده سازه درب، آلیاژ آلومینیوم ۲۰۲۴ است و برخی قطعه‌ها از آلومینیوم ۷۰۷۵ و ۷۰۵۰ ساخته شده است.

#### ۴- تعیین نقاط بحرانی سازه درب

سازه‌های بحرانی سازه‌هایی هستند که بارهای پروازی، زمینی یا اختلاف فشار به آن‌ها اعمال می‌شود و خرابی آن سازه‌ها

<sup>2</sup> Spar Cap & Web

<sup>3</sup> Cut-Out

<sup>1</sup> CATIA

### ۵- طیف بار هواپیما

عبارت طیف<sup>۱</sup> به معنی یک سری بارگذاری خستگی و به عبارتی توالی بارهایی است که هواپیما در عمر پروازی خود تجربه می‌کند. شرکت‌هایی که در زمینه طراحی هواپیما سابقه دارند، با جمع آوری داده‌های مربوط به هواپیما و استفاده از روش‌های تجربی جهت محاسبه طیف فاکتور بار اقدام می‌کنند. این داده‌های پایه، اساس تمامی عملیاتی خواهد بود که قرار است، روی هواپیما انجام شود. از جمله این عملیات می‌توان به طراحی هواپیمای جدید مشابه، تغییر در طراحی، تخمین عمر باقیمانده و افزایش عمر سازه اشاره نمود [۱۸].

هواپیما در پروازهای خود ضرایب بار مختلفی را تحمل می‌کند که بستگی به ماموریت هواپیما و شرایط جوی دارد. فازهای حرکتی تاکسی، صعود، کروز، مانور و فرود فازهای اصلی پرواز یک هواپیما را تشکیل می‌دهد. داده‌های تجربی برای تعداد تکرار ضریب بار در هر یک از فازها در جداول ارائه شده است. به عنوان مثال برای این هواپیما تعداد تکرار در فاز فرود، در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- تعداد تکرار در حالت فرود [۱۸]

سرعت فرود (فوت بر ثانیه)	ضریب بار	تعداد تکرار
۱	۱/۰۲	۱۸۰
۲	۱/۰۸	۲۹۰
۳	۱/۱۷	۲۶۰
۴	۱/۳	۱۵۵
۵	۱/۴۷	۷۸
۶	۱/۶۸	۲۶
۷	۱/۹۳	۸
۸	۲/۲۱	۱

با توجه به پروفیل‌های ماموریتی هواپیما و درصد هر ماموریت، نمودارهای فاکتور بار برحسب تعداد تکرار برای حالت‌های تاکسی، صعود، کروز، مانور، و فرود برای کل عمر هواپیما به دست می‌آید. به عنوان مثال تعداد تکرار ضریب بار در فاز فرود برای مأموریت‌های مختلف این هواپیما، در جدول ۲ آورده شده است. لازم به ذکر است که برای سایر فازهای حرکتی هواپیما نیز، جداول مشابهی به دست می‌آید که در اینجا از ذکر آن خودداری می‌شود.

جدول ۲- تعداد تکرار ضریب بار در حالت فرود [۱۸]

سرعت فرود	ضریب بار	دیده بانی	امدادی	مسافری
۱	۱/۰۲	۱۸۰	۵۷۸۰	۲۶۹۸
۲	۱/۰۸	۲۹۰	۱۶۷۶	۷۸۲
۳	۱/۱۷	۲۶۰	۱۵۰۳	۷۰۱
۴	۱/۳	۱۵۵	۸۹۶	۴۱۸
۵	۱/۴۷	۷۸	۴۵۱	۲۱۰
۶	۱/۶۸	۲۶	۱۵۰	۷۰
۷	۱/۹۳	۸	۴۶	۲۲
۸	۲/۲۱	۱.۵	۹	۴
۹	۲/۵۳	۱	۶	۳
۱۰	۲/۸۹	۰.۵	۳	۱

در این مرحله برای ساده‌تر کردن محاسبه از بلوک بندی پرواز استفاده می‌شود. برای این هواپیما تعداد بلوک‌های پروازی برابر با ۲۵ در نظر گرفته شده است. در این صورت هر بلوک پروازی معادل ۲۰۰۰ ساعت یا ۴۴۷ سیکل پروازی به شرح جدول ۳ است.

در این بلوک با توجه به درصد عملیاتی هر ماموریت تعداد ۲۳۲ سیکل به ماموریت دیده بانی و ۱۰۷ سیکل به ماموریت امدادی و ۱۰۸ سیکل پروازی به ماموریت حمل مسافر تخصیص می‌یابد؛ اما به علت این‌که ترتیب انجام این ماموریت‌ها در یک بلوک مشخص نیست، لذا ترتیب انجام آن

<sup>۱</sup> Spectrum

محاسبات گروه بارگذاری به دست آمده است و در اینجا به عنوان ورودی تحلیل در نظر گرفته می‌شود و نحوه محاسبه آن و فرضیات و الزامات محاسبات آن خارج از چهارچوب این مقاله است.

بار اینرسی درب برابر با وزن درب ضرب در مقدار شتاب جاذبه زمین است که با توجه به وزن ۲۰ کیلوپی درب هواپیما مقدار آن نسبت به نیروی ناشی از اختلاف فشار کم است؛ لذا می‌توان از نیروی اینرسی در برابر اختلاف فشار صرف نظر کرد.

### جدول ۳- تعداد ساعت پروازی هواپیما در یک بلوک پروازی

ماموریت	درصد عملیاتی	تعداد ساعت بلوک	تعداد نشست در یک بلوک
دیده بانی	٪۶۰	۱۲۰۰	۲۳۲
امدادی	٪۲۵	۵۰۰	۱۰۷
حمل مسافر	٪۱۵	۳۰۰	۱۰۸
جمع	٪۱۰۰	۲۰۰۰	۴۴۷

### ۶- مدلسازی و استخراج طیف تنش

مدل المان محدود سازه درب هواپیما در نرم‌افزار انسیس<sup>۱</sup> ساخته شد. این کار با توجه به نقشه‌های سازه درب هواپیما و با توجه به امکانات بسیار گسترده‌ای صورت گرفت که در این نرم‌افزار جهت ترسیم مدل وجود دارد. در شکل ۳ نمونه مدلسازی شده درب هواپیما نشان داده شده است. سپس مش‌بندی مدل انجام شد. قسمت‌های اصلی درب با استفاده از المان پوسته مش‌بندی شده است. قطعات متصل به درب (مانند براکت) با المان جامد<sup>۲</sup> مش‌بندی شده است. تعداد المان‌ها در مدل حدود ۱۵ هزار است. قبل از تحلیل و استخراج نتایج، همگرایی مش صورت گرفت و با توجه به این بررسی، اندازه المان در قسمت‌های مختلف نهایی گردید. در قسمت‌های مهم از نقطه نظر این تحقیق، یعنی براکت درب، از المان‌های با اندازه کوچکتر استفاده شد.

پس از مش‌بندی، فشارهای مندرج در جدول ۴ به مدل اعمال گردید. شرایط تکیه‌گاهی مدل در قسمت براکت‌ها به صورت لولا است. به عبارت دیگر، دقیقاً شرایط واقعی در قسمت درب هواپیما برای مدل المان محدود در نظر گرفته شد.

شکل ۴ نمونه‌ای از توزیع تنش در سازه درب را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه رابطه بین فشار و تنش خطی است، با به دست آوردن توزیع تنش در یک فشار خاص، می‌توان تنش‌ها در فشارهای دیگر را نیز به راحتی محاسبه نمود. به این روش می‌توان طیف تنش‌های اعمالی به هر قسمت از سازه

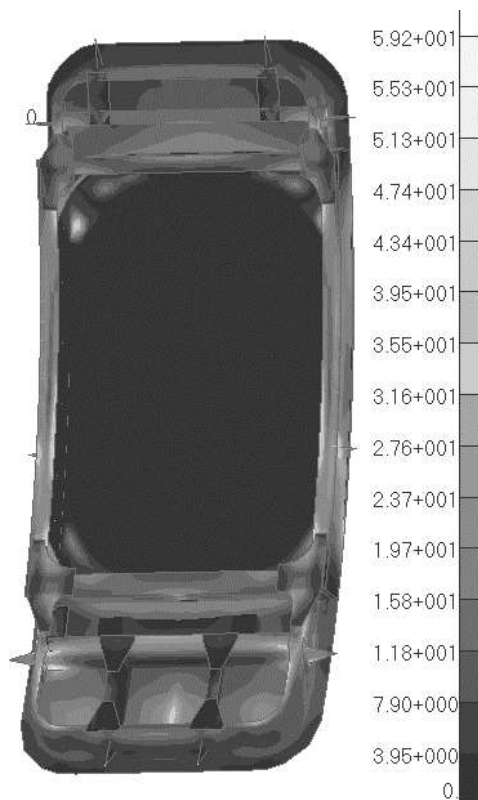
به صورت تصادفی انتخاب می‌گردد. لذا با توجه به تعداد تکرار فاکتور بار هر قسمت از پرواز می‌توان تعداد تکرار ضریب بار برای هر ماموریت را به صورت تصادفی ترسیم نمود. برای انجام این کار در نرم افزار متلب برنامه‌ای نوشته شده است که طیف ضریب بار در هر فاز را ترسیم می‌نماید. به همین روش طیف ضریب بار برای هر فاز از پرواز اعم از تاکسی، اوجگیری، کروز، کم کردن ارتفاع و فرود در هر ماموریت قابل استخراج است. در ادامه با کنار هم گذاشتن طیف ضریب بار هر فاز حرکتی می‌توان طیف ضریب بار هر ماموریت را به دست آورد. در نهایت با کنار هم گذاشتن تصادفی ماموریت‌ها، طیف ضریب بار یک بلوک استخراج می‌گردد. مقدار فشار اعمالی به سازه درب در جدول ۴ آورده شده است. این مقادیر بر اساس

### جدول ۴- مقدار فشار اعمالی به سازه درب

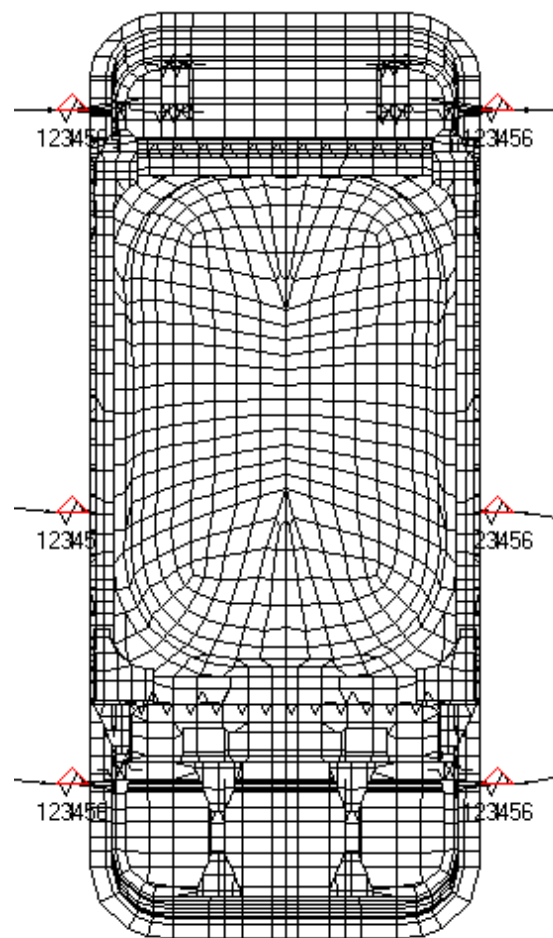
ارتفاع (متر)	فشار (مگاپاسکال)	آیرو (مگاپاسکال)	جمع (مگاپاسکال)	
۰	۰	۰/۰۰۳۷۲	۰/۰۰۳۷۲	تاکسی
۱۷۲۵	۰/۰۱۲۶	۰/۰۰۵۷۶	۰/۰۱۸۳	اوجگیری ۱
۳۰۵۰	۰/۰۱۸۹	۰/۰۱	۰/۰۲۸۹	کروز ۱
۲۱۲۵	۰/۰۱۴۶	۰/۰۰۹۵۲	۰/۰۲۴۱	کم کردن ارتفاع ۱
۶۰۰	۰/۰۰۶۶	۰/۰۰۵۵۲	۰/۰۱۲۱	گشت
۲۱۲۵	۰/۰۱۴۶	۰/۰۰۶۴۵	۰/۰۲۱۱	اوجگیری ۲
۳۰۵۰	۰/۰۱۸۹	۰/۰۰۹۶۲	۰/۰۲۸۵	کروز ۲
۱۷۲۵	۰/۰۱۲۶	۰/۰۰۹۲۵	۰/۰۲۱۸	کم کردن ارتفاع ۲
۰	۰	۰/۰۰۳۷۲	۰/۰۰۳۷۲	نشست

<sup>۱</sup> ANSYS

<sup>۲</sup> Solid



شکل ۴- کانتور تنش سازه درب بر حسب مگاپاسکال



شکل ۳- مدل المان محدود درب به همراه شرایط مرزی

### ۷- محاسبه عمر خستگی

پس از آن که نقاط بحرانی و حساس سازه تعیین شد و طیف تنش برای هر نقطه استخراج گردید، نوبت به محاسبه خستگی جهت تعیین عمر خستگی نقاط بحرانی است. در این مرحله با توجه به نمودار تنش-عمر ماده و با توجه به طیف تنش می‌توان تعداد سیکل‌های بارگذاری را به ازای هر سطح تنش تعیین نمود و سپس به کمک قانون ماینر<sup>۱</sup>، آسیب تجمعی قطعه و عمر خستگی آن را محاسبه نمود. در مواردی که دامنه تنش هر سیکل متغیر باشد و با زمان تغییر کند، باید از تکنیک‌های شمارش سیکل بهره گرفت تا بارگذاری با دامنه متغیر را بتوان به تعدادی بارگذاری ساده با دامنه ثابت تبدیل نمود. دقیق‌ترین روش جهت شمارش سیکل، روش جریان باران<sup>۲</sup> است. در ادامه دامنه تنش و مقدار متوسط تنش برای هر یک از سیکل‌ها تعیین می‌شود و

درب هواپیما را به دست آورد. در اینجا طیف تنش ایجاد شده در براکت درب مدنظر است که با مدلسازی کل درب هواپیما استخراج گردید. همانطور که در شکل ۴ ملاحظه می‌شود، در قسمت وسط درب، حداقل مقدار تنش ایجاد شده است. دلیل آن این است که فشار به صورت تقریباً یکنواخت در محدوده نسبتاً بزرگی از درب وارد می‌شود و ضخامت درب در این قسمت نیز نسبتاً زیاد است. در حالی که در قسمت‌های اتصال، با توجه به اینکه کل فشار وارده به درب از طریق براکت‌ها تحمل می‌شوند، ماکزیمم تنش رخ داده است. در این مدلسازی، ماکزیمم تنش ۵۹ مگاپاسکال به دست آمده است. عمده قسمت‌های سازه درب در محدوده تنشی ۲۰ تا ۳۰ مگاپاسکال است.

<sup>۱</sup> Miner's Rule

<sup>۲</sup> Rain-Flow

بر اساس آسیب تجمعی به دست آمده، عمر خستگی مساوی ۶۳۶۹۴ بلوک به دست می‌آید.

### ۸- تست خستگی براکت درب

در تست شکست خستگی، تعداد سیکل بار متناوب تا شکست قطعه بر حسب سطح تنش وارده طبق استاندارد ASTM-E466 شمارش می‌شود. جهت صحت‌سنجی محاسبات انجام شده، تست خستگی روی براکت درب انجام گردید. با توجه به این‌که هواپیما دارای سه نوع ماموریت با درصد عملیاتی مختلف است با توجه به جداول شمارش سیکل، تعداد سیکل‌های تنش اعمالی به براکت برای عمر پروازی هواپیما برابر است با:

$$25 = 19650 + 10.8 * (107 + 232) * 2$$

اما با توجه به این‌که در آزمایشگاه ترجیحا نیروی ثابت اعمال می‌شود، می‌توان بجای اعمال پنج نیروی متفاوت ذکر شده در جدول شمارش سیکل، فقط یک نیروی معادل به براکت وارد نمود که آسیب تجمعی آن برابر با حالت واقعی باشد؛ اما با توجه به پائین بودن سطح تنش‌ها و این‌که مقاومت خستگی براکت بالا است، لذا جهت کاهش هزینه انجام تست، مقدار سطح تنش را بالاتر از سطح واقعی تنش برده و تعداد سیکل لازم جهت شکست براکت استخراج گردید. این کار بر اساس روابط ارائه شده در مرجع [۶] انجام شد. لازم به ذکر است در این تست، تنش به نحوی تعیین می‌شود که تعداد سیکل لازم جهت شکست براکت از تعداد سیکل‌های هواپیما (۱۹۶۵۰ سیکل) بیشتر باشد؛ لذا حدود ۱۰۰۰۰۰ سیکل در نظر گرفته شد. برای نمونه تست، سطح تنش ماکزیمم ۲۸۰ مگاپاسکال انتخاب شد که معادل با اعمال نیروی ۱۰۵۰۰ نیوتنی به براکت است؛ بنابراین برای نمونه تست مقادیر حداقل و حداکثر نیروی اعمالی ۵۰۰ و ۱۰۵۰۰ نیوتن انتخاب شد. بر این اساس و بر طبق محاسبات صورت گرفته می‌بایست براکت پس از تحمل ۸۳۳۰۰ سیکل بشکند. شکل ۵ دستگاه تست خستگی را نشان می‌دهد.

پس از اعمال نیروی مورد نظر برای تست با فرکانس ۱۰ تا ۱۵ هرتز، براکت پس از ۷۸۰۰۰ سیکل شکست که خطایی حدود ۶٪ را شامل می‌شود؛ بنابراین نتیجه می‌شود که محاسبات خستگی صورت گرفته از نظر دقت قابل قبول است. شکل ۶ براکت شکسته شده را نشان می‌دهد.

با استفاده از قانون ماینر یا همان مدل انباشتگی آسیب، مقدار جمع آسیب برای یک بلوک پروازی به دست می‌آید. در قانون ماینر زمانی که مقدار D به عدد یک برسد، واماندگی رخ می‌دهد؛ بنابراین پس از به دست آمدن مقدار D در صورتی که مقدار آن کمتر از یک باشد، می‌توان عمر خستگی قطعه را به دست آورد. پس از آن که عمر خستگی قطعه‌های بحرانی سازه تعیین شد، می‌بایست بر اساس آن زمان بازبینی دوره‌ای قطعه مشخص گردد تا قبل از اینکه قطعه دچار شکست گردد، بتوان قطعه را تعویض نمود. بدین منظور از ضریبی به نام ضریب پراکندگی<sup>۱</sup> استفاده می‌شود که از تقسیم عمر خستگی قطعه به این ضریب فواصل زمانی جهت بازبینی دوره ای قطعه مشخص می‌شود.

جهت شمارش سیکل‌های تنش به دست آمده برای براکت درب هواپیما، یک برنامه کامپیوتری در نرم افزار متلب نوشته شده است که در آن ابتدا تنش‌های تکراری پشت سر هم حذف شده و سپس تنش در قله و دره‌ها تعیین شده و به کمک روش جریان باران سه نقطه ای مقادیر تنش ماکزیمم و مینم و تعداد سیکل هر سطح تنش مشخص گردید. با توجه به ماده براکت و به کمک رابطه تنش-عمر ماده به کمک قانون ماینر یا همان مدل انباشتگی آسیب، مقدار جمع آسیب براکت برای یک بلوک پروازی به دست می‌آید.

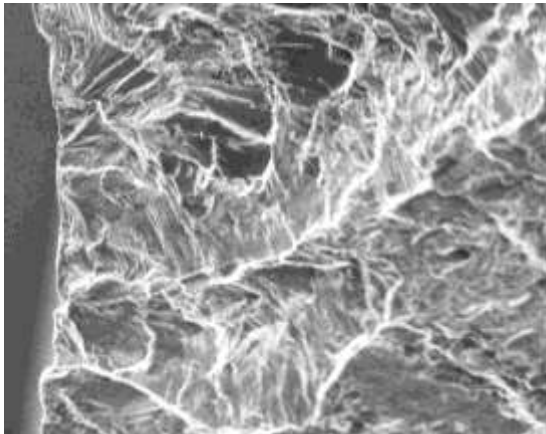
مقادیر آسیب تجمعی براکت درب هواپیما در جدول ۵ آورده شده است. در این جدول تنش‌ها بر حسب مگاپاسکال می‌باشند.

جدول ۵- آسیب تجمعی براکت درب

D	n	S	$\sigma_a$	$\sigma_m$
۰/۰۰۰۰۰۰۴۶۲	۲۳۲	۱۷/۶۸	۱۶/۲۴	۴۰/۲۰
۰/۰۰۰۰۰۰۴۶۲	۲۳۲	۲۶/۶۷	۲۴/۹۳	۳۲/۳۰
۰/۰۰۰۰۰۰۲۱۴	۱۰۷	۲۳/۳۱	۲۱/۶۹	۳۴/۴۹
۰/۰۰۰۰۰۰۲۱۴	۱۰۷	۲۶/۳۷	۲۴/۶۷	۳۲/۰۴
۰/۰۰۰۰۰۰۲۱۸	۱۰۸	۳۴/۱۰	۳۱/۴۳	۳۸/۸۰
۰/۰۰۰۰۰۰۱۵۷				

<sup>۱</sup> Scatter factor





شکل ۷- خطوط موج مانند در سطح شکسته شده براکت

پروازی متفاوت است که با توجه به طراحی جدید درب خروج اضطراری برای آن نیاز است که عمر خستگی سازه آن محاسبه شود، در سازه درب، پوسته، تیر عمودی و دو براکت درب بر اساس معیارهای موجود، به عنوان قطعات بحرانی تشخیص داده شد. در ادامه طیف ضریب بار مرکز ثقل هواپیما با در نظر گرفتن پروفیل‌های پروازی هواپیما که مشتمل بر ماموریت دیده بانی، امدادی و حمل مسافر بود، از طریق روش‌های آماری و تجربی و به کمک کد نویسی در نرم افزار متلب استخراج شد. سپس جهت تبدیل نمودارهای ضریب بار به طیف تنش از مدل المان محدود درب استفاده گردید. پس از آن طیف تنش جهت انجام محاسبه خستگی به روش جریان باران از طریق کد نویسی در نرم افزار متلب شمارش گردید و در نهایت طبق رابطه آسیب تجمعی، عمر خستگی براکت درب محاسبه شد. در نهایت جهت اعتبار سنجی نتایج، براکت درب در دستگاه تست خستگی قرار گرفت. نتایج به دست آمده برای عمر خستگی براکت درب به میزان ۶۳۶۹۴ بلوک پروازی به دست آمد. نتایج تجربی به دست آمده از تست خستگی براکت نیز، حدود ۶ درصد با نتایج عددی اختلاف داشت؛ بنابراین تطابق خوبی بین نتایج تجربی و عددی مشاهده گردید.

#### ۱۰- مراجع

- [1] Stephens S, Fatemi S (1980) Metal fatigue in engineering, Second edition. Wiley Interscience Publication, New York.
- [2] DooHan PJ, Jae LC, Cheul CB, Tae CK (2001) Finite element method analysis and life estimation



شکل ۵- دستگاه تست خستگی براکت درب هواپیما



شکل ۶- ایجاد شکست خستگی در براکت درب هواپیما

پس از شکست براکت، قطعه در دستگاه میکروسکوپ الکترونی روبشی<sup>۱</sup> قرار گرفت و سطح شکست بررسی شد. لازم به ذکر است، سطح گسیخته شده براکت دارای دو بخش قابل تمایز از یکدیگر است. قسمت تیره که رشد ناگهانی ترک را نشان می‌دهد و قسمت روشن که رشد آهسته ترک در اثر بارگذاری خستگی را نشان می‌دهد. قسمت روشن به صورت موج مانند است. این موضوع در شکل ۷ نشان داده شده است. در این شکل میزان بزرگنمایی ۱۰۰۰ برابر است.

#### ۹- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این تحقیق روند تحلیل خستگی براکت درب یک هواپیمای خاص انجام گردید. این هواپیما دارای سه پروفیل

<sup>۱</sup> Scanning Electron Microscope

- [10] Ravikumar PKR, Basavaraddi SR (2013) Design and Analysis of main landing gear structure of a transport aircraft and fatigue life estimation for the critical lug. *Int J Mech Product Eng* 1(3): 22-26.
- [۱۱] مهدی زاده الف ح، مشایخی م، کدخدایی م (۱۳۹۵) تخمین عمر خستگی پرچرخه با رهیافت مدل آسیب شاپوش - لمت. مجله روش‌های عددی در مهندسی ۴۱-۲۷: (۱): ۳۵.
- [۱۲] قاسمی الف، بابایی س، منصوری ح (۱۳۹۶) روش عددی برای پیش بینی عمر خستگی تحت بارگذاری‌های نامتناسب. مجله مکانیک مدرس ۲۴۲-۲۳۲: (۵): ۱۷.
- [۱۳] شاهانی الف ر، شاکری الف، معیری کاشانی ح (۱۳۹۳) تخمین عمر خستگی پیچ‌های فنلجی اتصالی در یک پوسته استوانه‌ای تقویت شده. مجله مکانیک مدرس ۲۰۸-۲۰۱: (۱۳): ۱۴.
- [۱۴] قاجار ر، قریشی م ن (۱۳۹۳) تحلیل تنش، کرنش و تخمین عمر خستگی سکوی حفاری نیمه شناور امیرکبیر به روش تنش نقطه حد در شرایط محیطی دریای خزر. مجله مکانیک مدرس ۳۴۵-۳۴۱: (۱۵): ۱۴.
- [15] Claudio SH, Abilio MP, Rui C (2019) Efficient computational approach for fatigue assessment of riveted connections, *J Const Steel Res* 153: 1-18.
- [16] Niu MY (2006) *Airframe structural design*. Adaso/Adastra Eng Cen. 2nd ed. New York.
- [17] Advisory Circular 25.571-1D (2011) *Damage tolerance and fatigue evaluation of structure*. Federal Aviation Administration.
- [18] AGARD-LS-118, (1981) *Fatigue test methodology*. McGraw Hill, London.
- of aircraft structure fatigue/fracture critical location. Korea Aero Ind, Sacheon, South Korea, 055-851-2667.
- [3] Sarath S, Issac JC, Girish KE (2013) Analysis of the wingbox with spliced skin and estimation of the fatigue life for the wingbox. *Int J Mech Eng Rob Res* 2(2): 154-163.
- [۴] دیناری ح ر، براتی الف، فرخ فال ح، نوحه اصفهانی ع ر (۱۳۹۲) تحلیل ساندویچ پنل یک سازه خاص به روش های عددی و تجربی. سیزدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تهران، تهران، ایران.
- [5] Leski A, Klimaszewski S, Kurdelski M (2008) Optimization of fatigue life of the PZL-130 orlik's structure, *Int Conf Eng Opt*, Rio de Janeiro, Brazil.
- [۶] طاهریان الف ح، براتی الف (۱۳۹۶) ارائه یک رابطه جدید جهت معادل سازی بارگذاری طیفی به یک بارگذاری با دامنه ثابت مناسب جهت انجام تست خستگی. مجله مکانیک مدرس ۳۱-۳۸: (۱۱): ۱۷.
- [۷] رجایی الف ح، جلالی ع (۱۳۹۶) بررسی تأثیر پارامترهای موثر بر عمر خستگی اتصال جوش بازوی گیربکس لوکوموتیو به بدنه بوژی با استفاده از مدل المان محدود صحنه گذاری شده با نتایج تجربی. مجله مکانیک سازه‌ها و سازه‌ها ۴۳-۲۷: (۲): ۷.
- [8] Zhu ZH, Laosa M, Ma J (2009) Fatigue life estimation of helicopter landing probe based on dynamic simulation. *J Aircraft* 46(5): 1533-1543.
- [9] Baranieski R, Kaniewska M (2010) Fatigue life estimation of structural element of Mi-24 helicopter. *Fatigue Aircraft Struct* 1(2): 79-86.