بسم الله الرحمن الرحیم

دانشکده مواد و متالورژی

اندرکنش خوردگی وخستگی درارزیابی سازه بال و بدنه هواپیما

پایان‌نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

در رشته مهندسی مواد گرایش شناسایی و انتخاب مواد

عبداله دوجی نژاد

استاد راهنما:

دکتر حسن عبداله‌پور

بهمن ماه ۱۳۹۰

تأییدیه‌ی هیأت داوران جلسه‌ی دفاع از پایان‌نامه/رساله

نام دانشکده: مواد و صنایع

نام دانشجو: عبداله دوجی نژاد

عنوان پایان‌نامه یا رساله: **اندرکنش خوردگی وخستگی درارزیابی سازه بال و بدنه هواپیما**

تاریخ دفاع: ۹۰/۱۱/۱۷

رشته: مواد

گرایش: شناسایی و انتخاب مواد

ردیف	سمت	نام و نام خانوادگی	مرتبه دانشگاهی	دانشگاه یا مؤسسه	امضا
۱	استاد راهنما				
۲	استاد راهنما				
۳	استاد مشاور				
۴	استاد مشاور				
۵	استاد مدعو خارجی				
۶	استاد مدعو خارجی				
۷	استاد مدعو داخلی				
۸	استاد مدعو داخلی				

تأییدیه‌ی صحت و اصالت نتایج

بسمه تعالی

اینجانب عبداله دوجی نژاد به شماره دانشجویی ۸۸۱۱۱۸۹۰۰۶ دانشجوی رشته مهندسی مواد مقطع تحصیلی کارشناسی ارشد تأیید می‌نمایم که کلیه‌ی نتایج این پایان‌نامه/رساله حاصل کار اینجانب و بدون هرگونه دخل و تصرف است و موارد نسخه‌برداری‌شده از آثار دیگران را با ذکر کامل مشخصات منبع ذکر کرده‌ام. درصورت اثبات خلاف مندرجات فوق، به تشخیص دانشگاه مطابق با ضوابط و مقررات حاکم (قانون حمایت از حقوق مؤلفان و مصنفان و قانون ترجمه و تکثیر کتب و نشریات و آثار صوتی، ضوابط و مقررات آموزشی، پژوهشی و انضباطی...) با اینجانب رفتار خواهد شد و حق هرگونه اعتراض درخصوص احقاق حقوق مکتسب و تشخیص و تعیین تخلف و مجازات را از خویش سلب می‌نمایم. در ضمن، مسؤولیت هرگونه پاسخگویی به اشخاص اعم از حقیقی و حقوقی و مراجع ذی‌صلاح (اعم از اداری و قضایی) به عهده‌ی اینجانب خواهد بود و دانشگاه هیچ‌گونه مسؤولیتی در این خصوص نخواهد داشت.

عبداله دوجی نژاد

امضا و تاریخ:

مجوز بهره‌برداری از پایان‌نامه

بهره‌برداری از این پایان‌نامه در چهارچوب مقررات کتابخانه و با توجه به محدودیتی که توسط استاد راهنما به شرح زیر تعیین می‌شود، بلامانع است:

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه/ رساله برای همگان بلامانع است.

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه/ رساله با اخذ مجوز از استاد راهنما، بلامانع است.

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه/ رساله تا تاریخ..... ممنوع است.

نام استاد یا اساتید راهنما:

تاریخ:

امضا:

تقدیم به:

خانواده مهربانم که در انجام این پروژه و تمام مراحل زندگی پشتیبانم بوده اند.

تشکر و قدردانی:

از آقایان دکتر حسن عبداله پور و سرهنگ حسین تاجیک که در انجام این پروژه راهنما و همکار من بودند، کمال تشکر را دارم.

چکیده

رفتار خوردگی خستگی قطعه ای ازبال هواپیما از جنس آلیاژ ۷۰۷۵ -T۷۳ آلومینیوم که به مدت طولانی در شرایط سرویس بوده با ایجاد پیش خوردگی(حفره دار کردن) روی نمونه ها و متعاقب آن اعمال بارهای محوری خستگی با دامنه ثابت مورد بررسی قرار گرفت. همچنین برای اهداف مقایسه ای در راستای این بررسی، قطعه ای از بدنه هواپیما از جنس آلیاژ۷۰۷۵-T۶انتخاب شد که این نوع آلیاژ نیز عمر سرویس مشابه با آلیاژ قبلی داشت منتها حفره های خوردگی قطعه بال را نداشت. آلیاژ های سری ۷xxx آلومینیوم که معمولا در قطعات مورد استفاده در سازه های هوافضایی کاربرد دارند بصورت نمونه های خستگی محوری در معرض طیف باری کاملا برگشت پذیر قرار داده شدند. دراین مقاله تاثیرپیش خوردگی با قرار دادن نمونه ها در حمام پاشش نمک(مه نمکی) براساس استاندارد مشخص حاصل شد و با توجه به عمر خدمتی طولانی و تحت شعاع قرار گرفتن صحت سازه و همچنین تاثیر گذشت عمر روی خواص مکانیکی و ترکیب شیمیایی با تهیه کوپن های مورد بررسی قرار گرفتند.

واژه‌های کلیدی: آلومینیوم، خوردگی خستگی، خوردگی حفره دار شدن

فهرست مطالب

فصل اول: مقدمه ۱۸

۱.۱. مقدمه: ۱۹

فصل دوم:مروری بر منابع مطالعاتی ۲۳

۱.۲. تاریخچه و معرفی خوردگی خستگی ۲۴

۲-۲. ویژگی های خوردگی خستگی ۲۷

۳.۲. مکانیزم و مدل های خوردگی خستگی ۲۸

۱.۳.۲. ترک القای هیدروژنی ۲۹

۱.۱.۳.۲. مکانیزم فشار ۳۰

۲.۱.۳.۲. مکانیزم سستی پیوندشبکه ۳۰

۳.۱.۳.۲. مکانیزم جذب سطحی ۳۰

۴.۱.۳.۲. مکانیزم هیدرید ۳۱

۵.۱.۳.۲. پلاستیسیته ناشی از تقویت هیدروژن ۳۱

۲.۳.۲. انحلال آندی ۳۱

۳.۳.۲. تمرکز تنش در پایه حفره ها ۳۲

۴.۲. جنبه های گوناگون خوردگی خستگی ۳۴

۱.۴.۲. متغیر های مکانیکی ۳۴

۱.۱.۴.۲. تاثیر فرکانس بارگذاری خستگی ۳۴

۲.۱.۴.۲. تاثیر بارگذاری بیش از حد مجاز ۳۷

۲.۴.۲. متغیر های محیطی ۳۹

۱.۲.۴.۲. تاثیر فشار بخار آب ۳۹

۲.۲.۴.۲. تاثیر دما ۴۰

۳.۴.۲ . متغیر های متالورژیکی ۴۲

۱.۳.۴.۲. تاثیرترکیب شیمیایی ۴۳

۲.۳.۴.۲. تاثیر ریز ساختار ۴۳

۳.۳.۴.۲. تاثیر عملیات حرارتی ۴۳

۴.۳.۴.۲. تاثیر اندازه دانه ۴۳

۵.۲. شکست های خوردگی خستگی ۴۵

۱.۵.۲. شروع ترک خوردگی خستگی ۴۶

۲.۴.۲ . رشد ترک خوردگی خستگی ۴۹

۳.۵.۲.آنالیز شکست های خوردگی خستگی ۵۰

۱.۳.۵.۲. بررسی ماکروسکوپی شکست ها ۵۰

۲.۵.۳.۱.۲.کاربرد وسائل سنجش ۵۰
۲.۵.۳.۱.۳. منابع شکست ۵۱
۲.۵.۳.۱.۴. شکست نهایی ۵۳
۲.۵.۳.۲. آزمایشات میکروسکوپی شکست ها ۵۳
۲.۵.۳.۳ . اقدامات اصلاحی و پیشگیری از خوردگی خستگی ۵۶
۲.۵.۳.۳.۱. تنش عملی ۵۷
۲.۵.۳.۳.۲. استحکام مواد ۵۷
۲.۵.۳.۳.۳. تاثیرات خوردگی ۵۸
۲.۵.۳.۳.۴. جمع بند ی پیشگیری از خوردگی خستگی ۵۹

فصل سوم: خوردگی خستگی در هواپیما ها ۶۱

۳.۱. بررسی خوردگی خستگی هواپیما ۶۲
۳.۱.۱. آسیب ناشی از پیش خوردگی، بعنوان عیب اولیه معادل ۶۳
۳.۱.۲. علل و انواع خوردگی در هواپیما ۶۴
۳.۱.۳. تاثیر خوردگی روی خستگی ۶۷
۳.۱.۴. سنجش کمی خوردگی ۶۹
۳.۱.۵. سنجش کمی خوردگی حفره دار شدن ۷۰
۳.۱.۶. پارامتر های صافی سطح ۷۱
۳.۱.۸. خوردگی سطحی و ضخامت ازبین رفته ۷۱
۳.۱.۸. خوردگی پوسته پوسته شدن و بالشتی شدن ۷۲
۳.۱.۹. بررسی ها و مدلسازی فعل و انفعالات خوردگی/خستگی ۷۴
۳.۱.۱۰. خوردگی حفره دار شدن و تاثیرات آن روی خستگی ۷۵
۳.۱.۱۱. پوسته پوسته شدن، خوردگی شیاری، و تاثیرات آن روی خستگی ۷۷
۳.۱.۱۲. تاثیرات کاهش خوردگی ۸۰
۳.۱.۱۳. متدولوژی ها برای پیش بینی تاثیرات خوردگی روی عمر خستگی ۸۱
۳.۱.۱۳.۱. شروع ترک ۸۱
۳.۱.۱۳.۲. رشد ترک ۸۴

فصل چهارم: روش هاش آزمایش ۸۷

۴.۱. مواد ۸۸

۴.۲. محیط تست و طیف بارگذاری ۹۳
۴.۲.۱. محیط آزمایشگاه ۹۳
۴.۲.۲. محیط آب دریای شبیه سازی شده ۹۴

۴.۳. انجام تست خستگی ۹۶

فصل پنجم: نتایج ۱۰۱

۱.۵. نتایج حاصل از کوانتومتری قطعات ۱۰۲

۲.۵. نتایج حاصل از تست کشش ۱۰۳

۳.۵. نتایج حاصل از پیش خوردگی ۱۰۷

۴.۵. نتایج حاصل از تست خستگی و خوردگی خستگی نمونه ها ۱۰۹

۵.۵ . شکست نگاری ۱۱۴

فصل ششم: نتیجه گیری و پیشنهادها ۱۱۷

۱.۶. نتیجه گیری ۱۱۸

۲.۶. پیشنهاد ها ۱۱۹

مراجع ۱۲۰

فهرست اشکال

شکل ۲-۱ : نمودار های خستگی و خوردگی خستگی برای آلیاژ های آلومینیوم[۶]. ۲۵
شکل ۲-۲ : (a)تصویر اولیه ای که از شکست لوله دیگ بخار گرفته شده است(b) نمای بسته از سطح شکست مقطع لوله نواری از ترک های بیشمار موازی را نشان می دهد [۶] . ۲۶
شکل ۲-۳ : نمایش شماتیکی شکست های ناشی از خستگی وخوردگی خستگی[۷]. ۲۷
شکل ۲-۴ : شماتیک ترتیب فرآیند های گوناگونی که در رشد ترک خوردگی خستگی آلیاژهایی که در معرض محیط های مهاجم قرار دارند[۱]. ۲۹
شکل ۲-۵ : شماتیک رشته اتفاقاتی که در نوک ترک رخ می دهد.[۱] ۳۲
شکل ۲-۶ : سطح شکست خستگی که نشان می دهد ترک ها از حفره های خوردگی شروع شده اند.[۹] ۳۳
شکل ۲-۷ : سینتیک رشد ترک خستگی فولاد ۴۳۴۰، در دمای اتاق و تحت محیط آرگون بدون رطوبت و در بخار آب (۵۸۵Pa) در R=./۱ [۱]. ۳۵
شکل ۲-۸ : تعداد سیکل های منجر به شکست در پنج ررنج فرکانسی برای آلیاژ آلومینیوم ۲۰۲۴-T۳[۱۰]. ۳۶
شکل ۲-۹ : تعداد سیکل های منجر به شکست در چهار رنج فرکانسی برای آلیاژ ۲۰۵۶-T۴[۱۰]. ۳۶
شکل ۲-۱۰ : داده های عمر خستگی برای آلیاژ ۷۰۷۵-T۶۵۱ آلومینیوم در هوا و آب شور شبیه سازی شده [۱۲]. ۳۷
شکل ۲-۱۱ : بزرگنمایی سطوح شکست. (نمونه در محلول کلرید سدیم و در سطح تنش بالا تحت سیکل قرار داده شد (a) بزرگنمایی مکان شروع شکست و پیکان نقطه شروع را نشان می دهد (b) خط بندی های نزدیک مکان شروع شکست[۱۲]. ۳۸
شکل ۲-۱۲ : تاثیر فشار بخار آب روی نرخ های رشد ترک خستگی در آلیاژ آلومینیوم ۲۲۱۹-T۸۵۱ در دمای اتاق[۱]. ۴۰

شکل ۲-۱۳ : تاثیر دما روی نرخ رشد ترک خوردگی خستگی فولاد آستنیتی شبه پایدار در آب مقطر[۱]. ۴۱

شکل ۲-۱۴ : تاثیر اندازه دانه روی نرخ های رشد ترک در $Ti-8.6Al$ در خلاء و محلول $3.5\%\ NaCl$ [۱]. ۴۴

شکل ۲-۱۵ : تاثیر اندازه دانه بر نرخ های رشد ترک خستگی $Al-5.7Zn-2.5Mg-1.5Cu$ در خلاء و محلول NaCl ٪۳/۵ [۱].

۴۴

شکل ۲-۱۶ : نوعی از رفتار خستگی در محیط مهاجم در مقایسه با رفتار خستگی در محیط بی اثر یا فرکانس بالا(*a*) نمودار *S-N* (*b*) سرعت رشد ترک در مقابل دامنه شدت تنش*[۱۱]*

۴۶

شکل ۲-۱۷ : ترک های خوردگی خستگی در فولاد کربنی. که از حفرهای کروی شکل خوردگی لوله فولادی دیگ بخار نشات گرفته است (اچ نایتال ۲۵۰X) [۱۱]

۴۷

شکل ۲-۱۸ : شکست نگاری آلیاژ ۲۰۲۴-T۳ (a) حفره ای که بصورت مورب گسترش یافته (b) ترک خستگی جوانه زده[۱۴].

۴۸

شکل ۲-۱۹ : شکست نگاری آلیاژ ۲۰۲۴-T۳ که از محل یک حفره سه ترک مجزا جوانه زده است[۱۴] .

۴۸

شکل۲-۲۰ : منبع تنهای ترک خوردگی خستگی فولاد زنگ نزن ۴۰۳ که در معرض بخار قرار گرفته و علائم ساحل در آن مشخص است تصویر *SEM* بزرگنمایی *۶۰X*،*[۱۱]*.

۵۱

شکل۲-۲۱ : حفره چند اندازه ای می تواند در نقطه شروع شکست که با خط سفید دور آن خط کشیده شده است دیده شود *[۱۲]*.

۵۲

شکل ۲-۲۲ : شکست نگار TEM رپلیکای کربن –پلاستیک که خصوصیات سطح شکست را نشان می دهد (*a*) خط بندی های خستگی و محصولات خوردگی (نقاط سیاه) روی سطح شکست آلیاژ *T۶* ۲۰۱۴- چرخ هواپیما که در حین سرویس دچار ترک شده است. *۳۵۰۰X*،[۱۱].

۵۵

شکل ۳-۱ : خوردگی، لولایی از جنس آلیاژ(۷۰۷۰-T۷۴) آلومینیوم که در داخل آن یک بوش مسی قرار گرفته است (C۱۷۲۰۰، برلیوم مس[۱۵]

۶۵

شکل ۳-۲ : خوردگی پوسته پوسته شدن در اطراف سوراخ یک اتصال دهنده در شاه تیر بدنه هواپیما از جنس ۷۰۴۹-T۷۳. پیکان های شعاعی بررسی های انجام شده برای اندازه گیری میزان آسیب را نشان می دهند[۱۵]. ۶۶

شکل (۳-۳) خوردگی بالشتی شدن در محل اتصال پوسته هواپیما. پوسته از جنس ۲۰۲۴-T۴ به تقویت کننده ای ازجنسی مشابه خود توسط جوش نقطه ای وصل شده است و دارای اتصال دهنده ای از جنس ۲۰۱۷-T۳ می باشد[۱۵]

۶۷

شکل ۳-۴ : خواص خستگی ورقه آلومینیومی ۷۰۷۵ -T۶ با ضخامت ۰/۰۸ اینچ بصورت خورده شده و خورده نشده[۱۵]

۶۸

شکل ۳-۵ : اتصال لب به لب خورده شده مکانیزم بالشتی شدن را نشان می دهد[۱۵]

۷۲

شکل ۳-۶ : بیانگر شمای کلی پوسته بدنه هواپیما از نوع ۷۰۷۶ با میخ پرچ آلومینیومی ۲۰۱۷ ظاهر کلی سطح دریچه ها بیان کننده اتصال پوسته ای بدنه[۱۵]

۷۳

شکل ۳-۷ : اتصال لب به لب خورده شده از جنس ۷۰۷۵-T۶ پوسته دارای اتصال دهنده هایی از جنس ۲۰۱۷(a) نمونه از دریچه ای که در معرض تست پاششASTM CASS قرار گرفته تهیه شد که بالشتی شدن و حمله به پوشش را نشان می دهد(b) میکرو گراف مقطع عرضی اتلاف پوشش را نشان می دهد، اما اتلافی در هسته ۷۰۷۵-T۶ دیده نمی شود. بزرگنمایی۲۰۰X [۱۵].

۷۹

شکل ۳-۸ : تاثیر برنامه های مختلف محافظت از خوردگی روی رفتار خستگی آلیاژ ۷۰۷۵-T۶ . شش نمونه از هر برنامه محافظتی تست خستگی شدند. بیشترین تنش تست خستگی برابر (۵۵ksi)۳۵۰Mpa، R=./۱ . میله های سفید رنگ نشان دهنده نمونه هایی هستند که در معرض هیچ نوع پیش خوردگی قرار نگرفته اند. میله های سه تایی سایه دار در هر مجموعه به مدت ۱۵۳۶ ساعت در معرض محیط خوردگی (ASTMG ۸۵ Annex ۵) قرار گرفته است[۱۵].

۸۱
شکل ۳-۹ : عمر های خستگی پیش بینی شده آلیاژ ۷۰۷۵-T۶، نمو نه ها دارای حفره باز و شدیدا تحت تاثیر آسیب خوردگی. حفره باز بدون آسیب خوردگی نمودار K_t=۳. Char نمودار ویژگی آسیب می باشد. نمودارهای ۵٪ و ۹۵٪ ویژگی های مقادیر پنجم و نود و پنجم درصد توزیع ابعادی حفره weibull را ارائه می کنند[۱۵]. ۸۳
شکل ۴-۱ : ابعاد نمونه تست کشش محوری براساس استاندارد ASTM E۸ ۹۲
شکل ۴-۲ : ابعاد کوپن خستگی آلیاژ آلومینیوم براساس استاندارد ASTM E ۴۶۶ ۹۳
شکل ۴-۳ : دستگاه وایر کات مورد استفاده برای برش کاری نمونه ها ۹۴
شکل ۴-۴ : نمونه های خستگی محوری پس از مرحله برش کاری توسط دستگاه وایرکات ۹۵
شکل ۴-۵ : طیف بارگذاری دوره ای (R= -۱) برای آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵- T۶ ۹۶
شکل ۴-۶ : نمایش شماتیک رشد ترک خستگی از محل حفره در پیش بینی عمر خستگی[۹] ۹۷
شکل ۴-۷ : دستگاه تست کشش- خمش و خستگی الکترو هیدرولیکی Instron ۸۵۰۲ ۱۰۰
شکل ۴-۸ : نمودار کرنش/زمان حاصل از صحت‌سنجی ۱۰۱
شکل ۵-۱ : نحوه محاسبه مدول یانگ براساس استانداردE۱۱۱ ASTM ۱۰۵
شکل ۵-۲ : نمودار تنش کرنش آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵-T۶ کارکرده ۱۰۸
شکل ۵-۳ :نمودار تنش کرنش آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵-T۶ در این تست آلیاژ بصورت بکر یا کار نکرده می باشد[۱۹] ۱۰۸
شکل ۵-۴ : بزرگنمایی سطح خوردگی نمونه ها(نمونه در حمام محلول کلرید سدیم به مدت ۲۰۰ ساعت بود a) بزرگنمایی ۵۰x و b) بزرگنمایی ناحیه مشخص شده ۱۰۰x ۱۰۹

شکل ۵-۵ : بزرگنمایی سطح خوردگی نمونه ها a) بزرگنمایی ۵۰x و b) بزرگنمایی ناحیه مشخص شده ۱۰۰x ۱۱۰
شکل۵-۶ : تصویری واضح حفره ناشی از پیش خوردگی ۱۱۰
شکل۵-۷ : نمودار S-N تست نمونه های داری پیش خوردگیInter Mediate Rib از جنس ۷۰۷۵-T۷۳ ۱۱۳
شکل ۵-۸ : نمودار S-N تست نمونه های خستگی Drop Out Link از جنس ۷۰۷۵-T۶ ۱۱۳
شکل ۵-۹ : نمودار S-N مقایسه ای نمونه های دارای پیش خوردگی و نمونه کار نکرده از جنس-۷۰۷۵ T۷۳ [۲۰] ۱۱۴
شکل ۵-۱۰ : نمودار S-N مقایسه ای نمونه های کارکرده و نمونه کار نکرده از جنس۷۰۷۵-T۶ [۲۰] ۱۱۵
شکل ۵-۱۱ : وجود حفره خوردگی که با خط سفید مشخص شده و جوانه زنی ترک خستگی ناشی از آن (نمونه ۷۰۷۵-T۷۳در محلول کلرید سدیم) ۱۱۷
شکل۵-۱۲ : وجود دو حفره ناشی از پیش خوردگی سبب ایجاد ترک پیش رس کوچک شده و در نهایت با پیوستن دوترک کوچک ترک بزرکتر تشکیل شده که منجر به شکست در نمونه های -۷۰۷۵ T۷۳شده است ۱۱۷
شکل ۵-۱۳ : شکست نگاری مقطع شکست ۷۰۷۵-T۶ ۱۱۸
شکل ۵-۱۴ : شکست نگاری مقطع شکست ۷۰۷۵-T۶ ۱۱۸

فهرست جداول

جدول ۴-۱ : ترکیب شیمیایی و درصد وزنی عناصر آلیاژ ۷۰۷۵ [۱۶]
۹۰
جدول ۴-۲ : خواص مکانیکی آلیاژ ۷۰۷۵ در عملیات حرارتی های مختلف[۱۶]
۹۰
جدول ۴-۳ : پروسه عملیات حرارتی مختلف آلیاژ های سری ۷xxx [۱۶]
۹۱
جدول ۴-۴ : محیط های تست
۹۵
جدول ۴-۵ : مقایسه نتایج حاصل از صحت سنجی
۱۰۱
جدول ۴-۶ : طیف نیروی بارگذاری خستگی نمونه های دارای پیش خوردگی و بدون پیش خوردگی[۱۷,۱۸] ۱۰۲
جدول۵-۱: ترکیب شیمایی نمونه برحسب درصد وزنی عناصر
۱۰۴
جدول ۵-۲ : ترکیب شیمیایی آلیاژ ۷۰۷۵[۱۶]
۱۰۴
جدول ۵-۳ : جزئیات و نتایج تست خستگی
۱۰۵
جدول ۵-۴ : نتایج حاصل از تست نمونه های داری پیش خوردگی از جنس ۷۰۷۵-T۷۳
۱۱۲
جدول ۵-۵ : نتایج حاصل از تست نمونه های خستگی از جنس ۷۰۷۵-T۶
۱۱۲

فصل اول:

مقدمه

۱.۱. مقدمه:

خوردگی خستگی، تقلیل مقاومت خستگی مواد در اثر وجود محیط خورنده می باشد که به پدیده ترک خوردن مواد تحت فعل و انفعالات متقابل بارگذاری های سیکلی و محیط خورنده مربوط می شود. این پدیده به خاطر حادث شدن آن در بسیاری از آلیاژهای مهندسی تحت محیط های گوناگون به عنوان مهمترین عامل شکست سازه های مهندسی شناخته می شود [۱]. خوردگی خستگی بطور محض برای فلزات سازه ای با کاربرد استراتژیک در محیط زیان آور که مد شکست آنها بصورت پیچیده عمل می کند بسیار مهم است. این دیدگاه براساس احتمال بارهای سیکلی متغیر، محیط های شیمیایی گوناگون در شرایط سرویس، احساس نیاز برای قابل پیش بینی بودن عمر قطعات، مستعد بودن فلزات خالص و آلیاژ ها به آسیب خوردگی خستگی، وابستگی به زمان وخصوصیت چند متغیری خوردگی خستگی می باشد, سیستم های انرژی هسته ای، توربین های بخار و گازی، هواپیماها، سازه های زیرزمینی، خطوط لوله، و پل ها را تحت تاثیر قرار داده است. موضوعات خوردگی خستگی برای رفتار سیستم هایی که دارای عمر خدمتی طولانی هستند اهمیت زیادی دارد[۲].

در ناوگان های هوایی از هواپیماها انتظار می رود که دارای عمر هایی نزدیک به عمر پیش بینی شده در طراحی اولیه باشند ازاینرو ادامه عملیات های هوایی نیازمند به روز شدن تجزیه تحلیل ها به منظور تعیین این که چه دوره پروازی را هواپیما می تواند بصورت ایمن پرواز کند است. برخی از این تجزیه تحلیل ها نیاز به یک سری از خواص مکانیکی بعنوان ورودی دارند از جمله مدول یانگ و نرخ رشد ترک می باشند. سوالی که اینجا پیش می آید این است که آیا خواص مواد اولیه بکار رفته در محاسبات طراحی نخستین، می توانندحالت فعلی مواد بعد از گذشت عمر خدمتی هواپیما را توصیف کنند. برای مثال خواص مواد بر اثر گذشت عمر, خوردگی، ناهمواری سطحی و سایر فاکتور ها تغییر می کند از اینرو آنالیزهای پیش بینی کننده صحت سازه می توانند دچار اشکال شوند[۳].

در ناوگان هوایی که هواپیما ها در معرض بار های دوره ای گوناگون مانند هوا به هوا، هوا به زمین، زمین به هوا قرار می گیرند و با توجه به محل های مختلف ماموریتی هواپیما ها، که شامل محیط های مرطوب تا محیط هایی با آلودگی زیاد و باران های اسیدی و عملیات های مربوط به تعمیر اساسی هواپیما، اسید شویی قطعات هواپیما وغیره می توانند باعث خوردگی در قسمت های

مختلف هوا پیما شوند قضیه زمانی بغرنج می شود که قطعات بحرانی هواپیما که تحت بارگذاری سیکلی قرار دارند دچار خوردگی شوند دراینصورت تاثیر متقابل خوردگی و خستگی اگر به درستی شناسایی و کنترل نشود خسارت های جبران ناپذیری را متوجه ناوگان هواپیمایی می کند و باعث از پا در آمدن هواپیما ها می شود.

تحلیل های استخراج شده از تاریخچه مدهای شکست هواپیماها در جنگ جهانی دوم نشان داد که خستگی و خوردگی به ترتیب مسبب ۵۵٪ و ۲۵٪ شکست ها بوده اند. خوردگی می تواند بعنوان یک نگرانی قابل ملاحظه در زمینه ایمنی ساز ها باشد چون که خوردگی، تنش را در بدنه هواپیما با کاهش سطح مقطع عرضی موثر اعضای باربرسازه افزایش می دهد. همچنین خوردگی سبب تمرکز تنش می شود از اینرو می تواند منجر به شروع نابهنگام ترک خستگی شود. بنابراین، حضور خوردگی عمر خستگی را کاهش می دهد و خطر شکست اجزاء هواپیما را افزایش می دهد. این مسائل بخصوص در هواپیماهای فرسوده اتفاق می افتد، چون که بسیاری از آنها به خاطر هزینه سنگین اقتصادی، زمان بیشتری در عمر خدمتی خود قرار می گیرند که این فراتر از اهداف اولیه طراحی می باشد **[۴]**.

زمانی که هزینه ها با شناسایی، کاهش، تعمیر و نگهداری خوردگی ارتباط پیداکردند این پدیده، اهمیت ویژه اقتصادی یافت. مطالعات دولتی ایالات متحده در سال های۱۹۹۶ و۲۰۰۱هزینه های مستقیم مربوط به خوردگی را برای سیستم های نظامی و زیربنایی به ترتیب۱۰و۲۰ میلیارد دلار پیش بینی کرد. این هزینه ها، هزینه های غیر مستقیم مربوط به از دست دادن فرصت استفاده از تجهیزات هنگام تعمیر را شامل نمی شود. گزارش سالانه خوردگی برای تمام سیستم های هواپیما(نظامی و غیرنظامی) در ایالات متحده ۱۳میلیارد دلار پیش بینی شد. از این مقدار تقریبا ۳ میلیار دلار مربوط به نگهداری ۱۵۰۰۰هواپیمای نظامی و سهم نیروی دریایی با ۴۶۰۰ هواپیما ۱ میلیارد دلار بود. مطالعه نیروی هوایی هزینه مستقیم سالانه خوردگی مربوط به نگهداری را در سال ۱۹۹۷ در حدود ۷۹۵ میلیون دلار تعیین کرد. از زمانی که تعداد ناوگان نیروی هوایی از سال ۱۹۹۰ حدود ۲۰٪ کاهش یافت، هزینه کل خوردگی تنها ۱۰٪ کاهش پیدا کرد و هزینه های ویژه هواپیما ۴٪ افزایش یافت. بررسی های مکرر هزینه خوردگی در نیروی هوایی روندی افزایشی را همزمان با افزایش هزینه های کلی خوردگی از ۱/۱ میلیارد دلار در سال ۲۰۰۱ به ۱/۵ میلیارد دلار در سال ۲۰۰۴ نشان می دهد **[۴]**.