

آنالیز مودال کوپل پره بالگرد نمونه با استفاده از روش هولزر-مایکل استاد

سید علی گله داری¹، حسین ربیعی²، بهادر سلیمانی دهکردی³

1 و 2- گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران

3- کارشناسی ارشد مکانیک

خلاصه:

این مقاله توصیفی از تکنیک آنالیز و برنامه‌ی کامپیوتری توسعه یافته ایست که به مطالعه‌ی ارتعاشات یک روتور تمام کوپله شده می‌پردازد. پس از آماده‌سازی کد ارتعاشی در محیط برنامه MATLAB، آنالیز فرکانس طبیعی و مودشپ‌های پره‌ی روتور انجام شده و جهت صحت‌سنجی نتایج حاصل از آنالیز ارتعاشی یک تیر در شرایط مادی و هندسی مختلف با نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار Patran مقایسه شده است.

کلمات کلیدی: ارتعاش، روتور، بالگرد، آنالیز

مقدمه:

بررسی و تحلیل ارتعاشات قطعات گردنده همواره یکی از مسائل مهم و اساسی در سازه‌های دینامیکی بوده است. یکی از اساسی‌ترین مباحث ارتعاشات در بالگرد ها مربوط به ارتعاشات پره‌های روتور اصلی می باشد که نقش آنها تامین نیروهای بالابرنده و جلو برنده می باشد. این مقاله به توصیف تکنیک آنالیز و برنامه‌ی کامپیوتری توسعه یافته که به مطالعه‌ی ارتعاشات یک روتور تمام کوپله شده می‌پردازد. آنالیز فرکانس طبیعی و مودشپ‌های پره‌ی روتور و پیاده‌سازی آنها توسط یک برنامه در محیط نرم افزار MATLAB انجام شده است. این برنامه‌مدهای Collective و Cyclic و Scissor را برای یک پره‌ی در یک محدوده‌ی فرکانس خاص برای یک سرعت زاویه‌ای خاص روتور و یک Collective Angle خاص محاسبه می‌کند. در ادامه این برنامه به تفصیل توضیح داده خواهد شد. آنالیز انجام شده در این پژوهش شامل تأثیر Twist، اثرات فاصله (Offset) مرکز جرم از محورهای مرجع و فاصله (Offset) مرکز برش از محورهای مرجع می باشد. کوپل‌های درون صفحه‌ای، خارج از صفحه‌ای و ارتعاشات پیچشی نیز در این آنالیز در نظر گرفته شده‌اند. جابجایی‌های نرمال شده برای فرکانس‌های طبیعی برحسب تابعی از سرعت زاویه‌ای روتور را میتوان به عنوان خروجی از این برنامه استخراج نمود.

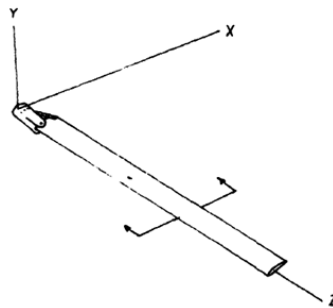
¹ Email: ali.galehdari@pmc.iaun.ac.ir

پس از اتمام کدنویسی در محیط نرم افزار MATLAB، جهت ارزیابی و صحت سنجی این برنامه نتایج بدست آمده را با نتایج حاصل شده از شبیه سازی عددی در نرم افزار Patran مقایسه شده است. نتایج بدست آمده شامل فرکانس های طبیعی و مود شیپ های سازه می باشد. جهت صحت سنجی آنالیز ارتعاشی یک تیر در شرایط مادی و هندسی مختلف با تکیه گاه گیردار تعریف شده است. با توجه به شرایط مرزی ارائه شده برای حالت Scissor، این شرط مرزی معادل شرط مرزی گیردار در نظر گرفته شده است.

1. سیستم فیزیکی پره

شماتیک یک پره و محورهای مختصات آن در شکل (1) به نمایش در آمده است. پره به دو قسمت اصلی تقسیم می گردد: قسمت توپی (Hub) و قسمت پره (Blade) که تنها قسمت توپی تحت تأثیر تغییرات Collective Angle قرار نمی گیرد. هر دو بخش (Blade, Hub) به طول های کوچکتی (در مجموع 20 عدد) تقسیم می گردند.

نمای سطح مقطع، جهت گیری آن نسبت به محورهای پره و محل مرکز برش و مرکز سطح در شکل (1) نشان داده شده است. محل برخورد دو قسمت پره Station نامیده می شود. سه مجموعه از شرایط مرزی پره در محل محورهای چرخش در نظر گرفته شده است که شامل شرایط مرزی Collective Mode در قسمت لولای متصل شده به محور چرخش حول محور y ، شرایط مرزی Cyclic Mode برای یک لولا با محور چرخش روی محور x و شرایط مرزی Scissor Mode با اتصال صلب میباشد. در همه ی این سه نوع مود، چرخش پره حول محور Z به وسیله ی سیستم کنترل مقید می گردد.



شکل 1: دستگاه مختصات پره

2 - شرایط مرزی

شرایط مرزی برای محاسبه ی فرکانس های طبیعی پره در ادامه بیان شده است.

جدول (1): شرایط مرزی برای محاسبه‌ی فرکانس‌های طبیعی پره

شرایط مرزی درون صفحه‌ای	شرایط مرزی برون صفحه‌ای	شکل‌مود
$Q(0)=0$ $X(0)=0$	$\beta(0) = 0$ $Y(0) = \frac{L(0)}{\frac{20 \times 10^6}{R \times H_{Soft}} - \frac{V_{mass} \times NB}{386.4} \omega^2}$	Collective
$Q(0)=0$ $X(0) = \frac{D(0)}{\frac{20 \times 10^6}{R \times H_{Soft}} - \frac{H_{mass} \times NB}{286.4} \omega^2}$	$Y(0)=0$ $M(0) - K_{\beta} \beta(0) = 0$	Cyclic
$\psi(0) = 0$ $X(0)=0$	$\beta(0) = 0$ $Y(0)=0$	Scissor

مقدارهای H_{mass} و V_{mass} ، V_{soft} را می‌توان از معادلات زیر استخراج کرد.

$$V_{soft} = \frac{20 * 10^6}{R * k_{op}} \quad (1)$$

$$V_{mass} = \frac{M_{Hub,op}}{NB} \quad (2)$$

$$H_{soft} = \frac{20 * 10^6}{R * k_{ip}} \quad (4)$$

$$H_{mass} = \frac{M_{Hub,ip}}{NB} \quad (5)$$

با توجه به روابط فوق، V_{soft} : مقاومت الاستیک بیرون صفحه‌ای (نرمی)، V_{mass} : وزن موثر تویی در جهت بیرون صفحه‌ای به تعداد پره‌ها، H_{soft} : مقاومت الاستیک درون صفحه‌ای، H_{mass} : وزن موثر تویی در جهت درون صفحه‌ای به تعداد پره می‌باشد.

3 - محاسبه ی مود شیپها

فرض کنید $\Delta y = 1$ واز حل 4 معادله ی شرایط مرزی (با صرف نظر کردن از پیچش این معادلات به 3 معادله کاهش خواهند یافت) استفاده کرده تا تغییر شکل نوک پره بدست آید. از آنجا که تمامی تغییر شکل ها، ممان ها و نیروها اکنون برحسب توابعی از تغییر شکل هستند مود شیپها را می توان محاسبه نمود. سپس مود شیپها نسبت به بیشترین مقدار تغییر شکل خطی یا پیچشی به اندازه 10 درجه، نرمالایز می گردند.

از آنجا که مودهای کاملاً غیر کوپل بدست آمده اند، در مجموعه معادلات بالا اغلب اوقات به یک ماتریس نزدیک منفرد منجر می شود، که این امر امکان محاسبه غیر دقیق مود شیپهای غیر کوپل را فراهم می سازد. مودهای غیر کوپل از اطلاعات ورودی پره بدون پیچش در زاویه کالکتیو صفر ریشه و بدون هیچ آفست مرکز ثقل یا برش نتیجه می شوند. اگر گزینه اضافه کردن مودهای غیر کوپل در برنامه استفاده شود برنامه در واقع کوپل های بسیار کوچک را نسبت به کوپل های اصلی در نظر می گیرد. (زاویه پیچش به 1000 تقسیم می شود و ...)

4 - روش آنالیز

روش آنالیز استفاده شده در این پژوهش، پره را به عنوان سیستم گسسته ای از المانهای ریز در نظر می گیرد که هر المان مبین یک قسمت از پره است. ورودی ها توسط کاربر و بر اساس خواص سازه ای گسسته شده مشخص می شوند و مقادیر آنها بصورت مقادیر متوسط می باشد. مرجع این داده ها سیستم مختصات محلی قسمت ها و یا مرکز جرم (خواص اینرسی) و یا محور Pitch (خواص الاستیک) می باشد. از آنجا که Pitch Axis محور مرجع برای آنالیز می باشد، تمامی خواص به این محورها انتقال داده می شود. همه مشخصات نسبت به سیستم مختصات ثابت هاب چرخانده می شود بطوریکه محور عمودی موازی محور چرخش باشد.

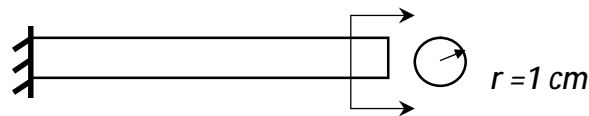
بخش های هر پره به المان های ریز تقسیم شده بطوریکه اینرسی در انتهای درونی هر بخش متمرکز شده و سختی در طول المان گسترش می یابد. با استفاده از علامت های قراردادی برای تغییر شکل ها، نیروها و گشتاورها با فرض حرکت هارمونیک و الزام تعادل نیرو و ممان و پیوستگی تغییر شکل ها در سراسر جرم های متمرکز، معادلات بازگشتی حاصل می گردد.

5. بررسی مسائل نمونه برای صحت سنجی کد تحلیل ارتعاشی

پس از آماده سازی کد ارتعاشی در محیط نرم افزار MATLAB، مطلوبست نتایج خروجی از این برنامه صحت سنجی شود. نتایج حاصل از این برنامه با نتایج حاصل از شبیه سازی عددی در نرم افزار Patran مقایسه شده است. نتایج بدست آمده شامل

فرکانس‌های طبیعی و مود شیپ‌های سازه می‌باشد. بدین منظور آنالیز ارتعاشی یک تیر در شرایط مادی و هندسی مختلف با تکیه‌گاه گیردار تعریف شده است. با توجه به شرایط مرزی ارائه شده برای حالت Scissor، این شرط مرزی معادل شرط مرزی تکیه‌گاه گیردار در نظر گرفته شده است (جدول 1).

در این مسئله یک تیر آلومینیومی به طول یک متر با مقطع دایره‌ای مطابق شکل (2) در نظر گرفته شده است. برای تحلیل ارتعاشی مسئله، تیر به 20 قسمت تقسیم شده است.



شکل 2: نمایی از تیر مسئله نمونه

با در نظر گرفتن $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$ برای آلومینیوم و هندسه مسئله، جرم تیر و هر المان مطابق زیر محاسبه شده است:

$$V = \pi L r^2 = \pi \times 1 \times 0.01^2 = 3.14 \times 10^{-4} \text{ m}^3$$

$$m = \rho V = 2700 \times 3.14 \times 10^{-4} = 0.8478 \text{ kg}$$

$$m_{el} = \frac{m}{20} = \frac{0.8478}{20} = 0.04239 \text{ kg}$$

با توجه به متقارن بودن سطح مقطع تیر خواهیم داشت:

$$r_b = r_c = S_b = S_c = 0$$

همچنین گشتاور دوم سطح و گشتاور دوم قطبی تیر مطابق زیر محاسبه شده است:

$$I = \frac{\pi}{4} r^4 = \frac{\pi}{4} 10^{-8} = 0.785 \times 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$J = 2I = 1.57 \times 10^{-8} \text{ m}^4$$

با در نظر گرفتن $E = 70 \text{ GPa}$ ، $\nu = 0.33$ و $G = \frac{E}{2(1+\nu)} = 26.31 \text{ GPa}$ برای آلومینیوم، سختی خمشی و پیچشی تیر مطابق روابط زیر بدست آمده است:

$$EI = 70 \times 10^9 \times 0.785 \times 10^{-8} = 549.5 \text{ N.m}^2$$

$$GJ = 26.31 \times 10^9 \times 1.57 \times 10^{-8} = 413.07 \text{ N.m}^2$$

ممان اینرسی دوم جرمی برای هر بخش در راستای Beamwise و Chordwise مطابق زیر محاسبه شده است:

$$I_{bb} = I_{cc} = \frac{1}{12} ml^2 = \frac{1}{12} 0.04239 \times 0.05^2 = 0.883125 \times 10^{-5} kg.m^2$$

پس از محاسبه مشخصات هندسی و جرمی، تحلیل ارتعاشی این تیر با استفاده از کد معرفی شده در قسمت قبل، انجام شده است. نتایج بدست آمده از کد با نتایج بدست آمده از شبیه سازی عددی مقایسه شده است. ورودی های کد ارتعاشی برای این مسئله با توجه به شرایط آن در جدول (2) آمده است.

جدول (2): ورودی برنامه مسئله

KT (K _T)	0
Mop (M _{OP})	0
M (M _{ip})	0
KOP(K _{op})	0
KIP (K _{ip})	0
KBETA (K _β)	0
KPSI (K _ψ)	0
KC (K _C)	0
JHUB	0
Twist (θ _t)	0
Blades	1
CHOFF	0
FHOFF	0
PHOFF	0
RRPM	0
RCOLL (θ _c)	0
Z	[0 0.05 0.1 0.15 0.2 0.25 0.3 0.35 0.4 0.45 0.5 0.55 0.6 0.65 0.7 0.75 0.8 0.85 0.9 0.95 1]
EIB(EI _b)	[549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5]
EIC(EI _c)	[549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5 549.5]
WTPL(w, W)	20*g*[0.04239 0]
THD (θ)	[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0]
EYEB (I _{bb})	0.883125e-5*20*[1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1]
EYBC (I _{cc})	0.883125e-5*20*[1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1]

GJ	413.07*[11111111111111111111]
SB(S_b)	[00000000000000000000]
SC(S_C)	[00000000000000000000]
RB (r_b)	[00000000000000000000]
RC (r_C)	[00000000000000000000]

همچنین بر اساس مشخصات بدست آمده، تیر مورد نظر در محیط نرم افزار Patran مدل سازی و تحلیل شده است. نتایج شبیه سازی عددی و کد ارتعاشی در جهات عمودی (Lag) و افقی (Lead) در جدول (3) آمده است. لازم به ذکر است که در این مسئله پیچش در نظر گرفته نشده است.

جدول (3): فرکانس طبیعی تیر حاصل از شبیه سازی عددی و کد ارتعاشی

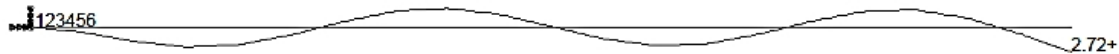
Mode No	ω_n (Hz) MATLAB		ω_n (Hz) Patran		Error%	
	Vertical	Horizontal	Vertical	Horizontal	Vertical	Horizontal
1	14.223	14.223	14.228	14.228	0	0
2	88.381	88.381	88.824	88.824	0.4	0.4
3	244.631	244.631	247.67	247.67	1.2	1.2
4	472.063	472.063	482.88	482.88	2.24	2.24
5	765.97	765.97	780.32	793.55	1.8	3.47

نتیجه گیری:

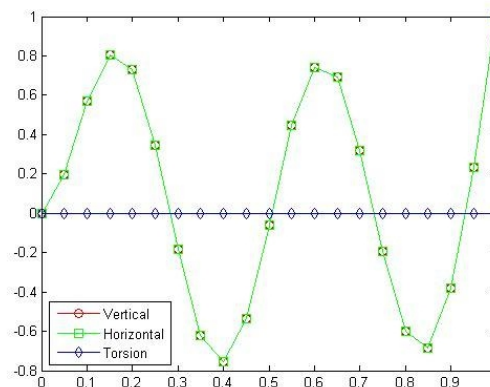
با توجه به جدول (3) نتایج حاصل از کد ارتعاشی انطباق مناسبی با نتایج حاصل از کد ارتعاشی دارد. این انطباق نشان دهنده کاربردی بودن کد برای تیر با مقطع ثابت و بدون سرعت زاویه‌ای می‌باشد. پس از محاسبه فرکانس‌های طبیعی تیر لازم است تا مود شیپ هر فرکانس در جهت افقی و عمودی برای شبیه سازی عددی و کد ارتعاشی ترسیم و با یکدیگر مقایسه شود. بر این اساس مود شیپ شماره پنجم تیر در جهات افقی و عمودی برای شبیه سازی عددی و کد ارتعاشی به ترتیب در شکل‌های (3) و (4) آمده است.

Patran 2012.2 64-Bit 11-Nov-14 14:01:29

Deform: SC1:DEFAULT, A2:Mode 10 : Freq. = 793.55, Eigenvectors, Translational,



شکل 3: مود شیپ پنجم افقی و عمودی تیر مسئله اول حاصل از شبیه سازی



شکل 4: مود شیپ پنجم افقی و عمودی تیر مسئله اول حاصل از کد ارتعاشی

با توجه به اشکال (3) و (4) مود شیپ های افقی و عمودی عیناً شبیه یکدیگر می باشد. همچنین مود شیپ بدست آمده از شبیه سازی عددی و کد ارتعاشی برای هر دو جهت، شباهت قابل قبولی با یکدیگر دارند. از این رو کد ارتعاشی ارائه شده و ورودی های استفاده شده برای این مسئله صحت سنجی شده است.

مراجع

1. تعیین فرکانس طبیعی کوپل پره با استفاده از روش HOLZER-MYKLESTAD. به شماره 555-099-103، مرکز تحقیقات صنایع هوایی شاهد، 1390.
2. سید علی موسوی، محمد رضا الهامی و سعید محبوب مقدس، "آنالیز مودال پره بالگرد با روش های جرم های متمرکز و تست تجربی" دانشگاه جامع امام حسین (ع)، 1393.



اولین کنفرانس بین المللی دستاوردهای نوین پژوهشی در
مکانیک، مکاترونیک و بیومکانیک
1st International Conference on New Research Achievements in
Mechanic, Mechatronic & Biomechanic



3. R.L. Bennett, " Digital Computer Program DF1758 Fully Coupled Natural Frequencies and Mode Shapes of a Helicopter Rotor Blade", NASA-CR-132662, 1975.
4. W.H. Weller and R.E. Mineck, "An Improved Computational Procedure for Determining Helicopter Rotor Blade Natural Modes", NASA Technical Memorandum 78670, 1978.
5. T.T. McLarty, "Rotorcraft Flight Simulation with Coupled Rotor Aeroelastic Stability Analysis", Vol.1 – Engineering Manual. USAANRDL-TR-76-41A, U.S. Army, 1977.
6. R.L. Bennett, "Rotor system Design and Evaluation Using a General Purpose Helicopter Flight Simulation Program. Specialists Meeting on Helicopter Rotor Loads Prediction Methods", AGARD-CP-122, 1973.
7. S.G. Sadler, " Informal Final Report on Blade Frequency program for Nonuniform Helicopter Rotors, with Automated Frequency Search", NASA CR-112071, 1972.
8. R.J. Gould, R.F. Hoskin, J.A. Milner, M.J. Fratt, "Computational Methods in Linear Algebra ", John Wiley & Sons, 1974.
9. J.M. Davis, R.L. Bannet and B.L. Blankenship, "Rotorcraft Flight Simulation with Aeroelastic Rotor and Improved Aerodynamic Representation", Vol.1 – Engineering Manual. USAANRDL-TR-74-10A, U.S. Army, 1974.
10. J.M. Davis, "Rotorcraft Flight Simulation with Aeroelastic Rotor and Improved Aerodynamic Representation", Vol.2 – User's Manual. USAANRDL-TR-74-10B, U.S. Army, 1974.
11. K.S. Brentner, "Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise", NASA-Technical Memorandum 87721, 1986.
12. W.K. Wilkie, P.H. Mirick and C.W. Langston, "Rotating Shake Test and Modal Analysis of a Model Helicopter Rotor Blade ", NASA-Technical Memorandum 4760, 1997.
13. D. Cazangiu, G. Dima and R. Dragan, "Structural Analysis of the Main Rotor Blade for Light Helicopter – Case of Hovering Flight Mode", Annals of the Oradea University, 2014.
14. R.L. Bielawa, "Aeroelastic Analysis for Helicopter Rotor Blades With Time-Variable, Nonlinear Structural Twist and Multiple Structural Redundancy - Mathematical Derivation and Program User's Manual", NASA CR-2638, 1976.