

# روش‌های مختلف طراحی خستگی اجزاء بالگرد

امیررضا شاهانی\* (استاد)

سیروان محمدی (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

مهندسی مکانیک شریف، (پیاورد ۱۳۹۶)  
دوره ۳ - ۳۳، شماره ۱، ص. ۱۰-۱۳، (مهر ۱۳۹۶)

طراحی خستگی اجزاء بالگرد کاری سخت و چالش‌برانگیز است. هدف از ارزیابی خستگی بالگرد نشان دادن این نکته است که در طول عمر کاری بالگرد، انتظار و اماندگی فاجعه‌آفرین ناشی از خستگی کاملاً از بین رفته و نیز وقوع ترک خوردگی غیر فاجعه‌آمیز به حد کافی در سطح پایینی باقی می‌ماند، طوری که استفاده‌ی اقتصادی از سازه بالگرد حاصل شود. روش طراحی خستگی که اغلب توسط جامعه‌ی بالگردسازی اعمال شده، براساس فلسفه‌ی «عمر مطمئن» بوده است. در سال‌های بعد، به علت کارآمد نبودن روش عمر مطمئن لزوم استفاده از روش‌های دیگر تحلیل عمر خستگی - مانند روش تحمل نقص و روش تحمل آسیب - بیشتر احساس شد. در این مقاله ضمن مرور روش‌های مختلف طراحی خستگی بالگرد، مزایا و معایب هر روش ارائه می‌شود. در پایان جنبه‌های دیگر طراحی خستگی بالگرد مورد بررسی قرار می‌گیرد.

واژگان کلیدی: خستگی بالگرد، عمر خستگی، طراحی خستگی بالگرد، روش‌های خستگی بالگرد.

shahani@kntu.ac.ir  
mec.mohammadi@gmail.com

## ۱. مقدمه

سال ۱۹۸۹ تأیید شد،<sup>[۴]</sup> تحمل در برابر نواقص و آسیب‌ها ضرورت یافت، و راه به سوی کاربرد فلسفه‌ی طراحی تحمل آسیب - که پیش‌تر برای هواپیماها گسترش یافته بود و به‌طور موفقیت‌آمیزی کاربرد داشت - در بالگردها هموار شد.<sup>[۱]</sup> طبق استاندارد FAR ۲۹/۵۷۱ ارزیابی تحمل خستگی بالگرد باید از یکی از روش‌های عمر مطمئن، تحمل نقص<sup>۴</sup> یا و اماندگی مطمئن<sup>۵</sup> انجام گیرد. اگر نشان داده شود که روش‌های تحمل نقص خستگی برای یک سازه خاص به دلیل محدودیت‌های هندسی قابلیت بازرسی ندارد یا انجام یک طراحی خوب قابل اعمال نیست، روش عمر مطمئن به‌منظور ارزیابی خستگی مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

## ۲. طیف بارگذاری بالگرد

طی انجام تحقیقات اولیه روی بالگردی جدید که توسط آگوستا - وست لند انجام شد، اطلاعاتی در رابطه با بارهای وارد به قسمت‌های مختلف بالگرد به دست آمد. در شکل ۱ بیشترین و کم‌ترین مقدار تنش مربوط به سیکل‌های مختلف روی پتل‌های نازک متعلق به بدنه‌ی عقبی<sup>۶</sup> بالگرد در یک مأموریت حمل و نقل مسافر نشان داده شده است.<sup>[۱]</sup> اجزاء روتور در معرض نوع دیگری از میدان بار قرار دارند که در آن اکثر سیکل‌ها نسبت تنش بالا و دامنه‌ی کوتاه دارند و توسط سیکل‌های با مقدار کمینه ناشی از سیکل‌های شروع - توقف<sup>۷</sup> قطع می‌شوند. توالی بارهای استاندارد،

روش طراحی خستگی که اغلب توسط شرکت‌های بالگردسازی اعمال شده، براساس فلسفه‌ی عمر مطمئن بوده است.<sup>[۱]</sup> تحقیقات یوروکوپتر در رابطه با حوادث نشان می‌دهد که ۷۷ درصد از حوادث بر اثر عوامل محیطی و کاربرد، ۱۷ درصد به علت اشتباهات نگه‌داری، و ۳/۰ درصد به علت طراحی ضعیف بوده است. بعد از بررسی‌های لازم مشخص شد که با استفاده از روش طراحی تحمل آسیب، از ۲۰ درصد این حوادث می‌شد اجتناب کرد.<sup>[۲]</sup>

در سال ۱۹۷۸ نیروی هوایی آمریکا برای اولین بار روش تحمل آسیب را به موتور هواپیما، که ویژگی‌هایی مشابه بالگرد دارد، اعمال کرد. در سال ۱۹۸۰ یک تحقیق گروهی روی عمر اتصال گام<sup>۱</sup> بالگرد از روش عمر مطمئن انجام شد و به علت پراکندگی عمرهای به دست آمده برای یک مسئله‌ی یکسان توسط محققین مختلف، ضرورت استفاده از روش‌های دیگر تحلیل عمر خستگی بیشتر می‌شد. در همان سال ارتش ایالات متحده معیاری ارائه کرد که قابلیت اطمینان شش عدد نه (۰/۹۹۹۹۹۹) برای قطعات دینامیکی بالگرد در طول عمر طراحی و کاربردشان را لازم می‌کرد. سرانجام در سال ۱۹۸۳، شرکت Sikorsky برای اولین بار قراردادی با نیروی هوایی آمریکا<sup>۲</sup> به منظور ارزیابی تحمل آسیب سازه بالگرد HH-۵۳ امضا کرد.<sup>[۳]</sup> از سال ۱۹۸۹ آئین‌نامه‌های صنایع فضایی نیز به سمت کاربرد اصول تحمل آسیب در بالگرد قدم برداشت. در نتیجه‌ی اقدامات سازمان هوایی فدرال<sup>۳</sup>، استاندارد FAR ۲۹/۵۷۱ در

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۲/۷/۲۳، اصلاحیه ۱۳۹۳/۳/۳۱، پذیرش ۱۳۹۳/۴/۹



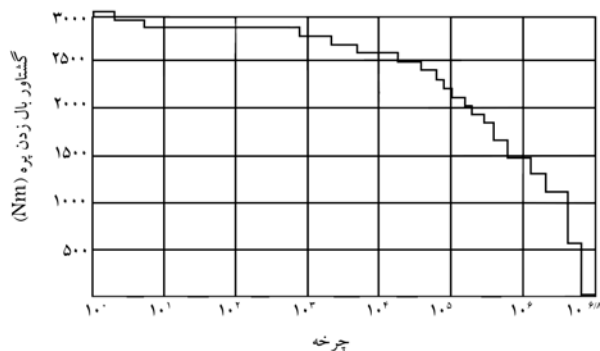
می‌شود، قابل اندازه‌گیری نیست. قانون ماینر فرض می‌کند که تجمع آسیب مستقل از اندازه‌ی آسیب است و توالی بار را در نظر نمی‌گیرد. به‌طور کلی این امر می‌تواند منجر به عمر خستگی محاسبه شده‌ی کوتاه‌تر یا بلندتر شود. این عامل می‌تواند دلیل واماندگی در مواردی باشد که سیکل‌های باری آن بالا و پایین است، چرا که قانون ماینر نمی‌تواند توالی بار را در نظر بگیرد.<sup>[۱۹]</sup>

نتایج عمر خستگی به‌دست آمده از روش عمر مطمئن، بیشتر به متغیر اتفاقی استحکام ماده حساس است تا به متغیر اتفاقی بار. بنابراین به جای بررسی دقیق تغییرات بارهای عملکردی، بهتر است تغییرات استحکام ماده با دقت بالاتری مورد بررسی قرار گیرد، زیرا تأثیرش در احتمال واماندگی خستگی غالب است.<sup>[۲۰]</sup>

در باره‌ی روش‌های موفق پیش‌بینی عمر در بالگرد مدل MBB با تأکید بر قطعات دینامیکی، تحقیقی کوتاه انجام شده است.<sup>[۲۱]</sup> همانطور که می‌دانیم، تخمین عمر خستگی به‌صورت تحلیلی معمولاً شامل سه مرحله است: پیش‌بینی بارها، تعیین استحکام خستگی، و اعمال یک فرضیه‌ی آسیب (مانند قانون تجمع آسیب خطی ماینر) به‌منظور ارتباط این دو جنبه. معمولاً به‌منظور ساده‌سازی، تاریخچه‌ی بار - زمان به نمودار فرکانس تجمعی کاهش داده می‌شود. در نمودار فرکانس تجمعی از فرکانس بارهای متغیر و توالی بارها صرف‌نظر می‌شود. به‌عنوان مثال نمودار فرکانس تجمعی گشتاور بال زدن پره در شکل ۳ نشان داده شده است. در فاز طراحی یک بالگرد جدید، باید از نمودار تجمع فرکانسی بالگردهای مشابه یا روش‌های محاسباتی استفاده کرد.

در تحقیقی که Alli<sup>[۲۲]</sup> ارائه کرد، تعدادی از الزامات طراحی خستگی بالگرد بیان شده است. به‌عنوان مثال، قطعات طراحی شده از روش عمر مطمئن باید دست کم عمری برابر ۵۰۰۰ ساعت داشته باشند یا اگر قطعات اصلی بر اثر برخورد با پرتابه آسیب دیدند، دست کم تا ۳۰ دقیقه پرواز، قابلیت تحمل آن آسیب را داشته باشند. در نوشتاری که توسط Liard<sup>[۲۳]</sup> ارائه شد، دو روش موجود برای محاسبه عمر کاری اجزاء بالگرد به‌صورت زیر بیان شده است:

۱. در روش اول از آزمون دامنه‌ی ثابت و قانون ماینر برای محاسبه‌ی عمر کاری اجزاء بالگرد استفاده می‌شود. به این ترتیب که با استفاده از آزمون دامنه‌ی ثابت استحکام خستگی ماده قطعه‌ی مورد نظر به‌دست آمده و در ادامه با استفاده از قانون ماینر و بارگذاری واقعی قطعه کسر آسیب مربوط به آن محاسبه می‌شود. در نهایت با در دست داشتن استحکام خستگی و کسر آسیب قطعه، عمر آن محاسبه می‌شود. مزیت این روش بی‌نیازی از تکرار آزمون برای هر مانور جدید است. با این وجود این روش اثر نادرست بار را در نظر نمی‌گیرد و این یک نقص برای آن به‌شمار می‌رود.



شکل ۳. نمودار فرکانس تجمعی گشتاور بال زدن پره.<sup>[۲۱]</sup>

مواد دارای استحکام بالا که در طرح‌های موجود کاربرد دارند نیز مشکل بعدی است. این مواد معمولاً تحت طراحی عمر مطمئن عملکرد خوبی دارند ولی ممکن است ویژگی‌های رشد ترک خستگی مطلوبی نداشته باشند.<sup>[۱۶]</sup> روش عمر مطمئن به‌شدت متکی به مراحل اولیه‌ی توسعه و گسترش ترک (که معمولاً از آن با عنوان عمر جوانه‌زنی یاد می‌شود) است، در حالی که تحمل آسیب تنها بر رشد یک ترک کاملاً مشخص تأکید می‌کند. این معمولاً منجر به برتری موادی با استحکام استاتیکی بالا برای روش عمر مطمئن می‌شود، زیرا معمولاً در شرایط آزمایشگاهی، مقاومت این مواد در مقابل جوانه‌زنی ترک بیشتر است. به هر حال، چقرمگی شکست این مواد پایین است و معمولاً اندازه ترک بحرانی کوچکی دارند، که این قابلیت رشد ترک آنها را محدود می‌کند و باعث می‌شود برای تحمل آسیب انتخاب‌های ضعیفی باشند. به‌علاوه، مواد با مقاومت بالا اغلب به خستگی خوردگی<sup>۱۲</sup> و ترک خوردگی تشریحی<sup>۱۳</sup> حساس‌اند.<sup>[۱۷]</sup> در طرح بالگرد، اگر روند و نقشه‌ی خوبی اتخاذ شود استفاده از ترکیبی از قطعات که تعدادی از آنها از روش عمر مطمئن و تعدادی با استفاده از روش تحمل آسیب طراحی شده‌اند، ممکن است.<sup>[۱۷]</sup>

روش طراحی خستگی دیگری که فقط در بین بالگردسازان مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش تحمل نقص نامیده می‌شود. این روش می‌تواند به‌عنوان تعمیم روش عمر مطمئن در نظر گرفته شود. در این روش، به جای استفاده از نمونه‌های نو به‌منظور استخراج نمودار S-N، از نمونه‌های شامل نقص استفاده می‌شود. به هر حال این نقص‌ها را نباید با ترک‌ها اشتباه گرفت، طوری که فرض شود جوانه‌زنی ترک قبلاً شروع شده است. به‌عکس، این نواقص را باید به‌عنوان تنش‌افزایی در نظر گرفت که منجر به توسعه‌ی ترک می‌شوند.

یکی از نگرانی‌ها در رابطه با روش تحمل نقص این است که عمر بازنشستگی‌های به‌دست آمده از آن، از روش عمر مطمئن سنتی کم‌تر است و بنابراین بازنشستگی قطعه را بیش از پیش غیراقتصادی می‌کند. همچنین در نظر گرفتن منابع نقص قابل انتظار، نوع نقص‌ها و شدت نقص‌ها به‌گونه‌ی که تهدیدهای خستگی غیرعادی را پوشش دهد، دشوار است. نگرانی دیگر درباره‌ی تحمل نقص این است که این روش بازرسی‌هایی را برای ردیابی ترک به‌عنوان عامل اصلی در نظر نمی‌گیرد، در حالی که روش تحمل آسیب از ویژگی خوب تعیین دوره‌های بازرسی براساس رشد ترک برخوردار است، چرا که در نهایت ترک‌ها باعث واماندگی می‌شوند.<sup>[۱۸]</sup>

در ادامه هر کدام از روش‌های طراحی مورد استفاده در طراحی بالگرد و کارهای انجام شده در این زمینه‌ها به تفصیل مورد بررسی قرار می‌گیرد.

### ۱.۳. روش عمر مطمئن

این روش طراحی سنتی مبتنی است بر استفاده از نمودارهای S-N نمونه‌های بدون نقص<sup>۱۴</sup>، و زمان عملکرد امن یک نمونه‌ی داده شده (عمر بازنشستگی) را تعریف می‌کند. این روش از یک مدل تجمع آسیب مانند قانون آسیب تجمع خطی ماینر، به‌منظور پیش‌بینی یک دوره عملکردی امن استفاده می‌کند. گاهی عمر واقعی قطعه با عمر پیش‌بینی شده متفاوت است. یکی از دلایل متفاوت بودن عمر واقعی خستگی به‌دست آمده از عمر خستگی محاسبه شده (علاوه بر دلایلی چون بارهای اعمالی شدیدتر، استحکام خستگی پایین‌تر به‌علت خوردگی و...)، خود قانون ماینر است. اثر قانون ماینر، که میدان بار را با استحکام خستگی ترکیب می‌کند، مستقیماً قابل ارزیابی نیست، چرا که آسیب جزئی<sup>۱۵</sup> که به‌منظور کسب مجموع آسیب خستگی استفاده

۲. روش دوم روش بارگذاری برنامه‌ریزی شده<sup>۱۶</sup> است که در آن، بارها به همان صورتی که حین پرواز اعمال می‌شوند، حین انجام تحلیل یا آزمون نیز اعمال می‌شوند. عیب این روش آن است که برای هر طیف مأموریت جدیدی، آزمون جدیدی لازم است. به هر حال کاربرد این روش کم‌تر است.

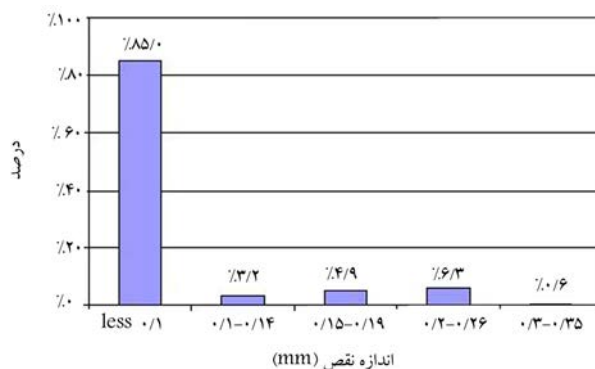
سیکل‌های شروع - توقف حین به زمین نشستن یا بلند شدن بالگرد از زمین به قطعات آن اعمال می‌شود. روش‌هایی برای در نظر گرفتن اثر این سیکل‌ها در عمر خستگی اجزای بالگرد ارائه شده است.<sup>[۲۳،۲۴]</sup>

## ۲.۳. روش تحمل نقص

روش تحمل نقص، روشی است که تنها در شرکت‌های بالگردسازی اتخاذ شده و براساس روش طراحی سنتی عمر مطمئن است که از نمودارهای S-N مخصوص حاصل از نمونه‌های شامل نواقص<sup>۱۷</sup>، استفاده می‌کند. با استفاده از نتایج چنین آزمون‌هایی می‌توان عمر اجزاء شامل نقص -- که ممکن است حین تولید به وجود آمده باشد (خراش) یا حین استفاده ایجاد شده باشد (ضربه، سوراخ) -- و نه یک ترک خستگی، را به دست آورد. باید نشان داد که یک جزء سازه‌ی اصلی شامل چنین نقص‌هایی قادر خواهد بود سیکل‌های بارگذاری خستگی تعیین شده را بدون هیچ جوانه‌زنی ترکی، برای کل عمر طراحی یا عمر جایگزینی تحمل کند.<sup>[۱]</sup> برای قطعات فولادی نشان داده شد که یک خراش با عمق ۰/۱۵ میلی‌متر حد دوام خستگی یک نمونه‌ی خمشی بدون خراش را تا ۵۰ درصد کاهش می‌دهد.<sup>[۲]</sup> روش تحمل نقص نسخه‌ی دیگر از روش عمر مطمئن<sup>۱۸</sup> است.<sup>[۲۵]</sup>

یکی از مزایای اصلی روش تحمل نقص، هنگامی که با ارزیابی سنتی عمر مطمئن ترکیب می‌شود، بهبود مورد انتظار در عملیات تعمیر و نگهداری است. به دلیل محتوای فرکانس بالای بارهای القایی توسط روتور بر قطعات دینامیکی، رشد آسیب از نواقص قابل ردیابی، نیازمند دوره‌های بازرسی بسیار کوتاهی است. بنابراین بهتر است از روش «عدم رشد نقص» استفاده شود. برای بخش‌های فلزی بالگرد روش عمر مطمئن و برای بخش‌های کامپوزیتی روش تحمل نقص پیشنهاد می‌شود.<sup>[۲۶]</sup> از روش فلسفه‌ی تحمل نقص، اندازه نواقص همیشه مورد شک بوده است. تعدادی از تحلیل‌های آماری مربوط به اندازه نواقص از طریق کنترل کیفیت تولید تهیه شده و در مقالات مختلفی توسط تولیدکنندگان بالگرد ارائه شده است که مبنای خوبی برای تخمین آسیب‌های قبل از کار است. مثالی از یافته‌های Agusta-Westland در بخش‌های آلومینیومی ماشین کاری شده در شکل ۴ نشان داده شده است. اطلاعاتی با توزیع آماری مشابه توسط Sikorsky منتشر شده است.

روش تحمل نقص الزامات مدیریت قطعه را براساس فرضیه‌ی وجود نواقص



شکل ۴. نحوه‌ی توزیع اندازه خراش‌ها در بخش‌های آلومینیومی.<sup>[۱]</sup>

در بحرانی‌ترین محل قطعه فراهم می‌کند. دو اندازه برای نقص‌ها در نظر گرفته می‌شود:<sup>[۲۷]</sup>

۱. «نقص‌های به‌ندرت قابل ردیابی<sup>۱۹</sup>»: به‌صورت محافظه‌کارانه‌ی به‌عنوان محتمل‌ترین نواقص غیرقابل ردیابی در ارتباط با کار<sup>۲۰</sup> یا تولید، مورد استفاده قرار می‌گیرند.

۲. «نواقص به‌وضوح قابل ردیابی<sup>۲۱</sup>»: بزرگ‌ترین نقص در ارتباط با کار یا تولید است که به‌صورت عادی در یک بازرسی بصری معمولی مانند بازرسی در هر پرواز یا بازرسی هفتگی، قابل ردیابی نیستند.

اولین مرحله در روش تحمل نقص، ارزیابی سیستماتیک برای تشخیص نوع و اندازه‌ی نقص‌هایی است که باید در نظر گرفت. این نوع نقص‌ها باید شامل شکاف<sup>۲۲</sup>، دندانه<sup>۲۳</sup>، خراش‌ها، ذرات خارجی، خوردگی، سائیدگی و از دست دادن پیش‌بار اتصالات مکانیکی یا گشتاور پیچ‌ها باشد.<sup>[۲۸]</sup>

برنامه‌ی آزمون خستگی تحمل نقص باید سه نوع از نمونه‌ها را شامل شود. دست‌کم یک نمونه‌ی تازه تولیدشده<sup>۲۴</sup> به‌منظور به‌دست آوردن خط مبنای استحکام و هماهنگی با تحلیل طراحی لازم است. سپس چندین نمونه با نواقص به‌ندرت قابل مشاهده در نواحی بحرانی، به‌منظور تعیین زمان بازنشستگی کل، آزمون می‌شود. دست‌کم یک نمونه با نواقص به‌وضوح قابل مشاهده در نواحی بحرانی به‌منظور تعیین دوره‌های بازرسی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

در روش تحمل نقص، به جای استفاده از ضریب اطمینان‌های بزرگ در روش عمر مطمئن، قطعه از طریق بازرسی به‌منظور تشخیص «نواقص» مدیریت می‌شود. در حالت کلی، قبل از زمان واماندگی پیش‌بینی شده، سه بازرسی باید انجام شود. مطلب دیگر این که، این روش مبتنی بر این فرض است که قطعات شامل نقص در آزمایشگاه، رفتاری مشابه با قطعات شامل نقص حین عملکرد بالگرد دارند (از آنجا که ایجاد نقص در قطعه در آزمایشگاه ممکن است موجب تنش‌های پسماندی در آن باشد و باعث کندی رشد ترک‌ها شود، این مطلب مورد شک است). اگر در یکی از بازرسی‌های قطعه، آسیبی در آن تشخیص داده شده و عمر باقی‌مانده جدیدی با توجه به نمودار S-N برای آن به‌دست آید، دوره‌های بازرسی جدید باید به‌گونه‌ی تعریف شود که در عمر باقی‌مانده‌ی جدید دست‌کم سه دوره بازرسی داشته باشیم.<sup>[۲۵]</sup>

در تحقیقی که توسط Bansemir و همکارش ارائه شد،<sup>[۲۹]</sup> روش‌های تحمل نقص و خستگی استفاده شده توسط یوروکوپتر آلمان برای سازه‌های کامپوزیتی روی یک بالگرد جدید چندمأموریت<sup>۲۵</sup>، EC ۱۳۵، تشریح شد. یوروکوپتر از توموگرافی محاسبه شده<sup>۲۶</sup> که می‌تواند نواقص با اندازه‌ی ۰/۲ mm را ردیابی کند، به‌منظور اطمینان از کیفیت پره‌های روتور بالگرد استفاده کرد. از روش عمر مطمئن تحمل نقص<sup>۲۷</sup> به‌منظور تأیید استحکام پره روتور استفاده شد. همچنین نبود واماندگی بین لایه‌ی در بار حدی، نبود واماندگی الیاف در بار نهایی، و ملاحظات ویژه در ارتباط با عوامل محیطی از ضروریات است.

در حال حاضر روش عمر مطمئن بهبود یافته تحمل نقص برای قطعات دینامیکی بالگرد عملی‌تر است. به‌هرحال هنوز جدال زیادی در کاربرد این روش وجود دارد تا جایی که TOGAA<sup>۲۸</sup> در مروری که بر عملیات تأیید استحکام خستگی بالگردها داشته، پیشنهاد کرده که روش تحمل نقص از استاندارد FAR ۲۹/۵۷۱<sup>[۲]</sup> حذف شود.<sup>[۱۷]</sup>

### ۳.۳. روش تحمل آسیب

روش تحمل آسیب الزام می‌کند که سازه بعد از واماندگی جزئی<sup>۲۹</sup> توانایی مقاومت در مقابل بار محدودی را حفظ کند. اساس این روش استفاده از مسیرهای بار اضافه (روش واماندگی مطمئن) یا روش رشد ترک آهسته (یا ترجیحاً روش عدم رشد) است. استفاده از مسیرهای بار اضافه اغلب در سازه‌های پوسته تقویت شده<sup>۳۰</sup> ممکن است و بعضی اوقات مسیرهای بار چندگانه به راحتی قابل معرفی کردن است. با وجود این اغلب اجزاء دینامیکی، جز مسیرهای بار تکی نمی‌توانند باشند. در این مورد، رشد ترک آهسته (یا عدم رشد) پیشنهاد می‌شود. دوره‌های بازرسی باید تعیین شود تا اطمینان حاصل شود که اگر نقصی وجود دارد در زمان مناسب تشخیص داده شده و تعمیر خواهد شد.<sup>[۱]</sup>

تجمع بارهای سیکالی در اجزاء بالگرد با چنان نرخ بالایی اتفاق می‌افتد که تکنیک‌های مکانیک شکست باید به نواقص اولیه خیلی کوچک، با شکل‌های نامنظم که به صورت غیرمعمول واقع شده اعمال شود تا دوره‌های بازرسی حین کار قابل قبولی به دست بیاید. مطلب دیگر این که استفاده خیلی زیاد از ساچمه‌زنی و انواع دیگری از عملیات سطحی به منظور کندکردن رشد ترک، در بیشتر موارد تحلیل‌های مکانیک شکست سنتی را خیلی محافظه‌کارانه می‌کند.<sup>[۲۸]</sup>

در روش تحمل آسیب برای قطعات سازه‌ی بالگرد، طول ترک اولیه ۰/۴ میلی‌متر در نظر گرفته می‌شود که براساس تجربه‌ی تولیدکنندگان است. براساس این اندازه‌های نقص اولیه، یک روش مکانیک شکست به منظور تعیین عمر قطعه استفاده می‌شود، و دوره‌های بازرسی که براساس قابلیت دسترسی به قطعه و هزینه است، تعریف می‌شود. در محیط‌های با سیکل بالا، مانند آنچه توسط اجزاء روتور بالگرد تجربه می‌شود، روش مکانیک شکست عمر بسیار کوتاه‌تری نسبت به آنچه در واقع اتفاق می‌افتد، پیش‌بینی می‌کند (یک پیش‌بینی بسیار محافظه‌کارانه). بنابراین به منظور اعمال روش طراحی تحمل آسیب به چنین محیط‌های خستگی با سیکل بالا، باید در جست‌وجوی ابزار دیگری برای تعیین اندازه ترک‌های اولیه و دوره‌های بازرسی بود.<sup>[۲۵]</sup> اعمال مفهوم تحمل آسیب به اجزاء بالگرد، طراحی دوباره بخش‌های بحرانی مورد آزمایش همراه با یک ارزیابی دوباره از حاشیه‌های اطمینان<sup>۳۱</sup> قطعات مختلف، که با یک سنجه‌ی متفاوت در مقایسه با طراحی عمر مطمئن استاندارد اندازه‌گیری می‌شود، را لازم می‌کند. در بیشتر موارد، به منظور داشتن دوره‌های بازرسی معقول و منطقی، سطوح تنش باید پایین بیاید.<sup>[۱]</sup>

یک موضوع مهم در رابطه با کاربرد روش تحمل آسیب در بالگرد این است که به علت خصوصیات ویژه میدان بار، دوره‌های بازرسی اغلب (اگر تقریباً همیشه نباشد) آنقدر کوتاه هستند که هزینه‌های غیر قابل قبولی را به اپراتورها اعمال نموده و آن را تبدیل به یک راه حل غیر عملی می‌کند. در واقع با در نظر گرفتن میدان بار مخصوص، اعمال روش تحمل آسیب به بالگردها در مقایسه با بال ثابت‌ها خیلی مشکل‌تر است. مطلب دیگر این که، مدل‌های موجود کنونی رشد ترک خستگی تحت طیف بارگذاری بالگرد را با دقت پیش‌بینی نمی‌کنند. این مدل‌ها پراکندگی زیادی را نشان می‌دهند و هنگامی که به منظور پیش‌بینی عمر رشد ترک خستگی برای یک جزء بالگرد به کار می‌روند، غیر محافظه‌کارانه هستند. علاوه بر آن اثرات تداخل بار برای ویژگی‌های مخصوص طیف بار بالگرد (تعداد سیکل‌های با نسبت تنش بالا<sup>۳۲</sup> که گاه توسط تعدادی بار با اندازه کم قطع می‌شوند) به درستی در نظر گرفته نشده است. ضمناً محققین زیادی اشاره کرده‌اند که اطلاعات رشد ترک مورد استفاده در رژیم نزدیک حد آستانه در دیاگرام  $\Delta k - da/dN$  -- که برای خستگی سیکل بالا (ارتعاشی) در بالگردها، اهمیت زیادی دارد -- ناکافی (یا حتی نامناسب) است.

مطلب دیگر این که طیف بارگذاری، یعنی تاریخچه‌ی تنش در نقطه‌ی داده شده از یک جزء سازه‌ی اصلی بالگرد، را نیز باید با دقت بالاتری بدانند و تحقیق در این زمینه هم از اهمیت بالایی برخوردار است.

تنها راه حل ممکن برای طراحان کم‌کردن سطوح تنش در نواحی است که به صورت غیر قابل قبولی رفتار رشد ترک نامطلوب<sup>۳۳</sup> به دست می‌آید. به عبارت دیگر، حاشیه‌ی اطمینان سازه با سنجه‌ی متفاوتی اندازه‌گیری می‌شود که بیشتر به مکانیک شکست نزدیک است تا به سنجه‌ی سنتی -- یعنی سنجه‌ی حد دوام -- که قبلاً استفاده می‌شد.

یکی از زمینه‌های تحقیق که در راهنمای تحقیق تحمل آسیب بالگرد در اولویت قرار دارد، تعیین خصوصیات رشد ترک خستگی در قطعات بدنه و سیستم محرکه‌ی بالگرد است.<sup>[۳۰]</sup> در ادامه دو روش رایج کاربرد تحمل آسیب در بالگردها مورد بررسی قرار می‌گیرد.

#### ۱.۳.۳. روش رشد ترک آهسته<sup>۳۴</sup>

به کاربردن روش تحمل آسیب در بالگرد کاری سخت و چالش‌برانگیز است.<sup>[۳۱]</sup> یکی از پارامترهای مهم حین کاربرد این روش در بالگرد، اندازه‌ی نقص یا ترک اولیه است. نیروی هوایی آمریکا معتقد است که برای ارزیابی تحمل آسیب روتور بالگرد باید از روش ارزیابی تحمل آسیب موتور برای به دست آوردن اندازه‌ی اولیه‌ی نقص استفاده شود. در موتور اندازه‌ی نقص اولیه‌ی سطحی برابر ۰/۷۶۲ میلی‌متر و اندازه‌ی نقص اولیه برای نقص‌های گوشه‌ی ۰/۳۸۱ میلی‌متر در نظر گرفته می‌شود. در ضمن استاندارد نظامی برنامه استحکام سازه‌ی موتور (ENSIP) در سال ۱۹۸۴ بیان کرد که اندازه‌ی نقص قابل تشخیص با استفاده از جریان گردابی و تکنیک امواج سطحی فراصوتی برابر ۰/۳۸۱ میلی‌متر است.<sup>[۳۲]</sup>

نیروی هوایی آمریکا پیشنهاد کرده برای به دست آوردن دوره‌ی بازرسی، حد کارکرد یا حد ایمن تقسیم بر دو شود. به این ترتیب نتیجه گرفته شد که تعداد زیادی از قطعات روتور قابلیت تحمل آسیب را دارند و می‌توان دوره‌ی بازرسی برای آنها تعریف کرد. قسمت‌های دیگر کاندیدای تغییرند.

در مقاله‌ی *Everett* و همکارش<sup>[۳۳]</sup> ارائه کردند، اهمیت اثر «ترک کوچک<sup>۳۵</sup>»، به صورتی که در مکانیک شکست تعریف می‌شود، در ارتباط با کنترل عمر اجزاء دینامیکی بالگرد با استفاده از روش‌های طراحی عمر مطمئن سنتی، عمر مطمئن تحمل نقص، و تحمل آسیب<sup>۳۶</sup> مورد بحث قرار گرفته است. به منظور محاسبه‌ی عمر خستگی کل با استفاده از یک تحلیل رشد ترک، فرض شد که ترکی با اندازه اولیه‌ی بسیار کوچک (۰/۵۰ mm -- ۰/۰۱ mm) در قطعه وجود دارد. در ادامه نشان داده شد که تحلیل عمر خستگی کل ترک کوچک، عمر خستگی کل نمونه‌های آزمون ساخته شده از فولاد ۴۳۴۰ تحت بارگذاری با دامنه‌ی ثابت و همچنین طیف استاندارد بالگرد که به آن Felix/۲۸ گفته می‌شود، را با دقت خوبی پیش‌بینی می‌کند (شکل ۵). همچنین عمر خستگی یک نمونه‌ی آزمایشگاهی که در آن یک خراش با عمق ۰/۰۵ میلی‌متر ایجاد شده بود، با این روش پیش‌بینی شد. بنابراین تحلیل عمر خستگی کل ترک کوچک ممکن است ابزاری تحلیلی باشد که در ارزیابی‌های عمر مطمئن تحمل نقص نیز بتوان از آن استفاده کرد.

در مطالعه‌ی دیگر<sup>[۳۴]</sup> رشد ترک‌های خستگی در حین کار در ستون‌های آلومینیومی<sup>۳۷</sup> پره‌های روتور بالگرد Mi-8 بررسی شد. شکل‌های سطح شکست در مقیاس میکرو و مزو<sup>۳۸</sup> برای سازوکار رشد ترک در ستون‌های در معرض خستگی حین کار مورد بحث قرار گرفت. خطوط ساحلی مزو<sup>۳۹</sup> به منظور تخمین دوره‌ی رشد

در تحقیقی که توسط Lincoln و همکارش<sup>[۲۶]</sup> ارائه شد، نتایج ارزیابی تحمل آسیب بالگرد HH-۵۳ که توسط سیکورسکی<sup>۴۰</sup> انجام شد، همراه با یک مسئله‌ی نمونه که مشکلات کاربرد روش تحمل آسیب (رشد ترک آهسته) در بالگردها را نشان می‌دهد، مورد بررسی قرار گرفت. در این تحقیق اندازه‌ی نقص اولیه برابر ۰٫۲۵۴ میلی‌متر در نظر گرفته شد. ولی برای بعضی از قسمت‌ها، حتی با وجود این که اندازه‌ی نقص اولیه برابر ۰٫۱۲۷ میلی‌متر انتخاب شد، دوره‌های بازرسی بسیار کوتاه بود. این قسمت‌ها کاندیدای تغییرند.

حذف اثرات ساچمه‌زنی در ارزیابی تحمل آسیب بالگرد HH-۵۳ احتمالاً منجر به عدم قابلیت مدیریت تعدادی از قطعات با استفاده از تحمل آسیب می‌شود. ضمناً شاید لازم باشد، تنش‌های مورد استفاده برای طراحی تحمل آسیب را -- نسبت به آنچه در طراحی عمر مطمئن لازم بود -- کاهش دهیم.

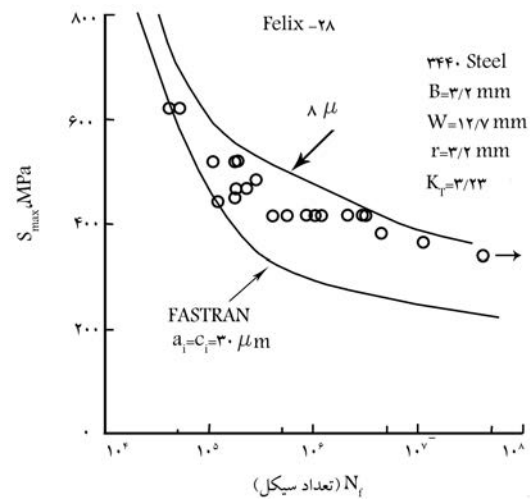
ساچمه‌زنی که به‌منظور کندکردن رشد ترک در بالگرد استفاده می‌شود، حائز اهمیت است. در سطوحی که ساچمه‌زنی شده، بیشتر از مکانیک شکست الاستیک خطی استفاده شده است در حالی که به‌علت تغییر شکل‌های غیرالاستیک اتفاق افتاده، تحلیل مکانیک شکست الاستیک - پلاستیک لازم است.<sup>[۲۸]</sup>

در نوشتاری دیگری که توسط Everett و همکارش ارائه شد،<sup>[۳]</sup> مطالب مرتبط با استفاده از تحمل آسیب در کنترل عمر اجزاء دینامیکی بالگرد مرور شده است. برای اجزاء مختلف روتور با طول ترک‌های اولیه ۰٫۰۵، ۰٫۱، ۰٫۳ و ۰٫۵ اینچ عمر رشد ترک، بدون در نظر گرفتن اثر کندشدن ترک، در جدول ۱ ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد چنانچه بتوان ترک‌های با طول ۰٫۰۵ یا ۰٫۱ اینچ را با اطمینان ردیابی کرد، تعدادی از اجزاء روتور از روش تحمل آسیب قابل مدیریت کردن هستند، اما بقیه‌ی اجزاء باید دوباره طراحی شود. این تحقیق نشان می‌دهد که مدیریت تحمل آسیب بالگرد عملی و ممکن است؛ البته بهینه‌سازی در چندین زمینه‌ی تکنولوژیکی پیشنهاد می‌شود.

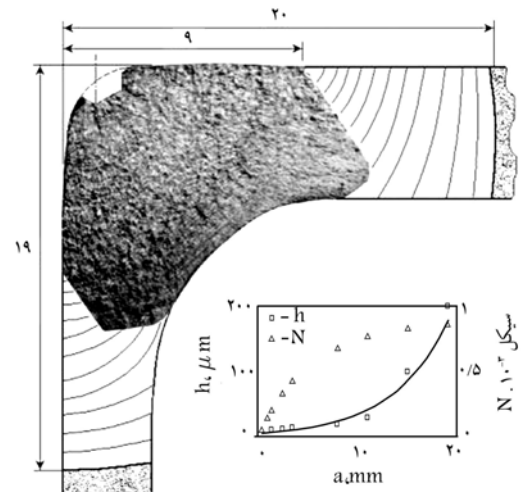
Justin و همکارانش<sup>[۲۷]</sup> در تحقیقی که ارائه کردند، یک روش تحمل آسیب‌بر پایه‌ی قابلیت اطمینان<sup>۴۱</sup> به‌منظور استفاده در تخمین عمر اجزای بالگرد معرفی کردند. مقایسه‌ی بین تحلیل تحمل آسیب احتمالاتی و قطعی در جدول ۲ ارائه شده است. چنان که مشاهده می‌شود، «روش قطعی» به‌صورت صریح یا غیرصریح روش‌های ضریب اطمینان یا مرزبندی را در چندین متغیر طراحی کلیدی اعمال می‌کند. در نتیجه‌ی ضریب اطمینان‌ها یا حدود در نظر گرفته شده، می‌توان قابلیت اطمینان را در نظر گرفت ولی درجه قابلیت اطمینان قابل محاسبه نیست. از طرف دیگر، روش احتمالاتی به نسبت، خصوصیات عدم اطمینان‌های ورودی دقیق‌تری را براساس اطلاعات یا دانش متخصص لازم دارد. این روش می‌تواند اطلاعات ریسک را به‌صورت کمی فراهم آورد تا مکمل روش طراحی قطعی باشد؛ همچنین پتانسیل کاهش محافظه‌کاری‌های غیرضروری را دارد.

Fort h و همکارانش در نوشتاری که ارائه کردند<sup>[۳۸]</sup> فرایند طراحی تحمل آسیب را با تمرکز بر عدم اطمینان‌هایی که سیستم‌های دینامیکی را تحت تأثیر قرار می‌دهد، مرور کرده و قابلیت کاربرد روش تحمل آسیب در سیستم‌های دینامیکی را سنجیدند. روش طراحی تحمل آسیب را می‌توان به پنج بخش تقسیم‌بندی کرد: کاربرد، بازرسی غیرمخرب، رشد ترک خستگی، مقاومت باقی‌مانده و قابلیت تعمیر. به‌منظور تعیین میزان تأثیر عدم اطمینان در هر کدام از این بخش‌ها بر تحمل آسیب کلی قطعه، یک مطالعه‌ی تغییرپذیری ساده<sup>۴۲</sup> پیرامون تحمل آسیب بازوی گام<sup>۴۳</sup> روتور بالگرد با استفاده از کد کامپیوتری NASGRO ۴/۱۱ صورت می‌گیرد تا زمان رشد ترک خستگی تا واماندگی پیش‌بینی شود.

نتایج مربوط به تحقیق عدم اطمینان بازوی گام در شکل ۷ ارائه شده و نشان



شکل ۵. عمرهای خستگی اندازه‌گیری شده و پیش‌بینی شده برای فولاد ۳۴۴۰ تحت بار Felix/۲۸.<sup>[۳۳]</sup>



شکل ۶. تخمین دوره رشد ترک با استفاده از خطوط ساحلی.<sup>[۳۴]</sup>

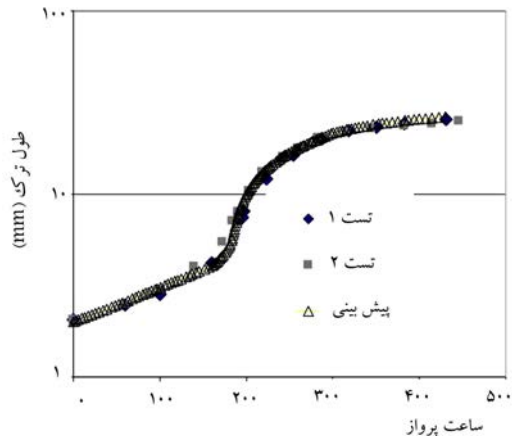
ترک در یکی از تیرک‌های آسیب‌دیده با کم‌ترین اندازه ترک مورد استفاده قرار گرفت (شکل ۶).

Cook و همکارانش،<sup>[۲۵]</sup> قابلیت مدل‌های رشد ترک موجود را به‌منظور پیش‌بینی رفتار رشد ترک در دو ماده مختلف مورد استفاده در بالگرد، با استفاده از نمونه‌های آزمون و توالی بارگذاری‌های مختلف بررسی کردند. بدین منظور مدل‌های اصلاح ناحیه‌ی پلاستیک (مانند Wheeler و Willenborg) و نیز مدل‌های مبتنی بر ملاحظات strip-yield (مانند Stripy و FASTRAN) مورد ارزیابی قرار گرفتند. بعضی از نتایج حاصله عبارت است از:

۱. مدل‌های کالیبره شده (مانند تنظیم برای انطباق بهتر بر اطلاعات نزدیک حد آستانه رشد ترک) در پیش‌بینی موارد با بارگذاری پیچیده‌تر بهبود ایجاد می‌کند.
۲. پیش‌بینی‌های توالی بارگذاری‌های مربوط به بالگرد Rotorix و Asterix<sup>[۷۶]</sup> به تغییرات کوچک در اطلاعات نزدیک حد آستانه‌ی رشد ترک خیلی حساس‌اند.
۳. تمامی مدل‌ها به جز Kragen در مقایسه با آزمون‌ها، پیش‌بینی‌های غیر محافظه‌کارانه‌ی انجام می‌دهند.

جدول ۱. نتایج رشد ترک [۳].

سازه - موقعیت ترک	محل قرارگیری جزء	ماده	زمان رشد ترک (به ساعت پرواز) از یک ترک اولیه با عمق (بر حسب اینچ)		
			۰٫۰۳۰	۰٫۰۱۰	۰٫۰۰۵
صفحه بالایی توپی - سوراخ برآ	روتور اصلی	Ti-۶Al-۴V	۱۶	۵۰	۳۸۰
لولای افقی - قسمت خمیده دمپر	روتور اصلی	۴۳۴۰ steel	--	۱۴	۲۱۲
تیرک اصلی پره	روتور اصلی	۶۰۶۱-T۶	۲۷۱	۲۰۰۰ <	--
تثبیت کننده اتصالات پشتیبانی - سوراخ	بدنه بالگرد	۷۰۷۵-T۷۳	۶	۲۱	۴۰
قاب سیستم انتقال قدرت - سوراخ ها	بدنه بالگرد	۷۰۷۵-T۷۳	۲۰۰۰ <	--	--



شکل ۸. تاریخچه‌ی طول ترک اندازه‌گیری شده و پیش‌بینی شده. [۳۹]

کردند. دلیل انتخاب این مسئله‌ی خاص این بود که قبلاً به‌عنوان بخشی از تحقیق round robin در رابطه با خستگی بالگرد استفاده شده بود. در تحقیق round robin هندسه‌ی قطعه، اطلاعات ماده و طیف بارگذاری پیچیده بین تحلیل‌گرهای سازه بالگرد در سراسر دنیا توزیع شد تا قابلیت ابزارهای تحلیل سازه‌ی موجود به‌منظور پیش‌بینی رشد ترک خستگی مورد ارزیابی قرار گیرد و بنابراین بتوان از تحمل آسیب در طراحی بالگرد و مدیریت پرواز استفاده کرد. معادله‌ی رشد ترک Hartman-Schijve از اطلاعات مربوط به نمونه‌ها (موجود در منابع) استفاده می‌کند. نتایج این تحقیق بیان‌گر مطابقت خوب تاریخچه‌ی طول ترک اندازه‌گیری شده و پیش‌بینی شده است (شکل ۸).

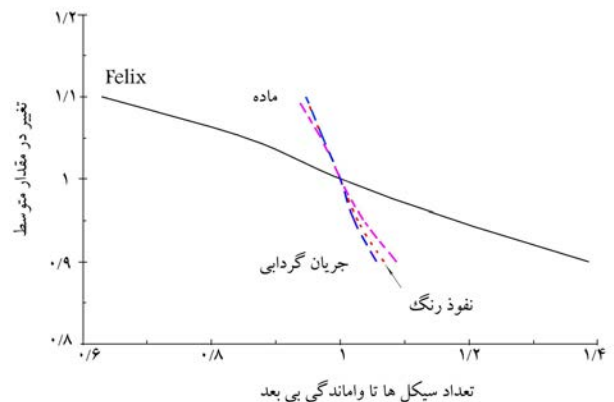
در مطالعه‌ی دیگر [۳۹] نیز پیش‌بینی رشد ترک خستگی برای ساختار ترک را که در مقاله‌ی قبل ارائه شده به‌ترتیب با استفاده از کد پیش‌بینی عمر FASTRAN و قانون تعمیم یافته Frost-Dugdale انجام شد که نتایج حاصله به‌خوبی با داده‌های آزمون‌ها مطابقت دارد.

برای چهار قطعه از پنج قطعه‌ی ارزیابی شده در مقاله‌ی Adams [۲۷] نتیجه گرفته شد که روش کلاسیک تحمل آسیب رشد ترک آهسته یا منجر به دوره‌های بازرسی بسیار کوتاهی شده یا به کار بردن دیدگاه تحمل آسیب در مقایسه با تحمل نقص بسیار پیچیده‌تر خواهد بود. در مورد توپی روتور اصلی بالگرد S-۹۲ نتیجه گرفته شد که روش تحمل آسیب منجر به افزایش وزن بسیار زیاد ۴۴٪ و یا عدم برآورده شدن قیود هندسی کله روتور می‌شود.

یکی از نتایج حاصل از آزمون و برنامه‌ی تحلیلی مورد استفاده در ارزیابی تحمل آسیب بدنه‌ی بالگرد EH-۱۰۱ این بود که به‌علت پیش‌بینی دوره‌های بازرسی که

جدول ۲. تحمل آسیب اتفاقی در برابر قطعی. [۳۷]

ناحیه	قطعی	احتمالاتی
اصول	محدوده‌ها/ضرایب ایمنی	احتمال و اطمینان
اندازه نقص/عیب	یک طول ترک داده شده	توزیع اندازه ترک
وجود نقص	احتمال = ۱	۱ = احتمال <=
برنامه‌ی بازرسی	عمر تقسیم بر N	برنامه بازرسی
اندازه‌گیری امنیت	محدوده امنیت	اندازه‌گیری امنیت
متغیرهای دیگر	محدوده‌ها/ضرایب ایمنی	توزیع‌ها



شکل ۷. تأثیر عدم اطمینان در طیف بارگذاری، روش‌های بازرسی و خواص ماده بر روی پیش‌بینی عمر خستگی. [۳۸]

می‌دهد که ۲۰٪ (+/- ۱۰٪) تغییر در تنش اصلی طیف بار FELIX منجر به ۷۶٪ تغییر در عمر خستگی می‌شود. بنابراین به‌منظور پیش‌بینی تحمل آسیب سیستم دینامیکی، طیف بار هر قطعه باید با دقت بالایی تعریف شود.

میزان تأثیر عدم اطمینان در پارامترهای دیگر نیز بر تحمل آسیب کلی قطعه بررسی، و نتیجه گرفته شد که در سیستم‌های دینامیکی طیف بارگذاری بیشترین تأثیر در مدیریت تحمل آسیب را دارد، زیرا ترکی با طول قابل تشخیص در یک سیستم دینامیکی آن قدر سریع رشد می‌کند که تغییرات در اندازه ترک قابل کشف، نرخ رشد ترک و مقاومت باقی‌مانده قابل چشم‌پوشی است. براساس نتایج تحلیل بازوی گام و نتایج ارائه شده در منابع، مدیریت عمر تحمل آسیب یک سیستم دینامیکی در حال حاضر، با تکنولوژی‌های بازرسی موجود، غیر واقعی است.

Jones و همکارانش [۳۹] در تحقیقی که انجام دادند با استفاده از معادله‌ی رشد ترک Hartman-Schijve تاریخچه‌ی طول ترک مربوط به ترک اولیه‌ی کوچک در یک قطعه بدنه‌ی بالگرد را که در معرض طیف بار Asterix [۷] قرار دارد پیش‌بینی



بسیار کوتاه است، روش تحمل نقص برای مسیر بار اصلی بالگرد EH-۱۰۱ بر روی بدنه‌اش، بسیار مناسب‌تر از روش تحمل آسیب است.<sup>[۲۲]</sup>

### ۲.۳.۳. روش عدم رشد ترک

در بعضی موارد طراحان ترجیح می‌دهند مفهوم «عدم رشد ترک یا رشد ترک خوش خیم<sup>۴۵</sup>» (که نسبت به رشد ترک امن ترجیح داده می‌شود) را برای آن به کار ببرند، و این وقتی اتفاق می‌افتد که یک المان با یک نقص داده شده رشد ترک را هیچ‌وقت یا دست‌کم در طول عمر طراحی‌اش تجربه نمی‌کند. در این نوع طراحی برای یک جزء از سازه‌ی اصلی، اطمینان یا امنیت به جای تعیین دوره‌های بازرسی با تعیین زمان جایگزینی حاصل می‌شود. در این مورد، در تحلیل و/یا آزمون باید ترک‌های اولیه‌ی بزرگ‌تری در نظر گرفته شود: ترک‌هایی که به‌صورت بدترین ترک‌های سازگار با تولید، نگهداری و محیط عملکردی تعریف می‌شوند.<sup>[۱]</sup>

Agusta-Westland با پیکه داده‌بی را برای رایج‌ترین مواد فلزی مورد استفاده در صنعت بالگرد گسترش داده است که در ارتباط با مطالعه‌ی شرایط رشد در مقایسه با شرایط عدم رشد است. روش مورد استفاده همان روشی است که ابتدا توسط Kitagawa<sup>[۲۳]</sup> ارائه شد، به این ترتیب که در نمودار دامنه‌ی تنش در مقابل طول ترک نواحی مربوط به عدم رشد شناسایی شدند. در نمودار استاندارد کیتاگوا (شکل ۹) حد دوام و حد آستانه مربوط به ترک بلند برای تشخیص چنین نواحی عدم رشدی با هم ترکیب شده‌اند. در نمودار ارائه شده در شکل ۹ نقاط پایین هر کدام از خطوط رسم شده نشان‌گر نواحی عدم رشد برای نسبت تنش متناظر با آن خط است.

به‌منظور کاربرد روش ارائه شده به یک المان سازه‌ی اصلی، تمام چیزی که لازم است یک تحلیل تنش همراه با جزئیات آن برای شرایط بارگذاری مربوطه است. تنش در ناحیه‌ی بحرانی به‌دست آمده و مقایسه‌ی آن با اطلاعات نشان داده شده در شکل ۹ به طراح اجازه تصمیم‌گیری می‌دهد: اگر شرایط عدم رشد برای قطعه‌ی دینامیکی واقع در میدان بار برقرار است و تنها سیکل‌های شروع - توقف قادر به القای رشد ترک هستند، دوره‌های بازرسی تنها با ارجاع به سیکل‌های شروع - توقف قابل تعیین است و بنابراین در حالت کلی عمر طولانی‌تری نسبت به عمر طراحی تضمین می‌شود. ایمنی به برنامه‌ی بازرسی ویژه‌ی بستگی ندارد و بنابراین تلاش اپراتورها و هزینه‌های نگهداری کاهش می‌یابد، در حالی که تنها بازرسی‌های معمول برای تشخیص خوردگی، آسیب ضربه و... باید انجام شود.

روش عدم رشد ترک در صنعت پذیرفته شده و به این دلیل Eurocopter،

Bell و Agusta-Westland، Sikorsky همه کارهایی را انجام داده‌اند که نشان می‌دهد تنها راه عملی برای حرکت به سمت جلو تأیید این مطلب است که نقص‌های با اندازه تعریف شده (معمولاً ۰/۳۸ mm) در عضوهای مکانیکی منتشر نمی‌شود. بازرسی و کنترل کیفیت حین تولید باید تضمین کند که نقص‌های بزرگ‌تری در قطعه جدید وجود ندارد.

در نوشتاری که Giglio و همکارانش<sup>[۲۴]</sup> ارائه کردند، روش عدم رشد ترک را به توبی<sup>۴۶</sup> روتور دم یک بالگرد اعمال کردند. در این روش، در صورتی که بتوان  $\Delta K$  را برای ترک‌هایی که بر اثر بارهای متغیر خارجی رشد نمی‌کنند و  $\Delta K_{th}$  را برای همان ترک محاسبه کرد، ضریب اطمینان در مقابل رشد ترک از نواقص را می‌توان از رابطه‌ی  $\eta = \Delta K_{th} / \Delta K$  به‌دست آورد.

به‌منظور به‌کار بردن روش بالا در مورد توبی روتور دم و ارزیابی تحمل آسیب آن، نواقصی با اندازه شعاع ۰/۲ میلی‌متر انتخاب شد. در ادامه چون به‌منظور تعیین  $\Delta K$  و  $\Delta K_{th}$  توزیع تنش ( $\Delta\sigma$ ) باید مشخص باشد یک مدل المان محدود توسعه داده شده و صحت‌گذاری شد. با تحلیل توزیع تنش به وجود آمده در توبی بر اثر هر وضعیت بارگذاری، نقاط با بیشترین تنش انتخاب شده و بازه تنش  $\Delta\sigma$  در گره‌های با بیشترین تنش برای هر وضعیت بارگذاری تعیین شد. وقتی که توزیع تنش مشخص شد، با استفاده از روابط ارائه شده در مقاله و با فرض این که نقص با شعاع ۰/۲ میلی‌متر در محل، با گره‌های با بیشترین تنش و عمود بر جهت تنش اصلی بیشینه قرار دارد، ضریب اطمینان به‌دست آمد.

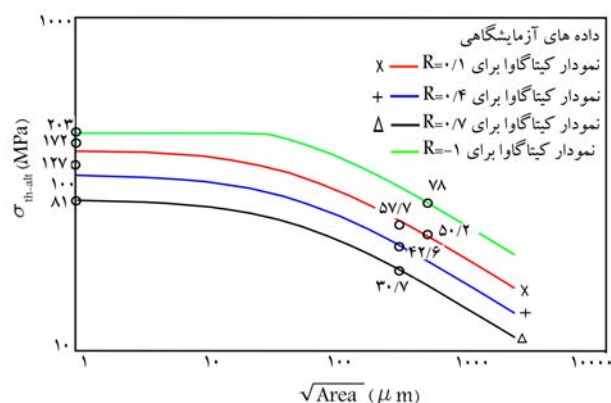
کم‌ترین مقدار ضریب اطمینان به‌دست آمده برای سه وضعیت بارگذاری در نظرگرفته شده در جدول ۳ ارائه شده است. ضریب اطمینان همیشه بیشتر از ۱ است، بنابراین قطعه‌ی تحلیل شده، با نقص فرض در نظر گرفته شده، در شرایط امن قرار دارد. در ضمن، با استفاده از ساچمه‌زنی به‌راحتی می‌توان ضریب اطمینان را افزایش داد.

در تحقیقی که شاهانی و همکارش ارائه کردند،<sup>[۲۵]</sup> با آزمون روی نمونه‌های کششی فشرده (CT) از جنس فولاد Gost ۰۸ch۲۲N۶T که در صنایع هوافضا (بالگرد) کاربرد فراوانی دارد، به تخمین تجربی  $\Delta K_{th}$  با استفاده از دو تکنیک: ۱. افزایشی ضریب شدت تنش<sup>۴۷</sup>، ۲. کاهش ضریب شدت تنش<sup>۴۸</sup> پرداخته شده است.

با توجه به استاندارد ASTM E۶۴۷<sup>[۲۶]</sup> که آزمایش مربوط به استخراج ضریب شدت تنش سیکلی آستانه در این نوشتار براساس آن انجام شده است، برای محاسبه‌ی ضریب شدت تنش سیکلی دست کم پنج نقطه در محدوده‌ی  $(m/cycles) 10^{-9} \leq da/dN \leq 10^{-10}$  مورد نیاز است. در ادامه، خطی روی نقاط مزبور برازش شده و با توجه به معادله‌ی آن خط، مقدار  $\Delta K$  به‌ازای

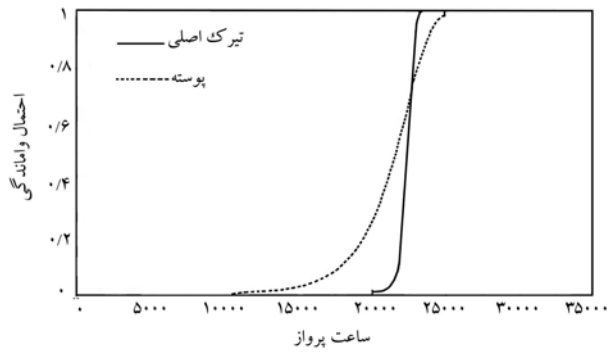
جدول ۳. نتایج ارزیابی تحمل آسیب برای سه حالت بارگذاری.<sup>[۲۴]</sup>

$\eta$	$\Delta K_{th}$ (MPa $\sqrt{m}$ )	$\Delta K_{app}$ (MPa $\sqrt{m}$ )	R	$\Delta\sigma$ (MPa)	ناحیه	شرایط بارگذاری
۱/۰۱	۵/۰۴	۵/۰۲	۰/۱۰	۲۷۵/۱۱	۳	HF۱
۱/۰۸	۴/۸۱	۴/۴۴	۰/۱۵	۲۴۳/۱۵	۴	
۱/۱۱	۵/۹۷	۵/۳۸	-۰/۰۷	۲۹۴/۹۱	۳	HF۲
۱/۰۲	۵/۶۹	۵/۶۰	-۰/۰۲	۳۰۷/۰۴	۴	
۱/۰۸	۳/۱۲	۲/۹۰	۰/۴۸	۱۵۸/۸۸	۳	HF۳
۱/۱۲	۳/۶۹	۳/۳۰	۰/۳۵	۱۸۱/۰۰	۴	

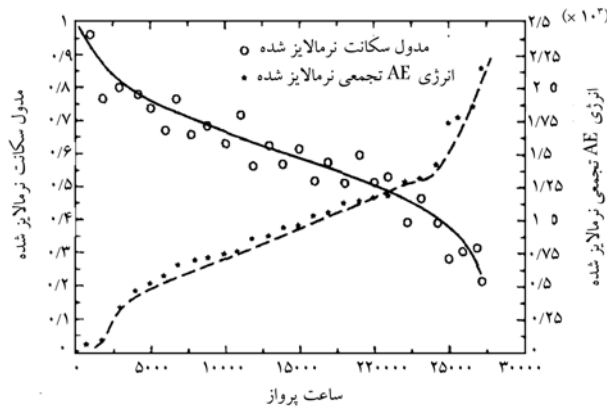


شکل ۹. نمودار کیتاگوا برای آلیاژ آلومینیوم ۷۴۷۵-T۷۳۵۱ برای نسبت تنش‌های مختلف.<sup>[۱]</sup>





شکل ۱۰. نتایج مربوط به تحلیل احتمال واماندگی خستگی. [۴۷]



شکل ۱۱. نتایج آزمون‌ها. [۴۷]

به صورت تجربی در نزدیکی عمر ۲۵۰۰۰ ساعت پرواز نشان دهنده‌ی درست بودن عمر خستگی پیش‌بینی شده است.

### ۶.۳. مقایسه روش‌های مختلف طراحی خستگی بالگرد

در این بخش روش‌های مختلف طراحی خستگی بالگرد با هم مقایسه می‌شود. قابلیت اطمینان هیچ کدام از روش‌های عمر مطمئن و تحمل آسیب به دلیل بستگی آن به تعداد زیادی متغیر مشخص نیست، ولی در حالت کلی، قابلیت اطمینان قطعات طراحی شده از روش تحمل آسیب از قطعاتی که از روش مطمئن طراحی شده‌اند بیشتر است. قابلیت اطمینان قطعات طراحی شده از روش تحمل آسیب با افزایش تعداد بازرسی، استفاده از یک روش بازرسی دقیقتر، یا هر دو روش قابل افزایش است. قابلیت اطمینان قطعات طراحی شده از روش عمر مطمئن را با کاهش زمان بازنشستگی یا کاهش کاربرد آنها می‌توان افزایش داد.

تحلیل تحمل آسیب ارائه دهنده‌ی قابلیت‌هایی است که در تحلیل عمر مطمئن وجود ندارد، زیرا تحلیل تحمل آسیب که رشد یک ترک را به طول آن وابسته فرض می‌کند، و حضور آسیب (ترک اولیه) و توالی بار را در نظر می‌گیرد. یکی از راه‌های افزایش قابلیت اطمینان قطعاتی که با روش عمر مطمئن طراحی شده‌اند، ارزیابی دوباره‌ی آنها با استفاده از روش تحمل آسیب است. [۴۹]

مزیتی که روش رشد ترک آهسته مربوط بر روش تحمل آسیب دارد این است که منبع یا علت اولیه‌ی ترک مهم نیست (تا جایی که اندازه‌ی اولیه‌ی ترک از اندازه‌ی دست‌کم قابل ردیابی بزرگ‌تر باشد). بنابراین نواقص یا عیوب با خصوصیات، اندازه یا محل متفاوت نسبت به آنچه انتظار می‌رفت هم قابل بررسی و کنترل است. به هر حال هر روش و دوره‌ی بازرسی باید با مأموریت‌ها، محدودیت‌ها و اقتصاد عملکرد

جدول ۴. نتایج به دست آمده برای ضریب شدت تنش آستانه سیکلی. [۴۵]

روش	مقدار به دست آمده برای $\Delta K_{th}$ (MPa $\sqrt{m}$ )
K-increase	۶٫۷۵
K-decrease	۷٫۲۲

$da/dN = 10^{-10}$  (m/cycles) محاسبه می‌شود؛ این  $\Delta K$  همان  $\Delta K_{th}$  خواهد بود. نتایج حاصل از روش کاهش ضریب شدت تنش به واقعیت نزدیک تر است. نتایج به دست آمده برای ضریب شدت تنش آستانه سیکلی در جدول ۴ نشان داده شده است. روش افزایش ضریب شدت تنش عموماً  $\Delta K_{th}$  کوچک‌تری به دست می‌دهد و لذا طراحی بر مبنای آن محافظه‌کارانه است.

### ۴.۳. روش تحمل عیب<sup>۴۹</sup>

روش تحمل عیب روشی جدید برای طراحی تحمل آسیب است که در جهت راحت‌تر کردن کار سخت بازرسی‌های زیاد سازه‌های با خستگی سیکل بالاست. این روش مبتنی است بر مفهوم اندازه‌ی نقص اولیه‌ی معادل  $h^0$ ، که در آن آسیب معادل با یک نقص شبه ترک فرض می‌شود. مشابه روش تحمل نقص، نمونه‌های شامل نقص در تحلیل مکانیک شکست به منظور پیش‌بینی زمان واماندگی برای شرایط آسیب مختلف و به منظور تعریف الزامات بازرسی مورد استفاده قرار می‌گیرد. این روش متفاوت از روش‌های مکانیک شکست سنتی است چون در آن بازرسی‌ها برای آسیب‌هایی همچون خوردگی و آسیب اجسام خارجی که قبل از ترک‌ها اتفاق می‌افتند، و نه به صورت مخصوص برای ترک‌ها، تعریف می‌شود. روش تحمل عیب نسخه‌ی دیگری از روش تحمل آسیب<sup>۵۱</sup> است. [۴۵]

مفهوم اندازه نقص اولیه‌ی معادل براساس این فرض معرفی شد که آسیب به سرعت به یک نقص شبه ترک بدل می‌شود که تحت میدان بارگذاری گسترش می‌یابد. بنابراین، همه‌ی اطلاعات عمر - تنش می‌تواند به منظور پیش‌بینی اندازه‌ی ترکی که باید در قطعه وجود داشته باشد و باعث واماندگی شود، استفاده شود. به عبارت دیگر، EIFS اندازه ترک لازم به منظور پیش‌بینی واماندگی یک نمونه تحت بارگذاری خستگی<sup>۵۲</sup> است.

### ۵.۳. روش کاهش استحکام باقی مانده

روش دیگری که می‌توان به منظور تعیین عمر خستگی اجزاء بالگرد به کار برد، روش کاهش استحکام باقی مانده است. Kwon و همکارانش [۴۷] در تحقیقی که انجام دادند استحکام و عمر خستگی پره کامپوزیتی یک بالگرد چندمنظوره با استفاده از مفهوم کاهش استحکام باقی مانده را پیش‌بینی کردند. آزمون‌های خستگی برای نمونه‌های سازه‌ی نیز انجام شد تا با نتایج پیش‌بینی‌ها مقایسه شود. در شکل ۱۰ نتایج مربوط به تحلیل احتمال واماندگی خستگی در پوسته و تیرک اصلی ملخ بالگرد نشان داده شده است. با توجه به شکل، و با در نظر گرفتن احتمال واماندگی ۹۰٪ به عنوان معیار استحکام سازه‌ی پره خستگی پره ۲۳۰۰۰ ساعت پرواز برای تیرک اصلی و ۲۳۸۰۰ ساعت پرواز برای پوسته تخمین زده شد.

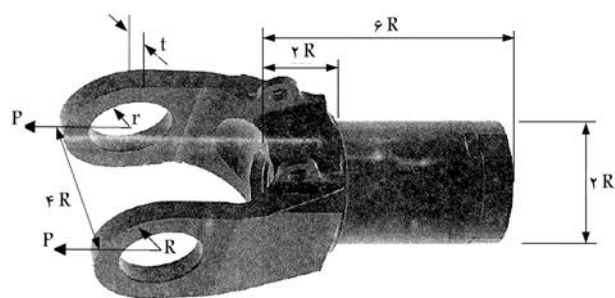
آزمون‌های خستگی با استفاده از نمونه پره ساخته شده از قسمت نزدیک ریشه پره انجام شده و تغییرات مدول سکانت<sup>۵۳</sup> و انرژی تجمعی<sup>۵۴</sup> به ترتیب با استفاده از کرنش اندازه‌گیری شده و داده‌های AE مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج بی‌بعد شده در شکل ۱۱ نشان داده شده است. تغییرات شدید در پارامترهای اندازه‌گیری شده

می‌گیرد و از این رو با نتایج آزمون‌ها تطابق بهتری دارد. نتایج پیش‌بینی عمر خستگی از روش عمر مطمئن که براساس مقدار متوسط نمودار S-N است کمی در سمت غیر محافظه‌کارانه‌ی نتایج آزمون قرار می‌گیرد.

در تحقیقی که Forth و همکارانش ارائه کردند،<sup>[۲۵]</sup> روش‌های عمر - تنش، تحمل نقص، تحمل آسیب، و تحمل عیب برای طراحی عمر خستگی و نگاه‌داری سازه‌های بالگرد که در معرض یک محیط بارگذاری سیکل بالا قرار دارد، امتحان و ارزیابی می‌شود. به صورت خاص، ارزیابی چهار روش برای یک گیره محور فرضی بالگرد (شکل ۱۳) انجام می‌شود که در آن هزینه‌ی نسبی، ایمنی و مقدار عملی بودن چهار روش با هم مقایسه می‌شود. حفظ استحکام سازه‌ی گیره برای دست کم ۱۰۰۰۰ ساعت پرواز ضروری است. نتایج به دست آمده از هر چهار روش برای ابعاد بحرانی طراحی گیره (R و t) و دیگر نتایج در جدول ۵ ارائه شده است.

در ادامه هزینه‌ی ساخت و نگاه‌داری و همچنین احتمال و اماوندگی گیره محور بالگرد در یک محیط کاربرد جدید، برای حالت‌های مختلفی که گیره با هر کدام از روش‌های ارائه شده طراحی شده باشد، مورد بررسی قرار گرفت. برای گیره محور مورد نظر روش سستی عمر - تنش به منظور طراحی و مدیریت عمر عملکرد ضعیفی داشت. در روش عمر - تنش تحمل نقص با طراحی یک قطعه براساس بازرسی‌هایی که باید به منظور حفظ ایمنی انجام شود، تنها ریسک یک حادثه افزایش یافت. ابتدا هزینه‌ی اپراتور به دلیل وزن کم تر کاهش می‌یابد ولی هر تغییری در کاربرد یا محیط، ایمنی را کاملاً به خطر می‌اندازد. روش تحمل آسیب بر پایه‌ی مکانیک شکست به خوبی با محیط کاربرد تغییر یافته سازگار شد. روش تحمل عیب به نسبت روش تحمل آسیب در سطح پایین‌تری قرار گرفت. به عنوان نتیجه‌گیری می‌توان گفت که اعمال روش طراحی و مدیریت عمر تحمل آسیب به بالگرد ممکن است. شرکت‌هایی که آمادگی اتخاذ روش‌های تحمل آسیب را دارند، تولیدات امن‌تر و با صرفه‌تری خواهند داشت.

Agusta Westland<sup>[۲۸]</sup> به صورت موفقیت‌آمیزی روش‌های تحمل نقص را به بررسی کیفیت خستگی بالگرد با اندازه متوسط دومتوره AB۱۳۹، اعمال کرد و



شکل ۱۳. گیره محور بالگرد.<sup>[۲۵]</sup>

جدول ۵. ابعاد، جرم، تنش و دوره بازرسی گیره محور.<sup>[۲۵]</sup>

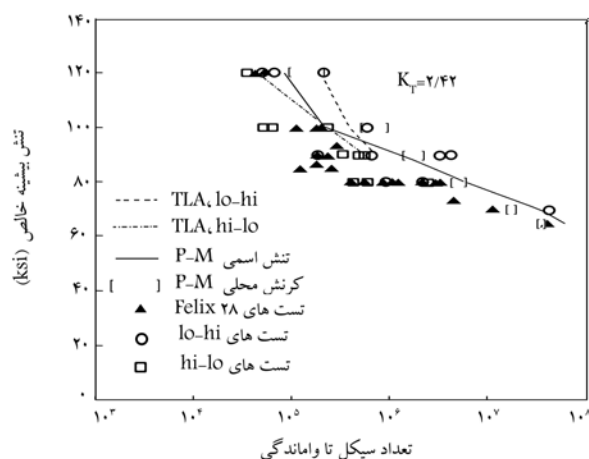
	عمر		مطمئن	
	تحمل	نقص		
شعاع خارجی (متر)	۰٫۲۵۰	۰٫۲۵۰	۰٫۲۵۰	۰٫۲۵۰
ضخامت (متر)	۰٫۰۴۴	۰٫۰۶۷	۰٫۰۱۶	۰٫۰۲۱
جرم (کیلوگرم)	۱۱۲٫۱	۱۲۳٫۲	۹۷٫۲	۱۰۰٫۰
تنش بیشینه (MPa)	۱۶٫۴۸	۱۰٫۳۵	۴۵٫۳۱	۳۴٫۵۳
زمان بازرسی (ساعت)	۱۰۰۰ HD	۳۰۰۰	۶۰۰۰	غیر قابل اعمال
	۴۰۰۰ LD			

بالگرد در سراسر دنیا سازگار باشد. این مشکل بحرانی در اعمال روش تحمل آسیب رشد ترک آهسته به اجزای دینامیکی بالگرد است.<sup>[۲۷]</sup>

روش‌های تحمل آسیب عدم رشد و تحمل نقص با این که در مراحل اولیه نیازمند بررسی‌هایی به منظور تعیین شدیدترین نقص‌ها و آسیب‌ها هستند، قابل اعمال‌اند؛ در روش تحمل آسیب عدم رشد، نیازی به بازرسی نیست و در روش تحمل نقص فقط بازرسی‌هایی با دوره بازرسی طولانی به منظور ردیابی نقص‌های مهم لازم است. هر سه روش ذکر شده (عدم رشد، رشد ترک آهسته و تحمل نقص) در مقایسه با روش سنتی عمر مطمئن، عمر بازنسستگی بیشتری فراهم می‌کنند.

انتقاد محققین به روش تحمل نقص این است که روشی کاملاً تجربی است و مبتنی بر هیچ اصل علمی تجمع آسیبی نیست. طرفداران این روش عنوان می‌کنند که روش تحمل نقص حتی اگر براساس تجربه باشد، روش تأییدشده‌ی است که در روش عمر مطمئن شدیداً بهبود ایجاد کرده است. ضمناً در حال حاضر چون نمی‌توان روش تحمل آسیب را به تمامی قطعات بالگرد اعمال کرد، لازم است از مزیت‌های روش تحمل نقص استفاده شود.

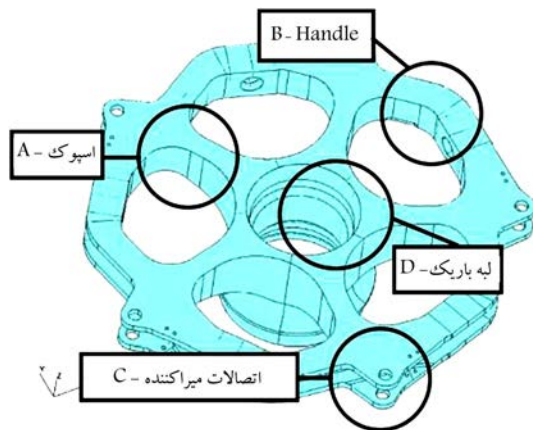
در نوشتاری که توسط Everett<sup>[۱۳]</sup> ارائه شد، دقت روش عمر مطمئن که از قانون تجمع آسیب مایزاستفاده می‌کند برای پیش‌بینی عمر خستگی اجزای دینامیکی بالگرد ارزیابی شده و نتایج آن با نتایج یک روش دیگر از عمر مطمئن با عنوان «روش کرنش محلی» و همچنین با روش تحمل آسیب مقایسه شد. نتایج پیش‌بینی عمر خستگی به دست آمده از روش‌های ذکر شده با نتایج به دست آمده از آزمون‌ها مقایسه شد. آزمون‌ها بر نمونه‌ی ناچ‌دار ساخته‌شده از فولاد ۴۳۴۰ و با استفاده از طیف بار دامنه‌ی متغیر ۲۸/felix انجام شد. روش تحمل آسیب مورد استفاده برای تحلیل عمر کل بر پایه‌ی رشد ترک خستگی از ترک‌های اولیه «کوچک» (با طول ۱۰ تا ۲۰ میکرون) است. طول ترک اولیه از آزمایش میکروسکوپی محل جوانه‌زنی ترک تعیین شده و به صورت  $2a_i = 0.0006 \text{ in}$  در نظر گرفته شد. نتایج مربوط به آزمون‌ها و پیش‌بینی عمر خستگی‌های انجام شده از سه روش در شکل ۱۲ ارائه شده است. مشاهده می‌شود که عمر خستگی در حالتی که سیکل‌ها از بازه‌های تنش پایین به بالا مرتب شوند (در شکل ۱۲ با آزمون lo-hi نشان داده شده است)، نسبت به حالتی که از بالا به پایین مرتب شوند (آزمون hi-lo) بیشتر خواهد بود. البته در تنش‌های پایین عمر برای هر سه طیف بار همگرا می‌شود. در روش تحمل آسیب، که نتایج آن در شکل با TLA نشان داده شده، اثر تداخل بار مد نظر قرار



شکل ۱۲. مقایسه پیش‌بینی‌های انجام شده برای عمر خستگی از روش‌های مختلف با نتایج آزمون‌ها.<sup>[۱۳]</sup>

جدول ۶. بخش‌های بحرانی مورد ارزیابی برای تحمل نقص. [۴۸]

قطعه	روش تأیید	آزمون/تحلیل
پره روتور اصلی و روتور دمی	روش تحمل نقص	آزمون قطعه شامل نقص + آزمون ضربه در هر دو سطح BVID و CVID
توپای روتور اصلی	عدم رشد ترک واماندگی مطمئن	تحلیل و آزمون
یاتاقان الاستومتری روتور اصلی و دمی	عدم رشد ترک برای فاز رشد ترک برای الاستومتر	آزمون + تحلیل آزمون
میله گام روتور اصلی	عدم رشد ترک	تحلیل
اتصال کششی روتور اصلی	روش تحمل نقص	آزمون ضربه در هر دو سطح BVID و CVID
توپای روتور دمی	عدم رشد ترک	تحلیل
اتصالات میراکننده پره روتور دمی	عدم رشد ترک	آزمون + تحلیل
اتصالات میراکننده توپای روتور دمی	عدم رشد ترک	تحلیل
میراکننده الاستومتری روتور دمی	عدم رشد ترک، رشد ترک برای الاستومتر	تحلیل آزمون
اجزاء انتقال قدرت	روش تحمل نقص	آزمون
شفتهای محرک روتور دمی	عدم رشد ترک + روش تحمل نقص	آزمون + تحلیل
اتصالات جعبه دنده اصلی	عدم رشد ترک	تحلیل
میله ضد تورک	عدم رشد ترک	تحلیل
قسمت مخروطی دم	عدم رشد + رشد ترک	تحلیل
اتصالات موتور	عدم رشد + رشد ترک	تحلیل



شکل ۱۴. نواحی بحرانی توپای روتور اصلی. [۴۸]

جدول ۷. نتایج تحلیل. [۱۱]

روش بازسازی بار	تحلیل عمر مطمئن		تحلیل تحمل آسیب	
	تعداد سیکل پرواز	ساعت پرواز	تعداد سیکل ساعت پرواز	ساعت پرواز
قله - دره	۲۲۴۹۷۶	۵۰ ۲۴٫۰	۸۸۲۰	۱۹۷٫۰
جریان باران	۲۲۴۹۶۲	۵۰ ۲۳٫۷	۸۷۶۹	۱۹۵٫۸

به منظور مقاومت در برابر جوانه زنی ترک می‌شود، ولی این مواد معمولاً چقرمگی شکست پایینی دارند. انتظار می‌رود که فولاد ۱۳-۸Mo PH مقاومت بالایی در برابر جوانه زنی ترک از خود نشان دهد. این خاصیت با نتایج حاصل از به کارگیری روش عمر مطمئن مطابقت دارد. به هر حال چقرمگی تنش محدود منجر به رشد محدود عمر ترک در روش تحمل آسیب شد.

تحلیل انجام شده نشان می‌دهد ماده‌ی انتخابی برای طراحی عمر مطمئن ممکن است برای طراحی تحمل آسیب مناسب نباشد و تغییر روش مدیریت عمر از عمر مطمئن به تحمل آسیب می‌تواند منجر به نتایج عمر بسیار محافظه‌کارانه شود.

همان‌نگی کامل با استاندارد FAR ۲۹/۵۷۱ [۴] حاصل شد. براساس ویژگی‌های مخصوص هر جزء بحرانی -- مانند ماده، ویژگی‌های طراحی و نوع بارها -- روش‌های مختلفی به منظور تحقق الزامات تحمل نقص انتخاب شد. در جدول ۶ همه اجزاء اصلی سازه AB۱۳۹ که علاوه بر ارزیابی سنتی عمر مطمئن، در معرض تأیید استحکام تحمل نقص قرار گرفتند، خلاصه‌وار ارائه شده است. روش خاص اتخاذ شده نیز گزارش داده شده است. برای بخش‌های دینامیکی فازی علاوه بر روش عمر مطمئن، از روش «عدم رشد ترک» هم برای تأیید استحکام تحمل نقص این بخش‌ها استفاده شد. یکی از قطعات مورد بررسی توپای روتور اصلی<sup>۵۵</sup> است. توپای روتور اصلی از Ti۶Al۴V همراه با یک باند گرافیت اپوکسی که یک مسیر بار اضافه را فراهم می‌کند و به دور آن پیچیده شده، ساخته شده است. باند کامپوزیتی تا واماندگی قسمت فازی باری را تحمل نمی‌کند. هر دو روش تحلیل تنش و آزمون عمر مطمئن برای مشخص کردن مناطق بحرانی به کار گرفته شد. با توجه به خصوصیات مناطق بحرانی برای هر ناحیه روش متفاوتی به منظور برآورده کردن الزامات تحمل نقص به کار گرفته شد. به عنوان مثال برای ناحیه A نشان داده شده در شکل ۱۴ از روش «عدم رشد ترک» با طول ترک اولیه ۰٫۳۸mm و برای قسمت B از روش fail-safety از طریق انجام آزمون استفاده شد.

Chan و همکارانش [۱۱] بر مقایسه‌ی نتایج تحلیلی به دست آمده از روش‌های تحمل آسیب و عمر مطمئن در کاربردشان روی یک قطعه‌ی فرضی تحت طیف بار بالگرد<sup>۵۶</sup> Black Hawk که در نیروی دفاعی استرالیا استفاده می‌شود، تمرکز کردند. اندازه‌ی ترک اولیه برابر ۰٫۳۸mm در نظر گرفته شد؛ نتایج تحلیل در جدول ۷ ارائه شده است. ساعت‌های پرواز متناظر در کنار تعداد سیکل‌های پیش‌بینی شده به عنوان عمر خستگی نشان داده شده است. عمر پیش‌بینی شده توسط روش عمر مطمئن ۵۰ ۲۴ ساعت و توسط روش تحمل آسیب برابر ۱۹۷ ساعت است؛ یعنی عمر محاسبه شده توسط عمر مطمئن ۲۵ برابر عمر محاسبه شده توسط روش تحمل آسیب است. چنین نتایجی با نتایج حاصل از کاربرد این ماده سازگار است، چون ماده‌ی به کار رفته استحکام کششی بالایی دارد و برای روش عمر مطمئن مناسب است. معیار عمر مطمئن معمولاً منجر به انتخاب مواد با مقاومت استاتیکی بالا

#### ۴. جنبه‌های دیگر طراحی خستگی بالگرد

در این بخش جنبه‌های دیگر طراحی خستگی بالگرد از جمله تأثیر جنس قطعه در طراحی خستگی بالگرد، طراحی خستگی اجزای بالگرد در برابر بارهای ضربه‌یی، آزمون‌های انجام شده در رابطه با طراحی خستگی بالگرد و... مورد بررسی قرار می‌گیرد.

##### ۱.۴. تأثیر جنس قطعه در طراحی خستگی پره بالگرد

در ساخت اجزاء بالگرد هم از فلزات و هم از کامپوزیت‌ها استفاده شده است، هرچند که اخیراً به دلیل مزایای کامپوزیت‌ها، سازندگان بالگرد بیشتر تمایل دارند از کامپوزیت‌ها در ساخت قطعات بالگرد استفاده کنند. در حالت کلی، مواد کاندید برای پره بالگرد عبارت است از: [۴۹]

— فلزات: آلومینیوم، فولاد ضد زنگ، تیتانیوم؛

— کامپوزیت‌ها: الیاف شیشه، آرامید و کربن (با مدول و استحکام بالا) در ماتریس‌های رزین اپوکسی.

موارد حائز اهمیت به منظور مقایسه‌ی کاربرد فلزات و کامپوزیت‌ها در پره بالگرد عبارت است از:

— محدوده و مقادیر بالاتر خواص استحکام و سختی، استفاده از کامپوزیت‌ها را برای پره‌های روتور مناسب‌تر کرده است. همچنین خواص خستگی کامپوزیت‌ها از فلزات بهتر است و عمر طولانی‌تری خواهند داشت.

— کامپوزیت‌ها برای مشکلات مربوط به خوردگی ۵۷ مستعد نیستند و در ضمن فرایند ساخت آنها به سختی فلزات نیست.

— از نظر مقاومت در برابر سایش ۵۸، فلزات نسبت به مواد کامپوزیتی نسبتاً نرم‌تر مزایایی دارند. این مشکل کامپوزیت‌ها را می‌توان با قرار دادن محافظ سائیدگی فلزی روی لبه‌ی پیشرو پره حل کرد. به‌عنوان مثال در یکی از تحقیقات انجام شده [۵۰]، با انجام یک سری آزمون نشان داده شد که فولاد ضد زنگ hard-۱/۴-۳۰۱ AISI برای استفاده به‌عنوان نوار یا باریکه‌ی ضد سایش ۵۹ در پره‌های روتور بالگرد استحکام کافی را دارد.

— شکل‌های پره‌یی که در فلزات ممکن نیست، می‌تواند با استفاده از کامپوزیت‌ها ساخته شود.

— در مقایسه با پره‌های آلومینیومی، پره‌های کامپوزیتی توانایی کرنش خستگی دوبرابری را از خودشان نشان می‌دهند. [۵۱] به علاوه در پره‌های کامپوزیتی رشد ترک به‌طور قابل ملاحظه‌یی کندتر بوده و طول ترک بحرانی نیز بزرگ‌تر است. مطلب دیگر این‌که، هرچند هزینه‌ی اولیه‌ی پره‌های کامپوزیتی نسبت به پره‌های آلومینیومی تا حدودی بیشتر است، ولی عمر خستگی طولانی‌تر و هزینه‌ی نگهداری کم‌تر در نهایت منجر به هزینه‌ی مالکیت پایین‌تر خواهد شد.

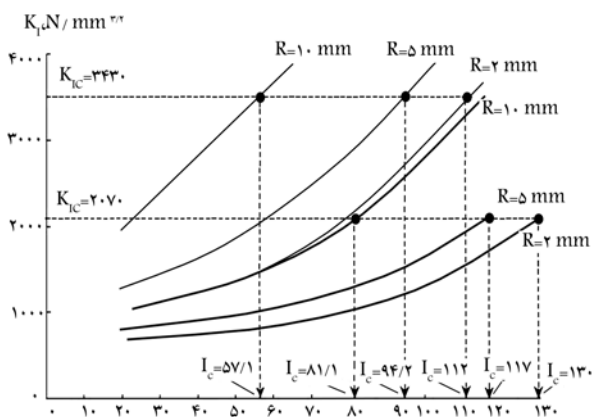
##### ۲.۴. طراحی خستگی اجزای بالگرد در برابر بارهای ضربه‌یی

اجزاء و بدنه بالگرد همواره در معرض برخورد با ذرات و اجسام کوچک قرار دارد. بنابراین بررسی عمر باقی‌مانده اجزاء بالگرد بعد از برخورد با چنین اجسامی یک مسئله‌ی مهم است.

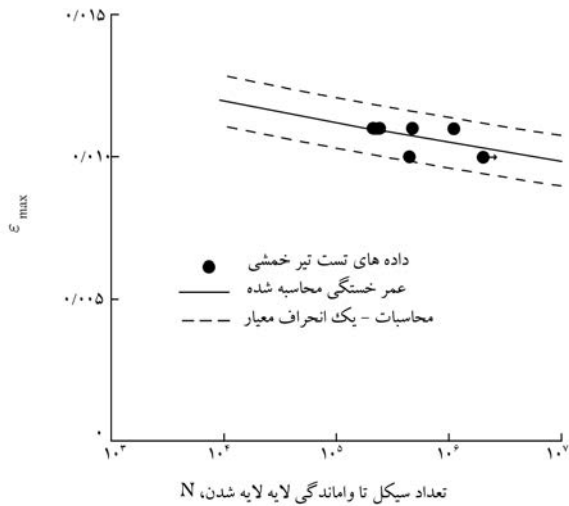
مقاومت در برابر آسیب پره‌های بالگرد کامپوزیتی لایه‌یی ۶۰ که در معرض بارگذاری ضربه‌یی قرار دارد، توسط Morozov و همکارانش [۵۲] بررسی شد؛ با استفاده از ترکیبی از روش‌های نظری و آزمایشگاهی، ضرایب شدت تنش دینامیکی برای کامپوزیت و همچنین برای لایه‌ها به‌صورت جداگانه تعیین شد. در نهایت اثر اندازه پرتابه بر مقاومت آسیب پره کامپوزیتی مورد بررسی قرار گرفت و اندازه نقص یا آسیب قابل تحمل محاسبه شد. در شکل ۱۵ چگونگی وابستگی ضریب شدت تنش دینامیکی به اندازه‌ی نواقص برای کامپوزیت تقویت شده با شیشه برای پرتابه‌های با سرعت اولیه‌ی یکسان ۵ متر بر ثانیه و اندازه‌های مختلف و همچنین طول نقص بحرانی برای هر حالت ارائه شده است.

تمرکز روی تأثیر آسیب ضربه و لایه‌لایه‌شدن‌ها ۶۱ بر استحکام باقی‌مانده و عمر خستگی سازه‌های ساندویچ کامپوزیتی مورد کاربرد در بالگرد، موضوع مقاله‌یی است که توسط Lazzari و همکارش ارائه شد. [۵۳] هم آزمون‌های خستگی و هم آزمون‌های استاتیکی روی نمونه‌های آزمون‌ی که دم بالگردهای ۱-۱۰ EH را شبیه‌سازی می‌کردند، انجام شد تا نه تنها اثر آسیب بر استحکام ارزیابی شود، بلکه به گسترش ابزار تحلیلی قابل اعتماد و ارزیابی آنها به‌منظور پیش‌بینی چنین آسیب‌هایی کمک شود. هر دو نوع آسیب به‌ندرت قابل مشاهده (BVID) و به‌وضوح قابل مشاهده (CVID) در نظر گرفته شد. از نتایج ارائه‌شده می‌توان اشاره کرد به این‌که پنل‌های با پوسته‌های نازک‌تر کاهش استحکام خستگی بیشتری برای آزمون‌های CVID در مقایسه با آزمون‌های BVID از خود نشان می‌دهند. در آزمون‌های استاتیکی شدت آسیب تأثیر زیادی بر استحکام استاتیکی داشت که خود نشان‌گر حساسیت مشهور کامپوزیت‌ها به ناچ است.

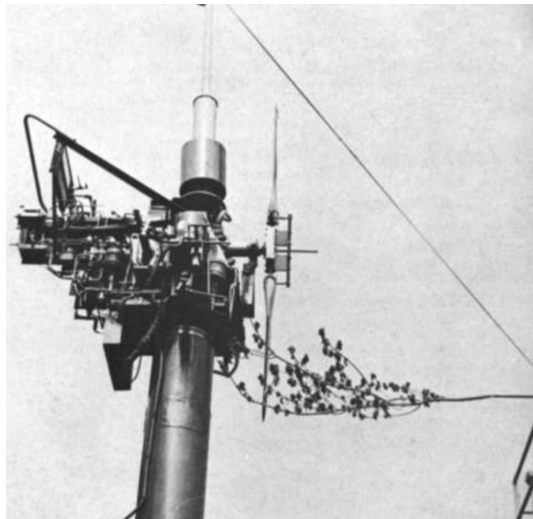
Colombo [۵۴] احتمال انجام یک مانور ضروری و یک پرواز برگشت ۳۰ دقیقه‌یی بعد از برخورد یک پرتابه‌ی ۷/۶۲ NATO با شفت انتقال قدرت ۶۲ روتور دم یک بالگرد خاص را بررسی کرد. شبیه‌سازی عددی رشد ترک که از آسیب ایجاد شده توسط برخورد، به وجود آمده نیز تشریح شده و زمان مورد نیاز برای رسیدن به شکست شفت تعیین شد. برای رشد ترک ایجاد شده بر اثر برخورد، با استفاده از معیار نرخ‌رهایی انرژی بیشینه به‌دست آمد. اثر تنش‌های پسماند ناشی از برخورد پرتابه بر عمر باقی‌مانده‌ی شفت نیز به‌صورت دقیق مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که اگر تنش‌های پسماند ناشی از برخورد در نظر گرفته نشود عمر به‌دست آمده چند برابر حالتی است که اثر آنها لحاظ شود و بنابراین صرف‌نظرکردن از اثر تنش‌های پسماند درست نیست. شکل ۱۶ مسیر رشد ترک بعد از برخورد پرتابه را نشان می‌دهد.



شکل ۱۵. وابستگی ضریب شدت تنش دینامیکی به اندازه نواقص برای کامپوزیت تقویت شده با شیشه. [۵۲]



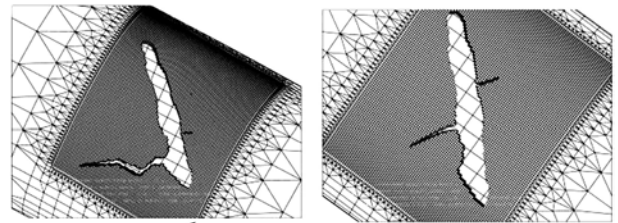
شکل ۱۸. عمر خستگی اندازه‌گیری شده و پیش‌بینی شده برای تیرهای خمشی کامپوزیتی باریک شونده‌ی غیرخطی. [۵۶]



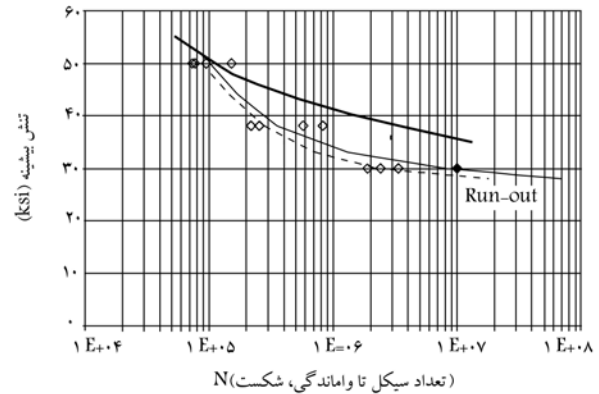
شکل ۱۹. شبیه‌سازی برخورد پره روتور دم با درخت. [۵۷]

توسط تیر خمشی توپی روتور<sup>۶۳</sup> حین پرواز تجربه می‌شود، تحت بارگذاری ترکیبی کشش محوری ثابت و خمش عرضی متناوب آزمون شد. یک مدل اجزاء محدود دوبعدی به منظور شبیه‌سازی مسئله ایجاد شد. نرخ‌های ره‌ایش انرژی کرنشی متناظر با رشد لایه لایه شدن برای چندین ساختار و با استفاده از دو کد تحلیل المان محدود مختلف محاسبه شد. نتایج مربوط به نرخ ره‌ایش انرژی کرنشی همراه با اطلاعات خصوصیات ماده، به منظور پیش‌بینی زمان شروع لایه‌لایه شدن خستگی برای تیرهای خمشی باریک شده با دو طرح مختلف («حذف صفحه» مورد استفاده قرار گرفت. نمودارهای پیش‌بینی شده با اطلاعات آزمون برای هر دو حالت مورد مطالعه تطابق خوبی داشت. عمر خستگی اندازه‌گیری شده و پیش‌بینی شده برای تیرهای خمشی کامپوزیتی باریک‌شونده‌ی غیرخطی در شکل ۱۸ نشان داده شده است.

Lucas [۵۷] در نوشتاری که ارائه کرد، آزمون‌های ضربه‌ی چرخشی مقیاس کامل<sup>۶۴</sup> را انجام داد که برخورد پره روتور دم با درخت را شبیه‌سازی می‌کند (شکل ۱۹). او نشان داد که ساختار پره‌ی مورد آزمون، که به صورت کامل تیرک اصلی گرافیت -



شکل ۱۶. مسیر رشد ترک بعد از برخورد پرتابه. [۵۴]



شکل ۱۷. نتایج مربوط به طیف بار ۳۲ HELIX نمونه نو (rms ۸°) - خط توپر = بهترین برازش (EIFS = ۰.۰۰۲۵ in) خط چین (EIFS = ۰.۰۰۳ in) - خط پر رنگ = ماینر - لوزی‌های = نتایج آزمون. [۵۵]

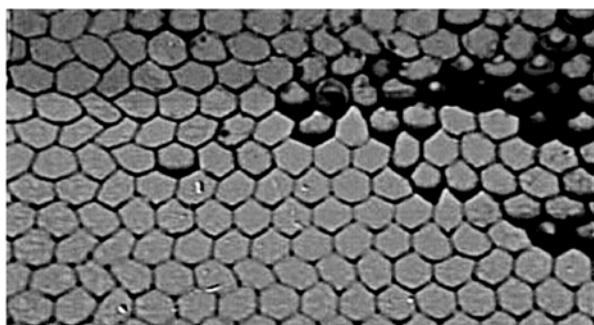
### ۳.۴. آزمون‌های انجام شده در زمینه طراحی خستگی بالگرد

آزمون‌های مخرب و غیر مخرب زیادی به منظور بررسی استحکام خستگی یا نواقص موجود که ممکن است عمر خستگی اجزاء را کاهش دهد، روی اجزاء بالگرد انجام شده است.

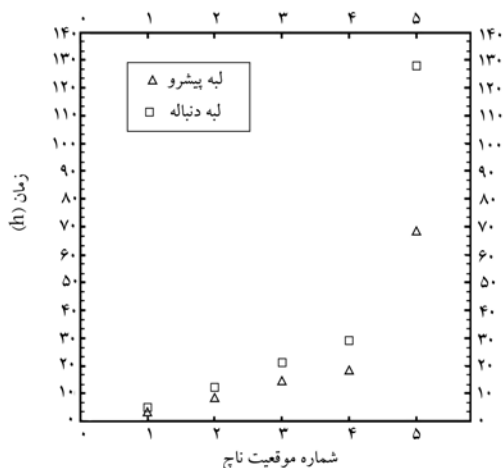
در نوشتاری که توسط Urban [۵۵] ارائه شد، آزمون‌های تحت طیف بار به منظور بررسی اثر نواقص، پرداخت سطح، و تداخل بار در آلومینیوم ۷۵-۲۷۳ ALY-۷۵ مورد استفاده در روتور بالگرد انجام شد. برای انجام آزمون‌ها از نمونه‌های آلومینیوم ۷۵-۲۷۳ ALY-۷۵ خورده شده، نو rms-۸° و پرداخت شده استفاده شد. طیف بارهای مورد استفاده شامل ویرایش کاهش یافته‌ی طیف بار پره روتور اصلی سیکورسکی و طیف بار هیلیکس است. نتایج آزمون‌ها با نتایج حاصل از تحلیل مکانیک شکست (نرم‌افزار NASGRO v۳.۰) و نتایج حاصل از روش عمر مطمئن (تحلیل ماینر) مقایسه شد. در انجام تحلیل مکانیک شکست از طول ترک اولیه معادل (EIFS) به دست آمده از آزمون‌های دامنه ثابت استفاده شد. در شکل ۱۷ نتایج حاصل از آزمون‌ها با نتایج مربوط به تحلیل‌ها مقایسه شده است.

در ادامه برای هرکدام از حالت‌های ذکر شده در بالا یک بازه برای طول ترک اولیه معادل (EIFS) و طول ترک اولیه‌یی که بهترین نتایج را ارائه دهد، به دست آمد. به طور کلی EIFS برابر ۰.۰۱ برای به دست آوردن زمان بازنشستگی و EIFS برابر ۰.۰۲۶ برای به دست آوردن دوره‌های بازرسی تحت طیف بارهای مزبور پیشنهاد داده شد. در پایان نتیجه گرفته شد که روش مکانیک شکست با استفاده از کد NASGRO v۳.۰ نسبت به تحلیل ماینر S-N تطابق بهتری با نتایج حاصل از آزمون‌ها دارد.

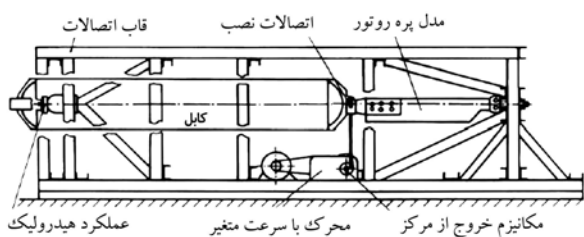
در نوشتاری که توسط Murri [۵۶] ارائه شد، نمونه‌های باریک شده غیرخطی از hub کامپوزیتی روتور یک بالگرد بریده شده و به منظور شبیه‌سازی بارگذاری که



شکل ۲۰. منطقه غلیظ رزین در سازه‌ی لانه‌زنبوری. [۵۸]



شکل ۲۱. زمان ایجاد ترک برای موقعیت‌های مکانی مختلف ناچ. [۶۱]



شکل ۲۲. دستگاه آزمون خستگی پره روتور اصلی و روتور دم. [۶۲]

Giglio و همکارش [۶۳] در مطالعاتشان رفتار تحمل آسیب صفحه‌یی، مربوط به سازه‌ی بدنه‌ی عقبی بالگرد، را مورد بررسی قرار دادند. با این هدف، تعدادی آزمون روی نمونه‌های صفحه مقیاس کامل که در بدنه‌ی عقبی بالگرد به کار می‌روند، انجام شد. حین انجام آزمون‌ها، رشد ترک، که از یک آسیب مصنوعی شروع شده بود تا جایی که واماندگی بیش‌رونده‌ی صفحه به یک یا تعداد بیشتری از تقویت‌کننده‌ها رسید، مونتور شد. پارامترهای ترک و کرنش‌های ثبت شده حین رشد با نتایج به‌دست آمده از یک مدل دقیق اجزاء محدود و یک مدل تحلیلی مقایسه شد و هماهنگی خوبی بین آنها مشاهده شد. در شکل ۲۳ مقایسه‌ی بین اطلاعات اجزاء محدود و رفتار ماده (که از رابطه‌ی NASGRO به‌دست آمده) انجام شده است. با توجه به نتایج حاصله می‌توان گفت که روش عددی همراه با رفتار رشد ترک ماده -- که به یک صفحه‌ی تقویت‌شده‌ی معمولی اعمال شد -- نتایج تأییدشده‌ی در رابطه با رشد ترک و بنابراین ارزیابی تحمل آسیب قطعات بدنه‌ی بالگرد ارائه می‌دهد.

ایوکسی را با یک لوله‌ی ممان ایوکسی - شیشه ۶۵ و پوسته‌ی آیرودینامیکی پوشانده است، به‌صورت نسبی در برابر این خطرات خدشه‌ناپذیر است. Balasko و همکارانش [۵۹،۵۸] یک مجموعه آزمون غیرمخرب به‌منظور ردیابی نواقص ممکن در سازه‌ی کامپوزیتی پره‌های روتور بالگرد ۲۴ Mi انجام دادند. سه نوع اندازه‌گیری رادیوگرافی برای هر پره انجام شد. در مرحله‌ی اول، هر پره ابتدا توسط نوترون‌ها رادیوگرافی شد که به آن «NR خشک» گفته می‌شود. در مرحله‌ی بعد، کل سطح پره آب‌پاشی شد تا اثر باران شبیه‌سازی شده باشد و در ادامه یک بار دیگر با استفاده از نوترون‌ها رادیوگرافی انجام شد، که به آن «NR تر» گفته می‌شود. در مرحله‌ی سوم محاسبات رادیوگرافی پرتو X انجام شد.

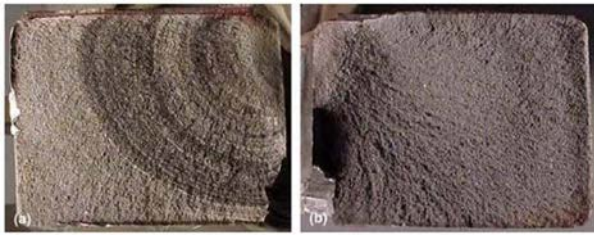
یکی از مهم‌ترین نواقص، وجود حفره‌ها، سوراخ‌ها و یا ترک‌ها در المان‌های درزبند [۶۶] در فصل مشترک سازه‌ی لانه‌زنبوری و مقطع مرزی است. نشان داده شده که مناطق رقیق یا غلیظ رزین [۶۷] (شکل ۲۰) هم می‌تواند یک مشکل مهم و معمول باشد.

de Beer و همکارانش [۶۰] در یک تحقیق ترکیبی، رادیوگرافی نوترون [۶۸] در راکتور تحقیقاتی SAFARI-۱ را که توسط اداره Necsra اداره می‌شود، به‌وسیله‌ی بازرسی بصری، رادیوگرافی اشعه X و برش‌نگاری [۶۹] روی پره‌های روتور اصلی بالگرد انجام دادند. این نوشتار نشان می‌دهد که رادیوگرافی نوترون و برش‌نگاری در تشخیص نواقص سازه‌ی بالگرد مکمل یکدیگرند. برش‌نگاری قابلیت تشخیص لایه‌لایه شدن در فصل مشترک پوسته‌ی پره‌ها را دارد، اما رادیوگرافی نوترون قابلیت تشخیص خوردگی و نشت روغن را دارد.

Wang [۶۱] و همکارش در تحقیقی که انجام دادند شکست مود ترکیبی یک جفت پره‌ی چرخشی در دمای اتاق و با استفاده از نمونه‌ی ناچ‌دار تک‌لبه‌یی را بررسی کردند. یک روتور و دو پره‌ی متصل به آن با استفاده از یک موتور AC ۲۲۰ ولت با سرعت دورانی ثابت ۸۵۰ دور در دقیقه دوران می‌کند. ناچ در مکان‌های مختلف پره از ریشه تا نوک آن قرار داده شد. ارتباط ترک‌های ناچ با لبه‌ی پیشرو و لبه‌ی انتهایی نیز بررسی شد. نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد که ترک‌ها در حالتی که پره روتور زاویه‌ی گام بیشتری دارد، سریع‌تر رشد می‌کنند. ضمناً نزدیک‌تر بودن ترک به ریشه‌ی پره و همچنین قرار گرفتن آن در لبه‌ی پیشرو، نسبت به حالتی که در لبه‌ی انتهایی قرار گرفته باشد، سرعت رشد آن را افزایش می‌دهد. بنابراین حالتی که ناچ در لبه‌ی پیشرو و نزدیک ریشه قرار دارد و زاویه‌ی گام زیاد است، خطرناک‌ترین حالت برای پره است. در شکل ۲۱ زمان ایجاد ترک برای موقعیت‌های مکانی مختلف ناچ (در راستای طول پره)، در دو حالتی که ناچ در لبه‌ی پیشرو یا لبه‌ی انتهایی قرار گرفته باشد، نشان داده شده است.

در تحقیقی که Rasuo [۶۲] انجام داد، آزمون خستگی پره‌ی روتور اصلی سیستم رانش بالگرد چندمنظوره‌ی سبک و پره‌ی روتور دم یک بالگرد حمل و نقل سنگین ساخته شده از مواد لایمیت کامپوزیتی ارائه شده است. بارهای آزمون اعمالی شامل بار جانب‌مرکز پایای شبیه‌سازی شده، خمش در راستای وتر ارتعاشی ۷°، خمش در راستای بال‌زدن ارتعاشی ۷۱° و حرکت گام پیچشی ارتعاشی ۷۲° است. دستگاه آزمون پره به‌صورت شماتیک در شکل ۲۲ نشان داده شده است. پره به‌صورت مایل با یک زاویه نسبت به صفحه‌ی حرکت بازوهای جانب‌مرکز در دستگاه قرار می‌گیرد تا بارهای خمشی در راستای وتر و در راستای بال‌زدن به‌صورت هم‌زمان اعمال شود. نتایج آزمون خستگی نشان داد که سازه پره لایمیت ساخته شده از مواد کامپوزیتی ضروریات خستگی ارائه شده در استانداردها را برآورده می‌کند. در حین انجام آزمون‌ها، لایه‌لایه شدن، تغییر شکل دائمی یا هیچ‌کدام از انواع خرابی‌های دیگر پره بالگرد اتفاق نیفتاد.





شکل ۲۵. خطوط ساحلی نشان‌دهنده‌ی وقوع شکست خستگی. [۶۷]

خمشی در حالت آسیب شکست الیاف مشاهده شد. همچنین مشاهده شد که ترکیبی از خمش نوک استاتیکی و پاسخ پیچشی به‌منظور پیش‌بینی طول قسمت آسیب‌دیده‌ی پره بالگرد، محل آسیب و سطح آسیب می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. [۶۵]

Roy و همکارش [۶۶] در کاری که ارائه کرده‌اند با استفاده از یک مدل اجزاء محدود پره‌ی روتور بالگرد، اثر رشد آسیب را بر فرکانس‌های مودال به شیوه‌ی کیفی تحلیل کردند. نتایج نشان می‌دهد که آسیب به‌وسیله‌ی مشاهده‌ی تغییرات در کم‌ترین و همچنین بیشترین حالات ارتعاشی flap (خمش خارج از صفحه)، lag (خمش داخل صفحه) و دوران پیچشی، مخصوصاً برای مواد کامپوزیتی که آخرین مرحله‌ی آن «آسیب»، یعنی شکست الیاف، بحرانی‌ترین حالت است، قابل ردیابی است.

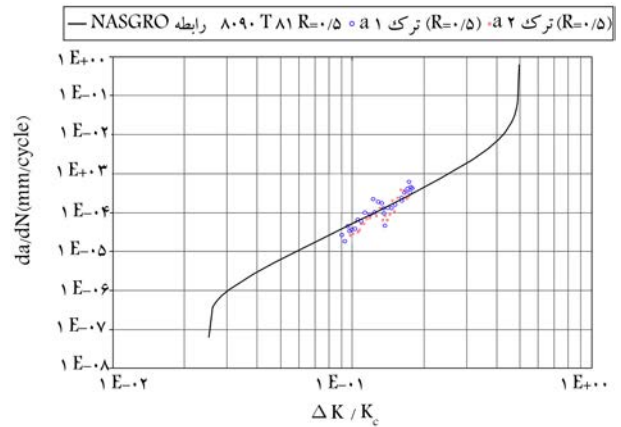
#### ۵.۴. بررسی دلایل شکست خستگی اجزاء بالگرد

در تعدادی از کارهای انجام شده دلایل شکست خستگی اجزاء وامانده‌ی بالگرد و سازوکار شکست آن بررسی شده است. از جمله دلایل شکست خستگی اجزاء بالگرد می‌توان به خوردگی، تمرکز تنش، طراحی نامناسب و ارتعاشات اشاره کرد.

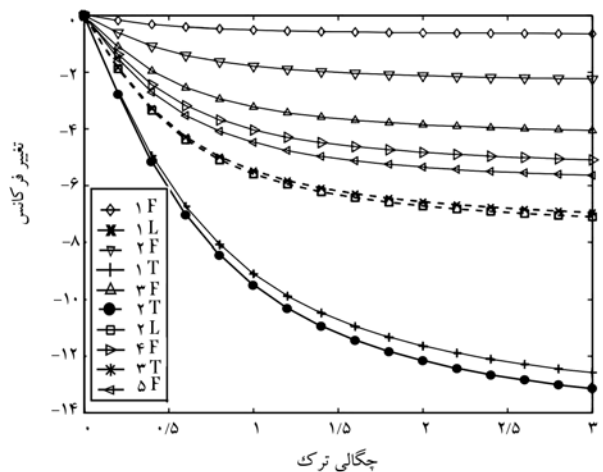
Lourenco و همکارانش [۶۷] در تحقیقی که انجام دادند، دلایل گسیختگی رخ داده در ابزارگیره‌ی روتور اصلی<sup>۷۸</sup> یک بالگرد را حین به زمین نشستن آن، بررسی کردند. حین آزمایش بصری سطح‌های شکسته شده، امکان مشاهده‌ی خطوط ساحلی<sup>۷۹</sup> فراهم بود که نشان‌دهنده‌ی وقوع شکست خستگی بود (شکل ۲۵). آزمایشات بیشتر با استفاده از بزرگ‌نمایی الکترونی - روشی<sup>۸۰</sup> و فلزنگاری محل ترک تأیید کرد که گسیختگی به‌وسیله‌ی سازوکار جوانه‌زنی و رشد ترک خستگی از یک سوراخ خورده شده در ناحیه‌ی سوراخ پیچ نگه‌دارنده‌ی پره اتفاق افتاده است.

Newman و همکارانش [۶۸] رشد ترک در تیرک‌های بالگرد<sup>۸۱</sup> را بررسی کردند. چهار تیرک ترک‌دار، کلاً شامل ۸ ترک، به‌منظور بررسی تهیه شد. آزمایشات نشان می‌دهد که گسترش ترک در هر هشت مورد به‌وسیله‌ی بارگذاری خستگی انجام می‌شود. به نظر می‌رسد شروع جوانه‌زنی ترک در گوشه‌ی بالای تیرک، نزدیک جایی که تغییر هندسی بر سختی خمشی قطعه تأثیر می‌گذارد، اتفاق می‌افتد. به علاوه، تحلیل فلزسنجی نشان‌دهنده‌ی کمبود المان‌های آلیاژی در مناطق جوانه‌زنی ترک است، که ممکن است یک عامل مؤثر باشد. در شکل ۲۶ یک ترک معمولی تیرک نشان داده شده است.

Witek و همکارانش [۶۹] در مقاله‌شان، شکست ملخ موتور بالگرد را تحلیل کردند. از آزمایش بصری سطح‌های شکست، مشاهده‌ی خطوط ساحلی معمول برای شکست خستگی، امکان‌پذیر بود. ترک از یک حفره‌ی خورده شده که در لبه‌ی حمله‌ی ملخ قرار داشت شروع شد (شکل ۲۷). از یک روش اجزاء محدود غیرخطی به‌منظور تعیین حالت تنش پره حین دوران (شرایط کارکردی) استفاده شد. به علاوه،



شکل ۲۳. مقایسه‌ی اطلاعات اجزاء محدود و رفتار ماده. [۶۳]



شکل ۲۴. درصد کاهش فرکانس‌ها بر اثر افزایش چگالی ترک. [۶۴]

#### ۴.۴. مدل‌سازی آسیب در قطعات کامپوزیتی بالگرد

در تعدادی از تحقیقات انجام شده، به‌منظور ارائه‌ی راهکارهایی برای ردیابی آنلاین نواقص و حتی مشخص کردن محل دقیق آن، نحوه‌ی تغییرات خواص فیزیکی و مکانیکی اجزاء بالگرد با افزایش چگالی ترک مورد بررسی قرار گرفته است.

Pawar و همکارش [۶۴] در مقاله‌ی که ارائه کردند، امکان توانایی کشف آنلاین آسیب برای پره‌های روتور اصلی بالگرد را که از ماده‌ی کامپوزیت ساخته شده، بررسی کردند. آسیب مدل شده در کامپوزیت، ترک‌خوردگی ماتریس است. یک آنالیز آبروالاستیک روتور بالگرد براساس اجزاء محدود به‌منظور مطالعه‌ی اثر ترک‌خوردن ماتریس پره روتور در پرواز مستقیم استفاده شد. به‌منظور تشخیص نقص کلی<sup>۷۳</sup>، فرکانس‌های دورانی، خمش نوک و پاسخ پیچشی و نیروهای ریشه پره مورد مطالعه قرار گرفت. در شکل ۲۴ مقدار کاهش فرکانس‌های ارتعاشی مختلف پره با افزایش چگالی ترک ماتریس نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که اثر ترک‌خوردگی ماتریس بر خمش عقب<sup>۷۴</sup> و تغییر شکل پیچشی الاستیک در ممان جانبی<sup>۷۵</sup> نوک پره و ریشه‌ی پره مهم است؛ از این پارامترها می‌توان به‌منظور پایش سالم بودن<sup>۷۶</sup> آنلاین استفاده کرد.

کاهش سختی پیچشی و خمشی پره‌ی بالگرد بر اثر ترک‌خوردگی ماتریس به‌ترتیب حدود ۶ تا ۱۲ درصد و ۲۵ تا ۳۰ درصد، و بر اثر قطع اتصال<sup>۷۷</sup>/لایه‌لایه شدن به‌ترتیب بیشتر از ۶ تا ۸ درصد و ۴۰ تا ۴۵ درصد است. بیشترین کاهش سختی



## ۵. نتیجه‌گیری

با توجه به این که صنعت بالگرد در انحصار چند کشور است، اطلاعات گزارش شده در زمینه‌ی طراحی خستگی اجزای بالگرد بسیار محدود است و بیشتر مقالات ارائه شده در این زمینه به صورت سربسته و بدون ذکر جزئیات روند طراحی را ارائه کرده‌اند. تا سال ۱۹۸۰ روش طراحی مورد استفاده برای تخمین عمر اجزاء بالگرد مورد استفاده قرار می‌گرفت. روش عمر مطمئن بوده و از آن به بعد، به دلیل اشکالاتی که روش مزبور داشت، محققین و شرکت‌های بزرگ بالگردسازی به سمت استفاده از روش‌های تحمل آسیب، تحمل نقص و تحمل عیب گام برداشتند. کاربرد روش تحمل آسیب در بالگرد، به دلیل طیف بار خاصی که دارد، حتی به نسبت هواپیما مشکل‌تر بوده و در حال حاضر نیز محققین زیادی در حال مطالعه و تحقیق درخصوص جنبه‌های مختلف آن هستند. نوشتار حاضر، به عنوان یک مقاله‌ی مروری جامع، تاریخچه‌ی کاربرد روش‌های مختلف در طراحی خستگی بالگرد را مورد بررسی قرار داده و به عنوان یک مرجع قوی در زمینه‌ی مذکور، که مشابه آن در داخل کشور کار نشده، می‌تواند مورد استفاده‌ی محققین قرار بگیرد. در این بخش یک جمع‌بندی از مطالب قسمت‌های قبل ارائه می‌شود. در این راستا موارد حائز اهمیت عبارت‌اند از:

— طبق استاندارد FAR ۲۹/۵۷۱، هماهنگی با الزامات تحمل نقص (روش تحمل نقص یا تحمل آسیب) برای اجزای اصلی سازه بالگرد الزامی است. در حالتی که به دلیل محدودیت‌های هندسی، قابلیت بازرسی و... اعمال این روش‌ها ممکن نباشد، ارزیابی عمر مطمئن لازم است.

— انتقاد بعضی از محققین به روش تحمل نقص این است که روشی کاملاً تجربی است و بر هیچ‌کدام از اصول علمی تجمع آسیمی مبتنی نیست. در ضمن عمر بازنشستگی کوتاه‌تری حتی نسبت به روش عمر مطمئن سنتی (که خود به خاطر ارائه‌ی عمر بازنشستگی کوتاه مورد انتقاد است) به دست می‌دهد.

— یکی از مشکلات حین اتخاذ روش تحمل آسیب برای بالگردها طیف بار منحصر به فرد آن است. طیف بار بالگرد نسبت به طیف بار هواپیما فرکانس بارگذاری بالاتر و همچنین نسبت تنش بالاتری دارد. به منظور پیش‌بینی تحمل آسیب اجزاء دینامیکی بالگرد میدان بار هر قطعه باید با دقت بالایی تعریف شود.

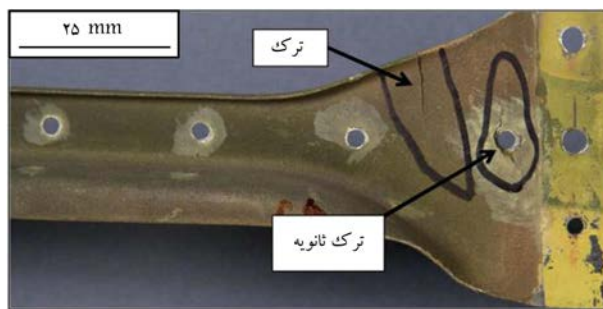
از جمله مشکلات موجود در اعمال روش تحمل آسیب به بالگردها، می‌توان اشاره کرد به:

۱. به علت خصوصیات ویژه‌ی طیف بار بالگرد، دوره‌های بازرسی اغلب (اگر تقریباً همیشه نباشد) خیلی کوتاه است. البته با ساچمه‌زنی می‌توان دوره‌های بازرسی را تا حدودی افزایش داد.

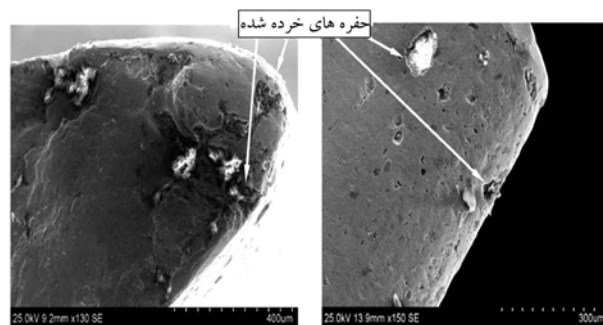
۲. مدل‌های موجود کنونی در پیش‌بینی رشد ترک خستگی تحت طیف بارگذاری بالگرد دقیق نیستند.

۳. اطلاعات رشد ترک ناکافی (یا حتی نامناسب) در رژیم نزدیک حد آستانه در دیاگرام  $\Delta K - da/dN$  استفاده می‌شود که برای خستگی با تعداد سیکل بالا (ارتعاشی) که در بالگردها اتفاق می‌افتد، اهمیت زیادی دارد.

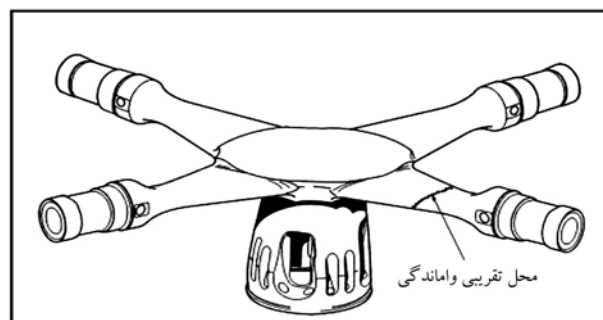
— به طور کلی، قابلیت اطمینان قطعات بالگرد طراحی شده به روش تحمل آسیب، از قطعاتی که به روش عمر مطمئن طراحی شده‌اند بیشتر است. در ضمن، هر سه روش تحمل آسیب عدم رشد ترک، رشد ترک آهسته و تحمل نقص روش بازنشستگی بیشتری را، در مقایسه با روش عمر مطمئن سنتی، فراهم می‌کنند.



شکل ۲۶. یک ترک معمولی تیرک. [۶۸]



شکل ۲۷. حفره‌ی خورده شده واقع در لبه‌ی حمله‌ی پره. [۶۹]



شکل ۲۸. محل واماندگی در توبی روتور. [۷۰]

محاسبات پره در شرایط ارتعاش برای تحلیل پدیده‌ی که حین رزونانس اتفاق می‌افتد، با در نظر گرفتن سه مود ارتعاشی اول، انجام شد. در محل جوانه‌زنی ترک، در مودهای اول تا سوم، تنش نسبت به حالت دوران معمولی بسیار بیشتر بود. با توجه به نتایج به دست آمده، نتیجه گرفته شد که برای پره‌ی کمپرسور از روش استحکام خستگی، ارتعاشات (خستگی با تعداد سیکل بالا) از دوران (خستگی با تعداد سیکل پایین) خیلی خطرناک‌تر است.

Wanhill [۷۰] شکست بر پایه‌ی ماده‌ی توبی روتور بالگرد را تحلیل و بررسی کرد. یک بالگرد Lynx از Royal Netherlands Navy هنگام آماده شدن برای پرواز یک پره‌ی روتور را از دست داد. شکست پره به دلیل شکست بازوی توبی روتور بر اثر خستگی بود. بازو به توبی روتور آلیاژ آلومینیومی متصل بود. نشانه‌ی شکست بر اثر ضعف خواص مواد مشاهده نشد. به هر حال، شکست‌نگاری [۸۲] و تحلیل مکانیک شکست واماندگی حین کار، آزمون شکست با مقیاس کامل، و آزمون‌های شکست نمونه نشان داد که علت شکست توبی کم در نظر گرفته شدن تنش‌ها حین طراحی آن بوده است، نه ضعف خواص مواد. در شکل ۲۸ محل واماندگی در توبی روتور نشان داده شده است.

در پایان به عنوان جمع بندی کلی و با توجه به مطالب ارائه شده در مراجع، استفاده از روش تحمل آسیب عدم رشد برای قطعات فلزی دینامیکی، روش تحمل نقص برای بخش های کامپوزیتی و روش تحمل آسیب رشد ترک آهسته (همراه با تعیین دوره های بازرسی) برای بخش های دیگر بالگرد پیشنهاد می شود.

-- در صورت استفاده از روش تحمل آسیب برای قطعات دینامیکی بالگرد، اگر بخواهیم از روش رشد ترک آهسته استفاده کنیم طول ترک اولیه باید خیلی کوچک در نظر گرفته شود (کمتر از ۱/۸ میلی متر) و اگر روش عدم رشد ترک استفاده شود، طول ترک اولیه معمولاً برابر ۳۸/۰ میلی متر فرض می شود.

## پانوشت ها

1. pitch link
2. USAF
3. Federal aviation administration
4. flaw tolerance
5. fail-safe
6. rear fuselage
7. start-stop
8. fatigue spectra
9. fixed-wing aircraft
10. materials deficiencies
11. R ratio
12. corrosion fatigue
13. stress corrosion cracking
14. pristine
15. partial damage
16. programmed loading method
17. flaws
18. stress-life
19. barely detectable flaws
20. service-related
21. clearly detectable flaws
22. nicks
23. dent
24. as-manufactured
25. multi-mission
26. computed tomography (CT)
27. flaw tolerance safe life
28. technical oversight group for aging aircraft
29. partial failure
30. stiffened shell structure
31. safety margins
32. high R-ratio
33. adverse crack growth behavior
34. slow crack growth
35. small crack
36. damage tolerance
37. aluminum longerons
38. meso-scale
39. meso-beach-marks
40. Sikorsky
41. reliability based damage tolerance (RBDT)
42. a simple variability study
43. pitch link
44. excessive weight penalties
45. benign
46. hub
47. K-increase
48. K-decrease
49. fault-tolerance
50. equivalent initial flaw size (EIFS)
51. damage-tolerance

52. fatigue specimen
53. Secant modulus
54. accumulated energy (AE)
55. M/R Hub
56. helicopter spectrum
57. corrosion
58. abrasion
59. abrasion strip
60. laminated composite helicopter blades
61. delaminations
62. transmission shaft
63. Rotor hub flexbeam
64. full-scale whirl impact tests
65. glass-epoxy torque tube
66. sealing elements
67. the resin rich or poor areas
68. NRad
69. shearography
70. vibratory cordwise bending
71. vibratory flapwise bending
72. vibratory torsional pitch motion
73. global fault detection
74. lag bending
75. yawing moment
76. online health monitoring
77. debonding
78. the main rotor grip device
79. typical beach marks
80. scanning electron microscopy (SEM)
81. helicopter longerons
82. fractography

## منابع (References)

1. Lazzeri, L. and Mariani U. "Application of damage tolerance principles to the design of helicopters", *International Journal of Fatigue*, **31**, pp. 1039-1045 (2009).
2. Marquet, T. and Struzik, A. "Damage tolerance applied on metallic components", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24, Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
3. Everett, R.A. and Elbert, Jr.W. "Damage tolerance issues as related to metallic rotorcraft dynamic components", Presented at the NATO/RTO Spring Symposium on Aging Systems: Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Corfu, Greece (21-22 April 1999).

4. FAA Airworthiness Regulations, Part 29, Transport Category Helicopters, Section 29.571, *Fatigue Evaluation of Structure*, Federal Aviation Administration, US Department of Transport (1989).
5. Edwards, P. R. and Darts, J., *Standardised Fatigue Loading Sequences for Helicopter Rotors (Helix and Felix), Part 2: Final Definitions of Helix and Felix*, Royal Aircraft Establishment, Technical Report 84085, 122 p. (August 1984).
6. *A Standardised Fatigue Loading Sequence for Helicopter Main Rotorhead Structures (Rotorix)*, Damage Tolerance Group Report CU/927/N/27, Cranfield University, Department of Trade and Industry Link Contract No. RA/6/30/06 (1996).
7. *A Standardised Fatigue Loading Sequence for Helicopter Airframe Structures (Asterix)*, Research Paper RP980, GKN Westland Helicopters, Department of Trade and Industry Link Contract No. RA/6/30/06 (1996).
8. Hall, A.D., *Helicopter Fatigue Evaluation*, Helicopter Fatigue - a Review of Current Requirements and Substantiation Procedures, AGARD Report No 674, p. 13-20 (september 1978).
9. McGuigan, M.J. "Helicopter component fatigue life determination", *Helicopter Fatigue Life Assessment, AGARD Conference Proceedings*, No 297, pp. 9-1 - 9-10 (september 1980).
10. FAA Advisory Circular, AC 29.571-1, *Fatigue Evaluation of Transport Category Rotorcraft Structure*, Federal Aviation Administration, US Department of Transport (1989).
11. Chan, S.L.H., Tiong, U.H., Bil, C. and Clark, G. "Some factors influencing damage tolerance under helicopter spectra", *Procedia Engineering*, **2**, pp. 1497-1504 (2010).
12. Paris, P.C., Bucci, R.J., Wessel, E.T., Clark, W.G. and Mager, T.R. "Extensive study of low fatigue crack rates in A533 and A508 steels", in *Stress Analysis and Growth of Cracks*, Special Technical Publications 513, ASTM, pp. 141-176 (1972).
13. Everett, Jr.R.A. "A comparison of fatigue life prediction methodologies for rotorcraft", NASA Technical Memorandum TM 102759 (December 1990).
14. Miner, M.A. "Cumulative damage in fatigue", *Journal of Applied Mechanics*, **12**, pp. 159-164 (1954).
15. Marquet, T. and Struzik, A. "Damage tolerance applied to metallic components", 24th European Rotorcraft Forum, Marseilles, France (September 1998).
16. Crawford, C.C., Carlson, R.L. and Bates, P.R. "Damage tolerance analysis for rotorcraft: What the issues are", 17th European Rotorcraft Forum, Berlin, Germany (24-26 September 1991).
17. Everett, Jr.R.A. "Technical evaluation report on 1999 Specialists' Meeting on application of damage tolerance principles for improved airworthiness of rotorcraft", Paper Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24 and Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
18. Eastin, R.G. "Strategies for ensuring rotorcraft structural integrity", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, published in RTO MP-24 and Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
19. Krasnowsk, B.R. "Application of damage tolerance to increase safety of helicopters in service", Dept. 81, MS. 1342, Bell helicopter Textron, Inc. BHTI (1999).
20. Tong, Y.C., Antoniou, R.A. and Wang, C.H. "Probabilistic fatigue life assessment for helicopter dynamic components", SIF, Structural Integrity and Fracture (2004).
21. Och, F. "Fatigue life estimation methods for helicopter structural parts", Presented at the 47th Meeting of the Structures and Materials Panel Held in Florence, Italy (25-29 September 1978).
22. Pietro, A. "Present fatigue analysis and design of helicopter requirements and qualification procedures", Presented at the 47th Meeting of the Structures and Materials Panel Held in Florence, Italy (25-29 September 1978).
23. Liard, F. "Fatigue of helicopters service life evaluation method", Presented at the 47th Meeting of the Structures and Materials Panel Held in Florence, Italy (25-29 September 1978).
24. Wolfe, R.A. "U.S. army helicopter fatigue requirements and substantiation procedures", Presented at the 47th Meeting of the Structures and Materials Panel Held in Florence, Italy (25-29 September 1978).
25. Forth, S.C., Everett, R.A. and Newman, J.A. "A novel approach to rotorcraft damage tolerance", *6th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference* (16-19 Sept. 2002).
26. Mariani, U. and Candiani, L. "AGUSTA experience on damage tolerance evaluation of helicopter component", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24, Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
27. Adams, D.O. "Flaw tolerant safe-life methodology", MS S346A4, Sikorsky Aircraft Corporation, 6900 Main Street, P.O. Box 9729, Stratford, CT 06497.9129, USA (2000).
28. Le, D.D., Harrison, C.C. and Kanninen, M.F. "Implementation of damage tolerance concepts for metallic rotorcraft structures and drive train components", Federal Aviation Administration (2002).
29. Bansemir, H. and Emmerling, S. "Fatigue substantiation and damage tolerance evaluation of fiber composite helicopter components", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24, Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
30. Le, D.D. and Cuevas, E. "Federal aviation administration rotorcraft damage tolerance research", Federal Aviation Administration, William J. Hughes Technical Center, Atlantic City International Airport, NJ (2005).

31. Hall, A.D. B.Sc., Eng, C. and M.R. Ae., S. "Helicopter fatigue evaluation (the U.K. approach)", Presented at the 47th Meeting of the Structures and Materials Panel Held in Florence, Italy (25-29 September 1978).
32. Lincoln, J.W. and Yeh, H.C. "Treatment of high-cycle vibratory stress in rotorcraft damage tolerance design", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting (1999).
33. Everett, Jr.R.A. and Elber, W. "The significance of small cracks in fatigue design concepts as related to rotorcraft metallic dynamic components", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24, Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
34. Shaniavski, A.A. "Scale levels for fatigue fracture mechanisms of in-service crack growth in longerons of helicopter rotor blades", *International Journal of Fracture*, **128**, pp. 17-24 (2004).
35. Cook, R., Wood, P.C., Jenkins, S., Matthew, D., Irving, P., Austen, I. and Buller, R. "The development of a robust crack growth model for rotorcraft metallic structure", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24, Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
36. Lincoln, J.W. and Yeh, H.C. "Treatment of high-cycle vibratory stress in rotorcraft damage tolerance design", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Held in Corfu, Greece, and Published in RTO MP-24 (21-22 April 1999).
37. Wu, J.Y.-T., Shiao, M., Shin, Y. and Stroud, W.J. "Reliability-based damage tolerance methodology for rotorcraft structures", SAE International, Paper Number 2004-01-0681 (2004).
38. Forth, S.C., Le, D. and Turnberg, J. "An evaluation of the applicability of damage tolerance to dynamic systems", *Submitted to the 8th Joint NASA/FAA/DOD Aging Aircraft Conference*, Palm Springs, California, USA (31 January - 3 February 2005).
39. Jones, R., Tan, J., Peng, D. and Pitt, S. "Damage tolerance analysis of a helicopter structural component", DSTO Centre of Expertise in Structural Mechanics (CoE-SM), Department of Mechanical Engineering, Monash University, Australia (2005).
40. Newman, J.C., Irving, P.E., Lin, J. and Le, D.D. "Crack growth predictions in a complex helicopter component under spectrum loading", *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.*, **29**, pp. 949-58 (2006).
41. Tiong, U.H. and Jones, R. "Damage tolerance analysis of a helicopter component", *International Journal of Fatigue*, **31**, pp. 1046-1053 (2009).
42. Matthew, D. "Application of damage tolerance to the EH101 airframe", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24, Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
43. Kitagawa, H. and Takahashi, S. "Applicability of fracture mechanics to very small cracks or the cracks in the early stages", in *Proceedings of the Second International Conference on Mechanical Behavior of Materials, Metals Park, OH: American Society for Metals*, pp. 627-631 (1976).
44. Giglio, M., Beretta, S., Mariani, U. and Ratti, G. "Defect tolerance assessment of a helicopter component subjected to multiaxial load", *Engineering Fracture Mechanics*, **77**, pp. 2479-2490 (2010).
45. Shahani, A.R. and Moayeri, H. "Empirical estimation of threshold value of cyclic stress intensity factor using K-decrease method for Steel specimens", *1th Conference of Life Estimation and Life Extension of Against Aircraft Structures and Old Industrial Parts*, Tehran, Sharif University of Technology (in persian) (1390).
46. ASTM E647-00, *Standard test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates*, ASTM International (1995).
47. Kwon, J.-H., Hwang, K.-J., Kim, S.-S., Kim, P.-J. and Kim, C.-S. "Fatigue life evaluation in composite rotor blade of multipurpose helicopter", *Aerospace Techniques and Shipbuilding, KORUS* (2002).
48. Mariani, U. and Vicario, M. "Application of flaw tolerance methodologies to rotorcraft fatigue qualification", *Agusta Westland a Finmeccanica Company-cascina Costa Di Camarate, Italy* (2004).
49. Edwards, K.L. and Davenport, C. "Materials for rotationally dynamic components: Rationale for higher performance rotor-blade design", *Materials and Design*, **27**, pp. 31-35 (2006).
50. Shimokawa, T., Hamaguchi, Y., Machida, S., Ogawa, T. and Itabe, H. "Statistical fatigue properties in the large strain region of a stainless steel sheet for use as an abrasion strip on helicopter rotor blades", *International Journal of Fatigue*, **27**, pp. 273-281 (2005).
51. Salkind, M.J. "The twin beam composite rotor blade", *Fibre Science and Technology*, pp. 91-102 (April 1975).
52. Morozov, E.V., Sylantiev, S.A. and Evseev, E.G. "Impact damage tolerance of laminated composite helicopter blades", *Composite Structures*, **62**, pp. 367-371 (2003).
53. Lazzeri, L. and Mariani, U. "Damage tolerance characteristics of composite sandwich structures", Presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Published in RTO MP-24, Held in Corfu, Greece (21-22 April 1999).
54. Colombo, D. and Giglio M. "Determination of the fatigue life of a helicopter tail rotor transmission subjected to ballistic damage", *Engineering Fracture Mechanics*, **74**, pp. 481-499, (2007).
55. Urban, M.R. "Spectrum loading and surface finish effects in AL7075-T73", Presented at the American Helicopter Society 65th Annual Forum, Grapevine Texas (27-29 may 2009).
56. Murri Gretchen, B. "Testing and life prediction for composite rotor hub flexbeams", *International Journal of Fatigue*, **28**, pp. 1124-1135 (2006).

57. Lucas, J.J. "Impact tests of a graphite-epoxy helicopter tali rotor blade", Presented at the ASTM Symposium on Foreign Object Impact Behavior of Composites, Philadelphia, Pa (20 september 1973).
58. Balasko, M., Veres, I., Molnar, G.Y., Balasko, Z.S. and Svab, E. "Composite structure of helicopter rotor blades studied by neutron- and X-ray radiography", *Physica B*, **350**, pp. 107-109 (2004).
59. Balasko, M., Svab, E., Molnar, G.Y. and Veres, I. "Classification of defects in honeycomb composite structure of helicopter rotor blades", *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research A*, **542**, pp. 45-51 (2005).
60. de Beer, F.C., Coetzer, M., Fendeis, D., Da Costa, E. and Silva, A. "Neutron radiography and other NDE tests of main rotor helicopter blades", *Applied Radiation and Isotopes*, **61**, pp. 609-616 (2004).
61. Wang, Y.-R. and Tsao, T.-H., "A study of crack growth on the rotating metallic blade", *Tamkang Journal of Science and Engineering*, **4**(3), pp. 173-182 (2001).
62. Bosko, R. "An experimental technique for verification of fatigue characteristic of laminated constructions from composite materials: Full-scale testing of the helicopter rotor blades", *27th International Congress of the Aeronautical Sciences* (2010).
63. Giglio, M. and Manes, A. "Crack propagation on helicopter panel: Experimental test and analysis", *Engineering Fracture Mechanics*, **75**, pp. 866-879 (2008).
64. Pawar, P.M. and Ganguli, R. "On the effect of matrix cracks in composite helicopter rotor blade", *Composites Science and Technology*, **65**, pp. 581-594 (2005).
65. Pawar, P.M. and Ganguli, R. "Modeling progressive damage accumulation in thin walled composite beams for rotor blade applications", *Composites Science and Technology*, **66**, pp. 2337-2349 (2006).
66. Roy, N. and Ganguli, R. "Helicopter rotor blade frequency evolution with damage growth and signal processing", *Journal of Sound and Vibration*, **283**, pp. 821-851 (2005).
67. Lourenco, N.J., Von Dollinger, C.F.A., Gracça, M.L.A. and de Campos, P.P. "Failure analysis of the main rotor grip of a civil helicopter", *Engineering Failure Analysis*, **12**, pp. 43-47 (2005).
68. Newman, J.A., Baughman J.M. and Wallace, T.A. "Investigation of cracks found in helicopter longerons", *Engineering Failure Analysis*, **17**, pp. 416-430 (2010).
69. Witek, L., Wierzbin'ska, M. and Poznan'ska, A., "Fracture analysis of compressor blade of a helicopter engine", *Engineering Failure Analysis*, **16**, pp. 1616-1622 (2009).
70. Wanhill, R.J.H., "Material-based failure analysis of a helicopter rotor hub", *Journal of Failure Analysis and Prevention*, **3**(2), pp. 59-69 (2003).