

جایجایی گشودگی نوک ترک استفاده نمودند. مسعودی نژاد و همکارانش [۶] خستگی و شکست ناشی از بارگذاری خستگی را برای قطعات مختلف ریل راه آهن مورد بررسی قرار دادند. آنها شبیه سازی سه بعدی را برای رشد ترک خستگی استفاده نمودند. نوقایی و همکارانش [۷] اثر بارگذاری خستگی بر توزیع مجدد تنش های پسماند مکانیکی در نمونه های کشش فشرده را مورد بررسی قرار دادند. آنها از آزمون های تجربی رشد ترک خستگی طبق استاندارد E647 برای نمونه های بدون تنش پسماند اولیه و همچنین نمونه های دارای تنش پسماند استفاده نمودند. مامندی و رجبی [۸] تحلیل مکانیک شکست و تخمین عمر رشد ترک خستگی پره توربین گاز را با استفاده از روش المان محدود انجام دادند. غیائی و سلطانلو [۹] تحلیل شکست یک میل لنگ قطار را تحت بارهای خستگی خمشی انجام دادند. نایینی و همکاران [۱۰] تحلیل خستگی و بهینه سازی سازه های چندسلولی در بال هواپیما را انجام دادند. آنها از سازه های مشبک چند سلولی برای افزایش عمر استفاده نمودند. قدوسی و ادیب نظری [۱۱] رشد ترک خستگی را در پشتیبان اتصالات ارابه فرود هواپیما ارزیابی کردند. آنها از آزمایش خستگی (فراکتوگرافی) برای بررسی و مطالعه سطح شکست و نشان دادن علائم واماندگی استفاده نمودند. براتی و همکاران [۱۲] عمر خستگی براکت درب اضطراری یک هواپیمای خاص را در مأموریت های مختلف تخمین زدند. آنها از روش شمارش سیکل جریان باران برای ارزیابی بارگذاری تصادفی استفاده نمودند.

یکی از قطعاتی که در هواپیما از اهمیت زیادی برخوردار است قطعه ریب اتصال ارابه فرود هواپیما به بال می باشد. با فرود هواپیما، بارهای زیادی بر ارابه فرود وارد شده و این بارها توسط ریب به بال هواپیما منتقل می شود. با توجه به اینکه فرآیند فرود هواپیما از نظر ایمنی دارای حساسیت زیادی است، ریب اتصال ارابه فرود به بال هواپیما باید بتواند نیروهای وارده را با ایمنی بسیار تحمل کند. بنابراین تحلیل عمر خستگی این ریب بسیار مهم است. این قطعه می بایست در هر اورهال مورد بازبینی قرار گیرد و هیچ گونه عیبی در آن نباید مشاهده گردد [۱۳].

در کشور به دلیل محدودیت های فناوریانه در ساخت قطعات و نیز محدودیت های مواد اولیه، در بومی سازی ریب مورد نظر تغییراتی حاصل شده است. این تغییرات منجر به تغییر در خواص استحکامی و خستگی قطعه شده است. بنابراین در این مقاله، تحلیل رشد ترک و تخمین عمر خستگی قطعه اصلی و قطعه بومی شده صورت می پذیرد. از نرم افزار المان محدود ABAQUS برای مدلسازی و استخراج نتایج استفاده می شود. بارگذاری در مود ترکیبی I+II بوده و روابط پرکاربرد مود ترکیبی بهره گرفته می شود. همچنین از رابطه پاریس اصلاح شده برای تخمین عمر خستگی استفاده می گردد.

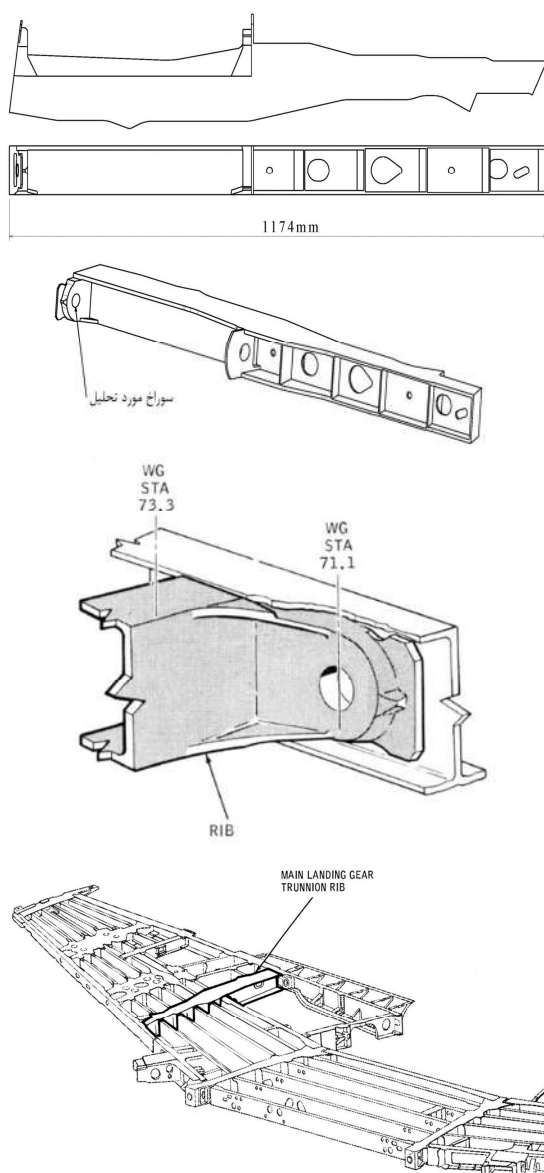
۲- بیان مسئله

مساله مورد تحقیق، بررسی قطعه ریب بومی سازی شده یک هواپیمای سرنشین دار می باشد. ریب ها، در حقیقت، اجزای عرضی سازه داخل بال هستند که در جهت لبه حمله به لبه فرار قرار می گیرند. این قطعه از جمله قطعات بسیار مهم و حساس در داخل بال هواپیما بوده که در حقیقت، واسطه و متصل کننده ارابه فرود اصلی به بال می باشد.

به دلیل عدم دسترسی به ماده اصلی و نیز محدودیت های تکنولوژیکی در ساخت قطعه، تغییرات زیر در هنگام بومی سازی این قطعه ایجاد شده است:

- جنس قطعه از HY TUF به H13 تغییر یافته است.
- قطر یکی از دو سوراخ متصل کننده آن به ارابه فرود به اندازه ۷ میلی متر بزرگ تر شده و از ۴۰ میلی متر به ۴۷ میلی متر افزایش یافته است.

این تغییرات باعث شده است که تحلیل خستگی و رشد ترک در قطعه مورد نظر در دستور کار قرار گیرد. در شکل ۱ نمایی از قطعه ریب مورد نظر و نیز سوراخی که قطر آن افزایش یافته است نشان داده شده است.



شکل ۱- نمایی از قطعه ریب مورد بررسی

خصوصیات مکانیکی ماده اصلی (HY-TUF) و ماده جایگزین (H13) در جدول ۱ ارائه شده است [۱۴-۱۵].

استفاده از رابطه پاریس، می‌بایست ابتدا بررسی نمود که مقدار ΔK بزرگتر از ΔK_{th} باشد. رابطه زیر برای محاسبه ΔK_{th} مورد استفاده قرار می‌گیرد.

$$\Delta K_{th} = K_{Op} (1 - R) \quad (3)$$

که در آن R نسبت ضریب شدت تنش کمینه به ضریب شدت تنش بیشینه می‌باشد.

در شرایطی که بارگذاری تحت مود ترکیبی صورت پذیرد، روابط پیچیده‌تری حاصل می‌شود. در این حالت بارگذاری، استخراج ضریب شدت تنش معادل و نیز زاویه رشد ترک از اهمیت بسیاری برخوردار است. روابط مختلفی برای محاسبه پارامترهای فوق ارائه شده است. در این مقاله از روابط زیر استفاده می‌شود [۱۶]. دلیل استفاده از این روابط، بکارگیری آنها توسط محققان مختلف (از جمله [۱۷-۱۹])، و نیز سادگی استفاده از آنها می‌باشد.

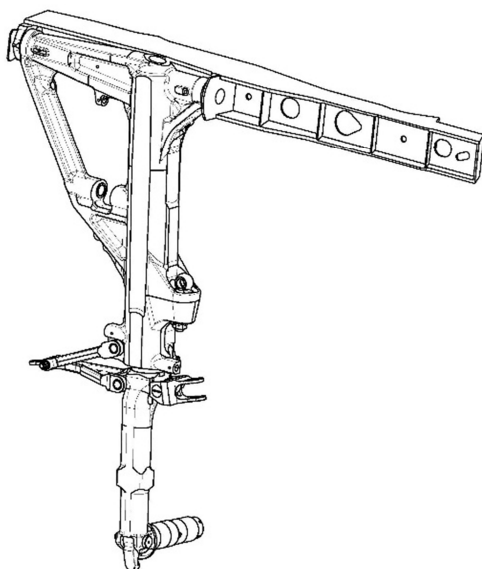
$$k_{eq} = \sqrt[4]{K_I^4 + 8K_{II}^4} \quad (4)$$

$$\theta = 2 \tan^{-1} \left[\frac{k_I}{4k_{II}} - \frac{1}{4} \sqrt{\left(\frac{k_I}{k_{II}}\right)^2 + 8} \right] \text{ for } k_{II} > 0$$

$$\theta = 2 \tan^{-1} \left[\frac{k_I}{4k_{II}} + \frac{1}{4} \sqrt{\left(\frac{k_I}{k_{II}}\right)^2 + 8} \right] \text{ for } k_{II} < 0 \quad (5)$$

۴- مدل‌سازی المان محدود

برای انجام تحلیل المان محدود مجموعه ریب و ارابه فرود مدل-سازی و مونتاژ شدند. هندسه دقیق و واقعی مجموعه ریب و ارابه فرود در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- مجموعه ریب و ارابه فرود

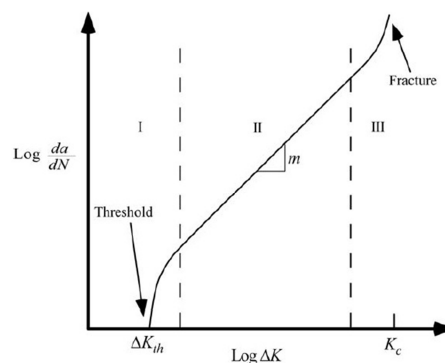
نیروهایی که در هنگام فرود هواپیما به ارابه فرود وارد می‌شوند توسط یک پژوهش مجزا در شرکت صنایع هواپیماسازی ایران (هسا) محاسبه شده و نتایج حاصل توسط آزمایش‌های تجربی تایید گردیده و در اختیار محققان پژوهش حاضر قرار گرفته است. با توجه به شکل ۴ نیروهای وارده به ارابه فرود به صورت زیر می‌باشند. با توجه به نتایج به

جدول ۱- خصوصیات مکانیکی ماده اصلی HY-TUF و ماده جایگزین H13

ماده اصلی	ماده جایگزین	خصوصیت ماده
HY-TUF	H13	
0.3	0.3	ν
200	206	E [GPa]
7770	7833	ρ [Kg/m ³]
1276	1288	S_y [MPa]
1517	1495	S_{ut} [MPa]
70	20	K_{IC} [MPa.m ^{0.5}]
5.5	4.3	K_{Op} [MPa.m ^{0.5}]
2.91e-11	3.57e-11	C (Paris Const.)
3.08	3.39	m (Paris Const.)

۳- مبانی علمی مسئله

در مکانیک شکست الاستیک خطی در پدیده خستگی، نمودار رشد ترک بر حسب ضرایب شدت تنش به صورت نمودار شکل ۲ می‌باشد.



شکل ۲- نمودار رشد ترک بر حسب ضرایب شدت تنش [۲]

با توجه به اینکه عمده رشد ترک در ناحیه II رخ می‌دهد، رابطه زیر برای محاسبه میزان افزایش طول ترک بر حسب سیکل‌های طی شده ارائه شده است که به رابطه پاریس مشهور می‌باشد [۲]:

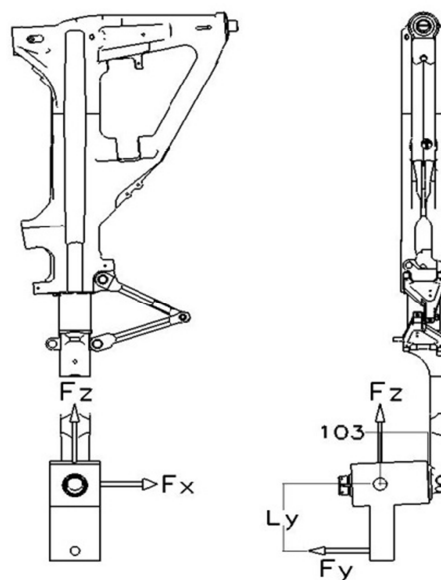
$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

که در آن C و m از خصوصیات ماده می‌باشد. در عمل می‌بایست در رابطه فوق از ΔK_{eff} به جای ΔK استفاده نمود. ΔK_{eff} در واقع آن بخشی از تفاضل ضریب شدت تنش است که در رشد ترک ناشی از بارگذاری تناوبی (خستگی) تأثیر می‌گذارد. این بخش با پارامتری به نام ضریب شدت تنش بازشدگی (K_{Op}) کنترل می‌شود که از خصوصیات ماده می‌باشد.

$$\frac{\Delta a}{\Delta N} = c(\Delta K_{eff})^m \Rightarrow \Delta N = \frac{\Delta a}{c(\Delta K_{eff})^m} \quad (2)$$

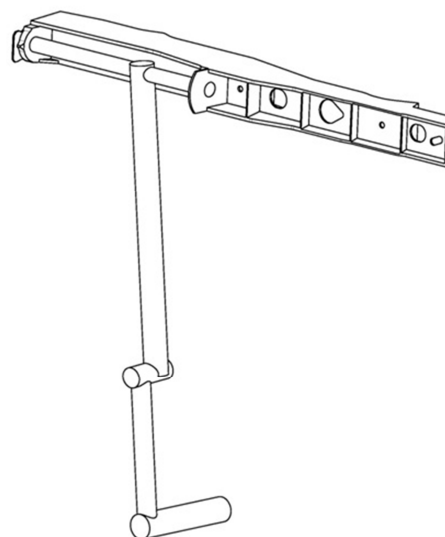
چنانچه تفاضل ضریب شدت تنش از مقداری که به آن حد آستانه گفته می‌شود (ΔK_{th}) کمتر باشد، در اثر بارگذاری سیکلی، ترک رشد نخواهد کرد و عمر بی‌نهایت به دست خواهد آمد. بنابراین در هنگام

دست آمده قبلی، مقدار نیرو در راستای z ، مساوی ۸۴۳۱ نیوتن و در راستای x ، مساوی ۵۴۰۷ نیوتن می‌باشد. در راستای محور y نیرو مساوی صفر است.



شکل ۴- نیروهای وارده به ارایه فرود

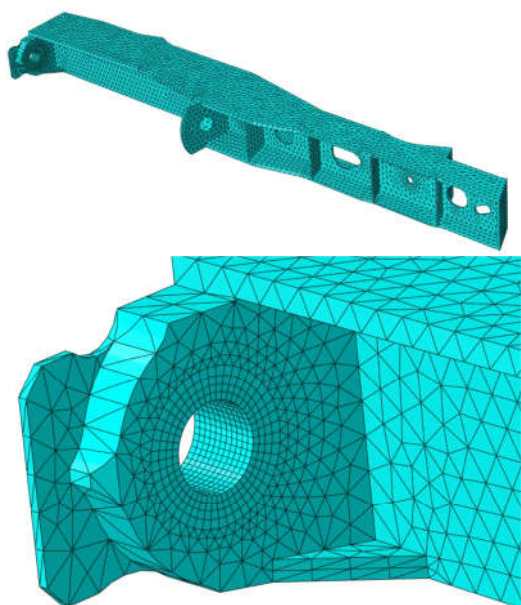
با توجه به صلیبیت بسیار زیادتر ارایه فرود نسبت به ریب، و به خاطر کاهش تعداد المان‌ها و سادگی مدل، ارایه فرود به صورت صلب مدل‌سازی گردید. مدل ساده‌سازی شده در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- مدل ساده‌سازی شده ارایه فرود در تحلیل المان محدود

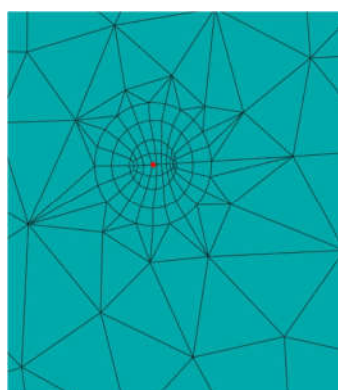
برای تحلیل بدون حضور ترک در قسمت سوراخ مورد تحلیل، از المان چهار گوش شعاعی و به صورت درجه دو استفاده شده و برای سایر قسمت‌ها با توجه به بزرگ بودن قطعه و حجم بالای المان‌ها از المان مثلثی آزاد درجه دو استفاده شده است. این نوع مش‌بندی در

شکل ۶ نشان داده شده است. تحلیل حساسیت به اندازه مش‌بندی انجام شده و از اندازه‌ای استفاده شده است که با یک مرحله ریزتر کردن اندازه، نتایج حاصل کمتر از یک درصد تغییر دارد.



شکل ۶- نمونه مش‌بندی شده در حالت بدون حضور ترک

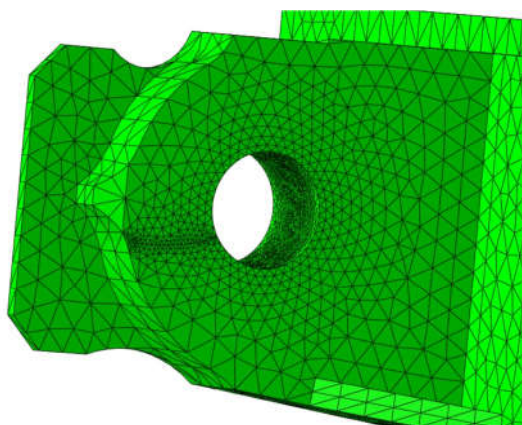
برای المان‌بندی تحلیل در حضور ترک در ناحیه اطراف نوک ترک از المان چهارگوش درجه دو و برای سایر قسمت‌ها از المان مثلثی درجه دو استفاده شده است. این نوع المان‌بندی نیز در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل ۷- نمونه مش‌بندی شده در نواحی اطراف ترک

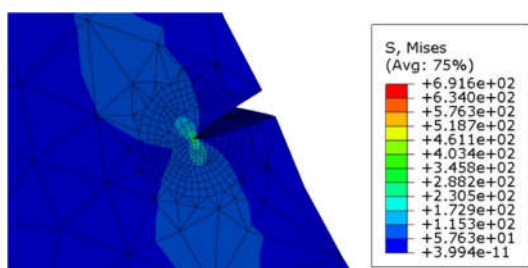
۵- تحلیل استاتیکی نمونه‌ها بدون حضور ترک

با توجه به جایگزینی ماده اصلی، با یک ماده دیگر (به دلیل در اختیار نداشتن ماده اصلی)، اولین قدم در تحلیل سازه بومی شده، تحلیل استاتیکی نمونه بدون حضور ترک و محاسبه ضریب اطمینان در قطعه اصلی و قطعه بومی شده می‌باشد. همچنین تحلیل استاتیکی باعث می‌شود که محل وقوع بیشینه تنش و بحرانی‌ترین نقطه معلوم گردد. بنابراین در تحلیل رشد ترک و خستگی می‌توان ترک اولیه را در



شکل ۹- مدلسازی و تحلیل رشد ترک در نمونه با ماده اصلی

در شکل ۱۰ توزیع تنش در نوک ترک برای قطعه اصلی نشان داده شده است. در این تحلیل‌ها از روش الاستیک - پلاستیک برای بیان میدان تنش در نواحی نوک ترک استفاده شده است.



شکل ۱۰- توزیع تنش در نواحی اطراف ترک لبه‌ای به طول یک میلیمتر

مقادیر ضریب شدت تنش در مود یک و مود دو و نیز ضریب شدت تنش معادل و زاویه رشد ترک برای نمونه با ماده اصلی در جدول ۲ آورده شده است. در این تحلیل‌ها طول ترک اولیه مساوی یک میلیمتر فرض شده است.

همانطور که ملاحظه می‌شود، طی ۳۸ مرحله تحلیل و افزایش طول ترک، مقدار ضریب شدت تنش معادل در مود ترکیبی از مقدار چقرمگی شکست فراتر رفته است. این حالت در طول ترک مساوی ۱۹/۴ میلیمتر رخ داده است. بنابراین با توجه به چقرمگی شکست بالای ماده اصلی، شکست ناگهانی ماده در طول ترک مساوی ۱۹/۴ میلیمتر رخ می‌دهد.

همچنین نتایج جدول فوق نشان می‌دهد که مقادیر ضریب شدت تنش در مود II در مقایسه با مقادیر ضریب شدت تنش مود I بسیار کوچک می‌باشد. از طرف دیگر زاویه رشد ترک نیز کوچک است. بنابراین می‌توان با تقریب بسیار مناسبی از تحلیل مود I بجای تحلیل در مود ترکیبی I+II نیز استفاده نمود.

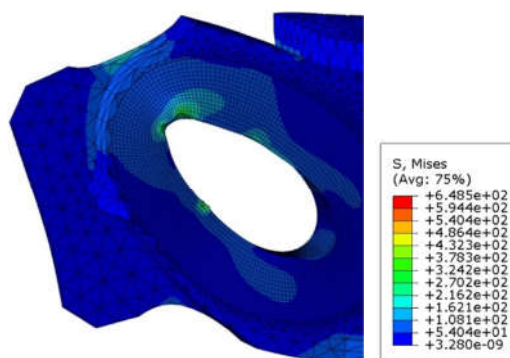
نتایج حاصل از تحلیل رشد ترک برای نمونه بومی‌شده با ماده جایگزین در جدول ۳ آورده شده است. همانطور که از این جدول پیداست، پس از ۱۸ مرحله تحلیل و افزایش طول ترک و استخراج ضرایب شدت تنش از نرم‌افزار ABAQUS و نیز محاسبه ضریب شدت

محل بیشینه تنش ایجاد شده در قطعه در نظر گرفت.

مجموعه قطعات ریب و آرا به فرود به صورت مونتاژی وارد نرم‌افزار المان محدود ABAQUS شده و مراحل تحلیل با وارد کردن خواص مکانیکی و همچنین اعمال نیروها، شرایط مرزی و مش‌بندی قطعات انجام می‌پذیرد. در نهایت پس از استخراج بیشینه تنش، ضریب اطمینان با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌گردد.

$$S.F = \frac{S_y}{\sigma_{max}} \quad (6)$$

در شکل ۸ نقاط بیشینه تنش حاصل از تحلیل استاتیکی بدون حضور ترک برای قطعه اصلی نشان داده شده است. مقادیر بر حسب مگاپاسکال بیان شده‌اند.



شکل ۸- تحلیل استاتیکی سوراخ بدون حضور ترک

در نمونه اصلی بیشینه تنش ایجاد شده به میزان ۴۳۲ MPa بوده و در نمونه بومی‌شده این مقدار مساوی ۴۵۸ MPa به دست آمده است. بنابراین با توجه به داده‌های جدول ۱ برای مشخصات مکانیکی مواد، ضریب اطمینان برای نمونه اصلی مساوی ۲/۹۵ و برای نمونه بومی‌شده ۲/۸۱ محاسبه شده است. این نشان می‌دهد که اگرچه استحکام تسلیم ماده جایگزین بالاتر از ماده اصلی است، اما به دلیل افزایش قطر سوراخ، ضریب اطمینان کوچکتر شده است.

۶- تحلیل رشد ترک

با توجه به نتایج حاصل شده از مرحله قبل، محل ترک اولیه برای شروع تحلیل رشد ترک به دست می‌آید. برای به دست آوردن مسیر رشد ترک فرض می‌شود ترک با طول اولیه رشد می‌کند و مرحله به مرحله طول ترک را اضافه کرده، به طوری که این افزایش طول ترک نباید بیشتر از ۳۰ درصد طول ترک اولیه باشد. [۶]. در هر مرحله با اضافه کردن مقدار مناسب (۰/۵ میلیمتر) به طول ترک، مقادیر ضرایب شدت تنش با استفاده از نرم‌افزار المان محدود ABAQUS محاسبه شده، آنگاه مقدار ضریب شدت معادل و زاویه رشد ترک از روابط (۴) و (۵) محاسبه می‌شوند. این فرایند تا جایی ادامه می‌یابد که طول ترک بحرانی به دست آید. این طول در شرایطی به دست می‌آید که ضریب شدت تنش به دست آمده از تحلیل المان محدود، از چقرمگی شکست بیشتر گردد.

نمونه‌ای از تحلیل‌های صورت گرفته برای ماده اصلی در شکل ۹ نشان داده شده است.

تنش معادل و زاویه رشد ترک، مقدار ضریب شدت تنش در ترک به طول $9/2$ میلیمتر به مقدار بحرانی خود رسیده است.

بنابراین علیرغم اینکه استحکام تسلیم ماده جایگزین بالاتر از استحکام تسلیم ماده اصلی می‌باشد، اما به دلیل چقرمگی شکست پایین ماده جایگزین، طول ترک بحرانی کاهش زیادی داشته است.

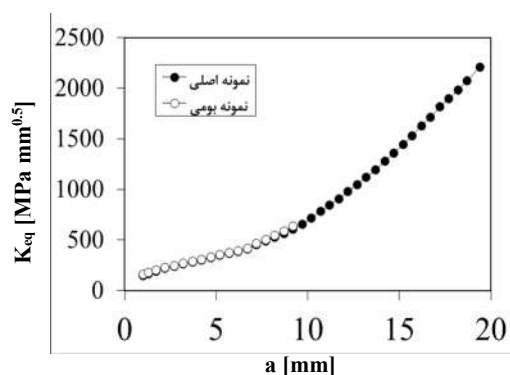
جدول ۲- نتایج تحلیل رشد ترک در نمونه با ماده اصلی

No	a (mm)	K_I (MPa√mm)	K_{II} (MPa√mm)	K_{eq} (MPa√mm)	θ
1	1	148	-0.8	148	0.6
2	1.3	163	-0.9	163	0.6
3	1.7	189	-1.0	189	0.6
4	2.2	218	-1.0	218	0.5
5	2.7	239	-1.1	239	0.5
6	3.2	263	-1.1	263	0.5
7	3.7	284	-1.2	284	0.5
8	4.2	303	-1.3	303	0.5
9	4.7	327	-1.3	327	0.5
10	5.2	349	-1.5	349	0.5
11	5.7	368	-2.0	368	0.6
12	6.2	385	-2.2	385	0.6
13	6.7	412	-2.4	412	0.7
14	7.2	451	-3.1	451	0.8
15	7.7	489	-3.3	489	0.8
16	8.2	524	-3.4	524	0.7
17	8.7	561	-3.5	561	0.7
18	9.2	604	-4.0	604	0.7
19	9.7	653	-4.3	653	0.7
20	10.2	718	-4.8	718	0.7
21	10.7	782	-5.2	782	0.7
22	11.2	845	-5.6	845	0.7
23	11.7	907	-6.1	907	0.7
24	12.2	976	-7.2	976	0.8
25	12.7	1048	-8.5	1048	0.9
26	13.2	1121	-9.4	1121	1.0
27	13.7	1194	-11.6	1194	1.1
28	14.2	1276	-13.8	1276	1.2
29	14.7	1357	-15.6	1357	1.3
30	15.2	1442	-17.5	1442	1.4
31	15.7	1531	-19.8	1531	1.5
32	16.2	1626	-24.5	1626	1.7
33	16.7	1714	-28.3	1714	1.9
34	17.2	1816	-30.2	1816	1.9
35	17.7	1897	-32.7	1897	1.9
36	18.2	1982	-35.3	1982	2.0
37	18.7	2073	-36.8	2073	2.0
38	19.4	2209	-39.4	2209	2.0

جدول ۳- نتایج تحلیل رشد ترک در نمونه بومی‌شده با ماده جایگزین

No	a (mm)	K_I (MPa√mm)	K_{II} (MPa√mm)	K_{eq} (MPa√mm)	θ
1	1	162	-1.4	162	0.9
2	1.3	181	-1.2	181	0.8
3	1.7	205	-1.3	205	0.7
4	2.2	227	-1.3	227	0.6
5	2.7	244	-1.3	244	0.6
6	3.2	269	-4	269	1.7
7	3.7	287	-4.1	287	1.7
8	4.2	309	-4.3	309	1.8
9	4.7	332	-4.4	332	1.8
10	5.2	355	-4.4	355	1.8
11	5.7	371	-5.1	371	2.0
12	6.2	394	-6.3	394	2.3
13	6.7	418	-7.1	418	2.5
14	7.2	466	-8.7	466	2.1
15	7.7	504	-10.3	504	2.3
16	8.2	543	-11.9	543	2.5
17	8.7	585	-13.1	585	2.5
18	9.2	638	-14.3	638	2.5

تغییرات ضریب شدت تنش معادل بر حسب طول ترک در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود، مقدار ضریب شدت تنش در نمونه اصلی و نمونه بومی‌شده به ازای یک طول ترک مشخص، تفاوت چندانی ندارد. اما به دلیل کمتر بودن چقرمگی شکست نمونه بومی در مقایسه با نمونه اصلی، طول ترک بحرانی در نمونه بومی مساوی $9/2$ میلیمتر به دست آمده است. این در حالی است که طول ترک بحرانی در نمونه اصلی مساوی $۱۹/۴$ میلیمتر می‌باشد.



شکل ۱۱- تغییرات ضریب شدت تنش معادل بر حسب طول ترک

۷- تخمین عمر خستگی نمونه اصلی و بومی‌شده

با استفاده از ضرایب شدت تنش محاسبه شده در بخش قبل و نیز استفاده از رابطه (۱)، عمر خستگی ناشی از رشد ترک تخمین زده می‌شود. این کار برای هر دو نمونه اصلی و نمونه بومی‌شده صورت گرفته است. همچنین طول‌های مختلفی برای ترک اولیه در نظر گرفته شده تا میزان ترک مجاز در فرآیند تولید نیز به دست آید. قبل از

استفاده از رابطه (۱) برای تخمین عمر خستگی، از رشد ترک در اثر بارگذاری سیکلی توسط رابطه (۳) اطمینان حاصل می‌شود. عمر ریب مورد نظر برای قطعه اصلی، و نیز برای قطعه بومی‌شده با ماده جایگزین برای طول ترک اولیه مختلف در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴- نتایج عمر قطعه اصلی و قطعه بومی‌شده برای طول‌های

مختلف ترک اولیه		
عمر نمونه بومی	عمر نمونه اصلی	a_0 (mm)
334436	∞	0.55
29446	∞	1.0
11808	520505	1.45
5915	122905	2.0
3426	55765	2.5
2138	30213	3.0
1377	19030	3.5
925	12587	4.0
647	8637	4.5
457	6095	5.0
319	4366	5.5
218	3044	6.0
142	2093	6.5
91	1459	7.0
59	1048	7.5
36	761	8.0
20	554	8.5
9	402	9.0
0	293	9.5
	218	10.0
	166	10.5
	128	11.0
	99	11.5
	77	12.0
	61	12.5
	48	13.0
	38	13.5
	30	14.0
	24	14.5
	19	15.0
	15	15.5
	12	16.0
	9	16.5
	7	17.0
	5	17.5
	3	18.0
	2	18.5
	1	19.0

نتایج نشان می‌دهد که میزان عمر قطعه بومی‌شده با ماده

جایگزین در شرایط مشابه کمتر از نمونه اصلی می‌باشد. به عنوان مثال در طول ترک اولیه مساوی ۲ میلیمتر، عمر قطعه اصلی بدون احتساب ضریب اطمینان حدود ۱۲۳ هزار سیکل به دست آمده است. اما در نمونه بومی‌شده با ماده جایگزین مساوی حدود ۵۹۰۰ سیکل به دست آمده است.

با توجه به اسناد طراحی و فرآیندهای بکارگیری پرنده که توسط کشور سازنده تهیه شده است، هواپیمای مذکور باید بتواند ۳۰۰۰ نشست و برخاست را بدون آسیب تحمل کند. بنابراین با اعمال ضریب اطمینان مناسب (در اینجا مساوی ۲ در نظر گرفته شده است)، بیشینه طول ترک مجاز برای نمونه با ماده اصلی مساوی ۵ میلیمتر و برای نمونه بومی‌شده با ماده جایگزین مساوی حدود ۲ میلیمتر به دست می‌آید. به عبارت دیگر طول ترک مجاز از جدول ۴ برای عمر ۶۰۰۰ نشست و برخاست (اعمال ضریب اطمینان مساوی ۲) استخراج شده است. این نشان می‌دهد که در نمونه بومی‌شده فواصل بازبینی و پایش قطعه ریب باید کوتاه‌تر انتخاب گردد. در پایش قطعه ریب روش‌های غیرمخرب مختلفی نظیر مایع نافذ، نشر آوایی، و رادیوگرافی می‌توانند مورد استفاده قرار گیرند.

استفاده از ماده جایگزین دیگر با چقرمگی شکست بالاتر، می‌تواند خواص خستگی قطعه را تا حد زیادی بهبود بخشیده و منجر به کیفیت بالاتر قطعه گردد. البته در انتخاب ماده جایگزین، سهولت دسترسی در کشور، محدودیت بزرگی است که می‌بایست مدنظر قرار گیرد.

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله به بررسی رشد ترک و تخمین عمر خستگی قطعه ریب اتصال ارباه فرود به بال هواپیما پرداخته شد و نتایج برای قطعه اصلی و قطعه بومی‌شده با ماده جایگزین ارائه گردید. مهم‌ترین نتایج به شرح زیر است:

- ضریب اطمینان بارگذاری استاتیکی نمونه بومی‌شده نسبت به ضریب اطمینان نمونه اصلی کاهش اندکی داشته و از مقدار ۲/۹۱ به ۲/۸۵ رسیده است.
- طول ترک بحرانی در نمونه بومی‌شده نسبت به طول ترک بحرانی نمونه اصلی دچار کاهش شدید شده و از ۱۹/۴ میلیمتر به ۹/۲ میلیمتر کاهش یافته است.
- طول ترک مجاز برای ۳۰۰۰ نشست و برخاست (با احتساب ضریب اطمینان مساوی ۲) برای نمونه اصلی مساوی ۵ میلیمتر به دست آمده است. این در حالی است که برای نمونه بومی‌شده مساوی ۲ میلیمتر می‌باشد.
- فواصل بازبینی ریب اتصال ارباه فرود به بال در نمونه بومی‌شده باید کوتاه‌تر از نمونه اصلی باشد.
- با توجه به مقادیر کوچک ضریب شدت تنش در مود II (در مقایسه با مود I) و نیز زاویه رشد ترک، می‌توان از مکانیک شکست در مود I به جای مود ترکیبی I+II نیز استفاده نمود.

۹- مراجع

- [1] Hosseini Z.S., Dadfarnia M., Somerday B.P, Sofronis P. and Ritchie R.O., On the theoretical modeling of fatigue crack growth. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 121, pp: 341-362, 2018.

- [2] Anderson T.L., *Fracture Mechanics, Fundamentals and Applications*. 3rd edition, CRC Taylor & Francis Group, Florida, 2005.
- [3] Boljanovic S. and Maksimovic S., Fatigue crack growth modeling of attachment lugs. *International Journal of Fatigue*, Vol. 58, No. 1, pp: 66-74, 2013.
- [4] Tian L., Dong L., Phan N. and Atluri S.N., Three dimensional SGBEM-FEM alternating method for analyzing Fatigue-crack growth in and the life of attachment lugs. *Journal of Engineering Mechanics*, Vol. 141, No. 4, pp: 78-89, 2015.
- [5] Citarella R., Lepore M., Shlyannikov V. and Yarullin R., Fatigue surface crack growth in cylindrical specimen under combined loading. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 131, No. 1, pp: 439-453, 2014.
- [6] MasoudiNejad R., Shariati M. and Farhangdoost K., Effect of wear on rolling contact fatigue crack growth in rails. *Tribology International*, Vol. 94, No. 1, pp: 118-125, 2016.
- [7] Noghabi M., SattariFard I. and HosseiniTodeshki H., The effect of fatigue crack growth on mechanical residual stress redistribution. *Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, Vol. 27, No. 2, pp: 1-10, 2016
- [۸] مامندی الف و رجبی م.، تحلیل مکانیک شکست و تخمین رشد ترک خستگی پره توربین گاز با استفاده از روش المان محدود. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*، د. ۴۶، ش. ۲، ص. ۱۲۵-۱۳۹، ۱۳۹۵.
- [۹] غیاثی ح. و سلطانلو م. تحلیل شکست یک میل لنگ قطار تحت بارهای خستگی خمشی. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*، د. ۴۸، ش. ۱، ص. ۲۸۱-۲۸۶، ۱۳۹۷.
- [۱۰] نایینی ع، فاضل‌زاده الف و حسینی ح.، تحلیل خستگی و بهینه‌سازی سازه‌های چندسلولی در بال هواپیما. کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، د. ۱۵، دانشکده صنعت هواپیمایی کشوری، ۱۳۹۴
- [۱۱] قدوسی ح و ادیب نظری س.، بررسی رشد ترک خستگی در پشتیبان اتصالات اربابه فرود هواپیما. اولین کنفرانس بین‌المللی مهندسی مکانیک و هوافضا، ۱۳۹۵
- [۱۲] براتی الف، وزیری م.ع. و یزدانی م.ح.، تخمین عمر خستگی براکت اضطراری یک هواپیمای خاص در مأموریت‌های مختلف به روش عددی و تجربی. *مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها*، د. ۸، ش. ۴، ص. ۱۴۳-۱۵۲، ۱۳۹۷.
- [13] Federal Aviation Administration, *Acceptable methods, techniques, and practices, Aircraft inspection and repara*. U.S Department of Transportation, 43.13-1B, 1998.
- [14] Department of Defense Handbook, MIL-HDBK-5J, *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*, Vol. 31, 2003.
- [15] Klopp W.D., *ASM Ferrous alloys*, New York, 1986.
- [16] Blazic M., Maksimovic S., Petrovic Z., Vasovic I. and Tumict D., Determination of fatigue crack growth trajectory and residual life under mixed modes, *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 60, No. 1, pp: 250-254, 2014.
- [17] Sajith S., Murthy K. and Robi PS., Experimental and numerical investigation of mixed mode fatigue crack growth models in aluminium 6061-T6. *International Journal of Fatigue*, Vol. 130, No. 1, pp: 78-89, 2020.
- [18] Alshamma F.A. and Jassim O.A. Dynamic crack propagation in nano-composite thin plates under multi-axial cyclic loading. *Journal of Material Research and Technology*, Vol. 8, No. 5, pp: 4672-4681, 2019.
- [19] Liao X., Wang Y., Wang Z., Feng L. and Shi Y., Effect of low temperatures on constant amplitude fatigue properties of Q345qD steel butt-welded joints. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 105, No. 4, pp: 597-609, 2019.