

تحلیل پایداری آیروالاستیک پره‌های کامپوزیتی توربین بادی

استادیار، دانشگاه کاشان، دانشکده مهندسی مکانیک
کارشناس ارشد، دانشگاه کاشان، دانشکده مهندسی مکانیک

احمد رضا قاسمی*
محمدحسن طریقت

چکیده

آیروالاستیسیته منشاء اصلی وقوع ناپایداری در سازه‌هایی است که تحت تاثیر نیروهای آیرودینامیکی قرار می‌گیرند. از مهمترین این ناپایداری‌ها ارتعاشات کوپل خمش و پیچش است، که به آن فلاتر گفته می‌شود. در این تحقیق به مطالعه پایداری آیروالاستیک پره کامپوزیتی توربین بادی پرداخته شده است. هندسه، لایه‌چینی و بارگذاری سازه کامپوزیتی پره توربین طراحی شده با سازه‌های موجود مورد ارزیابی قرار گرفته و برای مطالعه پدیده فلاتر پره توربین، دو روش عددی و تحلیلی مورد استفاده قرار گرفته است. در مطالعه عددی پایداری آیروالاستیک، روش المان محدود و استاندارد سازه‌های هوایی استفاده شده است. بارگذاری پره به صورت سه‌بعدی و دینامیکی انجام گرفته و پس از محاسبه مدهای خمشی و پیچشی وقوع فلاتر در پره توربین مطالعه شده است. در بررسی تحلیلی، روش کلاسیک انتخاب شده و با انجام تحلیل‌های دو بعدی، سرعت فلاتر تخمین زده می‌شود. نتایج روش عددی، ضریب اطمینان حدود ۴ برای تحلیل تنش و ۱/۳۹ برای پایداری آیروالاستیک را بیان می‌کند. در روش تحلیلی نیز ضریب اطمینان برابر ۱/۳۸ برای پایداری آیروالاستیک پره به دست می‌آید، که بیانگر تطابق مناسب نتایج دو روش است.

واژه‌های کلیدی: آیروالاستیسیته، توربین بادی، پره کامپوزیتی، فلاتر، روش تحلیلی، روش المان محدود

Aeroelastic Analysis of Composite Wind Turbines Blades

A. R. Ghasemi

Assistant Professor, University of Kashan, Department of Mechanical Engineering

M. H. Tarighat

M.Sc., University of Kashan, Department of Mechanical Engineering

Abstract

Aeroelasticity is the main source of instability in structures under the influence of aerodynamic forces. One of the most important type of instabilities is coupled bending-torsional vibration, which is called flutter. In this paper, the aeroelastic stability of a composite wind turbine blade has been studied. Geometry, layup, and loading of the composite turbine blade have been compared with other structures. To study the phenomenon of the blade flutter, two numerical and analytical methods have been used. Finite Element Method (FEM), and JAR23 standard have been used in the numerical studies. Three-dimensional dynamic analysis of the blade loading has been carried out; the flutter phenomenon has been investigated in turbine blade by using the FEM that includes torsion and bending modes. Two-dimensional classical method of analytical analysis has been used to estimate flutter speed. Results of the numerical method provide safety factors of 4 and 1.39 for stress analysis and aeroelastic stability, respectively. Also, the analytical method gives the safety factor of 1.38 for aeroelastic stability, which has good agreement with the results of numerical method.

Keywords: Aeroelastic, Wind turbine, Composite blade, Flutter, Analytical solution, Finite element method

۱- مقدمه

ترکیب حل معادلات ناویر استوکس و یک مدل الاستیک برای مطالعه رفتار آیروداستیکی پره‌های توربین بادی توسط باکسنو و همکارانش ارائه شد [۸]. فاضل‌زاده و همکاران به مطالعه فلاتر کوپل خمش و پیچش پره توربین و اثرات جرم خارجی روی آن پرداخته‌اند [۹]. لی و همکاران عملکرد و مشخصات آیروداستیک پره‌های توربین بادی را به روش اجزای انعطاف‌پذیر دینامیکی مطالعه و یک مدل آیرودینامیکی بر مبنای تئوری اصلاح شده نواری^۲ ارائه نمودند [۱۰]. در این پژوهش دو روش عددی و تحلیلی برای مطالعه پایداری آیروداستیکی پره‌های کامپوزیتی توربین بادی ۶۰۰ کیلووات مورد استفاده قرار گرفته است. در حل عددی از روش المان محدود و از استاندارد سازه‌های هوایی (JAR)، استفاده شده است. پس از محاسبه بارهای آیرودینامیک و با در نظر گرفتن بارهای استاتیکی و دینامیکی، فرکانسهای طبیعی و مودهای طبیعی سازه محاسبه شده و با توجه به فرکانس مودهای پیچشی و خمشی متوالی، ضریب اطمینان پایداری آیروداستیک محاسبه شده است. در حل تحلیلی، پره توربین از یک مدل دو بعدی با دو درجه آزادی برای تخمین سرعت فلاتر استفاده شده است. با داشتن سرعت فلاتر و سرعت عملکرد توربین، ضریب اطمینان به دست می‌آید و در پایان، مقادیر ضریب اطمینان از دو روش تحلیلی و عددی مقایسه و صحت طراحی و عملکرد توربین ارزیابی می‌گردد.

۲- مطالعه عددی پایداری آیروداستیک پره توربین

۲-۱- مدل سازی المان محدود

تحلیل عددی پره توربین با استفاده از نرم‌افزار المان محدود ANSYS [۱۱] انجام شده است. مدل المان محدود با توجه به ابعاد پره کامپوزیتی توربین بادی ۶۶۰ کیلووات تهیه شده و بالواره‌ی انتخابی، مناسب پره توربین بوده و در بیشتر طراحی‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. ابعاد هندسی سازه‌ی پره مطابق جدول ۱ می‌باشد.

جدول ۱- ابعاد هندسی سازه پره کامپوزیتی توربین ۶۶۰ کیلووات

نوع ایرفویل	فاصله مقطع انتهایی تا مرکز روتور (متر)	پیچش پره (درجه)
NACA 63 ₂ -415	۳٫۵۰	۱۵
طول وتر (متر)	زاویه حمله (درجه)	طول پره (متر)
نوک ریشه	۲	۲۱
۰٫۴	۱۴	

در سازه‌هایی که تحت تأثیر نیروهای آیرودینامیکی می‌باشند، نوع طراحی متفاوت بوده و این نیروها می‌توانند باعث تغییر در خواص و ثابت‌های سازه، مانند ضریب سختی و فرکانس‌های طبیعی شوند. از این رو سازه دچار ناپایداری‌های شدیدی می‌شود، که با افزایش ضریب اطمینان طراحی نیز نمی‌توان از آن جلوگیری نمود. این تخریب در اثر مقدار نیروی معینی رخ می‌دهد و این مقدار نیرو نیز در اثر سرعت نسبی خاصی از جریان بوجود می‌آید، که به آن پدیده فلاتر و به سرعت سیال در هنگام تخریب سرعت فلاتر می‌گویند [۱]. بنابراین با دانستن سرعت فلاتر، می‌توان از ایمن بودن سازه در برابر نیروهای آیرودینامیکی اطمینان حاصل نمود. در سازه‌هایی مانند هواپیما، سرعت فلاتر به‌عنوان سرعت حد در نظر گرفته می‌شود. سرعت حد سرعتی است که طبق تعریف، سرعت هواپیما علاوه بر اینکه نباید از آن مقدار معین تجاوز کند، بلکه باید فاصله مناسبی از آن حد تعیین شده نیز داشته باشد. برای اطمینان از ایمن بودن سازه‌های هوافضا در برابر پایداری آیروداستیکی، از استاندارد سازه‌های هوایی (JAR23)^۱ استفاده می‌شود [۲]. مطابق این استاندارد، اگر برای یک سازه تحت تأثیر نیروهای آیرودینامیکی، آنالیز مودال صورت پذیرد و فرکانس‌های طبیعی آن استخراج شود، در صورت جدا بودن فرکانس‌های طبیعی خمشی و پیچشی می‌توان، از به وجود نیامدن پدیده فلاتر در محدوده سرعت سیال مطمئن بود. مطالعه پایداری آیروداستیکی پره کامپوزیتی هواپیما به‌شکل آزمایشی و تحلیل عددی بر اساس استاندارد سازه‌های هوایی JAR23 انجام شده است [۳]. با گسترش تولید و استفاده از توربین‌های بادی علاوه بر مباحثی همچون طراحی سازه‌ای، طراحی آیرودینامیکی، انتخاب مواد و ساخت آنها، مباحث دیگری همچون خستگی، بهینه‌سازی و پایداری آیروداستیکی مورد توجه محققین قرار گرفته است. به عنوان چندین نمونه می‌توان از مدل ریاضی بامگارت نام برد که این مدل ریاضی را برای تحلیل پره‌های توربین بادی و مقایسه نتایج تحلیلی با نتایج آزمایشی ارائه نموده است [۴]. طراحی و بهینه‌سازی پره‌های توربین توسط زورکو و همکارانش انجام شده است [۵]. شینجو به بهینه‌سازی وزن و تحلیل آیروداستیکی سازه پره کامپوزیتی یک هواپیما به روش تحلیلی و عددی پرداخته و نتایج را با نتایج تجربی مقایسه نمود [۶]. تحریک غیرخطی دینامیکی روتور توربین بادی در اثر نیروهای گریز از مرکز و کریولیس به‌شکل خطی و غیرخطی به‌وسیله‌ی لارسن و نیلسن مورد بررسی قرار گرفته است [۷]. یک مدل آیروداستیک با

^۲ Modified Strip Theory (MST)

^۱ Joint Aviation Requirements (JAR)

جدول ۲- آزمون همگرایی و استخراج تعداد المان مطلوب پره

مدل	تعداد المان	تنش (MPa)	جابجایی (mm)
۱	۱۰۰۸	۵۸	۱۱۳۴
۲	۱۵۶۵	۶۲	۱۱۳۷
۳	۲۰۱۶	۶۷	۱۱۴۲
۴	۲۴۳۲	۶۸	۱۱۴۵
۵	۳۰۲۴	۶۹	۱۱۴۷
۶	۳۳۱۹	۶۹	۱۱۴۷

سپس تعداد المانها را در هر مرحله افزایش می‌دهیم، تا مدل‌های المان محدود حاصل شده، دارای المانهای در حدود ۱۵۰۰، ۲۰۰۰، ۲۵۰۰، ۳۰۰۰، و ۳۳۰۰ المان باشند. آنگاه نتایج تحلیل تنش و جابجایی در نقاط مشخصی از مدل‌های مختلف مانند جدول ۲ ارزیابی شده است.

لازم به ذکر است که واحدهای تنش و جابجایی در جدول فوق اهمیت ندارند، زیرا هدف مقایسه بین نتایج می باشد. نتایج بین دو مدل با ۳۰۲۴ و ۳۳۱۹ المان همگرایی مطلوب را نشان می‌دهد و بنابراین تعداد المان مطلوب سازه ۳۳۱۹ المان تعیین شد.

۲-۲- بارگذاری آیرودینامیکی پره

برآیند نیروهای آیرودینامیکی وارد به یک مقطع ایرفویلی را عموماً به شکل نیروهای برآ و پسا نشان می‌دهند. نیروی F_Q باعث ایجاد گشتاور مفید در جهت چرخش روتور و F_T نیروی محوری اعمال شده به پره است. با استفاده از نیروهای برآ و پسا، مقدار گشتاور و نیروی محوری پیشران در هر مقطع نیز از تئوری گردابه گلارت به شکل زیر تعیین می‌شود [۱۴].

$$\Delta Q = 0.5 \rho \omega^2 r (C_l \sin \phi - C_d \cos \phi) C \Delta r$$

$$\Delta T = 0.5 \rho \omega^2 r (C_l \cos \phi + C_d \sin \phi) C \Delta r \quad (1)$$

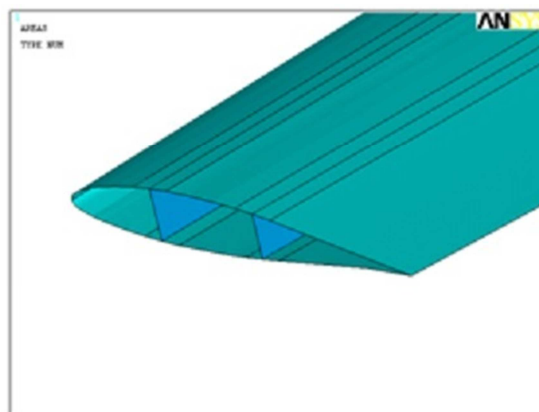
$$F_Q = L \sin \phi - D \cos \phi \quad (2)$$

$$F_T = L \cos \phi + D \sin \phi$$

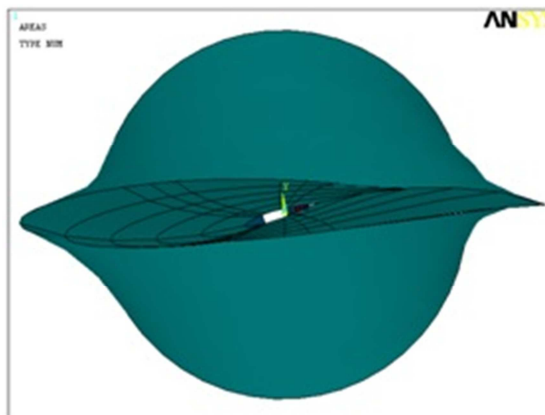
در روابط بالا C_l ، C_d ، L و D به ترتیب ضریب برآ، ضریب پسا، نیروی برآ و نیروی پسا می‌باشند، که در شکل ۳ نمایش داده شده است. ρ چگالی هوا، r شعاع پره یعنی فاصله هر مقطع پره از ریشه، و Δr تغییرات شعاع می‌باشد. در این شکل ω سرعت نسبی باد، موثر بر روی پره و زاویه ϕ ، زاویه بین بردار سرعت نسبی باد و محور عمود بر محور دوران است، که خود از زاویه حمله (α) و پیچش موجود در بالواره (θ) تشکیل شده است [۱۴].

همانطور که در شکل ۱ ملاحظه می‌شود دو تیر (اسپار) به منظور تحمل نیروهای آیرودینامیکی، وزن پره و ممانهای خمشی، در پره توربین تعبیه شده است. مقطع پره‌ی توربین در طول پره علاوه بر باریک‌شوندگی (taper) دارای پیچش (twist) است، که مقدار پیچش ایرفویل نوک پره نسبت به ایرفویل ریشه ۱۵ درجه بوده و در شکل ۲ نشان داده شده است.

پره توربین باد بسیار شبیه یک تیر یک سر گیردار مخروطی است. ریشه پره تکیه‌گاه صلب و گیردار بوده و ابتدای آن آزاد می‌باشد، بنابراین جابجایی و چرخش در انتهای پره صفر است. با توجه به فیزیک و هندسه نمونه و در نظر گرفتن قابلیت لایه‌چینی کامپوزیته‌ها، جهت شبکه‌بندی مدل، المان پوسته‌ای Shell99 انتخاب شده است. المان‌بندی سازه‌ی پره، از طریق تفکیک آن به چهار ناحیه‌ی مجزا که شامل پوسته و سه قسمت تیر اصلی و تیر فرعی است صورت می‌گیرد، که در هر قسمت از روش لایه‌چینی مخصوصی استفاده شده است. در این تحقیق از روش استخراج تعداد المان مطلوب برای تحلیل پره توربین ۶۶۰ کیلووات که به بررسی همگرایی معروف است، صورت گرفته است. ابتدا مدل هندسی را با حدود ۱۰۰۰ المان، المان‌ریزی می‌کنیم.



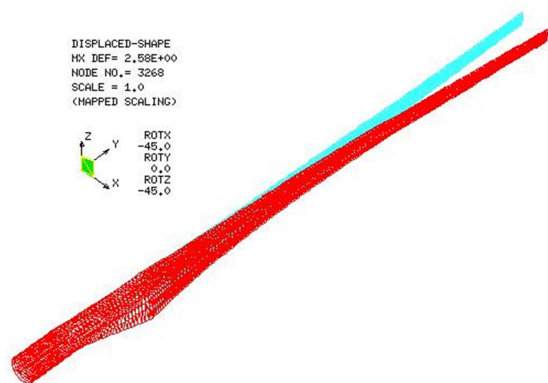
شکل ۱- دو تیر (اسپار) در طول پره



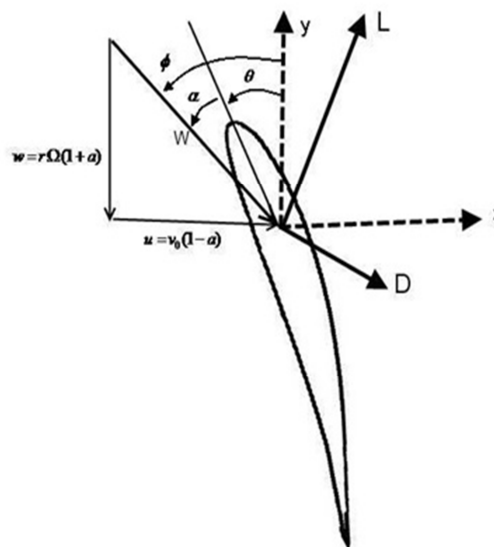
شکل ۲- پیچش ایرفویل نوک پره نسبت به ریشه

۴-۲- تحلیل سازه فلزی

هدف از تحلیل پره فلزی استخراج نارسایی‌های موجود در این مدل برای برطرف کردن آنها در مدل کامپوزیتی می‌باشد. تحلیل یک مدل فلزی از جنس آلومینیوم ۲۰۲۴ مقادیر و جهت تنشهای اصلی را نشان می‌دهد. بارگذاری پره شامل بارهای آیرودینامیکی و گریز از مرکز می‌باشد. البته بارهای دیگری همانند نیروهای ژيروسکوپیک و گذرا در اثر خاصیت تصادفی باد و نیروی ناشی از تغییر جهت روتور نیز به سازه پره وارد می‌گردد، که بسیار ناچیز بوده و در برابر بارهای عمده‌ای چون نیروهای آیرودینامیک و گریز از مرکز قابل چشم پوشی هستند. پس از تحلیل استاتیکی، حوزه‌های جابجایی و تنش مورد بررسی قرار گرفته است. تخریب در مدل فلزی بر اساس معیار تنش ون- مایسس مورد ارزیابی قرار گرفته و ضریب اطمینان تسلیم ۱٫۹۶ به دست آمده است. همچنین بیشترین جابجایی پره فلزی برابر ۲٫۳ متر می‌باشد که در مقایسه با طول ۲۱ متری پره بیانگر شیبی معادل ۶٫۳ درجه خیز در نوک پره می‌باشد. در چیدمان لایه‌های کامپوزیتی نحوه قرار گرفتن لایه‌ها به گونه‌ای است که بیشترین تعداد لایه در جهت تنشهای اصلی مدل فلزی قرار می‌گیرند. بعلاوه لایه‌های صفر درجه تنش کششی و فشاری بیشتری تحمل می‌کنند، در حالیکه لایه‌های ۴۵ درجه تنشهای برشی بیشتری تحمل می‌نمایند. شکل ۴ جابجایی پره در اثر نیروهای وارده و شکل ۵ توزیع تنش فون- مایزر را در پره فلزی نشان می‌دهد.



شکل ۴- جابجایی پره فلزی در اثر نیروهای وارده



شکل ۳- دیاگرام نیروهای وارد بر یک مقطع پره توربین

جدول ۲- برآیند نیروها و گشتاورهای وارد به پره

نیروهای محوری F_T	نیروهای دورانی F_Q
۹۰۱۷۷	۱۳۲۶۲
گشتاور خمشی M_T	گشتاور دورانی M_Q
۱۲۹۱۹۱۴	۱۷۴۰۱۵

مقدار بیشینه ضریب برآ در زاویه حمله ۱۴ درجه برابر ۱٫۲ و مقدار بیشینه ضریب پسا برابر ۰٫۳ می‌باشد. مقادیر نیروها و گشتاورهای فوق در مرکز فشار هر مقطع وارد می‌شوند، که توسط یک کد رایانه‌ای برای پره ۶۶۰ کیلووات با سرعت زاویه‌ای ۴٫۴۵ رادیان بر ثانیه و در سرعت جریان باد ۲۵ متر بر ثانیه محاسبه شده و در جدول ۳ گنجانده شده است.

۳-۲- بارگذاری گریز از مرکز

نیروی گریز از مرکز، ناشی از دوران روتور با سرعت زاویه‌ای ω است که در صفحه دوران روتور به صورت کششی به پره وارد شده و مقدار آن از رابطه‌ی $F_{centrifugal} = mr\omega^2$ محاسبه می‌شود. این نیرو به مقدار سرعت زاویه‌ای پره و شعاع دوران که فاصله مرکز جرم از محور دوران می‌باشد، بستگی دارد. سرعت زاویه‌ای پره معادل با ۴٫۴۵ رادیان بر ثانیه و شعاع هاب ۰٫۸ متر در نظر گرفته شده است.

ضخامت آن ۶ میلی‌متر است. مشخصات چیدمان تیر اصلی و فرعی در جدول ۵ نشان داده شده است.

۲-۶- تحلیل استاتیکی پره کامپوزیتی

برای اطمینان از ایمن بودن سازه در برابر بارهای اعمالی باید تنش و کرنش را در جهات مختلف مورد مطالعه قرار داده و با استفاده از معیار شکست مناسب، ضریب اطمینان طراحی استاتیکی سازه را محاسبه نمود. از دیدگاه تئوری، تنش در ریشه‌ی پره که متأثر از نیروهای آیرودینامیکی، نیروی وزن و حداکثر گشتاور خمشی است، از سایر نقاط پره بیشتر است. همچنین با توجه به خاصیت لایه‌ای بودن کامپوزیتها، لازم است کانتور تنش در لایه بحرانی که در آن احتمال شکست به بیشترین مقدار خود در کل سازه می‌رسد، مورد مطالعه قرار گیرد. به همین دلیل در این پژوهش تنش در جهت الیاف، تنش در جهت عمود بر الیاف و تنش برشی در ریشه پره، مورد تحلیل قرار گرفته و مقادیر بحرانی آن استخراج شده است. شکل ۶ کانتور تنش خمشی در راستای الیاف و شکل ۷ در راستای عمود بر الیاف، در ریشه تیر و در لایه‌ای که عدد شکست ماکزیمم است، را نشان می‌دهد. بیشینه تنش در راستای الیاف در شکل ۶ حدود ۴۹ مگاپاسکال و در راستای عمود بر الیاف در شکل ۷ حدود ۸ مگاپاسکال می‌باشد.

جدول ۴- مشخصات لایه ارتوتروپیک شیشه/اپوکسی

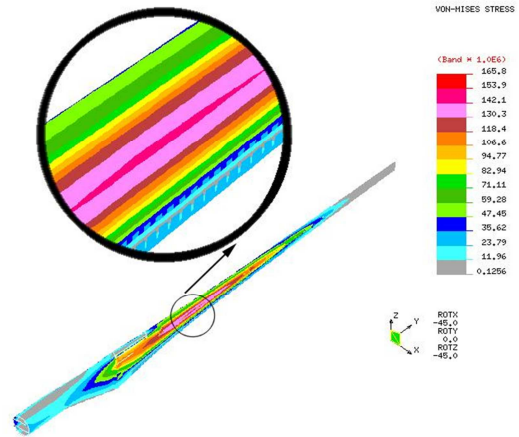
E_x (GPa)	E_y (GPa)	E_s (GPa)
۷۶	۱۰۳	۷٫۱۷
ν_{xy} (GPa)	ρ (kg / m ³)	V_f (%)
۰٫۲۸	۱٫۲	۶۰

برای مطالعه ضریب اطمینان طراحی استاتیکی از معیار شکست Tsai-Wu به شکل زیر استفاده شده است [۱۳].

$$F_{xx}\sigma_x^2 + F_{yy}\sigma_y^2 + F_{ss}\sigma_s^2 + 2F_{xy}\sigma_x\sigma_y + F_x\sigma_x + F_y\sigma_y = 1 \quad (3)$$

در این معیار شکست، که برای لایه‌های ارتوتروپیک استفاده می‌شود، ضرایب F_{xx} ، F_{yy} ، F_{ss} ، F_{xy} ، F_x و F_y تابع جنس ماده بوده و در جدول ۶ بیان شده‌اند. و مولفه‌های تنش نیز در حالت on-axis استفاده می‌شوند.

کمترین ضریب اطمینان برای تخریب در لایه بحرانی برابر ۴ به‌دست می‌آید. بیشترین جابجایی پره ۱٫۴ متر است که زاویه خیز نوک پره نسبت به ریشه را برابر ۳٫۸۱ درجه نشان می‌دهد.



شکل ۵- توزیع تنش ون-مایسس در پره فلزی

۲-۵- چیدمان لایه‌ها در سازه کامپوزیتی

پره کامپوزیتی از جنس شیشه / اپوکسی همراه با فوم طراحی شده است. فوم ضخیم و انعطاف‌پذیر بوده و تنها تنشهای برشی (τ_{yz} و τ_{xz}) را تحمل می‌کند. با توجه به بارهای اعمالی چیدمان مناسبی از فوم و لایه‌های ارتوتروپیک شیشه/ اپوکسی که مشخصات آن در جدول ۴ بیان شده است [۱۳]، در قسمتهای مختلف پره شامل تیر اصلی و فرعی و همچنین پوسته، طراحی گردید. در طراحی تیر اصلی و فرعی پره کامپوزیتی از لایه‌های تک جهته در بال تیر و از لایه‌های بافته شده و لایه‌های فوم در جان تیر استفاده شده است. ضخامت هر لایه کامپوزیت ۰٫۳ میلی‌متر و ضخامت فوم ۳ میلی‌متر می‌باشد.

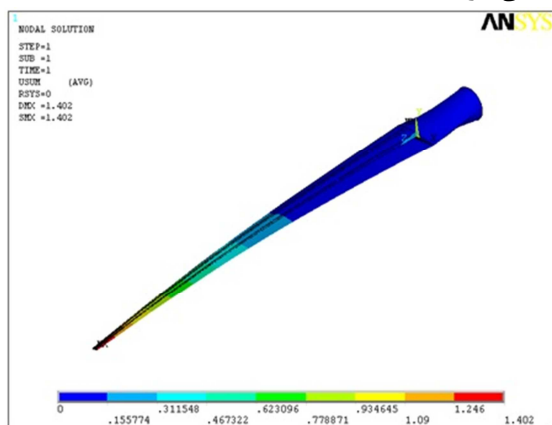
به دلیل کاهش بارهای وارده و ممانهای خمشی از محل اتصال به ریشه تا نوک پره، احتیاجی به حفظ ضخامت یکسان در سراسر طول تیر اصلی نمی‌باشد و کاهش این ضخامت به وسیله‌ی کاهش تعداد لایه‌های کامپوزیتی، جهت کاهش وزن سازه و بهینه سازی مدل، ضروری به نظر می‌رسد. بنابراین هنگام تعیین آرایش لایه‌ها توجه به این نکته ضروری است که بال تیر وظیفه‌ی تحمل نیروهای خمشی و جان تیر وظیفه‌ی انتقال نیروی برشی را بر عهده دارد. به همین منظور لایه‌های تشکیل دهنده‌ی بال تیر با زاویه صفر نسبت به محور طولی تیر اصلی و لایه‌های تشکیل دهنده‌ی جان تیر با زاویه $\pm 45^\circ$ درجه قرار داده می‌شوند. نتایج حاصل از تحلیل مدل فلزی نیز خود تایید کننده‌ی این مطلب می‌باشد. جهت تنشهای اصلی در مدل فلزی، جهت چیدمان لایه‌ها در پره کامپوزیتی را نشان می‌دهد. جهت تنشهای اصلی در تحلیل مدل فلزی پره، در بال تیر راستای طولی بوده و در جان تیر و پوسته راستای 45° درجه می‌باشد. چیدمان پوسته $[45_s / c / \pm 45_s]$ بوده و

جدول ۵- طراحی لایه ها برای تیر اصلی و فرعی پره ۶۶۰ کیلووات

چیدمان در تیر اصلی	چیدمان در جان تیر	ضخامت جان (mm)	چیدمان در ضخامت بال تیر	ضخامت بال (mm)
قسمت انتهایی از ریشه تا ۷ متر	$[\pm 45_{10} / c / \pm 45_{10}]$	۹	$[0]_{46}$	۱۳٫۸
قسمت میانی از ۷ تا ۱۴ متر	$[\pm 45_9 / c / \pm 45_9]$	۸٫۴	$[0]_{36}$	۱۰٫۸
قسمت ابتدایی از ۱۴ تا ۲۱ متر	$[\pm 45_8 / c / \pm 45_8]$	۷٫۸	$[0]_{20}$	۶
چیدمان در تیر فرعی به طول ۱۰ متر	$[\pm 45_7 / c / \pm 45_7]$	۷٫۲	$[0]_{20}$	۶

۷-۲- تحلیل ارتعاشی و آنالیز مودال سازه:

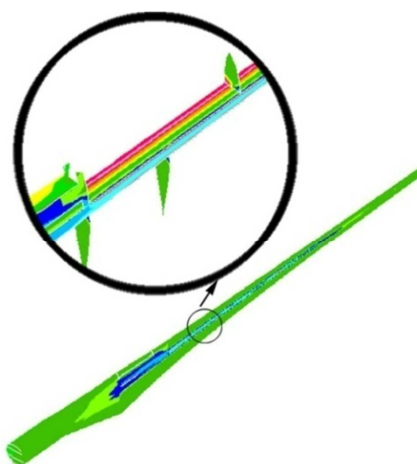
اثرات دینامیکی در مکانیزم توربین بادی به علت نوسانی بودن بارهای آیرودینامیکی قابل توجه است. پاسخ یک سازه الاستیک به نرخ ترکیب مودهای ارتعاشی که فرکانس‌های مودال نام دارد و نیز به تابع نیروی متناوب توسط یک یا چند الگوی هندسی ارتعاشی مشخص، که مود شکل نامیده می‌شود، بستگی دارد.



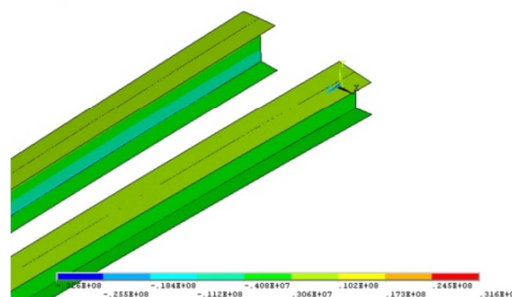
شکل ۸- جابجایی نقاط و خیر نوک پره کامپوزیتی

برای تحلیل آیروالاستیکی و اطمینان از عدم وقوع پدیده‌ی فلاتر، سازه کامپوزیتی مورد تحلیل مودال قرار گرفته و فرکانس‌های طبیعی سیستم به همراه مود شکل‌های آن بررسی شده است. نتایج تحلیل مودال سازه به روش المان محدود تا ۱۰ فرکانس طبیعی در جدول ۷ بیان شده است.

با یافتن مقادیر فرکانس‌های طبیعی، باید مودهای خمشی و پیچشی مربوط به این فرکانس‌ها تشخیص داده شود و مطابق با استاندارد سازه‌های هوایی، هرگاه دو مود متوالی خمشی و پیچشی بر هم منطبق شوند، پدیده‌ی فلاتر رخ می‌دهد. بنابراین ضریب اطمینان فلاتر پره، برابر با نسبت دو مود متوالی خمشی



شکل ۶- تنش در راستای الیاف در تیر اصلی



شکل ۷- تنش در راستای عمود بر الیاف در تیر اصلی

در شکل ۸ نمودار جابجایی نقاط در طول پره نشان داده شده است.

جدول ۶- ضرایب شکست ماده ارتوترپیک شیشه / اپوکسی

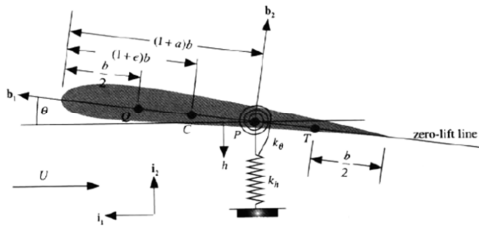
$F_{xt} (GPa)^{-2}$	$F_{yy} (GPa)^{-2}$	$F_{xy} (GPa)^{-2}$
۱٫۵۴۳	۲۷۳٫۳	-۱۰٫۲۷
$F_{ss} (GPa)^{-2}$	$F_x (GPa)^{-1}$	$F_y (GPa)^{-1}$
۱۹۲٫۹	-۰٫۶۹۷	۲۳٫۷۸

۳- حل تحلیلی پایداری آیروالاستیک

در این بخش مطالعه تحلیلی آیروالاستیک پرهی کامپوزیتی توربین بادی با تقریب خوبی به صورت مدل دو بعدی دو درجه آزادی انجام شده و در شکل ۱۱ پارامترهای مربوط به ایرفویل انتخابی پره توربین، روی یک ایرفویل نمونه معین شده است. تحلیل مقاومت خمشی پره با یک فنر کششی- فشاری به ضریب سختی k_h و مقاومت پیچشی سازه با فنر پیچشی با ضریب سختی k_θ مدل سازی شده است. در این مدل نقطه C مرکز جرم ایرفویل، نقطه Q مرکز آیرودینامیکی و نقطه T برابر ۷۵٪ از طول وتر است، که در تئوری مقاطع بال اهمیت زیادی دارد. با توجه به پارامترهای مشخص شده در شکل، x_θ که بیانگر فاصله نقطه مرجع P از مرکز آیرودینامیکی می باشد، به صورت زیر تعریف می شود:

$$x_\theta = e - a \quad (5)$$

در سیستم فوق مقادیر انرژی پتانسیل و جنبشی برابر است با [۱۵]:



شکل ۱۱- مدل سازی آیروالاستیک سازه به صورت دو بعدی و با دو درجه آزادی

$$P = \frac{1}{2} k_h h^2 + \frac{1}{2} k_\theta \theta^2 \quad (6)$$

$$K = \frac{1}{2} m v_c^2 + \frac{1}{2} I_c \dot{\theta}^2$$

در رابطه بالا C مرکز جرم و I_c ممان اینرسی حول مرکز جرم می باشد. با استفاده از روابط (۶) و به کمک معادله‌ی لاگرانژ، معادله حرکت سیستم به صورت زیر نوشته می شود:

$$m(\ddot{h} + b x_\theta \ddot{\theta}) + k_h h = -L \quad (7)$$

$$I_p \ddot{\theta} + m b x_\theta \ddot{h} + k_\theta \theta = b(0.5 + a) L$$

که در آن دو پارامتر L و I_p به شکل زیر تعریف می شوند:

$$I_p = I_c + m b^2 x_\theta^2 \quad (8)$$

$$L = 2\pi\rho_\infty b U^2 \theta$$

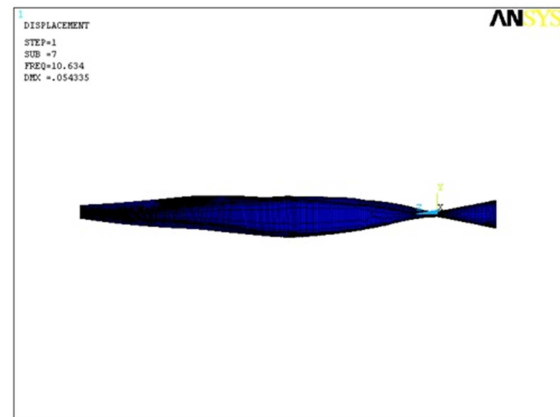
و پیچشی طبیعی پره خواهد بود. در تحلیل سازه‌ی پره مقدار ضریب اطمینان به صورت زیر محاسبه می شوند:

$$n_1 = \frac{\omega_b}{\omega_\theta} = \frac{14.82}{10.63} = 1.39 \quad (4)$$

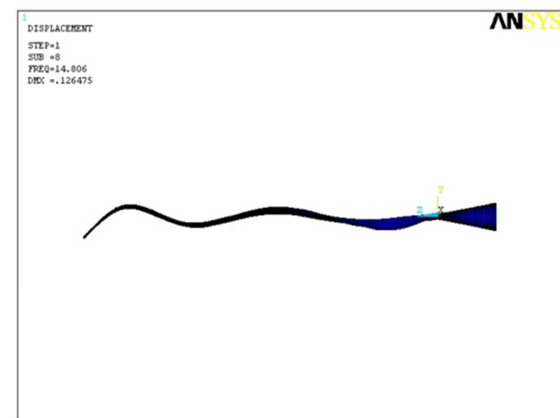
ضریب اطمینان آیروالاستیکی سازه (n_1) نسبت موجود بین دو مود متوالی خمشی (ω_b) و پیچشی (ω_θ) می باشد. شکل ۹ مود پیچشی سازه و شکل ۱۰ مود خمشی پس از مود پیچشی سازه‌ی پره کامپوزیتی را نشان می دهد. مطابق استاندارد، ضریب اطمینان به دست آمده قابل قبول بوده و نشان از پایداری آیروالاستیکی آن به روش المان محدود دارد.

جدول ۷- مقادیر فرکانس‌های طبیعی پره کامپوزیتی (هرتز)

شماره مود	۱	۲	۳	۴	۵
فرکانس طبیعی	۰.۸۹	۲.۵۲	۲.۹۸	۵.۴۴	۸.۵۱
شماره مود	۶	۷	۸	۹	۱۰
فرکانس طبیعی	۹.۴۱	۱۰.۶۳	۱۴.۸۲	۱۵.۷۲	۱۶.۳۵



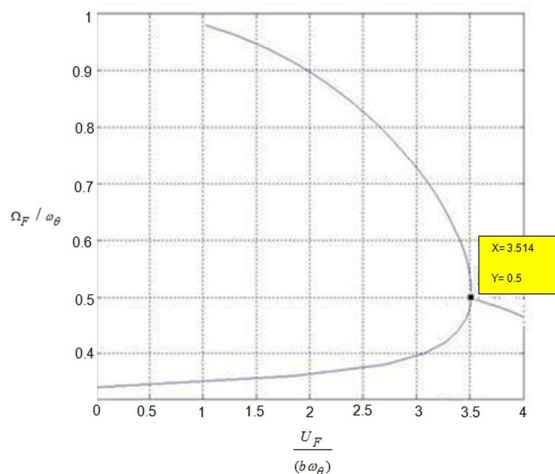
شکل ۹- مود پیچشی سازه پره کامپوزیتی



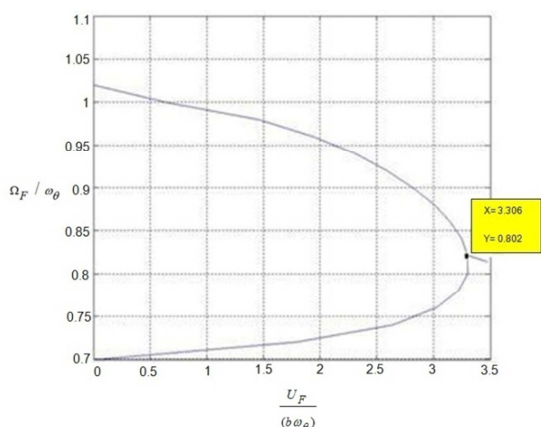
شکل ۱۰- مود خمشی پس از پیچش سازه پره کامپوزیتی

$$U_F = 3.31 \times b \omega_\theta = 35 \text{ m/s} \quad (11)$$

$$V = \sqrt{V_{rel}^2 + V_a^2} = 25.3 \text{ m/s} \quad (12)$$



شکل ۱۲- ترسیم فرکانس‌های مودال نسبت به پارامتر V برای دو مود اول و دوم



شکل ۱۳- ترسیم فرکانس‌های مودال نسبت به پارامتر V برای دو مود پیچشی و خمشی بحرانی

در روابط بالا، $(b=1)$ نصف طول وتر در ریشه پره بوده و فرکانس پیچشی پره برابر 10.63 هرتز می‌باشد و سرعت وزش باد برای طراحی توربین نیز 25 متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است [۱۲]. با داشتن سرعت فلاتر و سرعت عملکرد توربین باد، ضریب اطمینان را می‌توان طبق رابطه (۱۳) محاسبه نمود.

$$n_2 = \frac{U_F}{V} = 1.38 \quad (13)$$

ضریب اطمینان به دست آمده قابل قبول بوده و نشان از ایمنی سازه و پایداری آیرولاستیکی آن در شرایط عملکرد و طراحی توربین دارد. نتایج مطالعه عددی و تحلیلی پره کامپوزیتی توربین بادی و اختلاف ناچیز بین ضریب اطمینان در دو حالت،

اکنون به منظور ساده‌سازی معادله (۶)، دو بسامد طبیعی زیر را به همراه چهار پارامتر بی‌بعد در نظر می‌گیریم:

$$\begin{aligned} \omega_h &= \sqrt{\frac{k_h}{m}} & r^2 &= \frac{I_P}{mb^2} & \sigma &= \frac{\omega_h}{\omega_\theta} \\ \omega_\theta &= \sqrt{\frac{k_\theta}{I_P}} & \mu &= \frac{m}{\rho_\infty \pi b^2} & V &= \frac{U}{b\omega_\theta} \end{aligned} \quad (9)$$

در رابطه بالا Γ شعاع بی‌بعد ژیراسیون پره حول نقطه P بوده و σ نسبت فرکانسهای پیچش و خمش غیرکوپل، μ نسبت بدون بعد جرم به جرم هوای اطراف ایرفویل و V سرعت کاهش یافته یا نسبت سرعت جریان آزاد هوا می‌باشد. با توجه به این چهار پارامتر بی‌بعد خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} s^2 + \sigma^2 & s^2 x_\theta + \frac{2V^2}{\mu} \\ s^2 x_\theta & s^2 r^2 + r^2 - \frac{2V^2}{\mu} \left(\frac{1}{2} + a\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{h} \\ \bar{b} \\ \bar{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

برای حل دستگاه معادله (۸)، دترمینان ضرایب را مساوی صفر قرار داده و دو ریشه مختلط پارامتر S به شکل مقدار $s_{1,2} = \frac{(\Gamma_{1,2} \pm i\Omega_{1,2})}{\omega_\theta}$ در نظر گرفته می‌شود. مقدار

Γ قسمت صحیح و Ω قسمت موهومی جواب و فرکانس طبیعی پره است. آنگاه نمودار تغییر فرکانس بر حسب افزایش سرعت کاهش یافته، مورد تحلیل قرار خواهد گرفت. ترسیم قسمت موهومی پارامتر S با قسمت حقیقی پارامتر V در یک نمودار امکان تعیین سرعت فلاتر را فراهم می‌کند [۱۶].

در این تحقیق با توجه به نوع ایرفویل پره توربین باد مقادیر $\sigma = 0.24$ ، $\mu = 20$ ، $e = 0.1$ ، $a = 0.2$ و مقدار S از تحلیل المان محدود به دست آمده است. مطابق معادلات نوشته شده، نمودار تغییر فرکانسها و افزایش سرعت باد به صورت پارامترهای بی‌بعد در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ ترسیم شده است. محور افقی نمایانگر پارامتر بی‌بعد سرعت و محور عمودی قسمت موهومی بی‌بعد پارامتر S می‌باشد.

در شکل ۱۲ فرکانس اول و دوم ترسیم شده و در شکل ۱۳ فرکانسهای پیچش و خمش متوالی در حالت بحرانی که کمترین فاصله را از یکدیگر دارند، ترسیم شده است. در شکل ۱۳ هنگامی که $V=0$ باشد، دو فرکانس با فاصله مناسبی از یکدیگر دور می‌باشند، اما با افزایش سرعت کاهش یافته دو فرکانس پیچشی و خمشی به یکدیگر نزدیک شده و در سرعت 3.31 هنگامی که فرکانس کاهش یافته برابر 0.82 می‌باشد، فلاتر رخ می‌دهد. بنابراین سرعت فلاتر و سرعت عملکرد واقعی توربین به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$V_F = \frac{U_F}{b\omega_\theta} = 3.31 \quad \frac{\Omega_F}{\omega_\theta} = 0.82$$

- [5] Jureczko, M., Pawlak, M., Mezyk, A., "Optimisation of wind turbine blades", *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 167, pp.463–471, 2005.
- [6] Guo, S., "Aeroelastic optimization of an aerobatic aircraft wing structure", *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, pp. 396-404, 2007.
- [7] Larsen, J.W., Nielsen, S.R.K., "Nonlinear parametric instability of wind turbine wings", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 299, pp. 64–82, 2007.
- [8] Baxevanou, C. A., Chaviaropoulosb, P. K., Voutsinasc, S. G., Vlachos, N. S., "Evaluation study of a Navier–Stokes CFD aeroelastic model of wind turbine airfoils in classical flutter", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 96, pp. 1425–1443, 2008.
- [9] Fazl-zadeh, S. A, Mazidi, A., Kalantari, H., "Bending-torsional flutter of wings with an attached mass subjected to a follower force", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 323, pp. 148–162, 2009.
- [10] Lee, J. W., Lee, J. S., Han, J. H., Shin, H. K., "Aeroelastic analysis of wind turbine blades based on modified strip theory", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 110, pp. 62–69, 2012.
- [11] ANSYS Help System, "Analysis Guide Theory Reference", Version 12.
- [12] Ghasemi, A. R., "Structural design of composite blades of wind turbines", M. Sc. Thesis, Iran University of Science and Technology, Supervisor: Shokrieh, M. M., 2002.
- [13] Tsai, S. W., "Composites Design, 4th edition", *Thick Composites*, 1988.
- [14] Eggleston, D. M., Stoddard, F. S., "Wind Turbine Engineering Design", Springer, 1987.
- [15] Hodges, D. H., Alvin, G., "Introduction To Structural Dynamics And Aeroelasticity", Cambridge University Press, 2002.
- [16] Ghasemi, A. R., Jahanshir, A., Tarighat, "M. H. Numerical and analytical study of aeroelastic characteristics of wind turbine composite blades", *Wind and Structures*, Vol. 18, No. 2 pp. 103-116, 2014.

نشان‌دهنده صحت مدل‌سازی المان محدود و دقت نتایج تحلیل دوبعدی مقطع پره می‌باشد.

۴- نتیجه‌گیری

در این تحقیق سازه‌ی کامپوزیتی پره‌ی توربین بادی، از دیدگاه طراحی آیرودینامیکی به منظور پایداری در برابر بارهای استاتیکی، دینامیکی و آیروالاستیکی طراحی شده است. بارگذاری آیرودینامیکی همراه با وزن و بارگذاری گریز از مرکز به پره اعمال شده است. ضریب اطمینان تخریب، در مدل فلزی بر اساس معیار تنش فون-مایز و در مدل کامپوزیتی با استفاده از معیار حداکثر تنش در لایه‌ی بحرانی محاسبه شده است. با توجه به اینکه در سازه‌ی کامپوزیتی ضریب اطمینان برای لایه‌ی بحرانی محاسبه می‌شود، در مدل المان محدود با انجام آنالیز مودال و استخراج فرکانس‌های طبیعی و بررسی پایداری آیروالاستیکی سازه، ضریب اطمینان پایداری برابر ۱/۳۹ محاسبه شده است. در روش تحلیلی نمودار مربوط به تغییر فرکانس‌های طبیعی سیستم در اثر تغییر سرعت سیال ترسیم و بر اساس نمودار کوپل خمشی و پیچش، سرعت بالاتر تعیین و با در نظر گرفتن سرعت عملکرد توربین، ضریب اطمینان پایداری آیروالاستیکی برابر ۱/۳۸ محاسبه شد. اختلاف ناچیز بین ضریب اطمینان در دو حالت، تحلیلی و عددی نشان‌دهنده صحت مدل‌سازی المان محدود و دقت تحلیل دوبعدی مقطع پره است. همچنین در تمامی مراحل، ضرایب اطمینان قابل قبول بوده و نشان‌دهنده‌ی پایداری و ایمنی سازه‌ی پره‌ی کامپوزیتی در حالت استاتیکی، دینامیکی و پایداری آیروالاستیکی می‌باشد.

۵- تشکر و قدردانی

نویسندگان مقاله مراتب تشکر و قدردانی خود را از معاونت محترم پژوهشی دانشگاه کاشان بابت حمایت از نویسندگان این مقاله با ابلاغ پژوهانه ۱۰۸/۲۵۵۹۸۰ اعلام می‌دارند.

مراجع

- [1] Fung, Y. C., "An Introduction To The Theory Of Aeroelasticity", Dover Publication, Inc. New York, 1955.
- [2] JAR-23, "Joint Aviation Requirements", 11 March 1994.
- [3] Shokrieh, M. M., Taheri-berooz, F., "Wing instability of a full composite aircraft", *Journal of Composite Structures*, Vol. 54, pp. 335-340, 2001.
- [4] Baumgart, A., "A mathematical model for wind turbine blades", *Journal of Sound And Vibration*, Vol. 251, pp.1-12, 2002.