

## استفاده از آنالیز مودال جهت پایش سلامت پره توربین باد

سید محمدحسین شریفی<sup>۱</sup>، غلامرضا راشد<sup>۲</sup>، محمدفواد سلامی زاده<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشیار گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعت نفت، دانشکده آبادان

<sup>۲</sup> استاد گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعت نفت، دانشکده آبادان

<sup>۳</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعت نفت، دانشکده آبادان

پست الکترونیکی نویسندگان:

۱- [sharifi@put.ac.ir](mailto:sharifi@put.ac.ir)

۲- [g.rashed@put.ac.ir](mailto:g.rashed@put.ac.ir)

۳- [m.mfouad@ait.put.ac.ir](mailto:m.mfouad@ait.put.ac.ir)

### چکیده

پایش سلامت ماشین‌های دوار یکی از مهم‌ترین فعالیت‌های مهندسی شامل اندازه‌گیری و تحلیل پارامترهای مؤثر بر عملکرد آنها است که به منظور ارزیابی وضعیت فعلی و پیش‌بینی عملکرد آتی دستگاه‌ها انجام می‌شود. از آنجایی که خواص رزونانسی یا مودال یک ساختار مکانیکی تحت تأثیر خواص فیزیکی آن است بنابراین هرگونه تغییر در خواص فیزیکی یک سازه باعث تغییر در پارامترهای مودال آن می‌شود. از این رو می‌توان با نظارت پیوسته بر سیستم و پارامترهای آنالیز مودال، وقوع آسیب در سیستم را شناسایی کرد. در این مقاله به پایش سلامت پره توربین باد از جنس کامپوزیت با بهره‌مندی از مبانی مکانیک شکست و آنالیز ارتعاشات پرداخته می‌شود. با پایش فرکانس طبیعی مشاهده می‌شود افت فرکانس‌های طبیعی پس از عمق مشخصی از ترک، شدت گرفته است بگونه‌ای که می‌توان پارامتری به عنوان عمق ترک بحرانی را معرفی نمود که این پارامتر با افزایش فاصله ترک از ریشه پره افزایش می‌یابد. به عنوان نمونه، عمق بحرانی ترک واقع در نزدیکی ریشه ۲۵۰ میلی‌متر بوده در حالی که برای ترک واقع در نوک پره ۳۵۰ میلی‌متر است.

### واژگان کلیدی:

پایش سلامت، پره توربین باد، رشد ترک، روش اجزاء محدود، آنالیز مودال

# Application of Modal Analysis for Health Monitoring of Wind Turbine Blade

S. M. H. Sharifi<sup>١</sup>, G. Rashed<sup>٢</sup>, M. F. Salamizadeh<sup>٣</sup>

١- Associate Professor, Department of Mechanical Engineering, Petroleum University of Technology, Abadan Faculty

٢- Professor, Department of Mechanical Engineering, Petroleum University of Technology, Abadan Faculty

٣- M.Sc. Student, Petroleum University of Technology, Abadan Faculty

## Abstract:

Health monitoring of rotating machinery is a critical engineering task that involves the measurement, recording, analysis, and evaluation of key parameters affecting machine behavior and performance over time. This process aims to assess the current condition and predict future behavior of mechanical systems to prevent sudden failures and optimize maintenance schedules. Among rotating components, the structural integrity of wind turbine blades is especially important, as damage can lead to costly downtimes or even catastrophic failures.

Since the modal or resonant properties of a mechanical structure are directly influenced by its physical characteristics (such as stiffness, mass, and boundary conditions) any alteration caused by damage, like a crack, can lead to detectable changes in modal parameters. Therefore, by continuously monitoring the system and analyzing changes in these parameters, it becomes possible to detect structural degradation at an early stage.

This study focuses on structural health monitoring (SHM) of a composite wind turbine blade using principles from fracture mechanics and vibration-based modal analysis. The numerical investigation is carried out by tracking the variations in natural frequencies as a crack, initiates and propagates along the blade. Results indicate that the reduction in natural frequencies becomes more pronounced beyond a certain crack depth, enabling the identification of a critical threshold for maintenance intervention. Furthermore, it is observed that increasing the distance between the crack and the clamped root of the blade leads to a higher critical depth and more stable frequency behavior. For example, a crack located near the root with a depth of ٢٥٠ mm results in about a ٦% decrease in the first mode frequency, while a crack near the tip with a depth of ٣٥٠ mm leads to over ٢٠% reduction in the fourth mode, which is torsional and structurally critical.

If resonance occurs in specific modes, the approximate location of the crack can be estimated based on the observed frequency. These findings confirm the effectiveness of SHM techniques for real-time damage detection and localization in composite blade structures.

**Keywords:** Structural Health Monitoring, Wind Turbine Blade, Crack Growth, Finite Element Method, Modal Analysis

## مقدمه

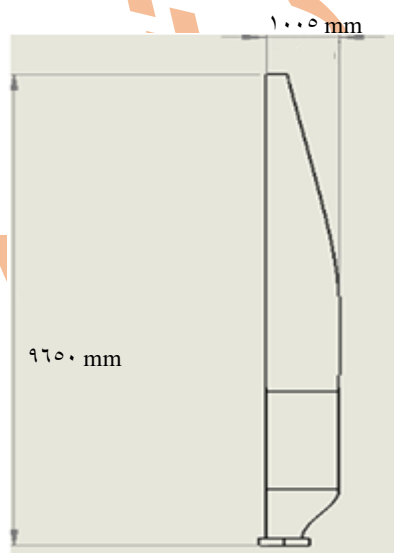
پایش سلامت فرآیندی است که به منظور ارزیابی پیوسته و سیستماتیک از وضعیت سلامت و یکپارچگی سازه‌ها استفاده می‌شود و قادر به تشخیص تغییرات و آسیب‌های احتمالی در ماشین‌ها و سازه‌ها می‌باشد. هدف اصلی، تشخیص و مکان‌یابی آسیب‌ها، پیش‌بینی طول عمر باقیمانده، افزایش ایمنی و بهبود برنامه‌ریزی برای نگهداری و کاهش هزینه‌های مربوط به تعمیرات اضطراری است. برای پایش سلامت از ابزارهای گوناگونی مانند حسگرها، تست‌های غیر مخرب، تحلیل داده‌ها و یادگیری ماشین بهره برده می‌شود. یکی از روش‌های پایش تجهیز استفاده از شکل مودها و مقادیر فرکانسی است که با استفاده از آنالیز مودال به دست می‌آید.

روش‌های NDT مانند جریان گردابی، اولتراسونیک و ... برای تشخیص ترک‌خوردگی در پره‌ها قبل از بروز آسیب، به دلایلی همچون بسته شدن ترک‌ها در هنگام توقف موتور، نبود اطلاعات دقیق از شرایط واقعی عملیات، عدم آگاهی از علائم اولیه ترک‌خوردگی و دسترسی دشوار به پره‌ها، کارایی لازم را ندارند [۱]. اگرچه روش‌های تشخیص آسیب بسیاری برای سازه‌های کامپوزیتی وجود دارد، اما برای پره‌های توربین بادی که در محیط‌های سخت کار می‌کنند و در ارتفاع قرار دارند، به دلیل کاربرد ناکافی یا هزینه بالا، دشوار است [۲]. در پژوهشی اثر ناچ در ریشه پره کمپرسور توربین گاز با استفاده از روش المان محدود مورد بررسی قرار گرفت و نتایج آن با نمونه تجربی مقایسه شد و سپس به وسیله آنالیز مودال، اثر ناچ و رشد آن بر شکل مودهای پره تحلیل شده است. نتایج حاکی از تاثیرگذاری طول ناچ بر شکل مودهای پره است [۳]. تحلیل شکست در پره‌ای از یک توربین بخار ساخته شده از فولاد آلیاژی  $X20Cr13$ ، که با روش اجزای محدود انجام شد، نشان داد که بیشترین تنش در لبه‌های ریشه پره رخ می‌دهد و همین ناحیه محل جوانه‌زنی و رشد ترک است. پس از انجام این تحلیل، عمر رشد ترک خستگی محاسبه و با روش‌های تجربی مقایسه شد [۴]. در مطالعات انجام شده بر روی یک نمونه پره توربین باد به طول ۱/۲ متر، نتایج تجربی تغییرات پارامترهای مودال در مودهای ۲ تا ۸ را نشان داد [۵]. همچنین در مطالعه تجربی دیگری با استفاده از تست ضربه پارامترهای مودال مربوط به پره توربین باد ثبت شد.

نتایج نشان داد که تست مودال رویکردی امیدوار کننده برای تخمین ابعاد ترک است [۶]. با استفاده از روش اجزاء محدود بررسی اثر ترک و عمق ترک در مدل ساده سازی شده پره توربین گاز بر مقادیر عددی فرکانس طبیعی پره داغ توربین گاز صورت گرفت و این نتیجه ارائه شد که با روند افت فرکانس طبیعی پس از عمقی مشخصی از ترک، افت فرکانس‌های طبیعی شدت گرفته و می‌توان این عمق ترک را به عنوان عمق ترک بحرانی معرفی کرد [۷]. همچنین با توجه به شکل مودهای حاصل شده از آنالیز مودال پره توربین گاز می‌توان نتیجه گرفت استفاده از ابزار آنالیز مودال هنگامی اثربخش‌تر است که مودهای پیچشی ملاک قرار گیرند [۸]. در یک مطالعه موردی صورت گرفته در زمینه پایش سلامت توربین باد در بلژیک، نشان داده می‌شود که استفاده از تجهیزات ارتعاشی و تکنیک‌های پیشرفته تحلیل مودال عملیاتی مانند PolyMAX می‌تواند تغییرات کوچک در رفتار دینامیکی توربین‌ها را ردیابی کرده و به بهبود قابلیت اطمینان و کاهش هزینه‌های عملیاتی کمک کند [۹].

## مدلسازی

مدل استفاده شده در شبیه‌سازی عددی مطابق نقشه شکل ۱ در نرم‌افزار انسیس ایجاد شده است که در شکل ۲ مدل سه‌بعدی آن نمایش داده شده است [۱۰].



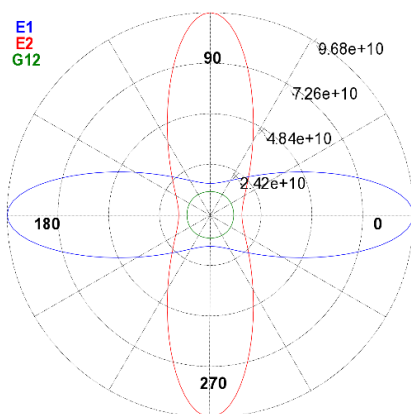
شکل ۱- هندسه پره مدلسازی شده

Fig. ۱- 2D draw of blade

|                            |                               |                                       |
|----------------------------|-------------------------------|---------------------------------------|
| Laminate, Thickness = 7.95 | Sublaminate, Thickness = 0.92 | Lamina, Angle = 45, Thickness = 0.46  |
|                            |                               | Lamina, Angle = -45, Thickness = 0.46 |
|                            | Sublaminate, Thickness = 5.81 | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            |                               | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            |                               | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            |                               | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            |                               | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            |                               | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            |                               | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            |                               | Lamina, Angle = 0, Thickness = 0.83   |
|                            | Sublaminate, Thickness = 0.92 | Lamina, Angle = 45, Thickness = 0.46  |
|                            |                               | Lamina, Angle = -45, Thickness = 0.46 |

شکل ۳- (a) نحوه لایه‌چینی ماده با توجه به زاویه قرارگیری زیرلایه‌ها، (واحد ضخامت‌ها میلی‌متر و زاویه‌ها درجه است)

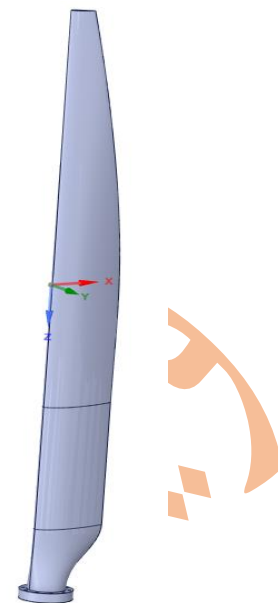
Fig. ۳-(a) Material layering according to the angle of the substrate (thicknesses are in millimeters and angles are in degrees)



شکل ۳- (b) خواص مکانیکی قطبی ماده، (مقادیر مدول یانگ و مدول برشی پاسکال و زاویه‌ها درجه است).

Fig. ۳-(b) Polar mechanical properties of the material, (Young's modulus and shear modulus values are Pascal and angles are degrees).

برای انجام تحلیل تنش در بدنه پره از المان هرمی مرتبه دوم بهره گرفته شده است. این نوع المان به دلیل وجود گره‌های میانی روی لبه‌ها، دارای هندسه‌ای منطبق با سطوح منحنی و جزئیات هندسی



شکل ۲- مدل سه بعدی پره

Fig. ۲- Geometry of blade

برای مدلسازی از کامپوزیت کربن/اپوکسی به ضخامت ۷/۶۵ میلی‌متر استفاده شده است. وزن پایین در عین حال مقاومت بالای این ماده باعث شده در صنایع گوناگونی از جمله خودروسازی، صنایع هوافضا، ساختمان سازی و وسایل ورزشی کاربرد بسیار داشته باشد. در شکل ۳- (a) و ۳- (b) به ترتیب لایه چینی و خواص مکانیکی قطبی ماده نمایش داده شده است [۱۱]. خواص مکانیکی قطبی به ویژگی‌هایی از یک ماده اشاره دارد که در راستاهای مختلف نسبت به یک محور قطبی یا مختصات قطبی متفاوت هستند. این مفهوم در مواد ناهمسانگرد مانند کامپوزیت‌ها اهمیت زیادی دارد [۱۲].

**A: Static Structural**

Static Structural

Time: 1/ s

21/12/1403 05:09 ظ.ب

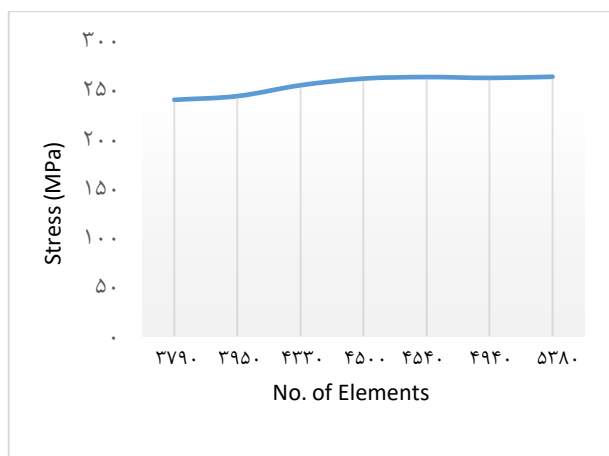
**A** Fixed Support

**B** Rotational Velocity:



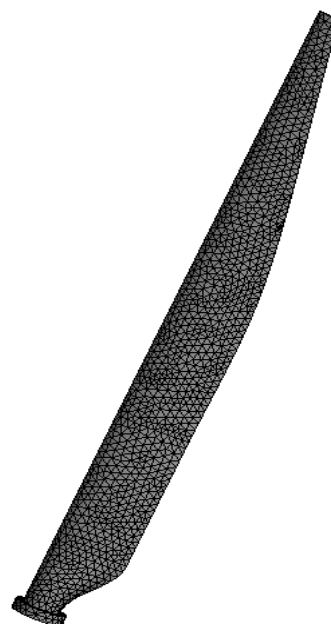
شکل ۵- شرایط مرزی اعمال شده

Fig. ۵- Boundary Conditions



شکل ۶- نمودار استقلال از شبکه

Fig. ۶- Mesh independency



شکل ۴- مدل شبکه بندی شده

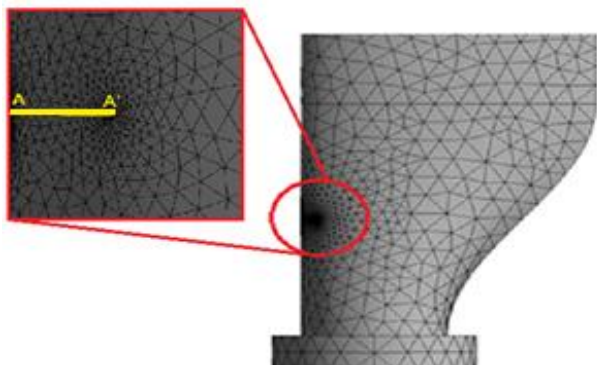
Fig. ۴- Applied Mesh

است. همچنین به کمک توابع درجه دوم، قادر است توزیع تنش در نواحی بحرانی مانند سوراخ‌ها و نوک ترک را دقیق‌تر بازسازی کند. این قابلیت باعث نمایش بهتر تمرکز تنش می‌شود. لذا این المان جهت شبیه‌سازی ترک در نرم‌افزار انسیس مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۳]. مدل شبکه بندی شده در شکل ۴ نشان داده شده است.

شرایط مرزی اعمال شده بر اساس توربین ۱/۶ مگاوات با ۴۰ دور بر دقیقه اعمال شده است. قید اعمال شده بر ریشه پره به گونه‌ای است که در راستاهای اصلی مقید شده و صرفاً امکان دوران حول یک محور را داشته باشد. در شکل ۵ شرایط مرزی اعمالی نمایش داده شده است.

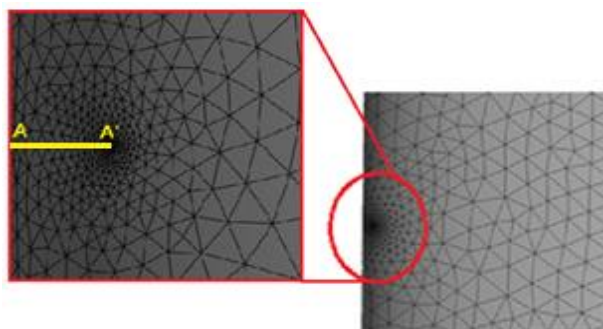
با انجام تحلیل تنش بر روی نمونه بدون ترک و بررسی کانتور تنش فون مایز، نواحی مستعد جوانه‌زنی و رشد ترک مشخص شده است. در شکل ۶ و همچنین شکل ۷ به ترتیب نمودار استقلال از شبکه و کانتور توزیع تنش فون مایز نشان داده شده است.

امکان آسیب، جوانه زنی و رشد ترک در مناطق میانی و انتهایی پره وجود دارد [۱۶]. از این رو جهت بررسی کامل تر رفتار مودال، ترک‌هایی نیز در میانه و نزدیک به نوک پره مدل‌سازی شده‌اند. شکل‌های ۸- (a) تا ۸- (c) نمایش دهنده محل‌های قرارگیری ترک می‌باشد. در این تصاویر ترک با خط زرد رنگ AA' نمایش داده شده است.



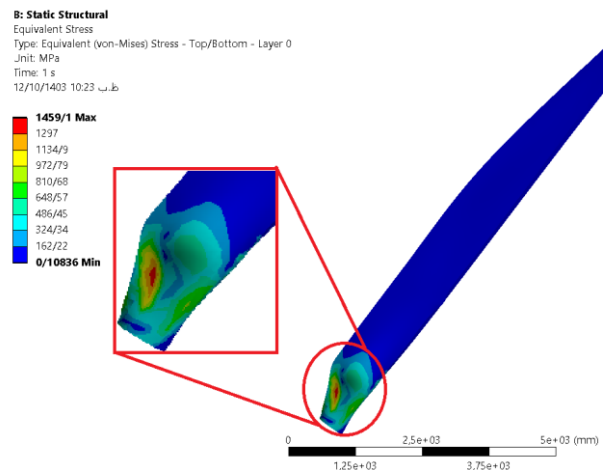
شکل ۸- (a) محل قرارگیری ترک در نزدیکی ریشه مقید شده

Fig. ۸- (a) Location of crack near to root



شکل ۸- (b) محل قرارگیری ترک در میانه پره

Fig. ۸- (b) Location of crack in the middle of blade



شکل ۷- کانتور توزیع تنش فون مایز در پره

Fig. ۷- Von-mises stress contour

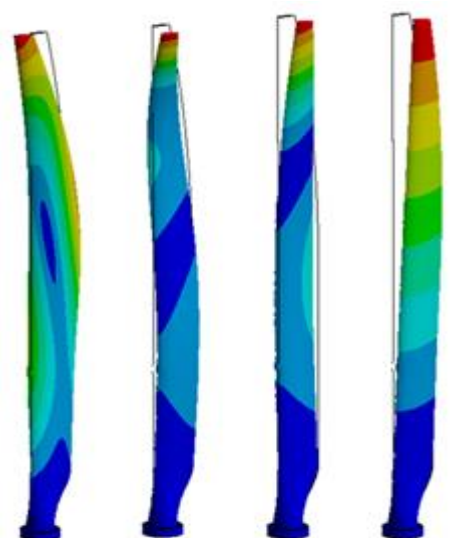
در شکل ۶ مشاهده می‌شود که از ۴۵۰۰ المان به بعد افزایش تعداد المان‌ها تاثیری در پاسخ ندارد.

در شکل ۷ مشاهده می‌شود نقطه بحرانی مستعد جوانه زنی ترک به ریشه نزدیک است. مطالعات مشابه در این زمینه نیز نتایج مشابه بدست آوردند [۳] و [۱۴].

در تحلیل مکانیک شکست روش بلوک ترک بکار گرفته شده است. در این روش از المان‌های تکین و هرمی درجه دوم در نواحی اطراف و نوک ترک استفاده می‌شود. فرمول ۱ نشان دهنده میدان تنش در اطراف ترک برای مود اول است که در آن  $\sigma_{ij}$  مؤلفه‌های تنش در مختصات قطبی نسبت به نوک ترک،  $r$  فاصله از نوک ترک،  $\theta$  زاویه نسبت به امتداد ترک،  $K_I$  ضریب شدت تنش برای مود اول،  $f_{ij}(\theta)$  توابع وابسته به زاویه است. در این فرمول  $\frac{1}{\sqrt{r}}$  مشخص‌کننده رفتار تکین تنش نزدیک نوک ترک است.

$$\sigma_{ij}(r, \theta) = f_{ij}(\theta) \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (1)$$

از آنجا که المان‌های چهاروجهی استاندارد قادر به بازتولید رفتار  $\frac{1}{\sqrt{r}}$  در اطراف و نوک ترک نیستند، المان‌های سینگولار جهت بازنمایی دقیق میدان تنش در اطراف نوک ترک به کار گرفته می‌شوند [۱۵]. در مرحله نخست، ترک با عمق‌های متفاوت شبیه سازی شده و با استفاده از آنالیز مودال، فرکانس پاسخ مربوط به هر مود استخراج شده است. همچنین به دلیل وجود بارهای دینامیکی و خستگی،



شکل ۹- شکل مودهای پره بدون ترک (a) مود ۱، (b) مود ۲، (c) مود ۳، (d) مود ۴

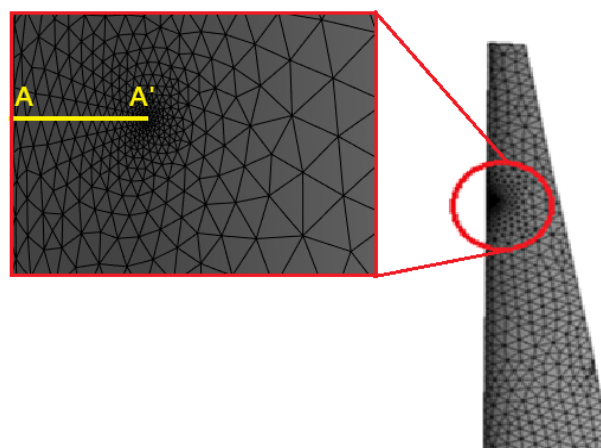
Fig. ۹- Mode shapes of normal blade (a) Mode ۱, (b) Mode ۲, (c) Mode ۳, (d) Mode ۴

جدول ۱- فرکانس طبیعی پره بدون ترک برای چهار مود اول

Table ۱- Natural Frequencies of normal blade in ۴ first modes

| Mode | Frequency (Hz) | Type     |
|------|----------------|----------|
| ۱    | ۹              | Bending  |
| ۲    | ۱۹             | Bending. |
| ۳    | ۳۱             | Bending. |
| ۴    | ۴۰             | Torsion  |

برای بررسی اثر عمق ترک بر فرکانس‌های طبیعی، نسبت اندازه تغییر فرکانس به مقدار فرکانس اولیه هر مود ( $\frac{\Delta f}{f}$ ) به ازای عمق ترک‌های مختلف ( $a$ ، از ۰ تا ۴۰۰ میلی‌متر)، در شکل‌های ۱۰- (a) تا ۱۰- (c) ارائه شده است.



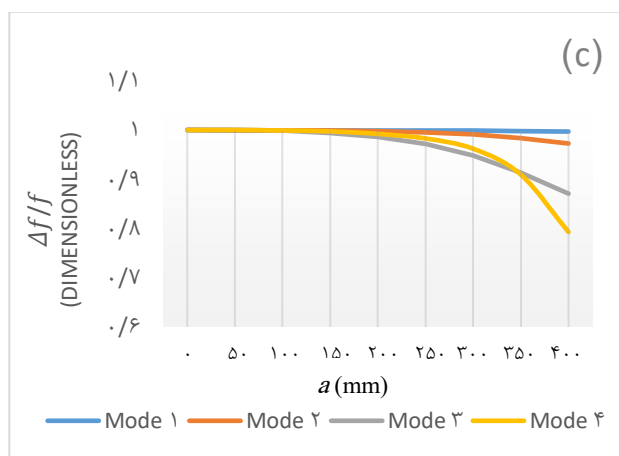
شکل ۸- (c) محل قرارگیری ترک در نزدیکی نوک پره

Fig. ۸- (c) Location of crack near to tip

### بررسی نتایج

با انجام آنالیز مودال، چهار شکل مود اول برای پره بدون ترک بدست آمد که در شکل ۹- (a) تا ۹- (d) نمایش داده شده است. شکل ۹- (a) با یک گره در انتها نماینده مود اول خمشی می‌باشد که معمولاً در فرکانس‌های پایین ظاهر می‌شود. همچنین شکل‌های ۹- (b) و ۹- (c) به ترتیب با دو و سه گره نماینده مودهای دوم و سوم خمشی هستند و می‌تواند به شکل‌های پیچیده‌تری از انحنا منجر شود. شکل ۹- (d) نماینده مود اول پیچشی است. این حالت معمولاً در فرکانس‌های بالاتر ظاهر می‌شود و به عنوان یکی از مودهای بحرانی در طراحی سازه‌ها در نظر گرفته می‌شود [۱۷]. فرکانس‌های طبیعی مربوط به این چهار مود نیز در جدول ۱ ارائه شده است.



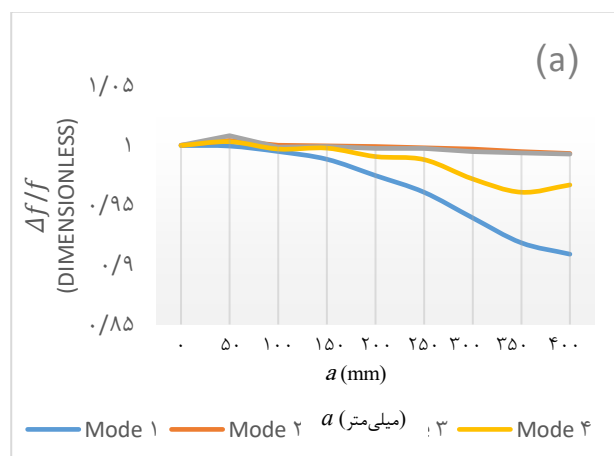


شکل ۱۰- (c) نمودار نسبت تغییر فرکانس طبیعی به مقدار اولیه برحسب عمق ترک برای ترک نزدیک به نوک پره

Fig. ۱۰- (c) Graph of the ratio of the change in natural frequency to the initial value as a function of crack depth for a crack near the tip

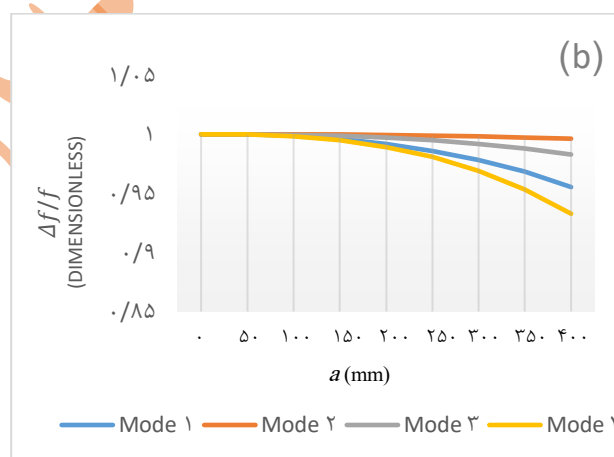
در شکل ۱۰- (a) می‌توان مشاهده کرد که برای اغلب مودها، کاهش فرکانس تا طول ترک حدود ۲۵۰ میلی‌متر نسبتاً ملایم و خطی است، ولی پس از این نقطه، افت فرکانس به‌طور چشمگیری افزایش می‌یابد، از این‌رو می‌توان طول ترک ۲۵۰ میلی‌متر را به‌عنوان یک نقطه‌ی بحرانی عمومی در نظر گرفت. با این حال، مود اول رفتاری متفاوت دارد و کاهش فرکانس آن از حدود ۱۵۰ میلی‌متر آغاز می‌شود، به‌طوری که افت فرکانس این مود در مقایسه با سایر مودها زودتر و شدیدتر اتفاق می‌افتد. این موضوع نشان می‌دهد که مود ۱، حساس‌ترین مود به حضور و رشد ترک در این ناحیه است. همچنین با در نظر گرفتن شکل‌های ۱۰- (b) و ۱۰- (c) که به ترتیب مربوط به ترک‌های قرار گرفته در وسط و نزدیک به نوک پره هستند نیز می‌توان اذعان نمود که برای ترک‌های قرار گرفته در وسط و نزدیک به نوک پره، طول ترک بحرانی به ترتیب ۳۰۰ و ۳۵۰ میلی‌متر است. این داده‌ها برای تجزیه و تحلیل و بررسی خرابی پره مهم است و عملکرد پایدار توربین به تجزیه و تحلیل این اطلاعات برای پره بستگی دارد.

بررسی شکل‌های ۱۰- (a) تا ۱۰- (c) حاکی از آن است که هرچه ترک به ریشه پره نزدیک‌تر باشد، افت فرکانس زودتر آغاز شده و طول بحرانی ترک نیز کمتر خواهد بود.



شکل ۱۰- (a) نمودار نسبت تغییر فرکانس طبیعی به مقدار اولیه برحسب عمق ترک برای ترک نزدیک به ریشه

Fig. ۱۰- (a) Graph of the ratio of the change in natural frequency to the initial value as a function of crack depth for a crack near to the root

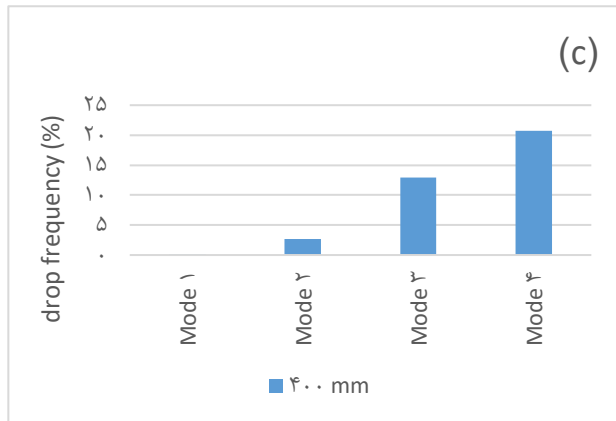


شکل ۱۰- (b) نمودار نسبت تغییر فرکانس طبیعی به مقدار اولیه برحسب عمق ترک برای ترک میانه پره

Fig. ۱۰- (b) Graph of the ratio of the change in natural frequency to the initial value as a function of crack depth for a crack in the middle



تا پیش از نقطه بحرانی، کاهش مقادیر فرکانسی بر حسب طول ترک تغییر چشمگیری ندارد و نامحسوس است در حالی که بعد از نقطه بحرانی یعنی برای ترک‌های با عمق ۳۰۰ تا ۴۰۰ میلی‌متر برای ترک نزدیک به ریشه ۳۵۰ و ۴۰۰ میلی‌متر برای ترک‌های قرار گرفته در وسط پره و ۴۰۰ میلی‌متر برای ترک نزدیک به نوک پره، کاهش فرکانسی چشمگیر است و می‌توان این کاهش را بر حسب درصد در شکل‌های ۱۱- (a) تا ۱۱- (c) مشاهده کرد.

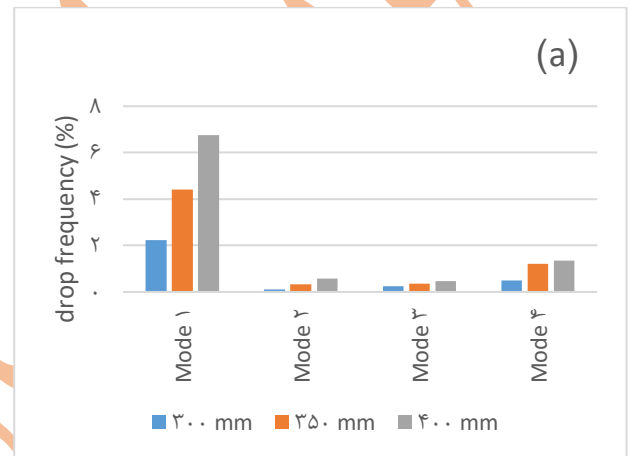


شکل ۱۱- (c) نمودار درصد افت فرکانسی مودها پس از طول بحرانی برای ترک نزدیک به نوک پره

Fig. ۱۱- (c) percentage drop in frequency of modes after critical length for a crack near the tip

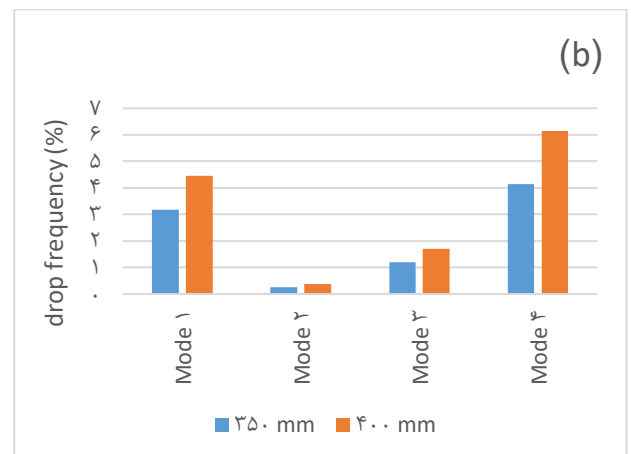
با بررسی شکل ۱۱ می‌توان دید که برای ترک نزدیک به ریشه، بیشترین افت فرکانسی در مود اول و کمترین افت فرکانسی در مودهای دوم، سوم و چهارم رخ داده است بطوری که با تغییر ۵۰ میلی‌متری طول ترک در سه مرحله، مود اول به ترتیب بیش از ۲ درصد، بیش از ۴ درصد و بیش از ۶ درصد افت فرکانسی را تجربه کرده است. همچنین برای ترک واقع در میلنه پره، به ازای تغییر طول یکسان در هر مرحله، به ترتیب مودهای چهارم و اول بیشترین افت را داشته‌اند. بطوری که مود چهارم در هر مرحله به ترتیب بیش از ۴ درصد و بیش از ۶ درصد افت مقادیر فرکانسی را تجربه کرده است. برای ترک واقع در نزدیکی نوک پره، بیشترین افت فرکانسی به ترتیب در مودهای چهارم و سوم رخ داده است. در این حالت مود چهارم بیشترین افت مقادیر فرکانسی را تجربه کرده است و به ازای افزایش ۵۰ میلی‌متری طول ترک، حدود ۲۰ درصد افت مقادیر فرکانسی را تجربه کرده است.

مطابق جدول ۲، با دور شدن ترک از ریشه پره، درصد افت فرکانس در مودهای پایین کاهش و در مودهای بالاتر افزایش می‌یابد. به‌گونه‌ای که ترک واقع در نزدیکی نوک پره، با وجود داشتن طول یکسان، در مودهای پایین تأثیر چشمگیری نداشته اما در مود چهارم باعث افتی بیش از ۲۰ درصد در فرکانس طبیعی شده است؛ این مسئله می‌تواند منجر به وقوع تشدید در فرکانس‌های بالاتر



شکل ۱۱- (a) نمودار درصد افت فرکانسی مودها پس از طول بحرانی برای ترک نزدیک به ریشه

Fig. ۱۱- (a) percentage drop in frequency of modes after critical length for a crack near the root



شکل ۱۱- (b) نمودار درصد افت فرکانسی مودها پس از طول بحرانی برای ترک میانه پره

Fig. ۱۱- (b) percentage drop in frequency of modes after critical length for a crack in the middle

شود. در مقابل، ترک واقع در نزدیکی ریشه پره با افتی بیش از ۵ درصد، بیشترین تأثیر را بر مود اول داشته است. از این رو، با در نظر گرفتن فرکانس تشدید زود هنگام پره می‌توان حدود مکان ترک را تخمین زد. این موضوع در پایش برخط وضعیت دستگاه از اهمیت بالایی برخوردار است. در مطالعه صورت گرفته بر روی پره توربین گاز، با قرار دادن ناچ در فواصل متفاوت از ریشه پره، نتیجه‌ای مشابه حاصل شده است [۱۸].

جدول ۲- درصد افت فرکانس طبیعی به ازای طول ترک ۴۰۰ میلی‌متر در موقعیت‌های مختلف

Table ۲- Percentage of natural frequency drop for a crack length of ۴۰۰ mm at different positions

| Mode | Root | Middle | Near Tip |
|------|------|--------|----------|
| ۱    | ۶.۸  | ۴.۴۶   | ۰.۰۲     |
| ۲    | ۰.۸۵ | ۰.۳۷   | ۲.۷۲     |
| ۳    | ۰.۴۶ | ۱.۷۱   | ۱۲.۹۰    |
| ۴    | ۱.۴۰ | ۶.۷۲   | ۲۰.۷۱    |

- بررسی درصد افت فرکانس نشان داد که هر مود با توجه به موقعیت و طول‌های مختلف ترک، رفتار متفاوتی دارد. برای ترک واقع در ریشه، مود اول بیشترین افت (حدود ۶ درصد) را نشان داده و سریع‌تر از سایر مودها نسبت به رشد ترک واکنش نشان می‌دهد. در مقابل، برای ترک در نزدیکی نوک پره، مود چهارم به شدت حساس بوده و افت حدود ۲۰ درصد در فرکانس طبیعی را تجربه کرده است. این یافته نشان می‌دهد که پایش مودهای بالاتر برای ترک‌های دور از ریشه کارا تر است.
- نتایج حاکی از آنست که با دور شدن ترک از موقعیت ریشه پره، افت فرکانس در مودهای پایین کاهش و در مودهای بالاتر افزایش می‌یابد. این ویژگی می‌تواند در طراحی سیستم پایش برخط مورد استفاده قرار گیرد و در صورت وقوع تشدید در مودهای خاص، می‌توان موقعیت تقریبی ترک را بر اساس فرکانس مشاهده‌شده تخمین زد.

#### مراجع و منابع

۱. M.Witos, Mi. Stefaniuk, compressor blade fatigue Witos, M. and Stefaniuk, M., ۲۰۱۱. Compressor blade fatigue diagnostics and modelling with the use of modal analysis. *Fatigue of Aircraft Structures*. <https://doi.org/10.2478/v10164-010-0044-4>
۲. Cao, Z., Cao, A., Zhang, Q. and Wang, Y., ۲۰۲۲. Formation mechanism and detection and evaluation methods as well as repair technology of crack damage in fiber-reinforced composite wind turbine blade: a review. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 120(9), pp.۵۶۴۹-۵۶۷۲. <https://doi.org/10.1007/s00170-022-09230-z>
۳. Sharifi, S.M.H., Edalat, P., Vardi, A.R. and Tabasi, S., ۲۰۲۲. An experimental and numerical investigation of the effect of notches on the root of gas turbine compressor blades on critical speeds. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 22(4), pp.۱۷۳۳-۱۷۴۳. <https://doi.org/10.1007/s11668-022-01278-0>
۴. Plesiutchnig, E., Hinteregger, M. and Mayrhofer, D., ۲۰۱۶. Fracture analysis of a low-pressure steam turbine blade. *Case Studies in Engineering Failure Analysis*, ۵, pp.۳۹-۵۰. <https://doi.org/10.1016/j.csefa.2016.02.001>

#### نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

با توجه به اهمیت پایش سلامت برای توربین باد جهت اندازه‌گیری، ثبت، تحلیل و ارزیابی پارامترهای مؤثر بر رفتار و عملکرد توربین در طول زمان و ارزیابی وضعیت فعلی و پیش‌بینی عملکرد آینده دستگاه، همچنین با توجه به عدم امکان استفاده از تست‌های غیر مخرب برای پره‌های توربین باد در حین عملیات، در این مقاله، آنالیز مودال با استفاده از روش المان محدود به عنوان ابزاری جهت پایش سلامت یک پره توربین باد در نظر گرفته شده است که اهم نتایج به صورت زیر می‌باشد:

- وجود یک طول بحرانی برای ترک در هر سه موقعیت ریشه، میانه و نوک پره به‌وضوح در نمودارهای تغییر فرکانس قابل شناسایی است. برای ترک نزدیک به ریشه، افت فرکانس از عمق حدود ۱۵۰ میلی‌متر آغاز شده و در عمق ۲۵۰ میلی‌متر شدت می‌گیرد. در حالی که برای ترک در وسط و نوک پره، این طول بحرانی به ترتیب به حدود ۳۰۰ و ۳۵۰ میلی‌متر می‌رسد. بنابراین، ترک‌های نزدیک ریشه حساس‌تر بوده و در طول‌های کوتاه‌تری قابل شناسایی‌اند.

۱۶. McGugan, M., Sørensen, B.F. and Branner, K., ۲۰۱۵. Damage tolerance design of wind turbine blades for improved reliability. *Wind Energy*, 18(4) <https://doi.org/10.1016/j.rsta.2014.0077>
۱۷. Chopra, A.K., ۲۰۱۷. *Dynamics of structures. 5th ed.* Pearson, London, UK.
۱۸. Heidari, S., Shafiee, M. and Javanbakht, A., ۲۰۱۸. Estimation of reliability and lifetime of gas turbine blades using modal analysis. *M.Sc. thesis, Sharif University of Technology*.
۱۹. Ganeriwala, S.N., Li, X. and Espinoza, H., ۲۰۱۱. Using modal analysis for detecting cracks in wind turbine blades. *Sound and Vibration*, 45(5), pp. ۱۰ [https://doi.org/10.1007/978-1-4419-9428-8\\_42](https://doi.org/10.1007/978-1-4419-9428-8_42)
۲۰. Abdulraheem, K.F. and Al-Kindi, G., ۲۰۱۷. A simplified wind turbine blade crack identification using experimental modal analysis (EMA). *International Journal of Renewable Energy Research*, 7(2), pp. ۷۱۵-۷۲۲. <https://doi.org/10.2008/ijrer.v7i2.06117.gv.02>
۲۱. Sharifi, S.M.H., Vardi, A.R. and Salami-zadeh, M.F., ۲۰۲۴. Investigation of the effect of crack growth at the root of a hot gas turbine blade on the blade's natural frequencies. In ۸th International Conference on Technology Development in Mechanical and Aerospace Engineering. (In Persian)
۲۲. Sharifi, S.M.H. and Salami-zadeh, M.F., ۲۰۲۴. Health monitoring using modal analysis – a case study of a gas turbine blade. In The Third International Conference of Mechanical and Aerospace Engineering Students. (In Persian)
۲۳. Devriendt, C., Guillaume, P., Vanlanduit, S. and Verboven, P., ۲۰۱۴. Structural health monitoring of offshore wind turbines using automated operational modal analysis. *Structural Health Monitoring*, 13(6), pp. ۶۴۴-۶۵۹. <https://doi.org/10.1177/14759217135017126>
۲۴. Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E., ۱۹۵۹. Theory of wing sections: including a summary of airfoil data. *Dover Publications*, New York, USA. <https://doi.org/10.1017/s.36839310.0117744>
۲۵. Barr, S. and Jaworski, J., ۲۰۱۹. Optimization of tow-steered composite wind turbine blades for static-aeroelastic performance. *Renewable Energy*, 135. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2019.02.120>
۲۶. Gibson, R.F., ۲۰۱۶. *Principle of composite material mechanics. 4th ed.* CRC Press, Boca Raton, USA. <https://doi.org/10.1201/b19626>
۲۷. ANSYS Corporation, ۲۰۲۳. *ANSYS theory manual reference*. ANSYS Inc.
۲۸. Appadurai, M. and Fantin Irudaya Raj, E., ۲۰۲۱. Finite element analysis of composite wind turbine blades. In 7th International Conference on Electrical Energy Systems (ICEES), IEEE. <https://doi.org/10.1109/icees51010.2021.9383779>
۲۹. Anderson, T.L., ۲۰۱۷. *Fracture mechanics: fundamentals and applications. 4th ed.* CRC Press, Boca Raton, USA. <https://doi.org/10.1201/9781310370293-17>