DOI: 10.30511/jmms.2026.2093743.1069- ISSN: 3060-8384 - Vol 2(3), 2026

MECHANICS OF SMART STRUCTURES

Available Online at: http://jmss.qut.ac.ir/

QOM UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Fatigue life prediction of a suspension lug to a training aircraft under flight envelop and determination of inspection intervals

ARTICLE INFO

Article Type
Original Research

Authors
Ehsan Barati[1]

[1] Associate Professor, Department of Materials and Manufacturing Processes, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
ehsanbarati@gmail.com

**** Correspondence***
Associate Professor, Department of Materials and Manufacturing Processes, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
ehsanbarati@gmail.com

Article History
Received: July 7, 2026
Accepted: October 10, 2026
ePublished: October 26, 2026

ABSTRACT

In this paper, fatigue life of a suspension lug for jointing a store to a special aircraft has been assessed. The lug is used for jointing a store (which is a fuel tank in this paper) to a training aircraft. Using the load factor exceedance data of this aircraft, the load spectrum of the lug in a flight envelope has been evaluated. Only the normal load factors has been considered for fatigue analysis, because the longitudinal load factor is small compared with the normal load factor, and the transverse load factor occurs only in maneuver phase. 10 times of each flight envelope has been considered as a loading block. Then by using the rain-flow technique, Goodman criterion, Miner's rule and the S-N curve of the materials, fatigue life of the lug has been predicted. Finally, the effect of selecting various materials for the lug on fatigue life has been evaluated. The results showed that using AISI 4340 steel – compared with other relevant materials in aeronautical structures – is more useful and gives suitable fatigue life. The fatigue lifetime of the lug prepared from AISI 4340 steel is 1250 flight hours and the inspection intervals for this specimen is 250 flight hours.

Keywords: Lug, Load factor spectrum, Fatigue life, AISI 4340.

تخمین عمر خستگی قلاب اتصال محموله به یک هواپیمای آموزشی در پاکت پروازی و تعیین فواصل زمانی بازبینی

احسان براتی*

دانشیار، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری‌های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله عمر خستگی قلاب اتصال محموله به یک هواپیمای خاص تخمین زده شده است. وظیفه این قلاب، اتصال یک محموله (که در اینجا یک تانک سوخت است) به یک هواپیمای آموزشی می¬باشد. با توجه به تعداد تکرار طیف فاکتور بار این هواپیما، ابتدا طیف نیروهای وارده به قلاب برای یک پاکت پروازی به دست آمده است. فقط فاکتور بار قائم در تحلیل خستگی درنظر گرفته شده است. چون فاکتور بار طولی در مقایسه با فاکتور بار قائم بسیار کوچک بوده، و فاکتور بار عرضی نیز فقط در فاز مانور ایجاد می¬گردد. تعداد ۱۰ بار نشست و برخاست هواپیما به عنوان یک بلوک بارگذاری تعریف شده است. سپس با استفاده از تکنیک شمارش سیکل جریان باران، استفاده از معیار گودمن برای درنظر گرفتن اثرات تنش میانگین، قانون ماینر و در نهایت نمودار S-N مواد مختلف، عمر خستگی این قلاب محاسبه شده است. در انتها تأثیر انتخاب جنس¬های مختلف برای این قلاب بر عمر خستگی آن بررسی شده است. نتایج نشان داده است که استفاده از فولاد AISI 4340 در مقایسه با سایر مواد مورد استفاده در صنایع هوایی از نقطه نظر عمر خستگی و نیز توجیه اقتصادی طرح مناسب¬تر می¬باشد. عمر خستگی قلاب ساخته شده از فولاد ۴۳۴۰ مساوی ۱۲۵۰ ساعت پرواز و فواصل بازبینی این قطعه هر ۲۵۰ ساعت پروازی به دست آمده است.

کلید واژه‌ها

ها قلاب، طیف فاکتور بار، عمر خستگی، فولاد ۴۳۴۰

تاریخ دریافت: ۱۴۰۵/۰۴/۱۶

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۵/۰۷/۱۸

* نویسنده مسئول: ehsanbarati@gmail.com

۱ مقدمه

شکست ناشی از خستگی در سازه‌های فلزی از پدیده‌های معروف و تاثیرگذار بر طراحی، طول عمر، و تعمیر و نگهداری آنها است. این مکانیزم شکست اولین بار به صورت مهندسی در قرن ۱۹ میلادی مورد توجه قرار گرفت و تحقیقات مهند سی در زمینه خ ستگی اولین بار تو سط آگو ست ووهلر انجام شد [۱] او متوجه شد باری که کمتر از بار بحرانی

است اگر به صورت سیکلی به سازه وارد شود می‌تواند باعث شکست شود در صورتی که همان بار به طور استاتیک قادر به شکست قطعه نخواهد بود.

کارهای تحقیقاتی زیادی در حوزه تخمین عمر خستگی تحت بارگذاری با دامنه ثابت و یا ترکیبی از چند بارگذاری با دامنه ثابت انجام شده است. نراقیان و میرزایی [۲] عمر خستگی اتصالات جوشی را در بارگذاری‌های با نسبت تنش ۰/۱ و ۰/۲ تخمین زدند. گزین و آقایی خفری [۳] اثر اضافه بار را بر عمر خستگی نمونه‌های CT ساخته شده از فولاد ۴۱۴۰ را به صورت عددی و تجربی مورد بررسی قرار دادند. در بارگذاری آنها، دامنه ثابت درنظر گرفته شده بود که یکی از سیکل‌ها دارای دامنه‌ای بیشتر از سایر سیکل‌ها بود. شاهانی و همکارانش [۴] عمر خستگی پیچ‌های فلنج اتصالی در یک پوسته استوانه‌ای تقویت شده را تخمین زدند. بارگذاری درنظر گرفته شده در کار تحقیقاتی آنان ترکیبی از چند بارگذاری با تنش میانگین ثابت و نسبت تنش‌های مختلف بود. قاجار و نوید قریشی [۵] عمر خستگی سکوی حفاری نیمه‌شناور امیرکبیر را در اثر برخورد امواج با سکو را بررسی نمودند. تاوید و هاشمی [۶] رفتار خستگی و تخمین نمودار تنش ـ عمر فولاد ایکس شصت و پنج را به روش تجربی انجام دادند. براتی و طباطبائی فرد [۷] تحلیل رشد ترک خستگی و تخمین عمر را در قطعه اتصال ارابه فرود به بال یک هواپیمای آموزشی را انجام دادند.

اگرچه مطالعات زیادی در زمینه خستگی در سال‌های اخیر انجام شده است، اما کارهای تحقیقاتی اندکی بر روی تخمین عمر خستگی تحت بارگذاری با دامنه متغیر و یا بارگذاری تصادفی (RandomLoadi ng) انجام شده است. قطعاتی که در صنایع هوایی مورد استفاده قرار می‌گیرند عموماً در معرض خستگی با بارگذاری تصادفی هستند. چون این قطعات در فازهای مختلف پرواز پرنده نظیر تاکسی، صعود، کروز، مانور، فرود و نشست در معرض بارهای مختلفی قرار می‌گیرند که دامنه آنها مرتب در حال تغییر است و حالت تصادفی دارد.

برای طراحی یک قطعه هوایی، پس از تعیین ماموریت مربوطه لازم است بارهای اعمالی به آن تعیین شده و سپس بر اساس بارهای اعمالی طراحی سازه انجام گردد. در این راستا برای ارزیابی خستگی در سازه، نیاز به یک طیف فاکتور بار، بارگذاری سازه و تنش های حاصله می‌باشد که این موارد در تمام پروفیل‌های ماموریت (پروازی) به دست می‌آید.

پس از آن باید طیف فاکتور بار به نیروها و سپس به تنش‌های حاصله تبدیل شده و محاسبات خستگی برای تعیین عمر قطعه انجام شود. از جمله اولین کارهای تحقیقاتی جهت محاسبه طیف فاکتور بار می‌توان به کار لاپ [۸] اشاره کرد که طی آن روش محاسبه طیف فاکتور بار را در اثر برخورد تندباد با هواپیما مورد بررسی قرار داده است. پاتیل [۹] طیف بار ناشی از تندباد را روی یک هواپیما در نظر گرفت. براتی و همکاران [۱۰] عمر خستگی براکت درب اضطراری یک هواپیمای خاص را در مأموریت‌های مختلف تخمین زدند. آنها به روش عددی و تجربی این کار را انجام داده و تطابق خوبی بین این دو روش نتیجه گرفتند. نادری و آیبر [۱۱] عمر خستگی اتصالات لاگ دارای ترک را پیش‌بینی نمودند. آنها این کار را با استفاده از روش XFEM انجام دادند. بلجانوویچ و ماکسیموویچ [۱۲] خرابی ناشی از خستگی را در لاگ‌های اتصال بال به بدنه تحلیل نمودند. بلجانوویچ [۱۳] یک مدل محاسباتی برای خرابی لاگ‌های هواپیما تحت بارگذاری خستگی ارائه نمود. شریدهار و همکاران [۱۴] آنالیز خستگی لاگ اتصال بال به بدنه یک هواپیمای ترابری را انجام دادند.

با توجه به اینکه در پرواز یک هواپیما، بارهای متعددی در طول پاکت پروازی آن وارد می‌شود و این بارها عموماً به صورت تصادفی می‌باشند می‌بایست از تکنیک شمارش سیکل (Cycle Counting) برای تبدیل بارهای تصادفی به چندین بار مختلف ـ که هر کدام به صورت سیکلی با دامنه ثابت هستند ـ استفاده نمود. استاندارد ASTM E 1049 [۱۵] روش‌های مختلف شمارش سیکل را بیان نموده است. از میان روش‌های مختلفی که در این استاندارد ذکر شده است روش شمارش سیکل جریان باران (Rainflow Cycle Counting) کاربرد بیشتری داشته است.

از جمله کارهای تحقیقاتی انجام شده در خصوص تخمین عمر خستگی در حضور بارهای تصادفی و استفاده از تکنیک‌های مختلف شمارش سیکل‌ها می‌توان به کار تحقیقاتی نعیم و همکارانش [۱۶] اشاره نمود که تخمین عمر خستگی پره توربین فشار بالا را با استفاده از تکنیک جریان باران انجام دادند. کلومبی و دولینسکی [۱۷] عمر خستگی اتصالات جوشی را تحت بارهای تصادفی با استفاده از روش جریان باران تخمین زدند. ژو و همکارانش [۱۸] عمر خستگی یک پل کامپوزیتی در ریل راه آهن را در هنگام عبور قطارهای با سرعت بالا را تخمین زدند. پارافوروس و همکارانش [۱۹] عمر

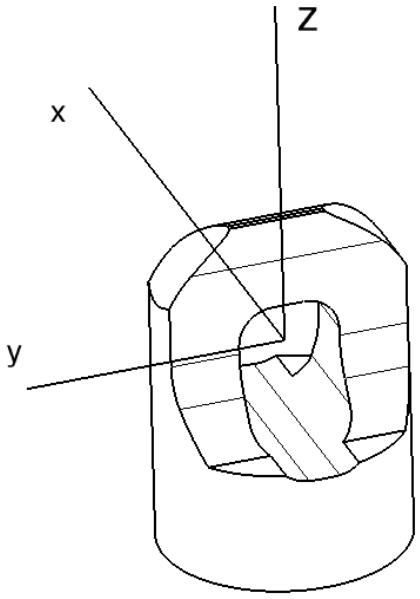
خستگی یک روتور چهار پره را تحت بارهای نوسانی تصادفی توسط روش جریان باران محاسبه نمودند. طاهریان و براتی [۲۰] یک رابطه مناسب جهت تبدیل و معادل‌سازی بارگذاری طیفی به یک بارگذاری با دامنه ثابت جهت انجام تست خستگی ارائه نمودند. با استفاده از این رابطه، می‌توان بارگذاری تصادفی را با یک بارگذاری دامنه ثابت معادل‌سازی کرد و تست خستگی را در آن بارگذاری با دامنه ثابت انجام داد. به این ترتیب انجام تست خستگی بسیار ساده‌تر خواهد شد. بارتر و همکاران [۲۱] تحلیل خرابی و رشد ترک را در سازه‌های هواپیما انجام دادند.

پس از استفاده از تکنیک شمارش سیکل می‌توان با استفاده از قانون ماینر (Miner's rule)، استفاده از یکی از معیارهای گودمن، گربر، سودربرگ و یا ... برای درنظر گرفتن اثر تنش میانگین، و در نهایت استفاده از نمودار S-N مواد، عمر خستگی را محاسبه نمود. در هندبوک MIL-HDBK-5 [۲۲] نمودار S-N مواد مختلف درج شده است.

با توجه به اینکه قطعاتی که در حوزه هوایی کاربرد دارند از نقطه نظر محاسبه عمر خستگی از اهمیت دوچندانی نسبت به سایر قطعات برخودار هستند و نیز نظر به اینکه کارهای تحقیقاتی اندکی بر روی تخمین عمر خستگی با استفاده از طیف فاکتور بار وارده به هواپیما منتشر شده است و از طرف دیگر تعیین فواصل زمانی بازبینی قطعه در ایمنی پرواز تأثیر بسزایی دارد، در این مقاله عمر خستگی قلاب (Lug) اتصال محموله به یک هواپیمای آموزشی انجام می‌شود. محموله موردنظر یک تانک سوخت با وزن حداکثر ۶۰۰ کیلوگرم می‌باشد که به یک هواپیمای آموزشی از نوع T-38 متصل می‌شود. ابتدا با توجه به تعریف مأموریت این هواپیمای آموزشی، طیف فاکتور بار به دست آمده و سپس به طیف نیروها و طیف تنش‌ها تبدیل می‌شود. آنگاه با استفاده از روش شمارش سیکل جریان باران، استفاده از معیار گودمن، قانون ماینر، و نمودار S-N مواد مختلف، عمر خستگی آن به دست می‌آید. کلیه این مراحل کدنویسی شده و یک کد بسیار ارزشمند در حوزه محاسبات خستگی تحت بارهای تصادفی توسعه یافته است. سپس تأثیر انتخاب جنس‌های مختلف بر عمر خستگی بررسی می‌شود. در انتها نیز فواصل زمانی بازبینی این قلاب محاسبه می‌گردد.

۲- هندسه قلاب مورد نظر

همانطور که در بخش مقدمه گفته شد، قطعه مورد نظر قلاب اتصال تانک سوخت به هواپیمای آموزشی از نوع T-38 می‌باشد. وزن تانک سوخت حداکثر ۶۰۰ کیلوگرم بوده و با توجه به استاندارد MIL-STD-8591 [۲۳]، این محموله در بازه کلاس ۱۰۰۰ پوند (محموله‌های ۱۰۰ پوند تا ۱۴۵۰ پوند در این کلاس قرار گرفته‌اند) قرار گرفته و قلاب توصیه شده برای آن در استاندارد MS3314 [۲۴] ذکر شده است. این قلاب به همراه سیستم مختصات تعریف شده برای آن در شکل ۱ نشان داده شده است. قطر قسمت نشیمنگاه قلاب مساوی ۴۴ میلیمتر و ارتفاع آن مساوی ۶۰ میلیمتر می‌باشد.



شکل ۱- قلاب مورد بررسی در سیستم مختصات درنظر گرفته شده برای آن

۳- تعداد تکرار فاکتور بار و پاکت پروازی هواپیما

در هندبوک ASD-TR-82-5012 [۲۵]، تعداد تکرار طیف فاکتور بار عمودی تعدادی از هواپیماها اعم از هواپیماهای آموزشی، باری، و جنگنده بر اساس تجربیات و تست‌های انجام شده بر روی آنها ذکر شده است. برای هواپیمای T-38، تعداد تکرار طیف فاکتور بار عمودی برای ۱۰۰۰ ساعت پرواز در هر فاز مطابق جدول ۱ گردآوری شده است.

جدول ۱- تعداد تکرار طیف فاکتور بار عمودی هواپیمای T-38 [۲۵]

فاکتور بار (g)	صعود	کروز	مانور	فرود	نشست
۷			۳		
۶/۵			۱۳		
۶			۵۲		
۵/۵			۲۰۲	۲	
۵			۷۲۰	۷	۵
۴/۵			۱۶۳۰	۲۲	۱۷
۴		۱۲	۲۹۶۰	۷۱	۵۰
۳/۵	۷	۹۰	۴۴۰۰	۲۴۰	۲۶۰
۳	۵۸	۵۵۴	۷۰۰۵	۸۳۰	۱۶۲۸
۲/۵	۴۰۰	۳۷۰۰	۱۲۵۰۰	۲۹۰۰	۸۹۰۰
۲	۲۱۵۰	۱۳۲۰۰	۲۴۷۰۰	۱۲۴۰۰	۴۹۰۰۰
۰	۴۲	۸۱	۳۳۵	۸۴	۱۶۰
-۰/۵	۷	۱۱	۳۳	۱۲	۴
-۱	۱	۳	۱۰	۱	
-۱/۵			۳		

همانطور که در جدول مذکور ملاحظه می‌شود، بیشترین فاکتور بار عمودی در فاز مانور رخ داده و مساوی 7g شده است. کمترین فاکتور بار نیز در همین فاز و مساوی 1.5g- می‌باشد. این در حالی است که بیشترین فاکتور بار در فازهای صعود، کروز، فرود و نشست به ترتیب ۳/۵، ۴، ۵/۵ و ۵ می‌باشد. همچنین ملاحظه می‌شود که طیف فاکتور بار مساوی ۲ بیشترین تکرار را در همه فازها داشته است.

در فاز تاکسی به دلیل اینکه فاکتورهای بار زیادی در مقایسه با سایر فازها به هواپیما وارد نمی‌شود، در این هندبوک مورد بررسی قرار نگرفته است، اما استاندارد MIL-A-8866 [۲۶] تعداد تکرار در فاز تاکسی را برای کلیه هواپیماها مطابق جدول ۲ گزارش نموده است.

جدول ۲- تعداد تکرار فاکتور بار عمودی در فاز تاکسی [۲۶]

فاکتور بار (g)	تعداد تکرار
۱/۵۵	۴
۱/۴۵	۹۰
۱/۳۵	۲۰۰۰
۱/۲۵	۲۷۰۰۰
۱/۱۵	۱۶۵۰۰۰
۱/۰۵	۳۰۰۰۰۰
۰/۹۵	۳۰۰۰۰۰
۰/۸۵	۱۶۵۰۰۰
۰/۷۵	۲۷۰۰۰
۰/۶۵	۲۰۰۰
۰/۵۵	۹۰
۰/۴۵	۴

همانطور که در این جدول ملاحظه می‌شود، بیشترین فاکتور بار مساوی ۱/۵۵ و کمترین آن مساوی ۰/۴۵ می‌باشد. لازم به ذکر است که این تعداد تکرار فاکتور بار برای کلیه هواپیماها صادق است. چون فاکتور بار فاز تاکسی متأثر از جاده فرودگاه بوده و به ساختار سازه هواپیما و مانورپذیری آن ارتباط چندانی ندارد.

عموماً پروازهای آموزشی در حدود یک ساعت پرواز است که تقسیم‌بندی زمانی فازهای مختلف پاکت پروازی مطابق جدول ۳ درنظر گرفته شده است.

جدول ۳- پاکت پروازی درنظر گرفته شده برای هواپیمای T-38

عنوان فاز	زمان (دقیقه)
تاکسی	۵
صعود	۵
کروز	۱۰
مانور	۱۰
کروز	۱۰
فرود	۵
نشست	۵
تاکسی	۱۰

یکی از محموله‌هایی که این هواپیمای آموزشی با خود حمل می‌کند تانک سوخت است که وزن سازه آن به همراه سوخت درون آن در بیشترین مقدار خود مساوی ۶۰۰ کیلوگرم می‌باشد. در بیشتر مواقع از سوخت درون باک هواپیما استفاده می‌شود و بنابراین سوخت درون تانک سوخت دست نخورده باقی می‌ماند. به عبارت دیگر این سوخت بیشتر برای اطمینان از عدم اتمام سوخت در شرایط پیش‌بینی نشده درنظر گرفته می‌شود. در نتیجه وزن محموله (به همراه سوخت درون آن) در کل پاکت پروازی بدون تغییر باقی می‌ماند. لازم به ذکر است که اگر از سوخت درون تانک سوخت استفاده شود، وزن آن کاهش یافته و بنابراین نیروهای کمتری در حین پرواز به قلاب متصل کننده آن به هواپیما وارد می‌شود. بنابراین

ثابت درنظر گرفتن وزن محموله در محاسبات ـ یعنی عدم کاهش میزان سوخت درون آن ـ منجر به ایجاد یک ضریب اطمینان بیشتر در طراحی و تحلیل قلاب می‌گردد.

۴- محاسبه طیف فاکتور بار و نیروهای وارده به قلاب

برای محاسبه طیف نیروهای وارده به قلاب در پاکت پروازی تعریف شده، ابتدا باید تعداد تکرار فاکتور بار مندرج در جدول‌های ۱ و ۲ را برای پاکت پروازی درنظر گرفته شده به طیف فاکتور بار تبدیل کرد. برای این کار یک کد کامپیوتری در محیط نرم‌افزار متلب توسعه داده شده است. کد توسعه داده شده این قابلیت را دارد که با تغییر پاکت پروازی، محاسبات به سرعت تکرار گردد. همچنین از آنجایی که بارگذاری به صورت تصادفی می‌باشد، انتخاب تصادفی مقادیر نیروها از ویژگی‌های کد توسعه داده شده می‌باشد. به علاوه تبدیل طیف نیرو به طیف تنش، با داشتن رابطه بین این دو (که از نرم‌افزارهای تحلیل تنش مانند انسیس یا آباکوس به دست آمده و به عنوان ورودی به کد داده می‌شود) از ویژگی‌های کد می‌باشد. محاسبات مربوط به عمر خستگی با استفاده از نمودار S-N نیز از قابلیت‌های دیگر کد می‌باشد. ابتدا مدت زمان فازهای مختلف پاکت پروازی به عنوان ورودی به کد نوشته شده داده می‌شود. در مرحله بعد، تعداد تکرار فاکتور بار برای آن مدت زمان محاسبه می‌شود. به عنوان مثال تعداد فاکتور بار ۲ برای فاز مانور (طبق جدول ۱) مساوی ۲۴۷۰۰ تکرار می‌باشد. چون این تعداد برای ۱۰۰۰ ساعت پرواز در فاز مانور می‌باشد، و از طرفی طبق جدول ۳ این هواپیما در یک بار نشست و برخاست فقط ۱۰ دقیقه فاز مانور را تجربه می‌کند، بنابراین از تقسیم عدد ۲۴۷۰۰ بر ۶۰۰۰ (هر ۱۰ دقیقه در مقایسه با ۱۰۰۰ ساعت)، تعداد تکرار فاکتور بار عمودی ۲ در فاز مانور در پاکت پروازی مورد نظر به دست می‌آید. این عدد مساوی ۴/۱۲ به دست آمده است که برای اعمال آن می‌بایست آنرا به عدد بزرگتر صحیح گرد نمود. به عبارت دیگر تعداد تکرار فاکتور بار ۲در فاز مانور در پاکت پروازی مورد نظر مساوی ۵ به دست می آید. چون هر عدد در نهایت باید به عدد صحیح بالاتر گرد شود، این کار منجر به محافظه کارانه شدن محاسبات می‌شود. برای جبران نسبی این مشکل، هر ۱۰ بار نشست و برخاست هواپیما به عنوان یک بلوک درنظر گرفته می‌شود. در این

صورت مدت زمان فاز مانور مساوی ۱۰۰ دقیقه بوده و تعداد تکرارهای فاکتور بار ۲ مساوی ۴۱/۲ به دست می‌آید که به عدد ۴۲ گرد می‌شود. این کار باعث می‌شود که دقت محاسبات بالاتر رود.

پس از محاسبه کلیه فاکتور بارهای مختلف در فازهای مختلف حرکتی این هواپیمای آموزشی، تعداد تکرار فاکتور بارهای مختلف هر فاز به صورت تصادفی کنار هم چینش می‌یابند. این کار با استفاده از دستور rand در محیط نرم‌افزار متلب انجام می‌شود.

برای محاسبه طیف نیروهای وارده به قلاب در اثر حرکت این هواپیما در یک بار نشست و برخاست، می‌توان از رابطه ۱ برای محاسبه نیروی وارده به قلاب در هر فاکتور بار دلخواه استفاده نمود.

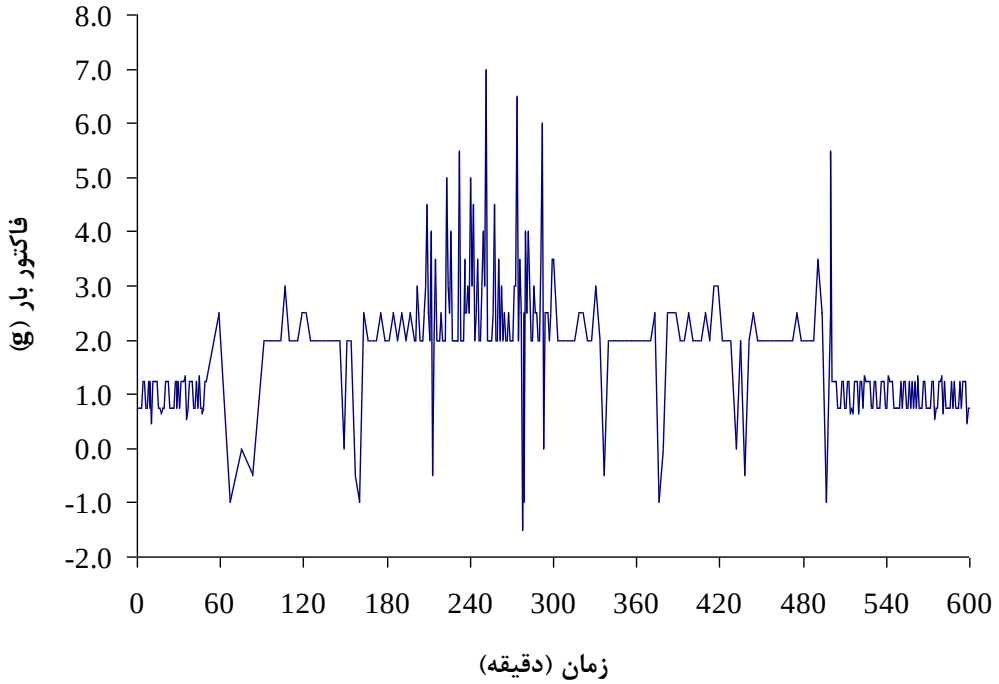
$$F = \frac{mg}{2} \times n \quad (۱)$$

که در آن n فاکتور بار وارده، m جرم محموله مورد نظر (که در اینجا مساوی ۶۰۰ کیلوگرم است) و g شتاب جاذبه می‌باشد. عدد ۲ در مخرج کسر به دلیل وجود دو قلاب برای اتصال محموله به هواپیما می‌باشد.

لازم به ذکر است که طبق استاندارد MIL-STD-8591 [۲۲۳] محل نصب دو قلاب می‌بایست نسبت به مرکز ثقل محموله متقارن بوده و یا حداکثر ۷۶ میلیمتر انحراف به جلو یا عقب داشته باشد. در این مقاله اتصال قلاب‌ها به محموله نسبت به مرکز ثقل محموله متقارن درنظر گرفته شده است تا نیروهای وارده به محموله به صورت یکسان بین دو قلاب توزیع شود.

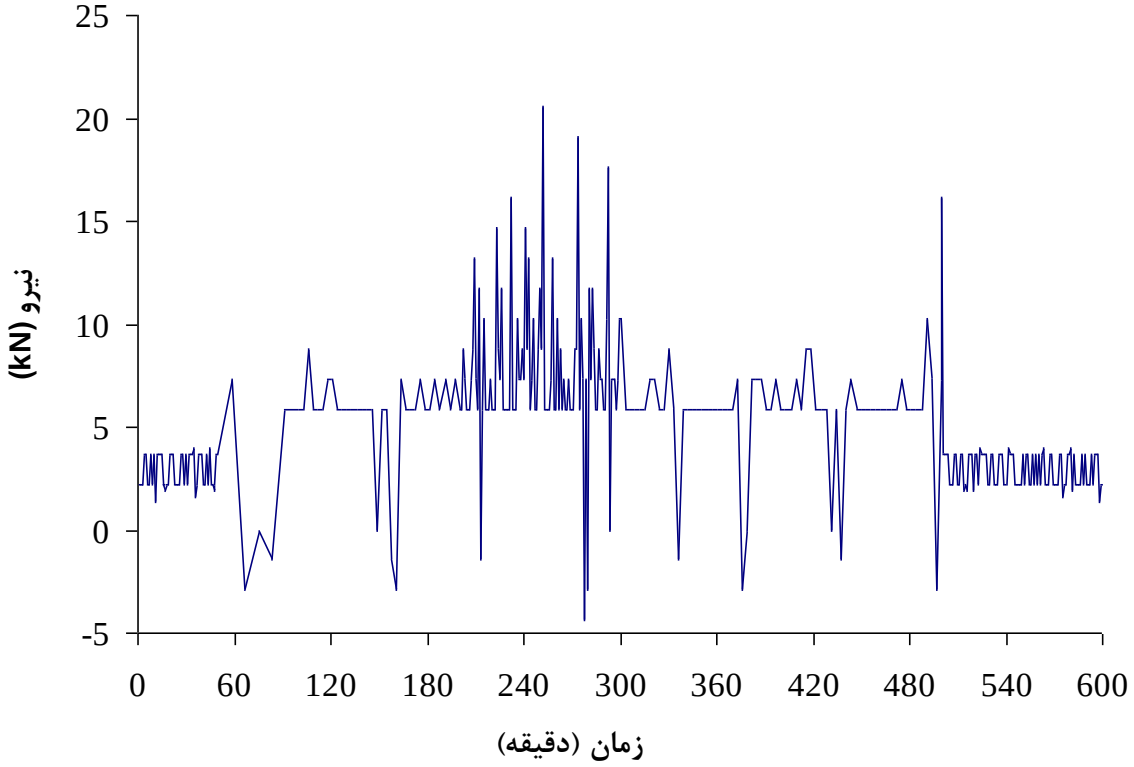
با درنظر گرفتن ۱۰ بار نشست و برخاست هواپیما به عنوان یک بلوک، تعداد تکرار کل فاکتور بارها مساوی ۳۵۱ تکرار به دست آمده است. از این تعداد، ۵۲ تکرار مربوط به فاز تاکسی، ۸ تکرار مربوط به فاز صعود، ۳۴ تکرار مربوط به فاز کروز، ۱۰۱ تکرار مربوط به فاز مانور، ۳۴ تکرار مربوط به فاز کروز بعد از مانور، ۲۰ تکرار مربوط به فاز فرود، ۱۲ تکرار مربوط به فاز نشست و ۹۰ تکرار مربوط به فاز تاکسی می‌باشد.

طیف فاکتور بار در یک بلوک در شکل ۲ و طیف نیروهای وارده به قلاب در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۲- نمودار طیف فاکتور بار در پاکت پروازی

همانطور که ملاحظه می‌شود بیشترین نیرو به قلاب در فاز مانور رخ داده و مقدار آن ـ برای فاکتور بار قائم مساوی ۷ ـ مساوی ۲۰/۶ کیلونیوتون به دست آمده است. همچنین ملاحظه می‌شود که در فاز تاکسی (هم در ابتدای بلوک و هم در انتهای آن) نیروهای وارده به قلاب بسیار کمتر از نیروهای وارده به آن در فازهای دیگر ـ از جمله فاز مانور ـ می‌باشد.



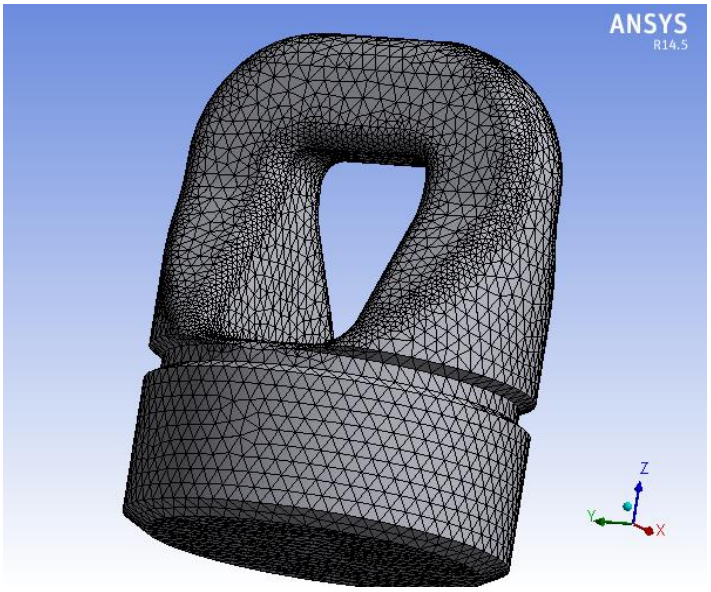
شکل ۳- نمودار طیف نیروهای وارده به قلاب در پاکت پروازی

با توجه به اینکه عموماً فاکتورهای بار عرضی در مقایسه با فاکتور بار عمودی ناچیز است، در این کد کامپیوتری توسعه یافته از فاکتورهای بار عرضی صرفنظر شده است. ناچیز بودن فاکتور بار عرضی در مقایسه با فاکتور بار عمود در هندبوک مرجع [۲۵] به تفصیل مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است که خوانندگان محترم برای مطالعه بیشتر می‌توانند به این هندبوک مراجعه نمایند.

۵- تبدیل طیف نیرو به طیف تنش

برای تبدیل طیف نیروهای وارده به قلاب به طیف تنش باید از مفاهیم مقاومت مصالح بهره گرفت. اما در اینجا هندسه نمونه نسبتا پیچیده بوده و نمی‌توان از روابط مرسوم مقاومت مصالح استفاده نمود. بنابراین باید از نرم‌افزارهای المان

محدود استفاده کرد. در این مقاله از نرم‌افزار انسیس (Ansys) کمک گرفته شده است. ابتدا قلاب مورد نظر در نرم‌افزار مدل شده و مش‌بندی گردیده است. نمونه‌ای از مدل مش‌بندی شده در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴- نحوه مش‌بندی قلاب در نرم‌افزار انسیس

در این مسئله از المان هرم مثلث‌القاعده مرتبه دوم کوادراتیک استفاده شده است. در نواحی دارای تکیه‌گاه و محل اعمال نیرو از مش‌های ریزتر و در سایر نواحی از مش‌های درشت‌تر استفاده شده است. هدف از این تحلیل، تبدیل طیف نیرو به طیف تنش می‌باشد. به دلیل وجود رابطه خطی بین نیرو و تنش، هم می‌توان طیف نیرو را اعمال نمود و طیف تنش را به دست آورد، و هم می‌توان صرفا یک نیرو را اعمال نمود و تنش مربوطه را در بحرانی‌ترین نقطه قلاب به دست آورد، آنگاه برای سایر نیروها به صورت خطی تنش را محاسبه نمود.

برای تحلیل دقیق‌تر، ابتدا از مش‌های بزرگ استفاده شده و سپس با ریزتر کردن مش‌ها نتایج مورد مقایسه قرار گرفت. به گونه‌ای که با افزایش تعداد مش‌ها از حدود ۹۵۰۰ مش به حدود ۱۲۱۰۰ مش، تغییرات در نتایج تنش کمتر از ۲٪ گردید. بنابراین تعداد حدود ۱۲۱۰۰ مش به عنوان مبنای محاسبات و تحلیل‌ها انتخاب گردید.

سپس نیروی ۱۰۰۰ نیوتون در راستای قائم (راستای z) به قلاب وارد شده و تنش حاصله محاسبه شده است. مشاهده شده است که ماکزیمم تنش به وجود آمده مساوی ۱۹/۳ MPa می‌باشد. با توجه به اینکه رابطه بین نیرو و تنش خطی است می‌توان به راحتی طیف نیروهای وارده را به طیف تنش تبدیل نمود. برای این کار کافی است مقادیر نیروها (بر حسب کیلونیوتون) را در عدد ۱۹/۳ ضرب نمود تا طیف تنش بر حسب مگاپاسکال به دست آید.

۶- محاسبه عمر خستگی

همانطور که در شکل‌های ۲ و ۳ مشاهده می‌شود، بارگذاری به صورت تصادفی می‌باشد بنابراین اولین قدم در محاسبه عمر خستگی قلاب، استفاده از تکنیک شمارش سیکل است. یکی از روش‌های بسیار پر کاربرد در تکنیک شمارش سیکل، روش جریان باران می‌باشد. این روش بر این مبنا قرار گرفته است که حد فاصل هر دو سطح تنش به عنوان نیم سیکل درنظر گرفته شده و سطح بالایی تنش به عنوان تنش ماکزیمم و سطح پایینی تنش به عنوان تنش مینیمم درنظر گرفته می‌شود. با این کار بارگذاری تصادفی تبدیل به تعداد محدودی بارگذاری با دامنه ثابت می‌شود و بنابراین با استفاده از قانون ماینر می‌توان میزان خرابی را محاسبه نمود. در این مقاله یک کد کامپیوتری توسعه یافته است تا بر اساس روش جریان باران، عملیات شمارش سیکل انجام شود. نتایج حاصله به صورت جدول ۴ می‌باشد.

جدول ۴- نتایج شمارش سیکل‌های وارده به قلاب

تعداد سیکل‌ها	دامنه تنش (MPa)	میانگین تنش (MPa)
۱۴	۵/۰	۱۱۳/۵
۹	۱۴/۳	۵۶/۷
۸	۱۴/۳	۱۲۷/۸
۶	۱/۰	۷۱/۰
۵	۱/۰	۴۲/۷
۲/۵	۱۴/۳	۱۵۶/۱
۲	۲/۹	۳۹/۸

۱/۵	۷۱/۰	۴۲/۷
۱/۵	۲۸/۴	۱۴۱/۹
۱/۵	۴۲/۷	۱۵۶/۱
۱	۹۹/۴	۴۲/۷
۱	۲۲/۸	۴۸/۳
۱	۵۶/۷	۵۶/۷
۱	۱۷/۰	۵۹/۶
۱	۱/۰	۱۴۱/۹
۱	۵۶/۷	۱۷۰/۴
۱	۹۹/۴	۲۱۲/۹
۱	۱۴/۳	-۴۲/۷
۰/۵	۲۸/۴	-۲۸/۴
۰/۵	۱۴/۳	-۱۴/۳
۰/۵	۵/۶	۳۶/۹
۰/۵	۲۲/۸	۵۳/۸
۰/۵	۲/۹	۷۳/۷
۰/۵	۱۲۷/۸	۹۹/۴
۰/۵	۳۵/۵	۱۰۶/۵
۰/۵	۲۸/۴	۱۷۰/۴
۰/۵	۴۲/۷	۱۸۴/۵
۰/۵	۵۶/۷	۱۹۸/۸
۰/۵	۸۵/۱	۱۹۸/۸
۰/۵	۴۲/۷	۲۱۲/۹
۰/۵	۵۶/۷	۲۲۷/۲

برای درنظر گرفتن اثر تنش‌های میانگین سه معیار پرکاربرد گودمن، گربر و سودربرگ مورد استفاده قرار می‌گیرند که فرمول مربوط به آنها به ترتیب در روابط ۲ تا ۴ ذکر گردیده است.

$$\frac{\sigma_a}{\sigma'_a} + \frac{\sigma_m}{S_{ut}} = 1 \quad (۲)$$

$$\frac{\sigma_a}{\sigma'_a} + \left(\frac{\sigma_m}{S_{ut}}\right)^2 = 1 \quad (۳)$$

$$\frac{\sigma_a}{\sigma'_a}+\frac{\sigma_m}{S_y}=1 \quad (۴)$$

که در آن σ_a و σ_m به ترتیب دامنه تنش و میانگین تنش، S_y و S_{ut} به ترتیب استحکام تسلیم و نهایی ماده و σ'_a دامنه تنش اصلاح شده است که اثرات تنش میانگین را دربر دارد. در این مقاله از معیار گودمن استفاده شده است. طبق این معیار، دامنه تنش اصلاح شده به دامنه تنش واقعی، استحکام نهایی و میانگین تنش ارتباط پیدا می‌کند. طبقه رابطه ۲ چنانچه میانگین تنش مساوی صفر باشد، دامنه تنش اصلاح شده با دامنه تنش واقعی برابر خواهد شد. این معیار یک معیار مناسب برای استفاده در فلزات بوده و بخصوص در مواردی که استحکام تسلیم و استحکام نهایی با یکدیگر اختلاف ملموسی دارند جواب‌های مناسبی ارائه می‌دهد. در معیار گربر توان دوم تنش میانگین و استحکام نهایی مورد استفاده قرار گرفته و برای مواردی که تنش میانگین اثر قابل توجهی بر عمر خستگی می‌گذاری کاربرد بیشتری دارد. در معیار سودربرگ نیز استحکام تسلیم بجای استحکام نهایی مورد استفاده قرار می‌گیرد و برای مواردی که پدیده گلویی شدن در آنها نسبتا دیر رخ می‌دهد کاربردی بیشتری دارد.

برای درنظر گرفتن اثرات تجمعی خستگی از قانون ماینر به شرح زیر استفاده می‌شود.

$$\sum\frac{n_i}{N_i}=D \quad (۵)$$

که در آن n_i تعداد سیکل‌های طی شده، N_i تعداد سیکل‌ها تا نقطه شکست، و D میزان آسیب نام دارد. مقدار N_i از نمودار S-N ماده به دست می‌آید [۲۲]. مقدار D نیز عموما مساوی یک درنظر گرفته می‌شود.

در این مقاله کلیه عملیات بالا کدنویسی شده است. این کد نرم‌افزاری این قابلیت را دارد که معیار درنظر گرفتن اثر تنش میانگین و نیز مقدار آسیب (D) را به عنوان ورودی وارد کرده و نتایج را استخراج نمود. همچنین خصوصیات مکانیکی و نمودار S-N تعدادی از مواد پرکاربرد در صنایع هوایی به صورت بانک اطلاعاتی درنظر گرفته شده است [۲۲] تا با انتخاب ماده مورد نظر، دیگر نیازی به وارد نمودن اطلاعات دیگری نباشد.

طبق استاندارد ساخت قلاب، باید قلاب از جنس فولاد و به طریقه آهنگری (فورج) ساخته شود. بنابراین برای محاسبه عمر خستگی قلاب، مواد مختلفی مانند فولاد AISI 4130، فولاد AISI 4340، فولاد 300M، فولاد آلیاژی 9Ni4Co0.3C، و فولاد زنگ نزن H900 درنظر گرفته شده است.

نمودار S-N کلیه مواد انتخاب شده فوق در هندبوک MIL-HDBK-5 [۲۲] موجود بوده و در اینجا به عنوان نمونه، نمودار S-N فولاد AISI 4340 در شکل ۵ نشان داده شده است. خصوصیات مکانیکی مواد مختلف درنظر گرفته شده نیز در جدول ۵ آورده شده است. نمودار S-N سایر مواد نیز در هندبوک فوق‌الذکر موجود می‌باشد که در اینجا به دلیل عدم طولانی شدن متن مقاله آورده نشده است.

جدول ۵- خصوصیات مکانیکی مواد مختلف درنظر گرفته شده برای جنس قلاب

نام ماده	استحکام تسلیم (**MPa**)	استحکام نهایی (**MPa**)	حد دوام (**MPa**)
AISI 4130	۶۸۲	۸۰۶	۳۲۸
AISI 4340	۱۰۱۳	۱۰۸۹	۴۴۵
300M	۱۶۲۱	۱۹۴۲	۷۳۲
9Ni4Co0.3C	۱۳۴۷	۱۵۸۰	۴۱۰
H900	۱۲۸۶	۱۳۱۳	۲۱۲

همانطور که در جدول ۵ ملاحظه می‌شود فولاد ضدزنگ H900 با اینکه استحکام تسلیم و نهایی بالایی دارد، اما مقدار حد دوام آن بسیار پایین بوده و بنابراین پیش‌بینی می‌شود که عمر خستگی کمتری را نتیجه دهد. اما فولاد 300M هم استحکام تسلیم و نهایی و هم حد دوام بالایی دارد. فولادهای ۴۱۳۰ و ۴۳۴۰ از این نظر که به راحتی در دسترس هستند و ارزان‌تر از بقیه می‌باشند حائز اهمیت می‌باشند. فولاد آلیاژی 9Ni4Co0.3C نیز دارای استحکام تسلیم و نهایی بسیار خوبی است، اما به نسبت دارای حد دوام چندان مناسبی نیست.

با توسعه کد کامپیوتری ذکر شده، عمر خستگی قلاب مورد نظر برای هر یک از جنس‌های درنظر گرفته شده فوق قابل محاسبه است. برای انجام محاسبات از معیار گودمن استفاده شده و میزان آسیب بحرانی نیز مساوی ۱ درنظر گرفته شده است. نتایج حاصل از عمر خستگی در جدول ۶ گردآوری شده است.

جدول ۶- نتایج عمر خستگی قلاب مورد نظر با جنس‌های مختلف

نام ماده	عمر خستگی (ساعت پرواز)
AISI 4130	۱۰۲۴
AISI 4340	۱۰۵۰۵
300M	۱۰۰۲۰۰
9Ni4Co0.3C	۶۲۰۰
H900	۸

همانطور که در جدول فوق ملاحظه می‌شود، قلاب ساخته شده از فولاد زنگ نزن H900 دارای کمترین عمر خستگی و قلاب ساخته شده از فولاد 300M دارای بیشترین عمر خستگی است. همچنین ذکر این نکته ضروری است که در محاسبات فوق، ضریب اطمینان و ضریب پراکندگی درنظر گرفته نشده است. با درنظر گرفتن ضریب اطمینان مساوی ۱/۲۵ برای قلاب مورد بررسی، و نظر به اینکه این ضریب اطمینان باید در تنش‌های اعمالی درنظر گرفته شود، نه در عمر خستگی آن، باید برای محاسبه عمر خستگی با احتساب ضریب اطمینان، ابتدا از نمودار S-N هر ماده، تنش معادل عمر خستگی به دست آمده (جدول ۶) را به دست آورد. سپس آن را در عدد ۱/۲۵ ضرب نمود و مجدداً با مراجعه به نمودار S-N عمر خستگی را در آن تنش معادل تعیین نمود.

همچنین با توجه به اینکه این قطعه در صنایع هوایی کاربرد دارد، ضریب پراکندگی ۵ می‌بایست برای آن درنظر گرفته شود. با این ضریب فواصل بازبینی‌های قطعه در طول عمر خدمتی خود تعیین می‌شود. نتایج این ملاحظات در جدول ۷ آورده شده است.

جدول ۷- عمر خستگی قلاب ساخته شده از مواد مختلف با احتساب ضریب اطمینان و فواصل بازبینی قلاب

نام ماده	عمر خستگی (ساعت پرواز)	فواصل بازبینی (ساعت پرواز)
AISI 4130	۰	--
AISI 4340	۱۲۵۰	۲۵۰
300M	۱۹۸۰۰	۳۹۶۰
9Ni4Co0.3C	۱۸۴۰	۳۶۸
H900	۰	--

با توجه به جدول فوق ملاحظه می‌شود که به دلیل داشتن ایمنی مناسب در قلاب و احتساب ضریب اطمینان، عمر خستگی قلاب ساخته شده از فولادهای ۴۱۳۰ و H900 مساوی صفر به دست آمده است. به عبارت دیگر نمی‌توان از این فولادها در ساخت قلاب مورد نظر استفاده نمود. اما عمر خستگی قلاب ساخته شده از فولادهای ۴۳۴۰، 300M و 9Ni4Co0.3C به ترتیب مساوی ۱۲۵۰، ۱۹۸۰۰ و ۱۸۴۰ ساعت به دست آمده است.

نظر به اینکه عمر خدمتی این هواپیمای آموزشی حدود ۴۰۰۰ ساعت است، با توجه به عمر خستگی به دست آمده فوق نتیجه می‌شود که استفاده از فولاد آلیاژی 300M برای ساخت این قلاب مناسب نمی‌باشد. چون حتی اگر در کل پروازهای هواپیمای آموزشی T-38، تانک سوخت به آن متصل شود، عمر قلاب طراحی شده از عمر هواپیما بیشتر خواهد بود که از نقطه نظر طراحی نامناسب می‌باشد.

بنابراین نتیجه می‌شود که برای ساخت این قلاب استفاده از فولادهای ۴۳۴۰ و 9Ni4Co0.3C مناسب می‌باشد. با توجه به ارزان‌تر بودن و در دسترس‌تر بودن فولاد AISI 4340، استفاده از این فولاد در ساخت قلاب مقرون به صرفه‌تر بوده و پیشنهاد می‌شود از این جنس برای ساخت قلاب مورد نظر استفاده گردد. همچنین فواصل بازبینی این قلاب در صورت استفاده از فولاد ۴۳۴۰ هر ۲۵۰ ساعت پرواز پیشنهاد می‌شود.

۷- صحت سنجی نتایج

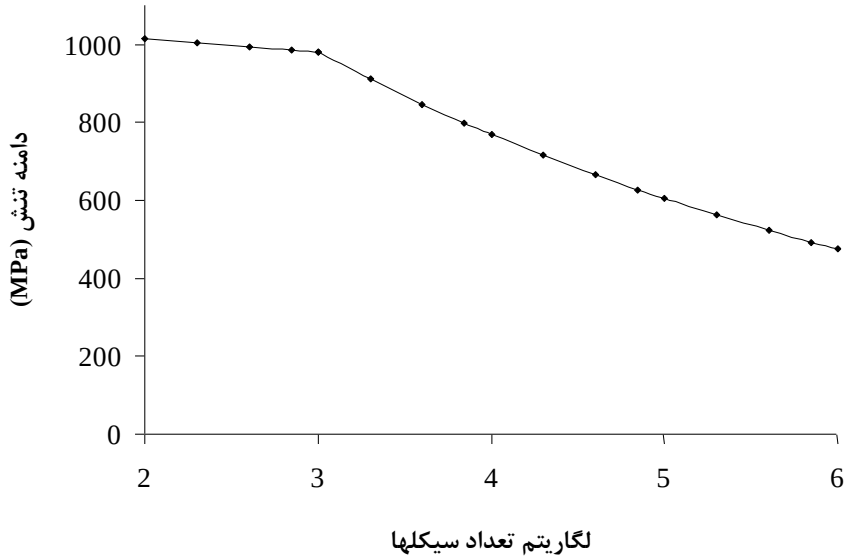
با توجه به دشوار بودن انجام تست‌های خستگی و نیز تصادفی بودن بارگذاری، امکان انجام آزمایش تجربی بر روی قلاب مورد نظر وجود ندارد. اما برای صحت‌سنجی کد توسعه یافته، مسئله در شرایط خاصی که بتوان محاسبات را به صورت دستی انجام داد حل گردید.

در اولین قدم، برای صحت‌سنجی بخش شمارش سیکل‌ها با روش جریان باران، مسئله درنظر گرفته شده در استاندارد ASTM E 1049 [۱۵] به کد توسعه یافته داده شد و خروجی آن با نتایج ارائه شده در استاندارد مذکور مقایسه گردید. نتایج به دست آمده توسط نرم‌افزار دقیقاً با نتایج استاندارد مطابقت داشت.

در مرحله دوم به منظور صحت‌سنجی تخمین عمر خستگی، به عنوان یک حالت خاص که بارگذاری به صورت دامنه ثابت با میانگین صفر باشد، نیروهای ۲۰ و ۲۰- کیلونیوتون به عنوان ورودی به کد نوشته شده داده شد. در این شرایط عملیات شمارش سیکل‌ها، استفاده از معیار گودمن و قانون ماینر کاربردی نداشته و فقط نمودار S-N مورد صحت‌سنجی واقع شد. نتایج به دست آمده از کد نوشته شده عمر خستگی برای قلاب ساخته شده از فولاد ۴۱۳۰ را به میزان ۲۵۱۲۰۰ سیکل، و حل دستی (مراجعه به نمودار S-N) عمر خستگی را به میزان ۲۵۱۰۰۰ سیکل تعیین نمودند. بنابراین این بخش از کد نیز با دقت خوب مورد تأیید قرار گرفت.

در آخرین مرحله، بلوک به صورت ترکیبی از سه بارگذاری با دامنه ثابت و مقادیر میانگین غیر صفر مورد بررسی قرار گرفت. بارگذاری اول شامل ۱۰۰ سیکل با ماکزیمم و مینیمم نیروی ۲۰ و ۱۰- کیلونیوتون، بارگذاری دوم شامل ۲۵۰ سیکل با ماکزیمم و مینیمم نیروی ۲۵ و ۵ کیلونیوتون، و بارگذاری سوم شامل ۱۵۰ سیکل با ماکزیمم و مینیمم نیروی ۳۵ و ۱۵ کیلونیوتون درنظر گرفته شد و این بارگذاری ترکیبی به عنوان یک بلوک بارگذاری تعریف گردید. در این قسمت استفاده از معیار گودمن و قانون ماینر مورد صحت‌سنجی قرار گرفت و عمر به دست آمده برای فولاد ۴۱۳۰ با

استفاده از کد توسعه یافته و نیز حل دستی به ترتیب مساوی ۸۶ و ۸۴ بلوک به دست آمد. بنابراین از نقطه نظر استفاده از معیار گودمن و قانون ماینر نیز کد توسعه یافته صحت‌سنجی گردید.



شکل ۵- نمودار S-N فولاد ۴۳۴۰ [۲۲]

اگرچه تفاوت بین حل دستی و کدنویسی حدود ۲/۴ ٪ بوده و قابل اغماض است، اما دلیل آن برازش منحنی نمودار S-N و ایجاد یک فرمول نمایی برای این نمودار و استفاده از آن در کدنویسی می‌باشد. از آنجایی که برازش هیچ منحنی نمی تواند دقیقا در همه نقاط رفتار منحی را به صورت ۱۰۰ درصدی نمایش دهد، اختلاف جزئی در حل دستی و کد نویسی رخ داده است.

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله عمر خستگی قلاب اتصال تانک سوخت به یک هواپیمای آموزشی از نوع T-38 تخمین زده شد. با توجه به پاکت پروازی یک ساعته درنظر گرفته شده برای هر بار نشست و برخاست هواپیما، و استفاده از داده‌های تعداد تکرار طیف فاکتور بار، استفاده از تکنیک شمارش سیکل جریان باران، معیار گودمن، قانون ماینر، و در نهایت نمودار S-N مواد

مختلف و کدنویسی کلیه مراحل فوق در نرم‌افزار متلب، عمر خستگی قلاب برای مواد مختلف به دست آمد. در نهایت با احتساب ضریب اطمینان و ضریب پراکندگی مناسب و نظر به توجیه اقتصادی طرح، نتیجه شد که استفاده از فولاد AISI 4340، برای ساخت این قلاب در مقایسه با سایر فولادهای پرکاربرد در صنایع هوایی مناسب‌تر است. عمر خدمتی این قلاب با احتساب ضریب اطمینان ۱/۲۵ مساوی ۱۲۵۰ ساعت و فواصل بازبینی این قلاب هر ۲۵۰ ساعت پرواز هواپیما به دست آمد.

مراجع

[1] Bhat, S.,Patibandla, R., *Alloy steel, propertise and use*, First Edition, pp. 203-236, India, Intech, 2011

[۲] نراقیان، احسان، میرزایی، مجید، "*تحلیل تنش و تخمین عمر خستگی در اتصالات جوش نقطه ای*"، مجله مکانیک مدرس، سال هشتم، شماره اول، صفحات ۴۶-۳۳، ۱۳۸۷.

[۳] گزین، محمدحسین، آقایی خفری، مهرداد، "*بررسی اثر اضافه بار بر عمر خستگی نمونه های CT فولاد AISI4140 به صورت آزمون تجربی و حل عددی*"، مجله مکانیک مدرس، سال چهاردهم، شماره چهارم، صفحات ۶۴-۵۴، ۱۳۹۳

[۴] شاهانی، امیررضا، شاکری، ایمان، معیری کاشانی، حامد، "*تخمین عمر خستگی پیچ های فلنج اتصالی در یک پوسته استوانه ای تقویت شده*"، مجله مکانیک مدرس، سال چهاردهم، شماره سیزدهم، صفحات ۲۰۸-۲۰۱، ۱۳۹۳

[۵] قاجار، رحمتا...، قریشی، سیدمحمدنوید، "*تحلیل تنش، کرنش و تخمین عمر خستگی سکوی حفاری نیمه شناور امیرکبیر به روش تنش نقطه حاد در شرایط محیطی دریای خزر*"، مجله مکانیک مدرس، سال چهاردهم، شماره پانزدهم، صفحات ۳۵۱-۳۴۵، ۱۳۹۳

[۶] تاوید، محمد، هاشمی، سیدحجت، "*بررسی تجربی رفتار خستگی و تخمین نمودار تنش ـــ عمر فولاد ایکس شصت و پنج*"، مجله مهندسی مکانیک مدرس، سال بیست و چهارم، شماره پنجم، صفحات ۳۱۷-۳۲۷، ۱۴۰۳

[۷] براتی، احسان، طباطبائی فرد، سید حسین، "*تحلیل رشد ترک خستگی و تخمین عمر در قطعه اتصال ارابه فرود به بال در یک هواپیمای خاص*"، مجله مهندسی مکانیک، جلد ۵۲، شماره یکم، صفحات ۲۷۷-۲۸۴، ۱۴۰۱

[8] Lappe, U.O., *Low altitude turbulance model for estimating the gust loads on aircraft*, Journal of aircraft, Vol. 3, No. 1, pp. 41-47, 1966.

[9] Patil, M.J., *Gust response of highly flexible aircraft*, Structural dynamics and materials conference, Honolulu, Hawaii, 2007

[۱۰] براتی، احسان، وزیری، محمدعلی، یزدانی، محمدحسن، "*تخمین عمر خستگی براکت اضطراری یک هواپیمای خاص در مأموریت‌های مختلف به روش عددی و تجربی*"، مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، سال هشتم، شماره چهارم، صفحات ۱۴۳-۱۵۲، ۱۳۹۷

[11] Naderi, M, Iyyer, N, *Fatigue life prediction of cracked attachment lugs using XFEM*, International Journal of Fatigue, Vol. 77, pp: 186-193, 2015

[12] Boljanovic, S, Maksimovic, S, *Failure damage analysis of wing-fuselage attachment lugs*, Procedia Structural Integrity, Vol. 5, pp: 801-808, 2017

[13] Boljanovic, S, *Computational modeling of aircraft lug failure under fatigue loading*, International Journal of Fatigue, Vol. 114, pp: 252-261, 2018

[14] Shridhar, K, Suresh, B.S., Mohan Kumar, M, *Failure analysis of wing-fuselage lug section of a transport aircraft*, Procedia Structural Integrity, Vol. 14, pp: 375-383, 2019

[15] ASTM E 1049 Standard, *Standard practice of cycle counting in fatigue analysis*, American Society of Testing and Materials, 1985

[16] Naeem, M., Probert, R.D., *Implications of engine deterioration for a high-pressure turbine blade's low cycle fatigue life-consumption*, International Journal of Fatigue, Vol. 21, No. 8, pp. 831-847, 1999

[17] Colombi, P., Dolinski, K*., Fatigue lifetime of welded joints under random loading: rainflow cycle vs. cycle sequence method*, Probabilistic Engineering Mechanics, Vol. 16, No. 1, pp. 61-71, 2001

[18] Zhou, H., Liu, K., Shi, G., Wang, Y.Q., Shi, Y.J., Roeck, G.D., *Fatigue assessment of a composite railway bridge for high speed trains*, Journal of Constructional Steel Research, Vol. 82, pp. 234-245, 2013.

[19] Paraforos, D.S., Griepentrog, H.W., Vougioukas, S.G., Kortenbruck, D., *Fatigue life assessment of a four-rotor swather based on rainflow cycle counting*, Biosystems Engineering, Vol. 127, pp. 1-10, 2014.

[۲۰] طاهریان، امیرحسین، براتی، احسان، "*ارائه یک رابطه جدید جهت معادلسازی بارگذاری طیفی به یک بارگذاری با دامنه ثابت مناسب جهت انجام تست خستگی*"، مجله مهندسی مکانیک مدرس، دوره هفدهم، شماره یازدهم، صفحات ۳۱-۳۸، ۱۳۹۶

[21] S. Barter, B. Main, M. Jones, *Failure analysis of service fatigue cracks in aircraft structures*, Engineering Failure Analysis, Vol. 183, Article 110207, 2026.

[22] Militaly Handbook, MIL-HDBK-5, *Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures*, Department of Defence, USA, 1998.

[23] Military Standard, MIL-STD-8591, *Standard for airborne stores, suspension equipment and aircraft-store interface*, Department of Defence, USA, 1994.

[24] Military Standard, MS3314, *Lug drawing for class 1000 lb*, Department of Defence, USA, 1998.

[25] R.J. Veldman, *Handbook of military aircraft design normal load factor exceedance data*, ASD-TR-82-5012, Aeronautical System Division, Ohio, USA, 1982.

[26] Military Specification, MIL-A-8866, *Airplane strength and rigidity reliability, requirements, repeated loads, fatigue and damage tolerance*, Department of Defence, USA, 1987