

MECHANICS OF SMART STRUCTURES

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



Investigation of Fatigue Behavior of Composite Rotor Blades under Variable Amplitude Aerodynamics loads

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

A. Vojdani*

Department of Mechanical Engineering,
Qom University of Technology, Qom,
Iran,

* Correspondence

vojndani@qut.ac.ir

Postal Code: 71551313.

Article History

Received: 06 Jan, 2025

Accepted: 20 Apr, 2025

ePublished: 27 Apr, 2025

ABSTRACT

Abstract: Rotary blades used in many engineering structures are inherently and inevitably exposed to variable amplitude loads that cause fatigue and deterioration of their strength over time. In the present study, the fatigue behavior of a composite blade consisting of aluminum spar and composite laminate under the influence of variable amplitude aerodynamic loads has been evaluated. This evaluation has been based on the philosophy of safe life fatigue design. First, the loads acting on the blade have been extracted during different operating conditions. Then, by applying these loads to the FE model of the blade, the stress (or strain) components in metal and composite parts of the blade have been obtained. Finally, based on the stress (strain) components obtained for each of the model elements (in different flight conditions and rotation angles), the fatigue damage accumulation parameter of the aluminum spar and each of the equivalent layers of the composite shell have been calculated. The results have shown that the fatigue damage in both the aluminum spar and most of the composite layers is higher near the blade root, which is necessary to pay attention to in the design of this structure. In addition to the presented results, the methodology of this evaluation is also introduced.

Keywords: Fatigue; Aerodynamic loads, Blade, Fatigue Damage

ارزیابی رفتار خستگی پرهی دوآر کامپوزیتی تحت اثر بارهای دامنه متغیر آیرودینامیکی

علی وجدانی*

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی قم، قم، ایران

چکیده

پره‌های دوآر به کار رفته در بسیاری از سازه‌های مهندسی، به طور ذاتی و اجتناب‌ناپذیر، در معرض انواع بارهای دامنه متغیری قرار دارند که در طول زمان موجب خستگی و زوال استحکام آن‌ها می‌گردد. در مطالعه‌ی حاضر، رفتار خستگی یک پرهی کامپوزیتی متشکل از اسپار آلومینیومی و چندلایه‌ای کامپوزیتی، تحت اثر بارهای دامنه متغیر آیرودینامیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است. اساس این ارزیابی، بر پایه‌ی فلسفه‌ی طراحی خستگی عمر ایمن استوار بوده است. ابتدا، بارهای وارد بر پره، در طی شرایط کاری مختلف استخراج شده است. سپس با اعمال این بارگذاری‌ها بر روی

مدل عددی پره، مولفه‌های تنش (یا کرنش) وارد بر اجزاء فلزی و کامپوزیتی پره بدست آمده‌اند. در نهایت و بر اساس مولفه‌های تنش (کرنش) بدست آمده برای هریک از المان‌های مدل (در شرایط پروازی و زوایای گردش مختلف)، میزان پارامتر تجمیع آسیب خستگی اسپار آلومینیومی پره و هریک از لایه‌های معادل پوسته‌ی کامپوزیتی، محاسبه گردیده‌اند. نتایج نشان دهنده‌ی آن بوده است که آسیب خستگی هم در اسپار آلومینیومی و هم در اغلب لایه‌های کامپوزیتی، در نزدیکی ریشه پره، بیشتر است که لازم است در طراحی این قطعه به آن توجه داشت. در کنار نتایج ارائه شده، متدولوژی انجام این ارزیابی نیز معرفی گردیده است.

کلید واژه‌ها

پرهی کامپوزیتی، خستگی، آسیب، بارهای دامنه متغیر.

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۱۰/۱۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۱/۳۱

* نویسنده مسئول: vojtdani@qut.ac.ir

جدول علائم

ψ :	زاویه‌ی گردش روتور
h :	فاصله ریشه پره تا مرکز دوران رتور
$\bar{R}$:	$\bar{R} = R - h$ ، طول پره
z :	$z = r - h$ ، فاصله از ریشه پره
θ :	زاویه‌ی pitch پره
λ :	نسبت جریان ورودی
a_i :	$i = 0, 1, 2$ ضرایب فلیپینگ
b_i :	$i = 1, 2$ ضرایب فلیپینگ
μ :	نسبت سرعت نوک

La :	بار آیرودینامیکی (برا) وارد بر پره
ρ :	چگالی هوا
a :	شیب منحنی برا
c :	وتر (chord) پره رتور
Ω :	سرعت دورانی رتور
R :	شعاع دیسک (شعاع دوران) رتور
r :	فاصله از مرکز دوران
x :	$x = \frac{(r-h)}{(R-h)}$ ، فاصله بدون بعد نسبت به ریشه پره

۱ مقدمه

پره‌های دوار کاربردهای متعددی در سازه‌های پرنده دارند. این پره‌ها در طول عمر سرویس خود تحت اثر بارگذاری متنوع، مانند بارهای دامنه متغیر آیرودینامیکی، گریز از مرکز و وزن قرار دارند. با توجه به اعمال بارهای نوسانی پیوسته به این قطعات، ارزیابی رفتار خستگی آن‌ها جهت اطمینان از سلامت سازه‌ای پره و در نتیجه کارکرد ایمن کل سازه‌ی پرنده، ضرورتی اجتناب‌ناپذیر است. شرایط حقیقی بارگذاری در بسیاری از سازه‌ها مانند پره روتور یک سازه پرنده یا پره توربین بادی به صورت بارگذاری خستگی دامنه‌ی متغیر می‌باشد [4-1]. در بسیاری از موارد بارگذاری، یک میدان تنش چند محوره در سیستم مختصات اصلی ماده‌ی کامپوزیتی، حتی در الگوهای بارگذاری تک محوره ایجاد می‌گردد که دلیل آن ناشی از خاصیت غیرایزوتروپی مواد کامپوزیتی است [5]. تست‌های بارگذاری طیفی^۱ (دامنه متغیر) در آزمایشگاه، راهی برای شبیه‌سازی آنچه ماده در شرایط حقیقی عملکرد تجربه می‌کند را با امکان کنترل سایر تأثیرات مانند رطوبت و دما مهیا نموده است. مثال‌هایی از این نوع بارگذاری‌های دامنه‌ی متغیر در مرجع [6] ارائه گردیده است.

مدل‌های پیش بینی عمر خستگی برای کامپوزیت‌های چندلایه‌ای بر پایه‌ی تقریباً هر خصوصیت تصور شدنی از این مواد، توسعه پیدا کرده است. خصوصیات مکانیکی مهندسی مانند سفتی و یا نرمی، فرکانس طبیعی، دمپینگ و مقاومت باقیمانده در کنار خصوصیات میکرومکانیکی مانند چگالی ترک، جدایی^۲ و خروج^۳ الیاف از ماتریس، و جدایش بین لایه‌ای، برای توسعه مدل‌های پیش بینی عمر به کار گرفته شده‌اند. مدل‌های دیگری نیز برپایه‌ی خصوصیات تعیین شده توسط تست‌های ساده خستگی برای کامپوزیت‌های چندلایه‌ای و آنالیزهای آماری استنتاج شده‌ی بیشتر از مواد، استوار هستند. برخی محققین نیز مکانیک شکست الاستیک خطی را که متدی مناسب برای مواد ایزوتروپ مانند

فلزات در نظر گرفته شده را برای آنالیز خستگی در کامپوزیت‌ها به کار گرفته‌اند. صرف نظر از تلاش‌های صرف شده بر روی توسعه مدل‌های قابل اطمینان و پیچیدگی مدل، بسیاری از محققان نتایج مطالعات خود را با مدل ساده و خطی ارائه شده توسط ماینر^۴ مقایسه می‌کنند [7].

در مطالعه‌ی حاضر، رفتار خستگی یک پرهی کامپوزیتی متشکل از اسپار آلومینیومی و چندلایه‌ای کامپوزیتی (تصویر شماتیک شکل ۱)، تحت اثر بارهای دامنه متغیر آیرودینامیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است. اساس این ارزیابی، بر پایه‌ی فلسفه‌ی طراحی خستگی عمر ایمن استوار بوده است. در گام اول، بارهای وارد بر پره، در طی شرایط کاری مختلف سازه‌ی پرنده استخراج شده است. سپس با اعمال این بارگذاری‌ها (بیش از ۲۲۰ حالت مختلف) بر روی مدل عددی پره در نرم افزار المان محدود ANSYS، مولفه‌های تنش (یا کرنش) وارد بر المان‌های اجزاء فلزی و کامپوزیتی پره (در حالت‌های مختلف) استخراج گردیده‌اند. در نهایت و بر اساس مولفه‌های تنش (کرنش) بدست آمده برای هریک از المان‌ها (در شرایط پروازی و زوایای گردش مختلف)، میزان پارامتر تجمع آسیب خستگی هر یک از المان‌های اسپار آلومینیومی پره و هریک از لایه‌های معادل در تمامی المان‌های پوسته‌ی کامپوزیتی، با کد نویسی در نرم‌افزار MATLAB محاسبه گردیده‌اند. بدین ترتیب توزیع آسیب خستگی اجزاء فلزی و کامپوزیتی در سراسر پره پس از ۱۰۰۰ ساعت پروازی سازه‌ی پرنده استخراج گردیده است. نتایج پژوهش حاضر دربرگیرنده‌ی توزیع آسیب خستگی در اسپار آلومینیومی و لایه‌های پوسته‌ی کامپوزیتی پره بوده است. نتایج نشان دهنده‌ی آن است که آسیب خستگی هم در اسپار آلومینیومی و هم در اغلب لایه‌های کامپوزیتی، در نزدیکی ریشه پره، بیشتر است. به علاوه، احتساب ضرایب اطمینان متفاوت در بار و/یا مقاومت می‌تواند تأثیر قابل‌ملاحظه‌ای بر نتایج آسیب پره داشته باشد. مطالعه‌ی حاضر،

^۲ Pull-out

^۴ Miner

^۱ Spectrum Loading

^۳ Debonding

سازه‌ی پرنده در طی ماموریت خود، در شرایط مختلفی مانند تاکسی، صعود، اوج‌گیری، پرواز مستقیم، چرخش، فرود و ... قرار دارد. به ازای هریک از این حالات لازم است بار آیرودینامیکی برا وارد بر پره در طول پره استخراج شود. به علاوه باید توجه داشت که با تغییر زاویه‌ی چرخش پره، این بار تغییر می‌کند. با داشتن پارامترهای پره، می‌توان توزیع بار برای واحد طول وارد بر پره در حالات پروازی مختلف سازه‌ی پرنده را به صورت تابعی از زاویه گردش رتور (ψ) و فاصله بدون بعد از ریشه پره (x) بدست آورد:

$$\frac{dL_a}{dr} = A_1 + [A_2 \sin \psi + A_3 \cos \psi] + [A_4 \sin 2\psi + A_5 \cos 2\psi] \quad (1)$$

در رابطه‌ی بالا، ترم‌های A_1 تا A_5 از روابط ارائه شده در مرجع [9] قابل دستیابی هستند.

ترم پایای بار آیرودینامیکی:

$$A_1 = \frac{1}{2} \rho a c \Omega^2 R^2 (\theta x^2 + \lambda x + \mu^2 \theta / 2 + \mu^2 b_2 / 4) \quad (2)$$

ترم‌های هارمونیک اول:

$$A_2 = \frac{1}{2} \rho a c \Omega^2 R^2 (-a_1 x^2 + 2\mu \theta x + \mu \lambda + \mu^2 a_1 / 4 - \mu b_2 x / 2) \quad (3)$$

$$A_3 = \frac{1}{2} \rho a c \Omega^2 R^2 (b_1 x^2 - \mu a_0 x + \mu^2 b_1 / 4 - \mu a_2 x / 4) \quad (4)$$

ترم‌های هارمونیک دوم:

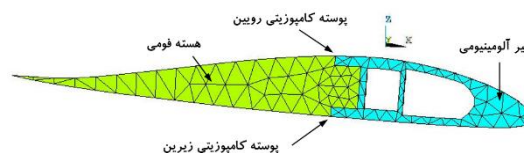
$$A_4 = \frac{1}{2} \rho a c \Omega^2 R^2 (-2a_2 x^2 + \mu b_1 x - \mu^2 a_0 / 2) \quad (5)$$

$$A_5 = \frac{1}{2} \rho a c \Omega^2 R^2 (2b_2 x^2 + \mu a_1 x - \mu^2 \theta / 2) \quad (6)$$

ضرایب فلیپینگ a_i و b_i در مرجع [9] معرفی و ارائه شده‌اند.

حرکت فلیپینگ پره را می‌توان براساس ترم‌های هارمونیک و با

مقدمه‌ای بر ارزیابی خستگی اینچنین پره‌های دوار می‌باشد و لازم است تا در مطالعات آتی به طور عمیق‌تر مورد توجه قرار گیرد.



شکل ۱- تصویر شماتیک مقطعی از پره‌ی دوار مورد مطالعه (دور از ریشه پره)

۲ آیرودینامیک مسئله

در حین حرکت رو به جلوی سازه‌ی پرنده، بارهای اعمالی بر روی پره، با چرخش پره در طول 360° درجه تغییر می‌کند. برای سهولت در تحلیل، می‌توان بارهای اعمالی بر پره را به دو دسته تقسیم بندی نمود. بارهایی که به صورت قائم اعمال می‌شوند و بارهایی که به صورت افقی بر پره وارد می‌شوند [8].

بارهای قائم وارد بر پره شامل موارد زیر است:

- بار آیرودینامیکی، L_a .
- وزن پره، L_w .
- بار اینرسی نرمال، ناشی از شتاب‌های قائم، L_i .
- دمپینگ آیرودینامیکی، L_{da} . ناشی از خمیدگی و فلیپینگ پره.
- دمپینگ سازه‌ای پره، L_{ds} .

به علت مقادیر کم بارهای دمپینگ سازه‌ای و وزن پره، می‌توان از آن‌ها صرف نظر کرد. هرچند در مطالعه حاضر، وزن پره در تحلیل‌ها در نظر گرفته شده است. بار افقی نیز، نیروی گریز از مرکز است که به صورت $\Omega^2 F$ نوشته می‌شود. منظور از Ω سرعت زاویه‌ای رتور است. پارامتر F مرتبط با حاصلضرب جرم در فاصله (تا محور دوران) است. ترکیب بارهای ارائه شده در بالا، با مقاومت خمشی سازه‌ای پره (M_s) در تعادل قرار می‌گیرد.

ترم‌های a_0 ، a_1 و b_1 در مرجع [10] به صورت زیر تعریف شده اند:

$$a_0 = \frac{1}{2} \gamma \left[\frac{\theta}{4} (1 + \mu^2) + \frac{\lambda}{3} \right] - \frac{M_w}{I_1 \Omega^2} \quad (۸)$$

$$a_1 = \frac{\mu \left(\frac{8}{3} \theta + 2\lambda \right)}{1 - \frac{1}{2} \mu^2} \quad (۹)$$

$$b_1 = \frac{4\mu a_0}{3(1 + \frac{1}{2} \mu^2)} \quad (۱۰)$$

پارامترهای به کار رفته در رابطه (۸) در مرجع [10] معرفی شده‌اند. با توجه به پیچیدگی نسبی این رابطه، از رابطه (۱۱) برای ترم a_0 (که در مرجع [11] و برای سیستم پره با ساختار seesaw ارائه شده) در مقاله‌ی حاضر استفاده می‌شود. در این رابطه β_b بیانگر زاویه مخروطی اولیه^۵ است که در ساختار سیستم رتور وجود دارد. این زاویه در شکل ۳ (در سیستم پره با ساختار seesaw) نشان داده شده است. بدین ترتیب ضرایب فلپینگ وارد شده در روابط بار آیرودینامیکی (روابط ۲ تا ۶) بدست می‌آیند.

$$a_0 = \beta_b \quad (۱۱)$$

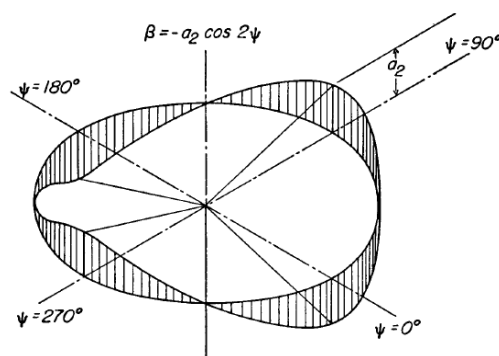
در

شکل ۴، به ازای چهار حالت مختلف پروازی؛ توزیع بار برای واحد طول پره، در زوایای مختلف گردش و در موقعیت‌های طولی مختلف نسبت به ریشه‌ی پره، ارائه شده است. در شکل ۵، توزیع بار برا (بر واحد طول) در نوک پره، برای حالات پروازی مختلف نشان داده شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌گردد در یک گردش ۳۶۰ درجه پره، توزیع بار برا (بر واحد طول پره) به صورت دامنه متغیر تغییر می‌کند. به این معنا که در یک

استفاده از رابطه (۷) بیان کرد. در این رابطه، در حقیقت تنها تعداد کمی از ترم‌ها (ضرایب فلپینگ) برای نشان دادن حرکت فلپینگ پره با مرتبه‌ی بالایی از دقت لازم است. ترم‌های a_0 ، a_1 و b_1 معمولاً حرکت فلپینگ حقیقی را با دقت حدود ۱ درجه ارائه می‌کنند و واردکردن ترم‌های هارمونیک دوم و سوم، دقت را افزایش می‌دهد [10]. بنابراین در پژوهش حاضر ترم‌های a_2 ، b_2 و ترم‌های بعدی برابر صفر در نظر گرفته شده‌اند.

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi - \dots \quad (۷)$$

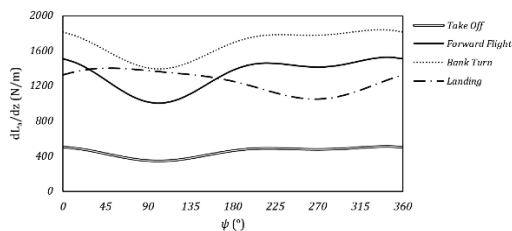
در رابطه‌ی بالا، در حقیقت تنها تعداد کمی از ترم‌ها (ضرایب فلپینگ) برای نشان دادن حرکت فلپینگ پره با مرتبه‌ی معمولاً حرکت a_0 ، a_1 و b_1 بالایی از دقت لازم است. ترم‌های فلپینگ حقیقی را با دقت حدود ۱ درجه ارائه می‌کنند و واردکردن ترم‌های هارمونیک دوم و سوم، دقت را افزایش می‌دهد و ترم‌های a_2 ، b_2 . بنابراین در پژوهش حاضر ترم‌های [10] [11] بعدی برابر صفر در نظر گرفته شده‌اند. هرچند در مرجع برابر seesaw برای سیستم پره با ساختار a_2 ، b_2 نیز، ترم‌های صفر بدست آمده است. در شکل ۲ توزیع ترم هارمونیک دوم،



نشان داده شده است.

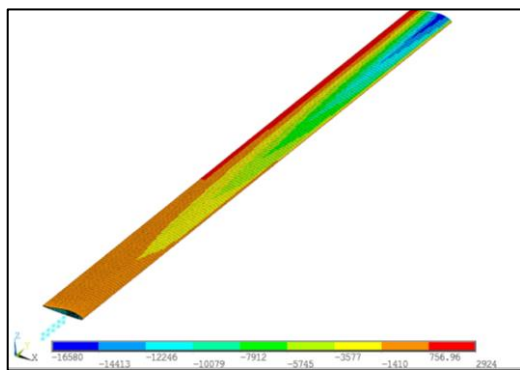
شکل ۲- ترم هارمونیک دوم (کسینوسی) در حرکت فلپینگ پره [10]

⁵ Built-in coning angle



شکل ۵- توزیع بار برآ (بر واحد طول) در نوک پره، برای حالات پروازی مختلف

در قسمت قبل، توزیع بار برآ بر واحد طول (dL_a/dz) برای حالت های پروازی مختلف به صورت تابعی از زاویه گردش (ψ) و فاصله از ریشه پره (z) بدست آمد. لیکن برای اعمال بار برآ در مدل المان محدود، می بایست توزیع بار برآ به صورت بار وارد بر سطح پره (بار بر واحد سطح یا به بیان دیگر، فشار منفی) استخراج شود. در شکل ۶، یک نمونه از توزیع بار برآ بر واحد سطح اعمال شده بر روی مدل المان محدود پره در نرم افزار ANSYS (محیط Mechanical APDL)، نشان داده شده است.

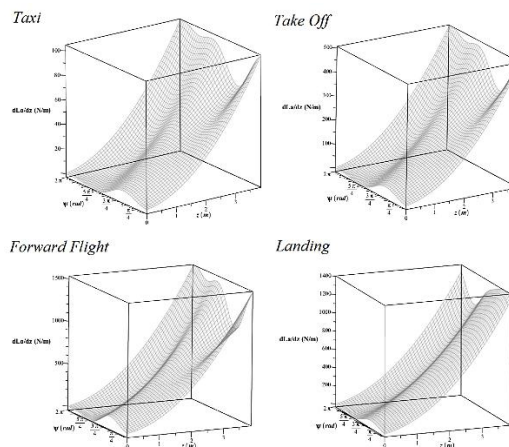
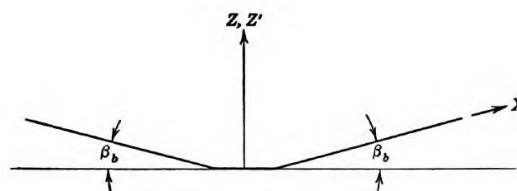


شکل ۶- یک نمونه از توزیع بار برآ بر واحد سطح در مدل المان محدود پره در نرم افزار ANSYS

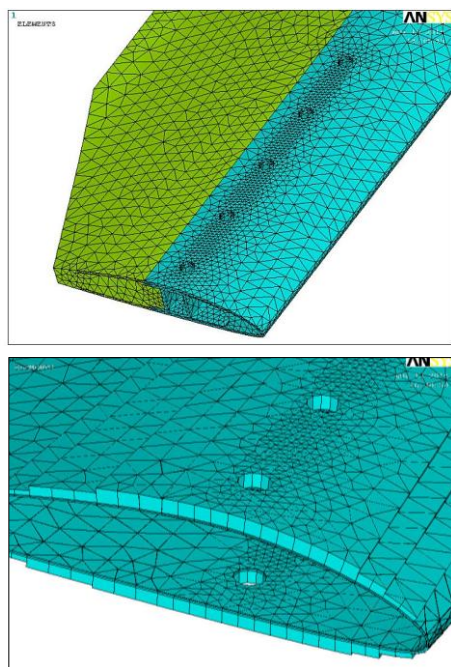
۳ ارزیابی رفتار خستگی پره

از میان بارهای مختلف وارد بر پره، سه بار وزن (در جهت قائم)، بار آیرودینامیکی برآ (در جهت قائم) و بار گریز از مرکز (در جهت افقی) به عنوان مولفه های بار اصلی مورد احتساب قرار

گردد. مقدار متوسط و دامنه ی بار نوسانی وارد بر هر مقطع از پره متغیر است و به طور کلی بار نوسانی یکنواخت (با مقدار متوسط و دامنه ثابت) مشاهده نمی گردد. بنابراین با گردش مداوم پره در هریک از حالات پروازی، بار خستگی دامنه متغیر، بر پره تحمیل می گردد و برای ارزیابی رفتار خستگی پره، می بایست ماهیت دامنه متغیر بودن بار برای وارد بر پره در نظر گرفته شود. شکل ۳- زاویه مخروطی اولیه سیستم پره seesaw [11]



شکل ۴- توزیع بار برآ بر واحد طول پره، به ازای حالات پروازی مختلف



شکل ۷- المان بندی نوعی تیر آلومینیومی و هسته فومی (سمت راست) و پوسته کامپوزیتی (سمت چپ)، در نزدیکی ریشه پره

۲-۳- شرایط مرزی و بارگذاری

در مطالعه‌ی حاضر با توجه به اینکه تنها تحلیل خستگی پره مدّ نظر بوده است، قسمت هاب به طور تقریبی مدل‌سازی شده است. مدل‌سازی اتصالات پیچی در محل اتصال پره به هاب با پیچیدگی‌هایی مواجه بوده است. ضرورت معرفی سطوح تماسی بین اجزاء مختلف اتصال و تحلیل‌های غیرخطی ناشی از مدل‌سازی تماس، از جمله‌ی این پیچیدگی‌هاست. بنابراین در پژوهش حاضر، به جای مدل‌سازی اتصالات پیچی (و مدل‌سازی سطوح تماس)، مجموعه‌ی هاب و پره به صورت به هم چسبیده و یکپارچه فرض شده است. بنابراین، هرچند نتایج بدست آمده در محل اتصالات با خطا مواجه است؛ لیکن دور از نواحی اتصالات، می‌توان نتایج حاصله را قابل قبول دانست.

در شکل ۸، نحوه‌ی مش بندی اجزاء هاب و ریشه پره و همچنین، چگونگی یکپارچه فرض کردن اجزاء مختلف (یکسان در

گرفته‌اند و از اثر سایر بارها صرف نظر شده است. پره در طی شرایط سرویس سازه‌ی پرنده، تحت اثر دو نوع بارگذاری نوسانی (خستگی) قرار دارد:

(۱) بار نوسانی ناشی از تغییرات بار آیرودینامیکی برا (در هر حالت پروازی)

(۲) بار نوسانی ناشی از تغییرات شرایط پروازی (دور رتور و سرعت رو به جلوی سازه پرنده)

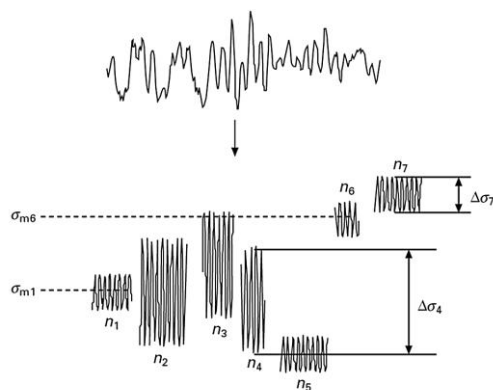
در این مطالعه، هر دو مولفه‌ی فوق، مدّ نظر قرار گرفته‌اند. بر این اساس، تحت اثر بارهای دامنه متغیر خستگی، آسیب خستگی وارد بر پره (در سرتاسر آن) بر مبنای فلسفه‌ی طراحی عمر ایمن، و با استفاده از نتایج شبیه‌سازی‌های متعدد المان محدود (در نرم افزار ANSYS) به ازای عمر سرویس کاری سازه‌ی پرنده، استخراج گردیده است. در محاسبه‌ی پارامتر تجمعی آسیب، از رابطه‌ی ماینر-پالمگرن بهره گرفته شده است. در ادامه مراحل مختلف ارزیابی رفتار خستگی پره در پژوهش حاضر، ارائه می‌گردد:

۳-۱- مدل‌سازی المان محدود

پره‌ی مدّ نظر، از سه بخش اصلی، شامل تیر اصلی آلومینیومی، پوسته کامپوزیتی و پرکننده‌ی فومی تشکیل شده است. پوسته‌ی پره متشکل از کامپوزیت‌های الیاف شیشه/اپوکسی و گرافیت/اپوکسی می‌باشد. برای المان‌بندی تیر آلومینیومی و فوم در مدل المان محدود پره‌ی رتور در فضای Mechanical APDL نرم افزار ANSYS 14.5 از المان‌های هرمی ۴ گره‌ای (در نزدیکی ریشه پره با مش‌بندی نامنظم) و المان‌های حجمی مکعبی ۸ گره‌ای (در قسمت‌های دورتر از ریشه پره و با مش‌بندی منظم) استفاده شده است. برای مش‌بندی پوسته کامپوزیتی نیز المان‌های پوسته‌ای ۴ گره‌ای به کار گرفته شده‌اند. همچنین به منظور اعمال بار برا بر سطح پره، از المان‌های سطحی در سطح روئین پره (در قسمت منظم) استفاده گردیده است. در شکل ۷ المان‌بندی نوعی تیر آلومینیومی و هسته فومی در نزدیکی ریشه پره نشان داده شده است.

(۱) محاسبه‌ی طیف دامنه متغیر تنش (کرنش) در راستای محور طولی پره، در هر لایه از المان‌های کامپوزیتی و در هر المان آلومینیومی گام‌های بعدی برای هر یک از المان‌ها و به منظور استخراج میزان پارامتر تجمیع آسیب بر روی آن المان انجام می‌گیرد.

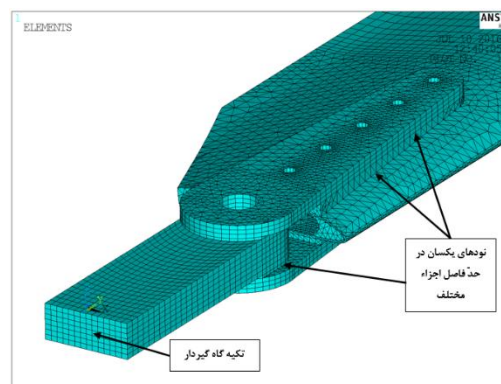
(۲) شمارش سیکل طیف دامنه متغیر تنش (کرنش) بدست آمده، با استفاده از روش جریان بارش^۶ استخراج مقادیر $(\sigma_a, \sigma_{mean})_i$ و تعداد سیکل (n_i) مرتبط با هر مولفه‌ی $(\sigma_a, \sigma_{mean})_i$. مقصود از σ_{mean} میزان تنش متوسط و σ_a بیانگر دامنه تنش می‌باشد. i نشان دهنده‌ی i امین بلوک دامنه ثابت تنش (پس از شمارش سیکل) با مقدار دامنه تنش و تنش متوسط $(\sigma_a, \sigma_{mean})_i$ است (شکل ۹).



شکل ۹- نمای شماتیک از کاربرد یک متد شمارش سیکل

(۳) محاسبه‌ی تعداد سیکل قابل تحمل (N_i) در شرایط تنشی $(\sigma_a, \sigma_{mean})_i$ با توجه به پارامترها و مشخصات ماده

نظر گرفتن نودهای مشترک در اجزاء متفاوت) نشان داده شده است. در رابطه با بارگذاری وارد بر پره نیز نکاتی در بخش قبل ارائه گردید. در مجموع با اجرای ۲۲۵ تحلیل غیرخطی استاتیکی (به ازای حالات پروازی مختلف ۹ گانه، در زوایای گردش متفاوت ۲۵ گانه) در نرم افزار ANSYS و استخراج نتایج حاصله؛ با کدنویسی در نرم افزار MATLAB طیف دامنه متغیر تنش/کرنش در المان‌های مدل المان محدود، در هریک از حالات پروازی و به ازای زوایای گردش مختلف استخراج گردیده است. بدین ترتیب امکان ارزیابی آسیب هر المان از مدل میسر می‌گردد.

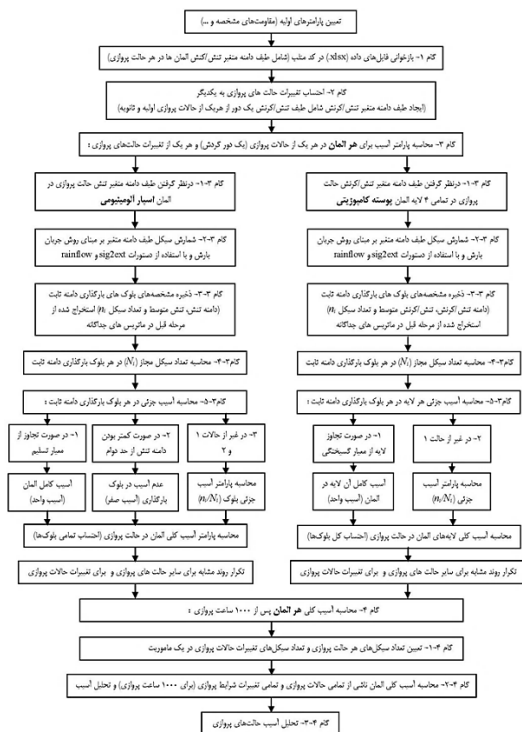


شکل ۸- مش بندی مجموعه‌ی پره و هاب در مدل نرم افزار ANSYS

۳-۳- متدولوژی تحلیل خستگی اجزاء پره

متدولوژی ارزیابی خستگی به کار رفته در مطالعه‌ی حاضر بر پایه‌ی فلسفه طراحی خستگی عمر ایمن استوار است. بر مبنای این فلسفه‌ی طراحی، با توجه به طیف دامنه متغیر مولفه‌های تنش (کرنش) اعمالی بر المان‌های پره، یک مقدار از پارامتر تجمیع آسیب (استوار بر روش ماینر-پالمگرن) برای هریک از المان‌های پره (اعم از اجزاء کامپوزیتی یا آلومینیومی) حاصل می‌گردد. بدین ترتیب می‌توان نگرشی نسبت به رفتار خستگی پره حاصل نمود. کلیت متدولوژی ارزیابی خستگی را می‌توان در گام‌های زیر خلاصه نمود:

^۶ Rainflow



(۴) محاسبه ضریب آسیب مربوط به هریک از شرایط

$$\frac{n_i}{N_i} (\sigma_a, \sigma_{mean}) \text{ که برابر است با: } \frac{n_i}{N_i}$$

(۵) محاسبه پارامتر تجمیع آسیب کلی ماینر-پالمگرن

برای هر المان (و برای المانهای کامپوزیتی، در هر لایه)، با استفاده از رابطه زیر:

$$D = \sum Cycle Ratio = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \quad (12)$$

(۶) ارزیابی رفتار خستگی نواحی مختلف پره بر اساس

مقادیر پارامتر آسیب استخراج شده برای المانهای

مدل المان محدود

برای پیادهسازی روند فوق، از نرم افزار MATLAB استفاده

شده است. فلوجارت روند ارزیابی رفتار خستگی پره در این نرم افزار، در

شکل ۱۰ نشان داده شده است.

متدلوژی تحلیل خستگی اسپار آلومینیومی و پوسته‌ی

کامپوزیتی به کاررفته در این روند (فلوجارت)؛ در ادامه به اختصار توضیح داده شده است.

شکل ۱۰- فلوجارت روند ارزیابی رفتار خستگی پره در نرم‌افزار MATLAB

۱-۱-۱ متدلوژی تحلیل خستگی اسپار آلومینیومی

برای محاسبه‌ی تعداد سیکل قابل تحمل (N_i) در شرایط تنشی i (σ_a, σ_{mean})، می‌بایست از رابطه‌ای مناسب با توجه به پارامترها و مشخصات آلومینیوم آلیاژی مورد استفاده در اسپار (آلیاژی خاص از سری ۶۰۰۰) استفاده کرد. در مرجع [12] داده‌های خستگی آلومینیوم آلیاژی مدّ نظر از منابع مختلف جمع‌آوری گردیده است تا براساس آن‌ها یک رابطه $S-N$ برای این نوع آلومینیوم ارائه گردد (شکل ۱۱). این داده‌ها مربوط به تست‌های با بارگذاری کاملاً معکوس شونده^۷ (تنش متوسط صفر)

⁷ Fully reversed

معادله انطباق به داده‌های خستگی آلومینیوم آلیاژی مد نظر در مرجع [12] ارائه شده است. بر اساس مقدار ثوابت A و B به کار رفته در این معادله و با جایگذاری مقدار مدول الاستیسیته آلومینیوم برابر با 69637 MPa (آلومینیوم به کار رفته در پژوهش حاضر)، معادله رفتار خستگی آلومینیوم (رابطه $S-N$) در پروژه حاضر به صورت زیر حاصل می‌گردد:

$$S = \frac{14623.4}{\sqrt{N}} + 96.5 \text{ MPa} \quad (14)$$

در رابطه فوق تنش متوسط در نظر گرفته نشده (تنش متوسط صفر) و S برابر با مقدار دامنه تنش لحاظ گردیده است. با استفاده از رابطه‌ی بالا می‌توان تعداد سیکل تا خرابی (N) را به ازای یک دامنه تنش الاستیک (S) و در شرایط بارگذاری کاملاً معکوس شونده (تنش متوسط صفر) بدست آورد.

برای در نظر گرفتن اثر تنش متوسط غیر صفر، می‌توان از رابطه‌ی گودمن اصلاح شده استفاده کرد [13]. در صورتی که به ازای تعداد سیکل N_f ، مقاومت خستگی (دامنه) در شرایط کاملاً معکوس شونده (تنش متوسط صفر) برابر S_{Nf} باشد، آنگاه بر اساس رابطه‌ی گودمن، در حضور تنش متوسط (در همان تعداد سیکل N_f) رابطه‌ی زیر برقرار است.

$$\frac{S_a}{S_{Nf}} + \frac{S_m}{S_u} = 1 \quad (15)$$

در رابطه‌ی فوق S_a ، دامنه تنش، S_m ، مقدار متوسط تنش و S_u ، بیانگر مقاومت تسلیم ماده است. در این رابطه مقدار مقاومت خستگی، S_{Nf} (در شرایط کاملاً معکوس شونده) با استفاده از معادله (14) با تعداد سیکل تا شکست، N_f مرتبط می‌گردد.

با توجه به این حقیقت که تنش متوسط فشاری در عمرهای طولانی مفید است، معادله گودمن اصلاح‌شده می‌تواند براحتی به ناحیه تنش متوسط فشاری تعمیم داده شود. در شکل ۱۲ دیگرام‌های عمر خستگی ثابت که مولفه‌های S_a و S_m را با هم مرتبط می‌کند، به صورت شماتیک نشان داده شده است. در این شکل S_{Nf} ، مقاومت خستگی در تعداد سیکل N_f در شرایط کاملاً معکوس شونده ($R = -1, S_m = 0$) است و S_f نشان دهنده‌ی حد

هستند و اثر تنش متوسط غیر صفر در آن‌ها دیده نشده است. در این مرجع برای تطبیق یک منحنی به داده‌های خستگی آلومینیوم آلیاژی مد نظر از ساختار معادله زیر استفاده شده است.

$$S = \frac{E}{4\sqrt{N}} \ln\left(\frac{100}{100-A}\right) + B \quad (13)$$

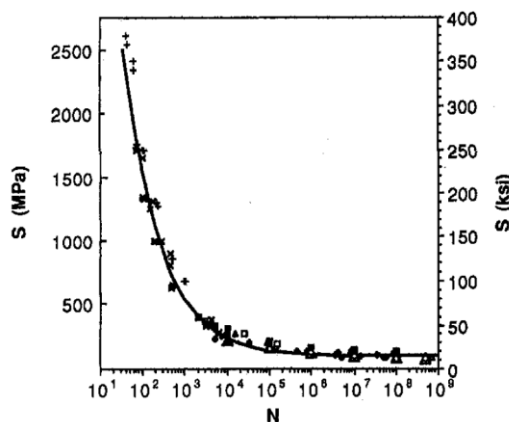
در رابطه‌ی فوق:

E : مدول الاستیسیته

N : تعداد سیکل‌های تا خرابی

S : حاصلضرب دامنه کرنش در مدول الاستیسیته

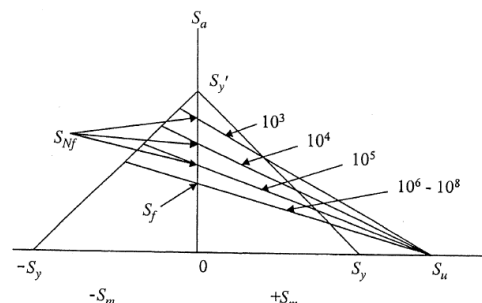
A و B ثابت‌هایی هستند که برای تطبیق معادله و داده‌ها انتخاب می‌گردند. باید توجه داشت که S برابر با حاصلضرب دامنه کرنش در مدول الاستیسیته بوده و بیانگر تنش محلی در یک سازه است که به طور اسمی، به صورت الاستیک رفتار می‌کند. هرچند، با تجاوز از محدوده‌ی الاستیک، دیگر این مقدار بیانگر مقدار تنش واقعی نمی‌باشد. در مقاله‌ی حاضر و به منظور تحلیل خستگی پره رتور دوار، مقدار دامنه تنش در راستای طولی پره جایگزین مقدار S (حاصلضرب دامنه کرنش در مدول الاستیسیته) شده است.



شکل ۱۱- داده‌های خستگی کاملاً معکوس شونده برای آلومینیوم آلیاژی خاص از سری ۶۰۰۰ و تطبیق یک منحنی با آن‌ها [12]

به عنوان اولین تخمین، می‌توان با در نظر گرفتن A به عنوان درصد کاهش سطح در یک تست کشش (RA) و B به صورت حد دوام (S_e)، خصوصیات خستگی را برآورد کرد.

خستگی^۸ در شرایط کاملاً معکوس شونده (مرتبط با طول عمر بالا مانند 10^6 - 10^8 سیکل) می باشد.



شکل ۱۲- دیاگرام های عمر ثابت به همراه دو خط معیار تسلیم [13]

با توجه به مطالب فوق و مباحث تکمیلی دیگر، در تحلیل رفتار خستگی قسمت آلومینیومی پرهی رتور تحت اثر بارگذاری دامنه متغیر، موارد زیر در نظر گرفته شده است.

- یک بارگذاری دامنه متغیر را می توان به مجموعه ای از سیکل های بارگذاری با دامنه ثابت تفکیک کرد. این عمل با استفاده از فرآیندهای شمارش سیکل (مانند روش جریان بارش) صورت می گیرد.
- رفتار خستگی قسمت آلومینیومی پره، با ارزیابی رفتار خستگی تک تک المان های آن انجام می گیرد.
- با اعمال بارگذاری های مختلف وارد بر پرهی رتور در مدل المان محدود، طیف دامنه متغیر تنش (در راستای طولی پره) برای تمامی المان های آلومینیومی پره در هر حالت پروازی استخراج می گردد. از سایر مولفه های تنش (در سایر جهات) صرف نظر شده و تنش در راستای طولی پره به عنوان مولفه تنش در ارزیابی خستگی پره لحاظ می شود. به بیان دیگر مسئله با یک مسئله تک محوره معادل گردیده است.
- در هر المان آلومینیومی، پس از شمارش سیکل و به ازای هر بلوک بارگذاری دامنه ثابت (برای مثال بلوک i ام با تنش متوسط و دامنه تنش $(\sigma_a, \sigma_{mean})_i$ و با تعداد n_i سیکل، معیار تسلیم با استفاده از روابط

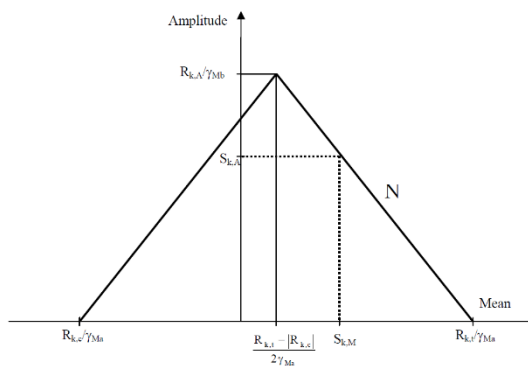
- مربوطه (مرجع [13]) بررسی می شود. در صورت تجاوز از معیار تسلیم (حداقل در یک بلوک بارگذاری)، آن المان به عنوان المان آسیب دیده شناخته می شود. در هر المان و به ازای هر بلوک بارگذاری دامنه ثابت (پس از شمارش سیکل) در صورت عدم تجاوز از معیار تسلیم، در صورتی که دامنه تنش (در آن بلوک) کمتر از حد دوام خستگی باشد، آسیب خستگی المان در آن بلوک بارگذاری برابر صفر در نظر گرفته می شود. حد دوام خستگی (با توجه به رابطه ۱۴) در بلوک i ام و در حضور تنش متوسط برابر با $1-96.5 \times 10^6 \times (\sigma_{mean})_i / S_u$ در نظر گرفته شده است.
- برای هر المان، در صورت عدم تجاوز از معیار تسلیم (در تمامی بلوک های بارگذاری با دامنه ثابت؛ در هریک از بلوک های بارگذاری با دامنه ثابت (مانند بلوک i ام)، بدون شرط اضافی در مدل دوم و با شرط غیر صفر بودن مقدار آسیب خستگی بلوک بر اساس شرط پاراگراف قبل، تعداد سیکل های قابل تحمل (N_i) به ازای مقدار تنش متوسط و دامنه تنش بلوک $(\sigma_a, \sigma_{mean})_i$ با استفاده از روابط (۱۴) و (۱۵) محاسبه می شود. با داشتن تعداد سیکل های اعمالی در آن بلوک (n_i) ، پارامتر آسیب جزئی خستگی به صورت کسر $\frac{n_i}{N_i}$ بدست آمده و در نهایت به ازای کل بارگذاری دامنه متغیر وارد بر آن المان (تمامی بلوک های دامنه ثابت) میزان آسیب خستگی المان مورد نظر با جمع آسیب بلوک ها (با استفاده از رابطه ی $\sum_i \frac{n_i}{N_i}$ و در نظر گرفتن آسیب های صفر احتمالی برخی بلوک ها) محاسبه می گردد. در صورت تجاوز این مقدار از عدد یک، آن المان به عنوان المان آسیب دیده شناخته می شود.

^۸ Fatigue limit

۱-۱-۲ متدولوژی تحلیل خستگی کامپوزیت

متدولوژی تحلیل خستگی اجزاء کامپوزیتی پرهی رتور در پژوهش حاضر، بر اساس روابط ارائه شده توسط GL⁹ [14] انتخاب شده است. این دستورالعمل در واقع یک "راهنما برای گواهی توربین‌های بادی" است که در برگیرنده موضوعات مختلف فنی مرتبط با توربین‌های بادی می‌باشد. در قسمتی از فصل پنجم این مرجع، مطالبی پیرامون ارزیابی مقاومت در کامپوزیت‌های FRP¹⁰ ارائه گردیده است. از آنجایی که پوسته‌ی پره توربین بادی عمدتاً از مواد کامپوزیتی ساخته شده است، در مطالعه‌ی پیش رو نیز برای تحلیل خستگی پوسته‌ی کامپوزیتی پرهی رتور، از روابط ارائه شده در راهنمای GL استفاده شده است. بر اساس این دستورالعمل، در روابط مربوط به تحلیل خستگی کامپوزیت، ضرایب اطمینان جزئی γ_{Ma} (مرتبط با مقاومت short-term) و γ_{Mb} (مرتبط با خستگی) مشاهده می‌شود. هریک از این ضرایب، با ضرب ضریب اطمینان جزئی γ_{Mo} در ضرایب کاهش C_{ix} ($x=a,b$) بدست می‌آیند. ضرایب کاهش، تاثیر عوامل مختلفی همچون دما، پیرشوندگی و ساختار کامپوزیت (تک‌جهته، پارچه بافته شده و ...) را در نظر می‌گیرند.

تحلیل خستگی اجزاء کامپوزیتی FRP بر پایه‌ی منحنی S/N مشخصه و دیاگرام گودمن استوار است. دیاگرام گودمن رابطه‌ی بین مولفه‌های متوسط و دامنه از مقاومت‌های R و کنش‌های S و S به صورت کرنش‌های ϵ یا تنش‌های σ را نشان می‌دهد و می‌تواند به صورت شکل ۱۳ ساخته شود.



شکل ۱۳- دیاگرام گودمن در تحلیل خستگی کامپوزیت

[14]

تعداد سیکل‌های بار قابل تحمل N می‌تواند با استفاده از

رابطه‌ی زیر تعیین شود:

$$N = \left[\frac{R_{k,t} + |R_{k,c}| - 2 \cdot \gamma_{Ma} \cdot S_{k,M} - R_{k,t} + |R_{k,c}|}{2 \cdot (\gamma_{Mb}/C_{1b}) \cdot S_{k,A}} \right]^m \quad (16)$$

در رابطه‌ی بالا:

$S_{k,M}$	مقدار متوسط کنش‌های مشخصه
$S_{k,A}$	دامنه‌ی کنش‌های مشخصه
$(S_{k,max} - S_{k,min} /2)$	
$R_{k,t}$	مقاومت short-term مشخصه عضو سازه‌ای در کشش
$R_{k,c}$	مقاومت short-term مشخصه عضو سازه‌ای در فشار
m	پارامتر شیب m در منحنی S/N
N	تعداد سیکل بار مجاز
γ_{Ma}	ضریب اطمینان جزئی برای ماده (مربوط به مقاومت short-term)
γ_{Mb}	ضریب اطمینان جزئی برای ماده (مربوط به مقاومت خستگی)
C_{1b}	$N^{1/m}$ (به بیان دیگر γ_{Mb}/C_{1b} بیانگر ضریب اطمینان جزئی γ_{Mb} است که در آن C_{1b} لحاظ نشده است)

در شکل ۱۳ پارامتر $R_{k,A}$ بیانگر دامنه‌ی مقاومت‌های مشخصه عضو سازه‌ای برای تعداد سیکل بار $N = 1$ است. بنابراین با داشتن کنش‌های وارده، دیاگرام گودمن می‌تواند برای تعیین تعداد سیکل بار مجاز N (به منظور محاسبات تجمیع آسیب) به کار گرفته شود. آسیب D به صورت جمع کسره‌های n_i/N_i محاسبه می‌شود که در آن n_i بیانگر تعداد سیکل‌های اعمالی در یک کلاس i کنش‌ها و

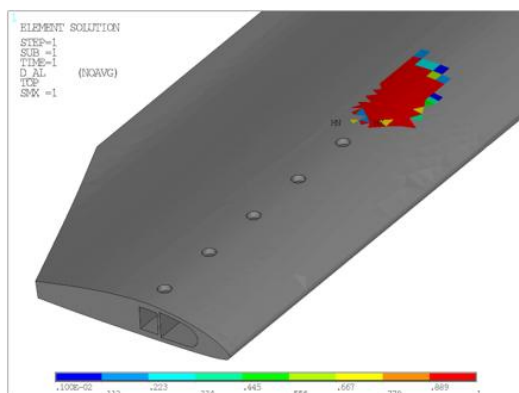
¹⁰ Fibre Reinforced Plastics

⁹ Germanischer Lloyd

- تعداد المان‌های آسیب دیده تحت شرایط هریک از حالات پروازی در طی ۱۰۰۰ ساعت
- بردار میزان آسیب المان‌ها به ازای یک دور گردش پره، در هریک از حالات پروازی

۴-۱- آسیب خستگی اسپار آلومینیومی

با احتساب ضرایب اطمینان مختلف در بار و مقاومت، میزان آسیب خستگی در سرتاسر اسپار آلومینیومی پس از هزار ساعت پروازی بدست آمده است. در شکل ۱۴، توزیع میزان آسیب در اسپار، به ازای احتساب ضریب اطمینان ۲ در بار، نشان داده شده است. المان‌های با رنگ قرمز، المان‌هایی با آسیب کامل هستند و المان‌های با رنگ خاکستری دارای آسیب خستگی کمتر از ۰.۰۰۱ می‌باشند. صرف نظر از المان‌های نزدیک اتصالات که قضاوت در رابطه با آسیب خستگی آن‌ها، نیازمند مدلسازی دقیق‌تر و مطالعات تکمیلی می‌باشد؛ می‌توان دریافت که المان‌های نزدیک به محدوده‌ی اتصال هاب به پره؛ نیز نسبت به سایر نواحی، دارای آسیب بیشتری هستند و در صورت لزوم، لازم است در طراحی اسپار، با دقت بیشتری به آن‌ها توجه داشت.



شکل ۱۰

با توجه به روند فوق و بر اساس فلوجارت

N_i نشان‌دهنده‌ی تعداد سیکل بار مجاز در همان کلاس کنش‌ها است. D باید کمتر از یک باشد.

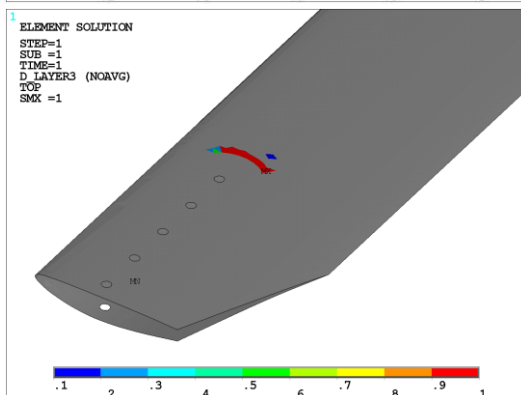
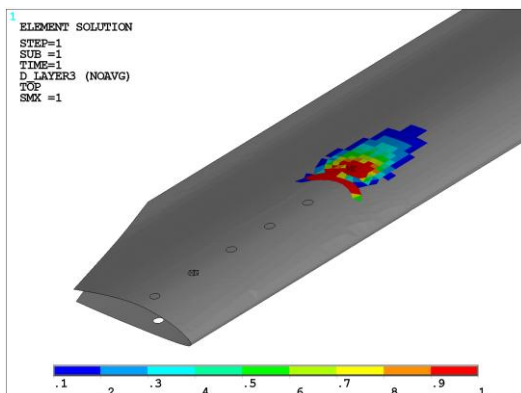
۴ مرور نتایج

- هدف از پژوهش پیش‌رو ارزیابی رفتار خستگی یک پره کامپوزیتی دوآر در طی ۱۰۰۰ ساعت پرواز یک سازه پرنده بوده است. با توجه به مطالب ارائه شده در گذشته، به طور خلاصه، ارزیابی رفتار خستگی پره بر اساس مراحل زیر انجام گرفته است.
- محاسبات بار آیرودینامیکی (برا) وارد بر پره در حالات پروازی مختلف
- اعمال بارهای "گریز از مرکز، برا و وزن" در حالت‌های پروازی مختلف (و در زوایای گردش متفاوت) در مدل المان محدود پره و استخراج مولفه‌های تنش (کرنش) المان‌ها در هر تحلیل
- بازخوانی نتایج حاصل از تحلیل‌های المان محدود، در کد اصلی نوشته شده در نرم افزار متلب و محاسبه پارامتر تجمیع آسیب برای المان‌های پره به ازای ۱۰۰۰ ساعت پروازی

شکل ۱۰، اطلاعات متعددی شامل موارد زیر استخراج گردیده است.

- میزان پارامتر آسیب کلی پره در طی ۱۰۰۰ ساعت پرواز، در تمامی المان‌های اسپار آلومینیومی و هر المان پوسته کامپوزیتی (شامل ۴ لایه‌ی مدل شده)
- تعداد المان‌های آسیب دیده (با مقدار آسیب واحد) در هریک از اجزاء اسپار آلومینیومی و ۴ لایه پوسته کامپوزیتی
- میزان پارامتر آسیب المان‌های پره (اسپار آلومینیومی و ۴ لایه پوسته کامپوزیتی) در طی ۱۰۰۰ ساعت پروازی، به ازای هریک از حالات پروازی (مانند حالت پروازی Forward Flight)

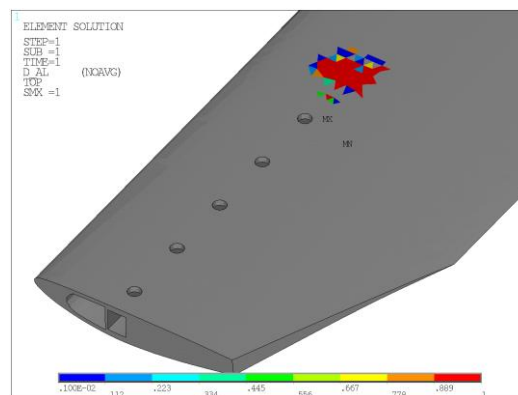
اطمینان ۱.۵ برای بار (شکل ۱۵) و فرض ضریب اطمینان ۱.۵ برای بار و مقاومت (شکل ۱۶) در ادامه ارائه شده است. در این نتایج نیز صرف نظر از المان‌های نزدیک اتصالات که قضاوت در رابطه با آسیب خستگی آن‌ها، نیازمند مدلسازی دقیق‌تر و مطالعات تکمیلی می‌باشد؛ می‌توان دریافت که در اغلب لایه‌های کامپوزیتی؛ المان‌های نزدیک به محدوده‌ی اتصال هاب به پره؛ نیز نسبت به سایر نواحی، دارای آسیب بیشتری هستند. به علاوه، ضریب اطمینان انتخابی (در بار و/یا مقاومت) می‌تواند تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر نتایج حاصله داشته باشد.



(الف) سطح رویین پره

(ب) سطح زیرین پره

شکل ۱۵- توزیع آسیب خستگی لایه سوم پوسته‌ی کامپوزیتی پره به ازای انتخاب ضریب اطمینان ۱.۵ برای بار



(الف) سطح رویین پره

(ب) سطح زیرین پره

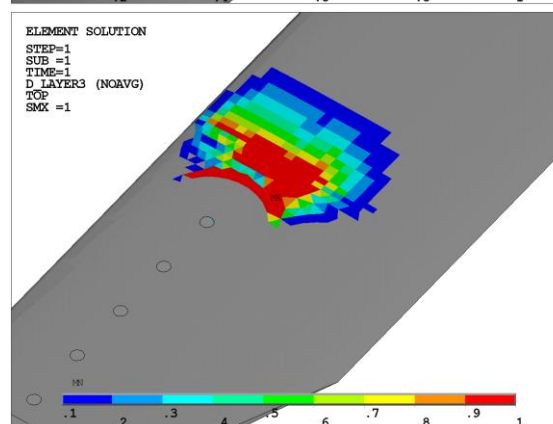
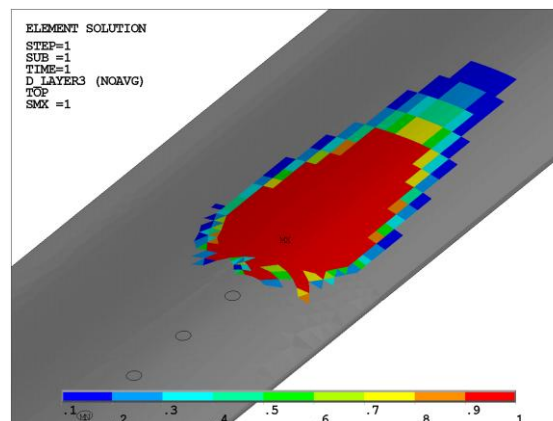
شکل ۱۶- توزیع آسیب خستگی اسپار آلومینیومی پره به ازای انتخاب ضریب اطمینان ۲ در بار

۴-۲- آسیب خستگی پوسته‌ی کامپوزیتی

پوسته‌ی کامپوزیتی پره‌ی مورد نظر هرچند در واقعیت از لایه‌های متعدد کامپوزیتی ساخته شده است؛ لیکن در مطالعه‌ی حاضر، لایه‌های با جنس و زاویه‌ی الیاف مشابه که در مجاورت یکدیگر چیده شده‌اند، به صورت یک تک لایه‌ی معادل، در نظر گرفته شده‌اند. بر این اساس، پوسته‌ی کامپوزیتی در مدل المان محدود، به صورت المان‌های پوسته‌ای و متشکل از چهار لایه، شامل دو لایه الیاف شیشه/اپوکسی و دو لایه الیاف کربن/اپوکسی مدل شده‌اند. ذکر این نکته ضروری است که ضخامت لایه‌های کامپوزیتی، در طول پره به صورت متغیر در نظر گرفته شده است. در ارزیابی رفتار خستگی لایه‌های کامپوزیتی الیاف کربن/اپوکسی، از روابط کرنش پایه استفاده شده است.

مشابه اسپار آلومینیومی، در این بخش نیز به ازای ضرایب اطمینان مختلف، میزان آسیب لایه‌های مختلف کامپوزیتی به ازای هزار ساعت پروازی بدست آمده است. برای نمونه، میزان آسیب لایه سوم کامپوزیتی (شیشه/اپوکسی) در سرتاسر پره، با فرض ضریب

پرواز در نظر گرفته شده‌اند. سپس به ازای هریک از حالت‌های پروازی سازه پرنده، توزیع بار برآ (بر واحد طول) برحسب زاویه گردش ψ و فاصله از ریشه پره Z استخراج گردیده است. در مولفه‌ی بار برآ، ماهیت خستگی ناشی از تغییرات زاویه گردش پره (در هر حالت پروازی) و تغییر حالت‌های پروازی می‌باشد. ماهیت خستگی در مولفه نیروی گریز از مرکز، ناشی از تغییرات دور رتور (تغییرات حالات پروازی با دور رتورهای مختلف) در حین پرواز است. مولفه نیروی وزن در طول مأموریت ثابت بوده و به تنهایی باعث ایجاد خستگی نمی‌گردد. سپس، در مرحله‌ی دوم؛ ارزیابی رفتار خستگی پرهی رتور بر اساس فلوچارت ارائه شده در



(الف) سطح روپین پره

(ب) سطح زیرین پره

شکل ۱۶- توزیع آسیب خستگی لایه سوم پوسته‌ی کامپوزیتی پره به ازای انتخاب ضرایب اطمینان ۱.۵ برای بار و مقاومت

شکل ۱۰ انجام گرفته است و با توجه به بارهای خستگی وارد بر پره و بر مبنای فلسفه‌ی طراحی عمر ایمن، میزان پارامتر تجمع آسیب ماینر پس از ۱۰۰۰ ساعت پروازی سازه‌ی پرنده؛ برای هریک از اجزاء فلزی و کامپوزیتی پره محاسبه شده‌اند. این مطالعه، بیانگر این واقعیت است که تحلیل خستگی یک سازه‌ی کامپوزیتی (متشکل از چند ماده) نیازمند پیاده‌سازی یک روند منسجم و هدفمند، از محاسبات بار تا تحلیل خستگی سرتاسر پره می‌باشد. باید توجه داشت که مطالعه‌ی حاضر با محدودیت‌هایی نیز همراه بوده است. برای مثال؛ تحلیل خستگی ناحیه‌ی حساس و چالش برانگیز اتصالات، انجام نگرفته است. این موضوع، می‌بایست در تحقیقات جامع‌تر این حوزه، حتماً لحاظ گردد.

منابع

- 1- A. P. Vassilopoulos, and T. Keller, *Fatigue of fiber-reinforced composites*: Springer Science & Business Media, 2011.
- 2- W. Pan, et. al., *Fatigue failure prediction method and constant amplitude equivalence strategy of adhesive interface under variable amplitude loading*, International Journal of Adhesion and Adhesives, Volume 129, February 2024.

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

مطالعه‌ی حاضر به ارزیابی رفتار خستگی پرهی دوار یک سازه‌ی پرنده تحت اثر بارهای دامنه متغیر آیرودینامیکی پرداخته است. به علاوه یک متدولوژی جهت انجام این ارزیابی معرفی گردیده است. برای تحلیل رفتار خستگی پره، در مرحله‌ی اول؛ بارهای وارد بر پره در طول یک پرواز سازه استخراج می‌گردد. برای این منظور، سه مولفه‌ی "بار آیرودینامیکی برآ، نیروی گریز از مرکز و نیروی وزن" به عنوان مولفه‌های نیروی اعمالی بر پره در طول

- 3- k. Gronlund, et. al., *Overload and variable amplitude load effects on the fatigue strength of welded joints*, Welding in the World, Volume 68, 2024.
- 4- J. Yi, et al., *Study on variable amplitude fatigue performance of CFRP reinforced glued laminated timber beam*, Structures, Volume 71, January 2025.
- 5- A. P. Vassilopoulos (Editor), *Fatigue life prediction of composites and composite structures*: Woodhead Publishing Limited, 2010.
- 6- R. P. L. Nijssen, *Fatigue life prediction and strength degradation of wind turbine rotor blade composites*: TU Delft, Delft University of Technology, 2006.
- 7- N. K. Wahl, J. F. Mandell, and D. D. Samborsky, *Spectrum fatigue lifetime and residual strength for fiberglass laminates*: Sandia National Laboratories, 2002.
- 8- M. Hollmann, and E. Hollmann, *Modern gyroplane design*, 3rd ed.: Aircraft Designs, Incorporated, 2004.
- 9- R. A. Young, *Helicopter Engineering*: Ronald Press Co., 1949.
- 10- A. Gessow, and G. C. Myers, *Aerodynamics of the Helicopter*, 8th (printing) ed.: Frederick Ungar, 1985.
- 11- A. A. Nikolsky, *Helicopter analysis*: Wiley, 1951.
- 12- G. Yahr, "Fatigue design curves for 6061-T6 aluminum," *Journal of pressure vessel technology*, vol. 119, no.2, pp. 211-215, 1997.
- 13- R. I. Stephens, A. Fatemi, R. R. Stephens, and H. O. Fuchs, *Metal fatigue in engineering*, 2nd ed.: John Wiley & Sons, 2001.
- 14- GL, "Guideline for the certification of Wind Turbines," Hamburg: Germanischer Lloyd (GL), 2010.