

# تخمین عمر شافت روتور اصلی بالگرد بر مبنای طیف بارگذاری استاندارد

باقری نوری، محمد\*<sup>۱</sup>، فروزان، محمد رضا

۱- دانشجوی دکتری مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک

۲- استادیار دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک

(دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۰۵/۱۰ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۰/۱۲/۱۵)

## چکیده

این پژوهش روشی برای تخمین عمر شافت روتور اصلی بالگرد براساس طیف استاندارد سازمان هوانوردی فدرال ایالات متحده آمریکا و بر مبنای روش عمر ایمن ارائه می‌کند. با توجه به بارگذاری غیرتناسبی و نرمی کم جنس شافت، از معیار صفحه بحرانی فیندلی استفاده شده است. اعمال این معیار به کمک تهیه یک کد مجزا به زبان طراحی پارامتری در نرم‌افزار انسیس میسر شده است. کد مذکور دامنه تنش برشی را براساس روش کوچکترین دایره محیطی محاسبه و صفحه بحرانی را جستجو می‌کند. عمر شافت برای بحرانی‌ترین مانور و برای طیف استاندارد به ترتیب ۷۶ و ۱۰۹۰ ساعت پرواز محاسبه شد. همچنین نمودار حساسیت خستگی رسم و اثر جایگزینی ماده شافت با مواد دیگر بر عمر بررسی شده است. برای اعتبارسنجی نتایج، عمر شافت در گره بحرانی براساس بخشنامه AC 27-1B سازمان هوانوردی فدرال محاسبه شده است. تطابق خوبی بین عمر محاسبه شده از معیار فیندلی و عمر محاسبه شده براساس AC 27-1B، مشاهده می‌گردد.

**واژه‌های کلیدی:** تخمین عمر - بارگذاری غیرتناسبی - روش صفحه بحرانی - شافت روتور اصلی بالگرد - قانون ماینر

## مقدمه

دلیل استحکام پایین و مواد ترد به دلیل چقرمگی پایین برای این شافت مناسب نیستند<sup>۱</sup>. سازه بالگرد عملاً در هر وضعیت پرواز در معرض تنش‌های متناوب قرار دارد. بنابراین محدودیت‌های کارکرد ناشی از خستگی در هر وضعیت پرواز وجود دارد. با توجه به قابلیت بالای مانور بالگرد، باید توجه ویژه‌ای در ارزیابی خستگی سازه بالگرد لحاظ شود اثبات صحت عملکرد قطعات دینامیکی بالگرد برای یک بازه زمانی از دیدگاه خستگی در ابتدا در دهه ۱۹۵۰ میلادی به وسیله روش عمر ایمن انجام شد. روش عمر ایمن بر پایه استفاده از منحنی‌های S-N نمونه‌های بدون عیب است و یک دوره زمانی کارکرد ایمن برای قطعه داده شده تعریف می‌کند به گونه‌ای که جوانه زنی ترک رخ ندهد. بزرگترین انگیزه برای پیشرفت روش تحمل آسیب برای بالگرد، تغییر مقررات FAA<sup>۲</sup> برای بالگردهای حمل و نقل در سال ۱۹۸۹ بود که به طور خاص، تحمل به عیوب و آسیب را ملزم می‌کرد [۱]. پژوهشگران مختلفی امکان اعمال روش تحمل آسیب روی سیستم‌های دینامیکی و قطعات مختلف بالگرد را بررسی

ساختار اغلب بالگردها شامل یک روتور اصلی و یک روتور دم است. پره‌های روتور نیروی لازم برای غلبه بر نیروی وزن و حرکت بالگرد را تامین می‌کنند. بنابراین روتور اصلی از مهمترین اجزاء اینگونه بالگردها محسوب می‌شود. اجزای روتور اصلی عبارتند از: هاب، پره‌ها، شافت روتور اصلی و ادوات کنترل کننده روتور. پره‌ها توسط هاب به شافت روتور اصلی متصل می‌شوند.

بالگرد مورد مطالعه در این تحقیق یک بالگرد فرضی است که حداکثر بار ۱۵۰۰ کیلوگرم را می‌تواند حمل کند. این بالگرد دارای روتور دم، و سیستم روتور اصلی آن از نوع نیمه صلب است. جنس شافت روتور اصلی این بالگرد فولاد AISI/SAE 4340 است. خصوصیات هندسی این شافت در بخش شافت روتور اصلی آمده است.

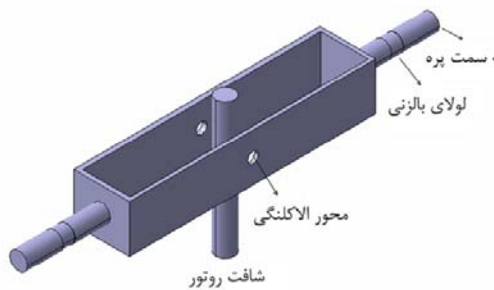
فولاد AISI/SAE 4340 جزء دسته مواد نیمه نرم تقسیم بندی می‌شود. اینگونه مواد اگرچه دارای نقطه تسلیم مشخص می‌باشند، به دلیل استحکام بالا نرمی کمی دارند. مواد نرم به

مانور، عمر شافت تحت طیف بارگذاری استاندارد محاسبه می‌شود.

### اجزای اصلی بالگرد

#### سیستم روتور

سیستم روتور بالگرد موردنظر از نوع نیمه صلب است. در این نوع سیستم روتور، پره های روتور به طور صلب به هاب متصل می‌شوند. اما هاب نسبت به شافت روتور توسط دو لولا آزادی حرکت دارد. در این سیستم که تنها از روتورهای دوپره‌ای استفاده می‌شود، روتور به طور یکپارچه فلپ می‌کند یعنی وقتی یک پره بالا می‌رود پره دیگر همان مقدار پایین می‌آید. همچنین لولای بالزنی<sup>۵</sup> امکان تغییر گام<sup>۶</sup> پره را فراهم می‌آورد. شکل ۱ این نوع سیستم روتور را نشان می‌دهد.



شکل ۱ - سیستم روتور نیمه صلب

#### دم بالگرد

در بالگردهایی که دارای یک روتور اصلی هستند اغلب از روتور دم برای خنثی کردن عکس العمل گشتاور ناشی از به دوران واداشتن روتور اصلی استفاده می‌شود. تراست روتور دم تمایل دارد تا بالگرد را به طور جانبی حرکت دهد که با کج کردن دیسک روتور اصلی در جهت مخالف، از این پدیده جلوگیری می‌شود [۱۴].

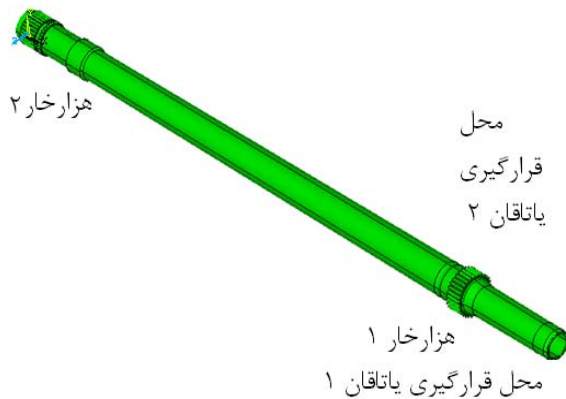
اینکه روتور دم در چه ارتفاعی نسبت به روتور اصلی قرار گیرد بر نیروی های وارد بر شافت روتور اصلی مؤثر است. شکل ۲ نشان می‌دهد که اگر نقطه اثر تراست روتور دم و تراست روتور اصلی هم ارتفاع نباشند، کوبلی در راستای رول ایجاد می‌شود. به طور واضح تنها وقتی که شافت روتور دم در سطح تراز روتور

کردند. براساس پژوهش لازری و ماریانی [۱]، فرس و همکارانش [۲] و ماریانی و ویکاریا [۳] به دلایلی چون محدودیت‌های هندسی، عدم امکان بازرسی و عدم توانایی روشهای بازرسی غیرمخرب فعلی در شناسایی ترکهای خیلی ریز، کاربرد روش تحمل آسیب برای شافت روتور اصلی غیرعملی است و طبق مقررات هوانوردی FAR<sup>۳</sup> باید از روش عمر ایمن برای ارزیابی خستگی این شافت استفاده شود.

ابتدا استنفیلد [۴] در سال ۱۹۳۵ یک معیار خستگی چند محوره براساس روش صفحه بحرانی پیشنهاد کرد. این نظریه از آن زمان تاکنون توسط افراد مختلفی توسعه یافته است. فیندلی [۵] ترکیب خطی از تنش عمودی ماکزیمم و دامنه تنش برشی روی صفحه بحرانی را به عنوان پارامتر کنترل کننده خستگی پیشنهاد کرد. پارک و نلسن [۶] همچنین بک-استرم و مارکوئیس [۷] با ارائه فرمولی برای ثابت ماده در معیار فیندلی، این معیار را تکمیل کردند. ماتیک [۸] همان پارامتر آسیب معیار فیندلی را پیشنهاد کرد اما در معیار او راستای صفحه بحرانی بر راستای حداکثر دامنه تنش برشی منطبق است. ریس و فریتاس [۹] سیر تکامل مدل های آسیب خستگی چند محوره را مرور کردند و پارامترهای کنترل کننده آسیب خستگی برای مواد نرم، نیمه نرم و ترد را بیان کردند اولین تلاش برای ارزیابی حداکثر دامنه تنش برشی برای حالت تنش غیرتناسبی دومحوره توسط لیتل [۱۰] انجام شد. اما این کار تنها محدود به ارزیابی حداکثر دامنه تنش برشی برای این مسأله خاص باقی ماند. گرابیسیک و سیمبورگر [۱۱] روش بزرگترین تصویر را برای پیدا کردن حداکثر دامنه تنش برشی ارائه دادند. لیمیتور و چبوچه [۱۲] روش بزرگترین وتر را برای پیدا کردن دامنه تنش برشی پیشنهاد دادند. پادوپاولس [۱۳] با بیان ضعفهای روش گرابیسیک و لیمیتور، روش کوچکترین دایره محیطی را ارائه کرد.

همانگونه که اشاره شد امروزه کاربرد روش تحمل آسیب در تعیین عمر شافت روتور اصلی بالگرد مورد تایید نیست و لذا این پژوهش به تخمین عمر این قطعه براساس روش عمر ایمن می‌پردازد. بدین منظور در ابتدا با استفاده از معیار صفحه بحرانی فیندلی و روش کوچکترین دایره محیطی، عمر شافت تحت بحرانی ترین مانور محاسبه می‌شود. این کار توسط یک کد به زبان طراحی پارامتری نرم افزار انسیس<sup>۴</sup> انجام شده است. سپس به کمک قانون ماینر و عمر شافت تحت بحرانی ترین

را تحمل می‌کند [۱۵]. این شافت دارای حداکثر قطر ۲/۷ اینچ در محل هزار خار ۱ و طول ۴۷/۳ اینچ است.



شکل ۴- نمای ایزومتریک شافت روتور اصلی بالگرد

### روش صفحه بحرانی

این نظریه فرض می‌کند زوال خستگی ماده در نتیجه برخی مؤلفه‌های تنش یا کرنش است که روی صفحه بحرانی عمل می‌کنند. این نظریه بر اساس مشاهدات آزمایشگاهی است که نشان می‌دهد ترک خستگی در فلزات روی صفحات خاصی جوانه می‌زند و رشد می‌کند. آسیب روی صفحات با فاصله‌های زاویه‌ای محدود محاسبه و بدترین صفحه (صفحه بحرانی) انتخاب می‌شود. وبر [۱۷] برای یافتن صفحه بحرانی فواصل زاویه‌ای ۱۰ درجه را پیشنهاد داده است.

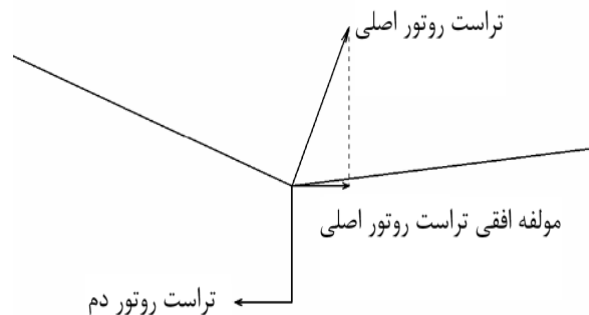
در معیارهای مرتبط با مواد نیمه نرم، ترکیبی از دامنه تنش برشی و حداکثر تنش عمودی روی صفحه بحرانی به عنوان پارامتر کنترل کننده آسیب خستگی استفاده می‌شود [۹].

فیندلی [۵] ترکیب خطی از تنش عمودی ماکزیمم  $\sigma_{n,max}$  و دامنه تنش برشی  $\tau_{ns,a}$  روی صفحه بحرانی را برای تعداد  $N_f$  چرخه تا خرابی پیشنهاد کرد:

$$\tau_{ns,a} + k \cdot \sigma_{n,max} = q \quad (1)$$

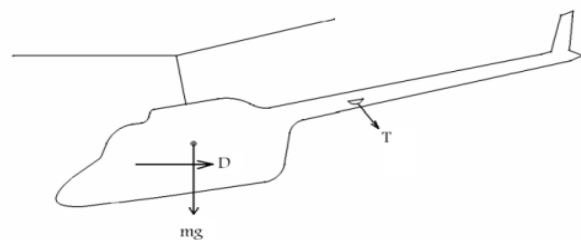
که  $q$  و  $k$  ضرایب ماده هستند. راستای صفحه بحرانی با راستای صفحه‌ای که حداکثر مقدار این ترکیب خطی رخ می‌دهد منطبق است. فیندلی فرمول ریاضی برای پارامتر مادی  $q$  تعریف نکرد. پارک و نلسن [۶]، بک استرم و مارکوئیس [۷] پارامتر مادی  $q$  را براساس مد برشی ترک تعریف کردند. با جایگذاری  $q$  در معادله (۱) خواهیم داشت:

اصلی است، این کوپل صفر خواهد شد. در این حالت مؤلفه جانبی تراست باعث خمش شافت مورد نظر خواهد شد.



شکل ۲- ایجاد کوپل ناشی از عدم رعایت هم ارتفاعی روتور دم با هاب روتور اصلی

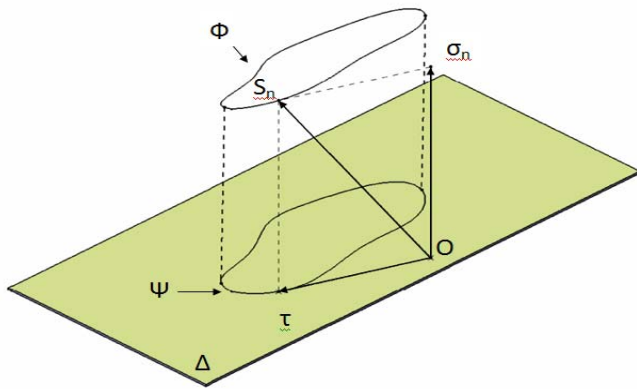
چون نیروی پسای بدنه زیر سر روتور عمل می‌کند، ممانی ایجاد می‌شود که تمایل دارد دماغه بالگرد را پایین بیاورد. پایین قرار گرفتن دماغه، در مقایسه با حالتی که راستای بدنه بر راستای حرکت منطبق است نیروی پسای بزرگتری تولید می‌کند. شکل ۳ نشان می‌دهد که صفحه دم که در عقب بالگرد نصب می‌شود نیرویی به سمت پایین ایجاد می‌کند تا بتواند گشتاوری بر خلاف گشتاور نیروی پسای بدنه تولید کند [۱۴].



شکل ۳- نقش صفحه دم در خنثی سازی گشتاور نیروی پسای بدنه

### شافت روتور اصلی بالگرد

مطابق با شکل ۴ این شافت دارای دو هزار خار و دو یاتاقان است. این شافت قدرت را توسط هزار خار ۱ دریافت می‌کند. هزار خار ۲ برای جفت شدن هاب با شافت روی این شافت تعبیه شده است. بین دو قسمت هزار خار ۲ شیار برای قرار گرفتن رینگ تراست فراهم شده است. این رینگ نیروی تراست



شکل ۵- منحنی بسته  $\psi$

است یعنی هاب توسط لولای الاکلنگی به شافت مورد نظر متصل است هیچ گشتاوری توسط نیروی برای پره ها به شافت مورد نظر منتقل نمی‌شود. از طرفی از نیروی پسای روتور که در برابر تراست ناچیز است می‌توان چشم‌پوشی کرد [۱۴]. در نتیجه بارگذاری های شافت مورد نظر به تراست روتور اصلی و گشتاور پیچشی محدود می‌شود. همچنین فرض می‌شود که صفحه دم بدنه بالگرد را افقی نگه می‌دارد و هاب روتور دم با هاب روتور اصلی هم‌ارتفاع است یعنی بدنه در راستای رول دوران نمی‌کند.

با توجه به اینکه تخمین عمر برای حالت پرواز رو به جلو انجام شده است نیروی تراست روتور اصلی دارای مؤلفه عمودی برای خنثی کردن وزن بالگرد، نیروی افقی در راستای حرکت برای خنثی کردن نیروی پسای بدنه و نیروی جانبی برای خنثی کردن تراست روتور دم است. گشتاور پیچشی وارد بر این شافت باعث به دوران واداشتن پره ها می‌شود و با گشتاور ناشی از نیروی پسای پره ها مقابله می‌کند.

زاویه آزیموس زاویه ای است که موقعیت پره را در حین دوران مشخص می‌کند. هنگامی که پره از روی دم بالگرد می‌گذرد این زاویه برابر ۰ درجه و هنگامی که پره روی دماغه بالگرد قرار می‌گیرد این زاویه برابر ۱۸۰ درجه است. اشکال ۶ و ۷ به ترتیب تغییرات نیروی تراست و گشتاور پیچشی را با زاویه آزیموس در حالت پرواز رو به جلو نشان می‌دهند [۱۶]. در این اشکال نیروی تراست نسبت به مقدار نیروی تراست در زاویه آزیموس ۱۸ درجه و گشتاور پیچشی نسبت به مقدار گشتاور پیچشی در زاویه آزیموس ۴۲ درجه بدون بعد شده‌اند.

$$\tau_{ns,a} + k \cdot \sigma_{n,max} = \tau_{af} \left( \frac{N_\tau}{N_f} \right)^{\frac{1}{m_\tau}} \quad (2)$$

در رابطه فوق:

$\sigma_{n,max}$ : تنش عمودی ماکزیمم روی صفحه بحرانی

$\tau_{ns,a}$ : دامنه تنش برشی روی صفحه بحرانی

$k$ : ثابت ماده

$\tau_{af}$ : حد دوام خستگی برای بارگذاری پیچشی کاملاً معکوس شونده

$N_f$ : تعداد چرخه ها تا خرابی در منحنی S-N

$N_\tau$ : تعداد چرخه ها متناظر با حد دوام خستگی  $\tau_{af}$

$m_\tau$ : توان منحنی S-N برای بارگذاری پیچشی کاملاً معکوس شونده

### روش کوچکترین دایره محیطی

برای محاسبه عمر خستگی در مواد نیمه نرم باید دامنه تنش برشی روی صفحه بحرانی محاسبه شود. یک نقطه مادی از یک جسم و صفحه  $\Delta$  که از این نقطه می‌گذرد را در نظر بگیرید. روی صفحه  $\Delta$  بردار تنش  $S_n$  عمل می‌کند. در حین یک بارگذاری پیچیده، انتهای پیکان بردار تنش  $S_n$  یک منحنی فضایی بسته  $\Phi$  را توصیف می‌کند. در طول یک چرخه بارگذاری، انتهای پیکان بردار تنش برشی  $\tau$  منحنی بسته  $\Psi$  را روی  $\Delta$  توصیف می‌کند که تصویر منحنی فضایی  $\Phi$  روی صفحه  $\Delta$  است. شکل ۵ این منحنی را نمایش می‌دهد. در روش کوچکترین دایره محیطی، دامنه تنش برشی روی صفحه  $\Delta$  معادل شعاع کوچکترین دایره محیطی بر منحنی  $\Psi$  است. با محاسبه تنش برشی روی یک صفحه مد نظر در تعداد محدودی از لحظات بارگذاری، منحنی  $\Psi$  با چند ضلعی  $p$  تقریب زده می‌شود. برای یافتن کوچکترین دایره محیطی باید دو دسته دایره زیر در نظر گرفته شود.

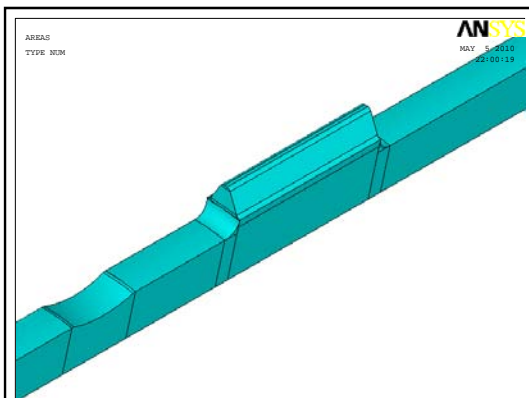
(۱) دایره‌هایی که قطرشان معادل با پاره خط اتصال دهنده هر دو رأس  $P$  است.

(۲) دایره‌هایی که از هر سه رأس  $p$  می‌گذرند.

از بین این دو دسته دایره، کوچکترین دایره‌ای که همه رؤس  $p$  را در بر می‌گیرد کوچکترین دایره محیطی است.

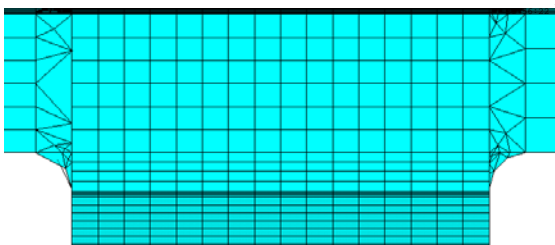
### نحوه بارگذاری شافت

با توجه به اینکه سیستم روتور بالگرد مدنظر از نوع نیمه صلب



شکل ۸- مدل یک سی ام شافت در اطراف دندانه هزارخار

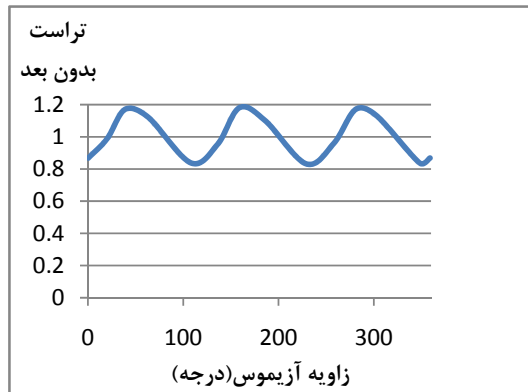
از المان 95 solid که یک المان آجری با ۲۰ گره است در تحلیل استفاده شد. مدل اجزا محدوداً شامل ۵۰۰۰۰ گره است. به منظور اطمینان از عدم وابستگی نتایج به مش، تحلیل فوق برای مش دیگری با ۸۰۰۰۰ گره حل شد و تغییرات حداکثر تنش ون میزز کمتر از یک درصد مشاهده شد که بیانگر عدم وابستگی نتایج به مش است. شکل ۹ نحوه گسسته سازی حول هزارخار ۱ را نمایش می‌دهد.



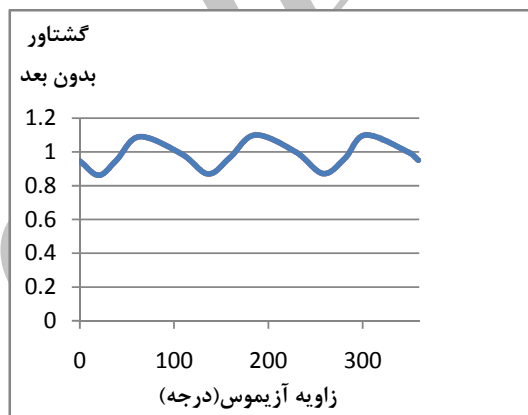
شکل ۹- مش مدل در اطراف هزارخار ۱

### تحلیل بارگذاری گشتاور پیچشی

در این حالت بارگذاری، برای هزار خار ۱ و بازوی سیستم انتقال قدرت خورشیدی که با این هزارخار درگیر می‌شود زوج تماس صلب-انعطاف پذیر تعریف شد. گشتاور پیچشی وارد بر شافت مورد نظر برابر با ۱۲۸ کیلو پوند اینچ است (در زاویه آزیموس ۴۲ درجه) که با توجه به مدل کردن یک سی ام شافت، یک سی ام این مقدار روی گره پالیوت اعمال شد. تمام درجات آزادی جز درجه آزادی زاویه ای در راستای گشتاور پیچشی روی گره پالیوت بازو مقید شد. مشابه با هزارخار ۱ همان نوع زوج تماس برای هزارخار ۲ و هابی که روی آن قرار می‌گیرد تعریف شد و همه درجات آزادی روی گره



شکل ۶- تغییرات نیروی تراست با زاویه آزیموس در پرواز رو به جلو



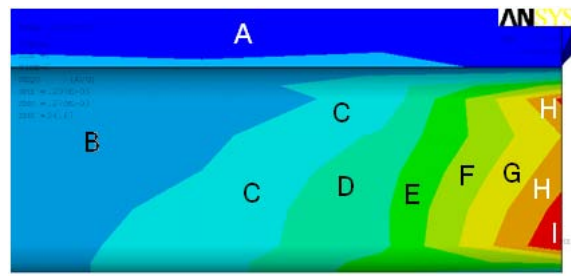
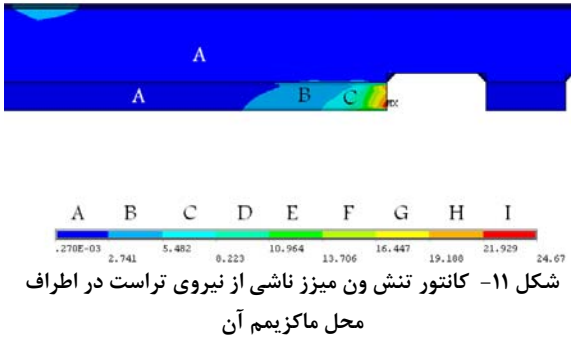
شکل ۷- تغییرات گشتاور پیچشی با زاویه آزیموس در پرواز رو به جلو

### تحلیل اجزا محدود

به منظور انجام یک تحلیل خستگی باید تغییرات تانسور تنش در هر گره در طول بارگذاری مشخص باشد. با توجه به اینکه تغییرات گشتاور پیچشی و نیروی تراست در طول بارگذاری (با تغییر زاویه آزیموس) متفاوت است، می‌توان با انجام دو تحلیل جداگانه برای گشتاور پیچشی و نیروی تراست و در نظر گرفتن تغییرات گشتاور پیچشی و نیروی تراست، تغییرات تانسور تنش در طول بارگذاری را بدست آورد.

با توجه به تقارن شافت مورد نظر تنها یک سی ام شافت که شامل یک دندانه هزارخار است تحلیل شد. تحلیل اجزا محدود توسط نرم افزار انسیس انجام شده است. شکل ۸ مدل اجزا محدود مربوط به این تحلیل را نشان می‌دهد. با توجه به طول زیاد مدل در مقایسه با ابعاد دیگر برای نمایش بهتر، در شکل ۸ روی مدل در اطراف هزارخار ۱ تمرکز شده است.

می‌دهد (محل اعمال نیروی تراست) نشان داده شده است. شکل ۱۲، همان شکل ۱۱ را با تمرکز روی محل ماکزیمم تنش ون میز نشان می‌دهد.

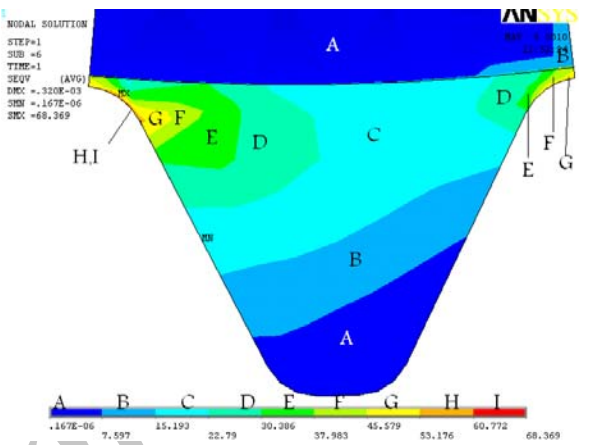


شکل ۱۲- کانتور تنش ون میز بارگذاری نیروی تراست با تمرکز روی محل ماکزیمم

### تحلیل خستگی

به منظور انجام تحلیل خستگی باید تغییرات تانسور تنش در طول بارگذاری در گره‌های مختلف بدست آید. شافت مورد نظر از جنس فولاد AISI/SAE 4340 است. این فولاد دارای تنش تسلیم ۱۸۶ Ksi و استحکام نهایی ۲۱۲ Ksi است [۱۸]. با توجه به اینکه رفتار ماده الاستیک است با استفاده از اصل جمع آثار، نتایج دو تحلیل گشتاور پیچشی و نیروی تراست و تغییرات گشتاور پیچشی و نیروی تراست با دوران پره‌ها تغییرات تانسور تنش در طول بارگذاری بدست آمده است. در بارگذاری تناسبی نسبت مؤلفه‌های تانسور تنش در طول بارگذاری ثابت می‌ماند. شکل ۱۳ نسبت تنش عمودی در راستای  $y$  به تنش برشی  $xy$  را نشان می‌دهد (محور  $x$  در راستای محور شافت قرار دارد). با دقت در این شکل می‌توان دریافت که نسبت این دو مؤلفه تانسور تنش در طول بارگذاری تغییر می‌کند که به معنی غیرتناسبی بودن بارگذاری است. غیر

پایلوت مربوطه مسدود شد. از آن جایی که یک سی ام شافت مدل شده است شرط مرزی متقارن روی سطوح مربوطه مدل اعمال شده است. شکل ۱۰ کانتور تنش ون میز این بارگذاری را در اطراف هزارخار ۱ نشان می‌دهد (بر حسب Ksi). همانطور که ملاحظه می‌شود حداکثر مقدار تنش ون میز روی هزارخار ۱ رخ می‌دهد.



شکل ۱۰- کانتور تنش ون میز بارگذاری ناشی از گشتاور پیچشی در اطراف هزارخار ۱

### تحلیل بارگذاری نیروی تراست

در این حالت بارگذاری، روی سطوح مربوط به یاتاقان ۱ تمام درجات آزادی انتقالی و روی سطوح مربوط به یاتاقان ۲ تمام درجات آزادی غیر از درجه آزادی انتقالی در راستای محور شافت مقید شد. با توجه به اینکه بالگرد مورد نظر حداکثر بار ۱۵۰۰ کیلوگرم را می‌تواند حمل کند، نیروی تراست در راستای محور شافت برابر با ۳/۳۷ کیلو پوند نیرو در زاویه آزیموس ۱۸ درجه در نظر گرفته شد. با توجه به اینکه ضریب پسای بدنه ۰/۲۷۵ است، در پرواز رو به جلو با حداکثر سرعت نیروی پسای بدنه برابر با ۰/۳ و نیروی تراست روتور دم برابر با ۰/۴ کیلو پوند نیرو است (در زاویه آزیموس ۱۸ درجه). با توجه به اینکه یک سی ام شافت مورد نظر مدل شده است روی محل قرارگیری رینگ تراست یک سی ام مقادیر فوق اعمال شد. مانند حالت بارگذاری گشتاور پیچشی شرط مرزی متقارن روی سطوح مربوطه مدل اعمال شد.

مدل فوق توسط نرم افزار اجزای محدود ANSYS تحلیل و نتایج بدست آمد. در شکل ۱۱ کانتور تنش ون میز این حالت بارگذاری در اطراف محلی که حداکثر مقدار آن رخ



نرمال  $\theta=30^\circ$  و  $\varphi=60^\circ$  درجه را به عنوان صفحه بحرانی مشخص کند برای افزایش دقت، جستجوی دیگری حول این مقادیر  $\theta$  و  $\varphi$  انجام می‌شود. یعنی صفحاتی با زوایای  $10^\circ$  و  $20^\circ$  و  $30^\circ$  و  $40^\circ$  و  $50^\circ$  درجه برای  $\theta$  و زوایای  $40^\circ$  و  $50^\circ$  و  $60^\circ$  و  $70^\circ$  و  $80^\circ$  درجه برای  $\varphi$  بررسی می‌شوند (نمو ۱۰ درجه). در این مرحله در مجموع ۲۵ صفحه بررسی می‌شوند. از بین این ۲۵ صفحه، صفحه‌ای که پارامتر آسیب روی آن ماکزیمم است صفحه بحرانی است. با مشخص شدن صفحه بحرانی، دامنه تنش برشی و حداکثر تنش عمودی، عمر هر نقطه از رابطه ۲ محاسبه می‌شود.

ضریب بار به صورت نسبت نیروی تراست به وزن بالگرد تعریف می‌شود. چون تحلیل اجزا محدود برای پرواز رو به جلو با ضریب بار تقریباً ۱ انجام شده است و ضریب بار بحرانی ترین مانور بالگرد  $2/5$  است، ضریب  $2/5$  به تانسور تنش اعمال شده است [۱۹]. از آنجایی که قابلیت اعتماد قطعات بالگرد باید  $0.99999/0.5$  باشد نمودار استحکام-عمر (S-N) با ضریب  $0.5$  کاهش داده شد. ثوابت فولاد ۴۳۴۰ مورد نیاز در رابطه (۲) برابرند با [۱۸ و ۲۰]:

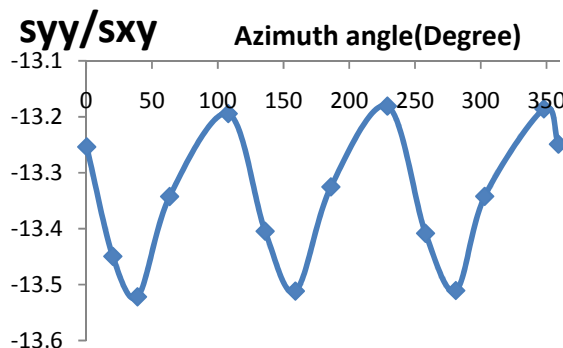
$$m_{\tau} = -2.73 \quad \text{و} \quad N_{\tau} = 2 \times 10^7 \quad \text{و} \quad \tau_{af} = 37.4 \text{ Ksi} \quad \text{و} \quad k = 0.14$$

به منظور اعمال روش فیندلی یک کد در محیط APDL نرم افزار ANSYS نوشته شد. کد نوشته شده از نتایج تحلیل بارگذاری گشتاور پیچشی و نیروی تراست استفاده می‌کند و با گرفتن تغییرات نیروی تراست و گشتاور پیچشی در اثر دوران پره، بر اساس اصل جمع آثار تغییرات تانسور تنش در گره های انتخابی را بدست می‌آورد. سپس این کد به جستجوی صفحه بحرانی براساس معیار فیندلی می‌پردازد. این کد براساس روش کوچکترین دایره محیطی، دامنه تنش برشی روی یک صفحه را محاسبه می‌کند. با مشخص شدن صفحه بحرانی این کد عمر را روی گره های انتخابی محاسبه و کانتور عمر المان های مربوطه (اشکال ۱۴ و ۱۵) را ترسیم می‌کند.

### نتایج و بحث

برای بدست آوردن محل بحرانی، گره هایی که مؤلفه های تانسور تنش و تنش ون میز روی آنها ماکزیمم و مینیمم است بررسی شدند. گره بحرانی گرهی در ریشه دندانه هزار خار ۱

تناسبی بودن بارگذاری ناشی از اختلاف فاز بین حداکثر مقدار نیروی تراست و حداکثر مقدار گشتاور پیچشی است. با دقت در شکل های ۶ و ۷ می‌توان به این اختلاف فاز پی‌برد.



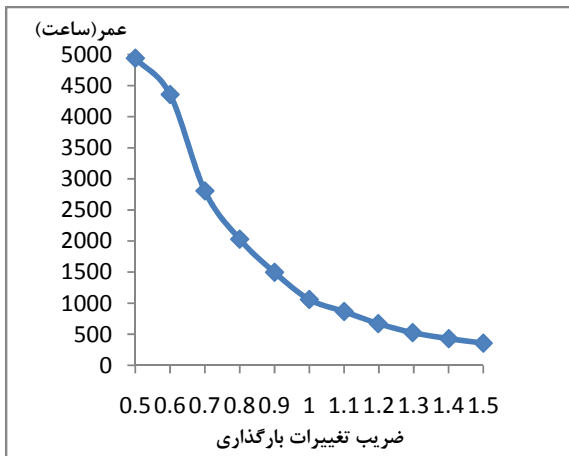
شکل ۱۳ - تغییرات نسبت تنش عمودی در راستای y به تنش برشی در طول بارگذاری xy

فولاد ۴۳۴۰ یک ماده با نرمی کم است البته این ماده دارای نقطه تسلیم مشخص است که دلالت می‌کند که این ماده از دسته مواد کاملاً ترد نیست [۱۸]. با توجه به این مطلب و غیر تناسبی بودن بارگذاری، معیار صفحه بحرانی فیندلی که ترکیبی از دامنه تنش برشی و تنش عمودی را به عنوان پارامتر کنترل کننده آسیب خستگی در نظر می‌گیرد انتخاب شده است [۹].

به منظور اعمال روش فیندلی باید دامنه تنش برشی محاسبه شود. برای محاسبه دامنه تنش برشی از روش کوچکترین دایره محیطی [۱۳] استفاده شده است. برای یافتن صفحه بحرانی باید صفحات مختلفی در نظر گرفته شوند و پارامتر آسیب (طرف راست رابطه ۲) روی این صفحات محاسبه شود. صفحه ای که دارای بزرگترین پارامتر آسیب است صفحه بحرانی نامیده می‌شود.

بردار نرمال یک صفحه مادی توسط زوایای  $\theta$  و  $\varphi$  (و  $\theta$ ) تعریف می‌شود که این زوایا بین  $0^\circ$  و  $180^\circ$  تغییر می‌کنند [۱۷]. روشی که در ادامه توضیح داده می‌شود برای جستجوی صفحه بحرانی استفاده شده است: در مرحله اول جستجوی صفحه بحرانی هر یک از زوایای  $\theta$  و  $\varphi$  مقادیر  $0^\circ$  و  $30^\circ$  و  $60^\circ$  و  $90^\circ$  و  $120^\circ$  و  $150^\circ$  درجه را اختیار می‌کنند و در مجموع ۳۶ صفحه بررسی می‌شوند (نمو ۳۰ درجه). به طور مثال اگر مرحله اول جستجوی صفحه بحرانی، صفحه‌ای با بردار

نمودار حساسیت خستگی در شکل ۱۶ ترسیم شده است. از این شکل می‌توان دریافت که چگونه عمر خستگی به عنوان تابعی از بارگذاری تغییر می‌کند. همان گونه که در شکل ۱۶ نشان داده شده است اگر تنش‌های اعمالی به نصف کاهش یابند عمر شافت به ۴۹۳۳ ساعت پرواز در طیف استاندارد خواهد رسید. همچنین اگر تنش‌های اعمالی به شافت ۵۰ درصد افزایش یابند عمر شافت به ۳۵۷ ساعت پرواز در طیف استاندارد کاهش می‌یابد (حدود ۶۶ درصد کاهش).



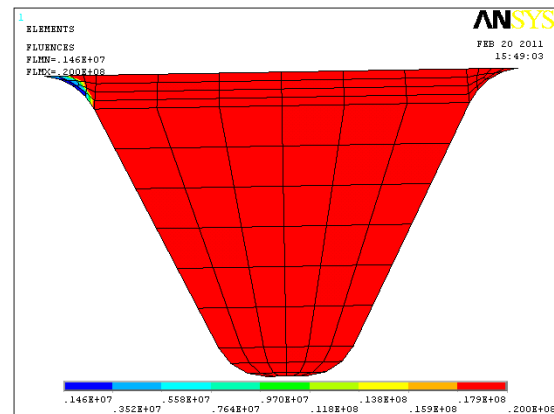
شکل ۱۶- نمودار حساسیت خستگی به تغییرات بارگذاری بر مبنای پرواز در طیف استاندارد

اگر ملزم به استفاده از فولاد ۴۳۴۰ با استحکام نهایی کشش  $120 \text{ Ksi}$  و خواص خستگی  $\tau_{af} = 26 \text{ Ksi}$  و  $m_{\tau} = -6.46$  باشیم، عمر گره بحرانی به ۱۴ ساعت پرواز در طیف استاندارد کاهش می‌یابد (حدود ۹۹ درصد کاهش). استفاده از فولاد ۴۱۳۰ با مشخصات خستگی  $\tau_{af} = 29 \text{ Ksi}$  و  $m_{\tau} = -2.85$  منجر به عمر ۴۹۳ ساعت پرواز در طیف استاندارد می‌شود که حدود ۵۵ درصد کاهش عمر را به همراه دارد.

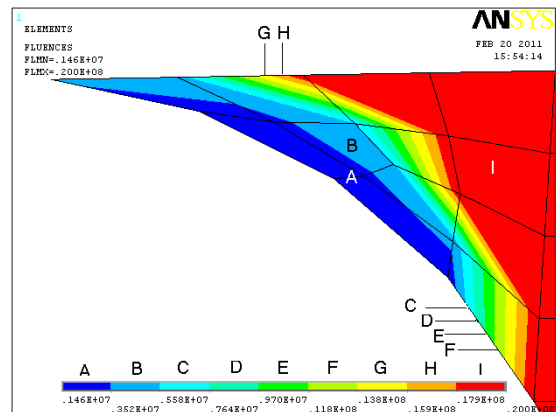
### اعتبار سنجی نتایج

به منظور اعتبارسنجی نتایج، عمر شافت در گره بحرانی (واقع در ریشه هزاره (۱) بر اساس بخشنامه AC 27-1B سازمان هوانوردی فدرال محاسبه شد. براساس این بخشنامه باید از مدل گودمن برای در نظر گرفتن اثرات تنش میانگین استفاده کرد [۲۱]. معادله ۳ مدل گودمن را بیان می‌کند.

است. عمر شافت در گره بحرانی حدود ۱/۴۶ میلیون دور محاسبه شد، که با توجه به سرعت دورانی ۳۲۰ دور بر دقیقه روتور معادل ۷۶ ساعت پرواز برای بحرانی‌ترین مانور می‌باشد. کانتور عمر روی یک دندان هزاره ۱ در شکل ۱۴ نمایش داده شده است. شکل ۱۵ کانتور عمر خستگی را در اطراف ریشه هزاره ۱ نشان می‌دهد. نحوه محاسبه عمر در اشکال ۱۴ و ۱۵ براساس مطالب بخش تحلیل خستگی است.



شکل ۱۴- کانتور عمر روی یک دندان هزاره ۱



شکل ۱۵- کانتور عمر در اطراف ریشه هزاره ۱

مانور چرخش به چپ و راست، مؤثرترین مانور بر عمر خستگی شافت روتور اصلی است [۱۹]. در طیف استاندارد FAA، درصد رویداد (زمان اجرای این مانور به کل زمان طیف) این مانور ۰/۰۶ است. همچنین ۸۶ درصد کل آسیب شافت در طیف استاندارد مربوط به این مانور است [۱۹]. بر این اساس و طبق قانون ماینر می‌توان عمر شافت را برابر با ۱۰۹۰ ساعت پرواز در طیف استاندارد تخمین زد.



مانور معرفی و با موفقیت اجرا گردید. عمر شافت ۱۰۹۰ ساعت پرواز در طیف استاندارد محاسبه شد. این پژوهش نشان می‌دهد که کاهش ۵۰ درصدی و افزایش ۵۰ درصدی تنش های اعمالی به شافت، به ترتیب عمر ۴۹۳۳ و ۳۵۷ ساعت پرواز در طیف استاندارد را در پی دارد. جایگزینی فولاد ۴۳۴۰ شافت که خواص آن با عملیات حرارتی افزایش یافته با فولاد ۴۳۴۰ معمولی و یا فولاد ۴۱۳۰ به ترتیب منجر به کاهش ۹۹ و ۵۵ درصد در عمر می‌شود. همچنین صحت عمر پیش بینی شده بر اساس بخشنامه AC 27-1B سازمان هوانوردی فدرال تأیید شد.

#### پی‌نوشت

۱ امروزه موادی با استحکام و چقرمگی بالا تولید شده اند اما کاربرد این مواد در موقعیت روتور بالگرد مورد نظر هنوز اقتصادی نیست.

- ۲ Federation aviation administration
- ۳ Federation aviation regulation
- ۴ ANSYS parametric design language (APDL)
- ۵ Feathering hinge
- ۶ Pitch

#### مراجع

- [1] Lazzeri, L., Mariani, U., "Application of Damage Tolerance principles to the design of helicopters", International Journal of Fatigue, Volume 31, Issue 6, pp. 1039-1045, 2009.
- [2] Forth, S.C., Le, D., Turnberg, J., "An Evaluation of the Applicability of Damage Tolerance to Dynamic Systems", 8th Joint NASA/FAA/DOD Aging Aircraft Conference, California, 2005.
- [3] Mariani, U., Vicario, M., "Application of Flaw Tolerance Methodologies To Rotorcraft Fatigue Qualification", AgustaWestland, 2003.
- [4] Stanfield, G., "Discussion on The strength of metals under combined alternating stresses", Proceedings Institution of Mechanical Engineers, Vol. 131, pp.93, 1935.
- [5] Findley, W.N., "A theory for the effect of mean stress on fatigue of metals under combined torsion and axial load or bending", J Engng Indus, pp. 301-306, 1959.
- [6] Park, J., Nelson, D., "Evaluation of an energy-based approach and a critical plane approach for predicting constant amplitude multiaxial fatigue life", Int J Fatigue, vol. 22, pp.23-39, 2000.
- [7] Backstrom, M., Marquis, G., "A review of multiaxial fatigue of weldments: experimental results, design code

$$\frac{S_f}{S_f^0} + \frac{\sigma_m}{S_{ut}} = 1 \quad (3)$$

که در آن:

$S_f^0$ : استحکام خستگی برای بارگذاری کاملاً معکوس شونده

$\sigma_m$ : تنش میانگین

$S_f$ : استحکام خستگی برای بارگذاری با تنش میانگین

$S_{ut}$ : استحکام نهایی کشش

مانند روش قبل نمودار استحکام-عمر (S-N) با ضریب ۰/۵ کاهش داده شده و تانسور تنش در ۲/۵ ضرب شده است (با در نظر گرفتن بحرانی ترین مانور). به منظور تخمین عمر خستگی بر اساس بخشنامه AC 27-1B کد دیگری در نرم افزار انسیس نوشته شد. این کد دامنه تغییرات تنش ون میزز و تنش میانگین را محاسبه و اثر تنش میانگین را بر اساس مدل گودمن اعمال می‌کند. سپس بر اساس معادله ۴ عمر محاسبه می‌شود.

$$\sigma_a = \sigma_{af} \left( \frac{N_\sigma}{N_f} \right)^{\frac{1}{m_\sigma}} \quad (4)$$

$\sigma_a$ : دامنه تنش ون میزز

بقیه متغیرهای معادله ۴ مشابه متغیرهای سمت راست معادله ۲ است، با این تفاوت که متغیرهای معادله ۴ مربوط به بارگذاری کششی است و اثر تنش میانگین روی آنها اعمال شده است. با در نظر گرفتن خواص زیر برای ماده شافت (حالت بارگذاری کاملاً معکوس شونده):

$$m_\sigma = -2.46 \text{ و } N_\sigma = 2 \cdot 10^7 \text{ و } \sigma_{af} = 75 \text{ Ksi}$$

بر اساس بخشنامه AC 27-1B عمر شافت در گره بحرانی ۱/۰۶ میلیون دور محاسبه شد که حدود ۲۷ درصد کمتر از عمر محاسبه شده از معیار فیندلی است (۱/۴۶ میلیون دور). البته از آنجایی که معیار فیندلی یک معیار صفحه بحرانی است، انتظار می‌رود بارگذاری را بهتر مدل کند و از آنجایی برای مواد نیمه نرم مناسب است رفتار ماده شافت را نیز بهتر مدل می‌کند. بنابراین در غیاب نتایج آزمونهای عملی می‌توان برای عمر محاسبه شده از معیار فیندلی اعتبار بیشتری قائل شد.

#### نتیجه گیری

روش تخمین عمر شافت روتور اصلی بالگرد تحت طیف استاندارد به کمک محاسبه عمر این شافت تحت بحرانی ترین

- [15] Textron Inc., "Mast Torque Metering System", Garrison, James R., Metzger, Robert W., Waldrup, Herman H., patentstorm, 1978.
- [16] Dimanlig, Arsenio C.B., Saberi, Hossein-Ali, "Multidisciplinary Modeling of the CH-47 Helicopter with CFD/CSD Coupling and Trim", DoD HPCMP Users Group Conference, 2008.
- [17] Weber, B., Kenmeugne, B., Clement, J.C., Robert, J.L., "Improvements of multiaxial fatigue criteria computation for a strong reduction of calculation duration", Computational Materials Science, Vol. 15, pp. 381-399, 1999.
- [18] Defense Area Printing Service, "MIL-HDBK-5H", 1998.
- [19] Reichert, G., "The Impact Of Helicopter Mission Spectra On Fatigue", Specialists Meeting on Helicopter Design Mission Load Spectra, Germany, 1976.
- [20] Varvani-Farahani, A., Kodric, T., Ghahramani, A., "A method of fatigue life prediction in notched and un-notched components", Journal of Materials Processing Technology, vol.169, pp. 94-102, 2005.
- [21] Federation aviation administration, Certification of Normal category Rotorcraft, <http://www.airweb.faa.gov/rgl>, 2008.
- and critical plane Approaches", Fatigue Fract Engng Mater Struct, vol. 24, pp.279-291, 2001.
- [8] Matake, T., "An explanation on fatigue limit under combined stress", Bull JSME, Vol.141, pp. 257-63, 1977.
- [9] Li, B., Reis, L., de Freitas, M., "Comparative study of multiaxial fatigue damage models for ductile structural steels and brittle materials", International Journal of Fatigue, vol. 31, pp. 1895-1906, 2009.
- [10] Little, R. E., "Fatigue stresses from complex loadings", Machine Design, vol. 38, pp. 145-149, 1966.
- [11] Grubisic, V., Simburger, A., "Fatigue under combined out of phase multiaxial stresses", Proc. Int. Conf. on Fatigue Testing and Design, pp. 27.1-27.8, London, 1976.
- [12] Lemaitre, J., Chaboche, J. L., *Mechanics of Solid Materials*, Cambridge University Press, 1990.
- [13] Papadopoulos, I.V., "critical plane approaches in high-cycle fatigue: on the definition of the amplitude and mean value of the shear stress acting on the critical plane", Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, vol. 21, pp. 269-285, 1998.
- [14] Watkinson, j., *The Art of the Helicopter*, Elsevier Butterworth-Heinemann, London, 2004.

Archive of SID