

# 무베어링 헬리콥터 로터의 지상공진 불안정성 특성 해석

## Ground Resonance Instabilities Analysis of a Bearingless Helicopter Main Rotor

윤 철 용† · 기 영 중\* · 김 태 주\* · 김 덕 관\* · 김 승 호\*

Chul Yong Yun, Young-Jung Kee, Tae-Joo Kim, Deog-kwan Kim and Seung-Ho Kim

(2012년 1월 19일 접수 ; 2012년 3월 5일 심사완료)

**Key Words :** Bearingless Main Rotor(무베어링 로터), Ground Resonance(지상공진), Fuselage-rotor Coupling (동체-로터 연계), Lead-lag Damper(리드-래그 댐퍼)

### ABSTRACT

The ground resonance instability of a helicopter with bearingless main rotor hub were investigated. The ground resonance instability is caused by an interaction between the blade lag motion and hub inplane motion. This instability occurs when the helicopter is on the ground and is important for soft-inplane rotors where the rotating lag mode frequency is less than the rotor rotational speed. For the analysis, the bearingless rotor was composed of blades, flexbeam, torque tube, damper, shear restrainer, and pitch links. The fuselage was modeled as a mass-damper-spring system having natural frequencies in roll and pitch motions. The rotor-fuselage coupling equations are derived in non-rotating frame to consider the rotor and fuselage equations in the same frame. The ground resonance instabilities for three cases where are without lead-lag damper and fuselage damping, with lead-lag damper and without fuselage damping, and finally with lead-lag damper and fuselage damping. There is no ground resonance instability in the only rotor-fuselage configuration with lead-lag damper and fuselage damping.

### 기 호 설 명

$\alpha_G$  : 동체 무게중심 회전자유도, rad  
 $I_\zeta$  : 블레이드 래그 질량관성모멘트, kg·m<sup>2</sup>  
 $I_f$  : 동체관성행렬, kg·m<sup>2</sup>  
 $M_b$  : 각 블레이드 질량, kg  
 $M_f$  : 동체질량, kg  
 $M_x$  : 동체 모달 질량, kg

$M_y$  : 동체 모달 질량, kg  
 $N$  : 블레이드 개수  
 $\Omega$  : 로터 회전수, rad/s  
 $R$  : 로터 회전반경, m  
 $r_G$  : 동체 무게중심 선형자유도, m  
 $S_\zeta$  : 블레이드 래그 1차 질량모멘트, kg·m  
 $\nu_\zeta$  : 회전 래그 고유진동수, /rev

### 1. 서 론

† 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원 회전익기술팀  
E-mail : cyyun@kari.re.kr  
Tel : (042)860-2288, Fax : (042)860-3590

\* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

# 이 논문의 일부는 2011년 추계 소음진동 학술대회에서 발표되어 우수논문으로 추천되었음.

헬리콥터에서 주로터는 추력 및 제어력을 발생시키는 핵심 시스템으로 그 기능을 수행하기 위해 다양한 형태의 허브가 존재한다. 최신 로터 허브 형태는 무게 및 비용절감을 위해 기존 허브에 존재하는 힌지 및 베어링을 제거하여 단순한 무베어링 로터 형

태로 진화되고 있다<sup>(1)</sup>. 무베어링 로터허브시스템은 힌지 및 베어링을 복합재 유연보를 사용함으로써 대체하였지만, 안정성 및 진동저감을 위해 리드-래그 댐퍼는 여전히 존재한다. 허브 부품중 댐퍼는 헬리콥터가 지상공진이 발생하지 않도록 장착하는 것으로 로터 기본설계시 지상공진 해석을 통해 요구되는 댐핑량에 대해 해석하여 댐퍼를 선정하여야 한다<sup>(2,3)</sup>.

헬리콥터에서 지상공진은 지상에서 회전시 발생할 수 있는 동적인 불안정한 현상으로 지상공진이 발생하면 헬기는 순간적으로 대형 사고가 발생한다. 지상공진은 회전하는 블레이드의 회전면내 운동이 동체 허브의 운동과 연계되어 발생하며, 공기력이 없이도 발생할 수 있는 기계적인 불안정성 현상이다<sup>(4-6)</sup>. 지상공진 현상은 블레이드의 면내 방향 모드의 탄성을 포함한 운동과 공기력, 동체, 착륙장치 및 다른 기계 요소들의 탄성효과를 모두 고려하여야 하는 것으로 공력기계적 안정성 현상으로 분류된다. 또한 비행중 공기력이 연계되어 지상공진과 유사한 형태의 불안정성이 발생하는데 이를 공중공진이라 한다. 이러한 지상공진과 공중공진 불안정성을 공력기계적인 불안정성이라 하며, 대부분의 헬리콥터는 이를 방지하기 위하여 로터에 고가의 댐퍼를 장착하여 불안정성이 발생하지 않도록 한다.

이 논문에서는 설계되고 있는 무베어링 로터 허브시스템(Fig. 1)의 지상공진 불안정성 여부에 대해 해석하였다. 블레이드/토크튜브/유연보/댐퍼/스너버를 포함하는 무베어링 로터를 모델링하여, 회전하는 로터에 대해 모달해석을 수행하여 로터의 고유진동수 및 감쇠를 구하였고, 동체를 질량/감쇠기/스프링으로 모델링하여 동체 모달질량 및 피칭/롤링 모드의 고유진동수 및 감쇠값을 계산하였다. 이를 바탕으로 로터 및 동체의 연계해석을 통하여 지상공진 불안정성 현상을 살펴보았다.

## 2. 지상공진 모델링 및 해석

### 2.1 무베어링 로터 모델링

로터 고유진동수 해석을 위해 헬리콥터 로터 해석 프로그램인 CAMRAD II를 사용하였다. 무베어링 로터는 토크튜브(torque tube)를 포함한 블레이드, 유연보(flexbeam), 스너버(snubber)댐퍼(damper),

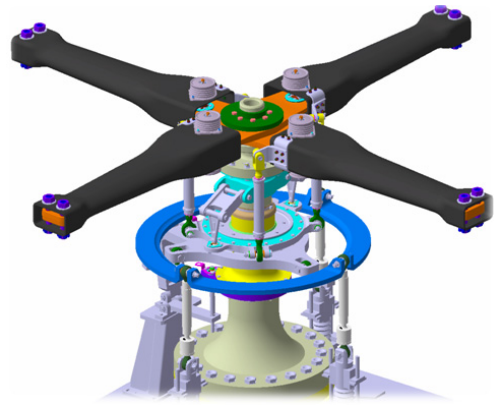
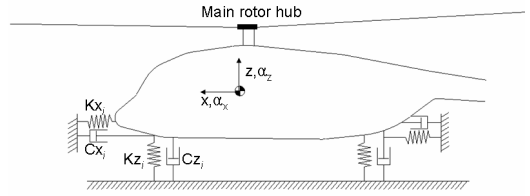


Fig. 1 Bearingless main rotor hub

피치링크(pitch link)로 구분하여 모델링하였다. 유연보 및 블레이드는 빔모델이며, 스너버/댐퍼 및 피치링크는 조인트로 모델링하였다. 공기력 계산을 위해 블레이드 에어포일의 양력, 항력 및 모멘트 계수를 받음각과 마하수로 표현한 테이블 파일을 구성하였으며, 블레이드 스캔방향으로는 공력패널을 분포시켰다. 로터의 고유진동수 및 감쇠 계산을 위해 동적 유입류 모델을 사용하였다. 유연보는 무베어링로터에서 발생하는 하중대부분을 담당하며, 유연보와 토크튜브를 연결하는 스너버는 토크튜브에 장착된 댐퍼와 연결되어 플랩방향에 대해 피벗처럼 운동하여 전단방향 하중을 유연보에 전달하며 전단방향 운동을 구속하는 역할을 한다. 해석 대기조건은 해면고도 표준대기조건이며, 블레이드의 콜렉티브 각도는 1도로 설정하였다. 지상공진해석은 로터 블레이드의 래그 방향 고유진동수 및 감쇠비가 필요하다. 따라서 해석은 로터 회전수에 따른 래그방향 모드의 회전하는 좌표계에서의 고유진동수 및 감쇠를 계산하였다. Fig. 2는 댐퍼가 있는 경우와 없는 경우에 대해 로터 회전속도에 대해 래그 모드 고유진동수를 나타낸 것으로 로터 회전속도는 지상공진 가능영역인 운용회전수의 120%까지 해석하였다. 댐퍼가 있는 경우 운용회전수에서 래그 모드 고유진동수 및 감쇠는 각각 4.12 Hz(0.71/rev), 4.0%이며 댐퍼가 없는 경우는 고유진동수는 거의 유사하지만 감쇠는 약 0.7%이다. 로터 운용회전수에서 회전좌표계에서 래그 모드의 고유진동수는 4.12 Hz로서 이를 비회전 좌표계의 고유진동수는 로터 회전수(5.82 Hz)와 회전좌표계의 진동수 차이로 표현

**Table 1** Rotor geometric properties

Property	Value
Hub type	Bearingless
Number of blades	4
Radius, m	5.74
Blade chord, m	0.36
Blade mass, kg	45.5
Blade 1st M.O.I, kg·m	120.9
Blade M.O.I, kg·m <sup>2</sup>	455.8
Rotor speed, RPM	349
Blade airfoil section profile	NACA 23012
Solidity	0.0796
Linear blade twist, deg	-8.0
Flexbeam length, m	1.16



**Fig. 3** Fuselage modeling

전속도에 의해 결정이 되며 식 (2)와 같다.

$$T = \frac{1}{2} M_f \dot{\mathbf{r}}_G \cdot \dot{\mathbf{r}}_G + \frac{1}{2} \dot{\boldsymbol{\alpha}}_G \cdot I_f \cdot \dot{\boldsymbol{\alpha}}_G \quad (2)$$

여기서  $M_f$ 는 동체의 질량,  $I_f$ 는 무게중심에 대한 동체의 질량관성모멘트이다.

동체 시스템의 위치에너지는 착륙장치의 강성과 변위로 표현할 수 있다. 동체 무게중심의 운동에 의한 착륙장치  $i$ 의 변위는 다음과 같다.

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{r}_G + (\mathbf{r}_G - \mathbf{r}_i) \times \boldsymbol{\alpha}_G \quad (3)$$

착륙장치  $i$ 의 위치에너지는 다음과 같다.

$$V_i = \frac{1}{2} \mathbf{r}_G \cdot K_i \cdot \mathbf{r}_G^T \quad (4)$$

여기서  $K_i$ 는 3×3 대각강성행렬이며, 전체 위치에너지는 식 (5)와 같이 각 착륙장치의 위치에너지를 합으로 표현할 수 있다.

$$V = \sum_{i=1}^n V_i \quad (5)$$

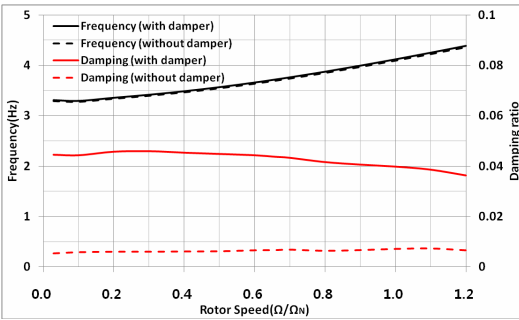
여기서  $n$ 은 착륙장치의 개수이다.

착륙장치 댐퍼에 의한 소산에너지도 위치에너지와 유사하며, 전체 소산에너지는 다음과 같다.

$$D = \sum_{i=1}^n D_i \quad (6)$$

동체의 운동에너지, 위치에너지, 소산에너지를 식 (7)의 라그랑지 방정식에 대입하면 상수의 계수를 가지는 6개의 방정식이 있는 운동방정식을 구할 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} + \frac{\partial D}{\partial \dot{q}} = 0 \quad (7)$$



**Fig. 2** Rotor lag frequencies and damping values with rotor speed

되며 이는 1.7 Hz가 된다. 따라서 보수적인 지상공진 해석을 위해 동체의 고유진동수를 1.7 Hz 근처로 설정하였다.

### 2.2 동체 모델링

지상공진현상은 헬리콥터 동체와 로터가 연계되어 발생하므로, 모달해석을 위해 로터를 제외한 동체에 대해 모델링을 하였다. Fig. 3과 같이 헬리콥터 동체는 착륙장치위에 놓여진 강체로 가정하였으며, 착륙장치(3개 또는 4개)는 xyz방향에 대해 각각 강성과 감쇠를 가진다. 따라서 동체는 동체 무게중심에 대해 질량과 관성모멘트를 갖는 강체로 모델링하였다<sup>(7,8)</sup>.

동체는 무게중심에 대해 식 (1)과 같은 3개의 선형자유도  $\mathbf{r}_G$ 와 3개의 회전자유도  $\boldsymbol{\alpha}_G$ 를 가진다.

$$q = [x, y, z, \alpha_x, \alpha_y, \alpha_z] \quad (1)$$

동체의 운동에너지는 무게중심의 선형속도 및 회

**Table 2** Fuselage position

Location	FS(mm)	BL(mm)	WL(mm)
C.G.(airframe)	3,177	0	410
Main rotor hub	3,327	0	2,110
L.G.(Fwd, nose)	1,630	0	-1,140
L.G.(Aft, right)	3,862	1,300	-1,140
L.G.(Aft, left)	3,862	-1,300	-1,140

**Table 3** Fuselage properties

Parameter	Value	
Airframe mass, kg	3,000	
Rotor mass, kg	182	
Airframe rolling inertia $I_{xx}$ , kg·m <sup>2</sup>	2,051	
Airframe pitching inertia $I_{yy}$ , kg·m <sup>2</sup>	7,313	
Airframe yawing inertia $I_{zz}$ , kg·m <sup>2</sup>	8,563	
Airframe product inertia $I_{xz}$ , kg·m <sup>2</sup>	0	
Fwd L.G.	Longitudinal $K_x$ , N/m	388,412
	Lateral $K_y$ , N/m	720,260
	Vertical $K_z$ , N/m	720,260
Aft L.G.	Longitudinal $K_x$ , N/m	388,412
	Lateral $K_y$ , N/m	720,260
	Vertical $K_z$ , N/m	720,260

**Table 4** Calculated modal values of fuselage

Mode	Frequency (Hz)	Generalized mass (kg·m <sup>2</sup> )	Damping (%)
1 <sup>st</sup> roll mode( $M_y$ )	2.26	1,073	5.9
1 <sup>st</sup> pitch mode( $M_x$ )	1.82	1,450	4.9

여기서,  $L = T - V$

위의 운동방정식을 간단히 표현하면 식 (8)과 같은 질량-댐퍼-스프링의 운동방정식이 된다.

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = 0 \tag{8}$$

여기서,  $M$ 은 질량행렬,  $C$ 는 댐핑행렬,  $K$ 는 강성행렬이다. 위 방정식에 대한 고유치해석을 통하여 동체의 고유치와 고유모드를 구할 수 있다. 고유모드의 정규화는 주로터 허브의 회전면내 변위의 최대값을 사용하였다. 주로터 허브의 변위는 다음과 같이 표현된다.

$$r_{mrh} = r_G + (r_G - r_{mrh}) \times \alpha_G \tag{9}$$

식 (9)를 이용하여 로터 허브에서의 최대 변위가 1이 되도록 정규화하여 모달 질량을 구하였다.

이 해석에 사용된 동체는 3,000 kg 중량이며, 3개의 착륙장치에 의해 지지된다. 상세한 동체의 위치

및 질량/강성 정보는 Table 2, Table 3, Table 4와 같다. 동체에 대한 입력값은 보수적인 해석을 위해 지상공진에 취약한 동체의 고유진동수가 나오도록 설정되었다. 지상공진 해석을 위해 먼저 동체 모드를 계산하였다. Table 2와 Table 3의 동체 및 착륙장치의 형상정보 및 질량, 강성을 입력값으로 식 (8)을 사용하여 동체의 1차 롤 모드와 1차 피치모드를 계산하였다. 동체의 1차 롤 모드의 고유진동수 및 감쇠는 각각 2.26 Hz와 5.9%이며, 1차 피치모드의 고유진동수와 감쇠는 각각 1.82 Hz 및 4.9%로서 로터의 비회전 래그 고유진동수와 가까이 있어 지상공진 가능성이 있다. Table 4는 계산된 동체 모드를 정리한 것이다.

### 2.3 로터-동체 연계 지상공진 해석

지상공진 해석은 회전하는 로터와 회전하지 않은 동체에 대한 방정식을 풀어야 함으로 운동방정식을 동일한 좌표계를 사용하여 표현하여야 한다. 또한 지상공진은 회전하는 로터 블레이드의 회전면내 방향 운동 즉 래그 모드가 동체와 연계가 되므로, 래그 모드 운동방정식만 고려한다. 회전좌표계에서 로터 래그 운동방정식을 FCT(Fourier coordinate transform)를 사용하여 비회전좌표계의 운동방정식으로 변환하여, 지상공진에 영향을 주는 사이클릭 래그 모드( $\zeta_{1c}, \zeta_{1s}$ )에 해당하는 운동방정식을 사용하였다. 동체의 영향은 로터 허브에서의 면내운동인  $X$  및  $Y$ 방향 운동과 이의 각 방향에 대한 강성 및 댐핑으로 표현하면, 동체의 운동  $X_h, Y_h$ 으로 인한 힘은 로터에 가해지는 외력이 되며, 반대로 로터가 동체에 가하는 힘은 로터의 동체 종축방향 힘인  $H$  force와 횡축방향 힘인  $Y$  force으로 이를 계산하여 동체운동방정식을 구하였다<sup>9)</sup>. 이로부터 로터-동체 연계 지상공진 운동방정식은 식 (10)과 같다.

$$\overline{M}\ddot{X} + \overline{C}\dot{X} + \overline{K}X = 0 \tag{10}$$

여기서  $X = [\zeta_{1c} \ \zeta_{1s} \ x_h \ y_h]^T$

$$\overline{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -S_\zeta^* \\ 0 & 1 & S_\zeta^* & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} \frac{S_\zeta^*}{M_x^*} & 1 & 0 \\ -\frac{1}{2} \frac{S_\zeta^*}{M_y^*} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\bar{C} = \begin{bmatrix} C_{\zeta}^* & 2 & 0 & 0 \\ -2 C_{\zeta}^* & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_x^* & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_y^* \end{bmatrix},$$

$$\bar{K} = \begin{bmatrix} \nu_{\zeta}^2 - 1 & C_{\zeta}^* & 0 & 0 \\ -C_{\zeta}^* & \nu_{\zeta}^2 - 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\omega_x^2}{\Omega^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\omega_y^2}{\Omega^2} \end{bmatrix}$$

$x_h$  및  $y_h$ 는 허브 변위로서 로터 회전반경에 의해 무차원화되었고,  $S_{\zeta}^* = RS_{\zeta}/I_{\zeta}$ 로서 무차원화 로터 관성계수이며, 로터 및 동체의 질량비는 다음과 같다.

$$M_x^* = (M_x + NM_b)R^2/NI_b,$$

$$M_y^* = (M_y + NM_b)R^2/NI_b$$

여기서  $R$ 은 로터 회전반경,  $N$ 은 블레이드 개수이며  $I_{\zeta}$  및  $I_b$ 는 각각 래그 힌지에 대한 2차 관성모멘트 및 블레이드 질량 관성모멘트이다. 로터와 동체의 연계 정도는 로터가 가진 관성계수 및 로터/동체의 질량비에 의해 영향을 받는다. 또한 동체 시스템의 각 방향에 대한 무차원화 고유진동수 및 감쇠는 다음과 같이 정의하였다.

$$w_x = k_x/(M_x + NM_b), \quad w_y = k_y/(M_y + NM_b),$$

$$C_x^* = C_x/\Omega(M_x + NM_b), \quad C_y^* = C_y/\Omega(M_y + NM_b)$$

Table 5는 해석에서 사용한 값들을 나타내고 있다.

### 2.4 해석결과 및 분석

지상공진은 로터회전속도가 운용속도의 80%~120% 회전속도에서 동체모드와 교차하지 않거나 교차하면 댐퍼를 통해 충분한 안정성을 확보하여야 한다<sup>(8)</sup>. 이 지상공진해석에서는 리드-래그 댐퍼 및

Table 5 Non-dimensional parameter values

Parameter	Value
$S_{\zeta}^*$	1.523
$M_x^*$	29.49
$M_y^*$	22.68
$w_x$	10.78
$w_y$	13.13

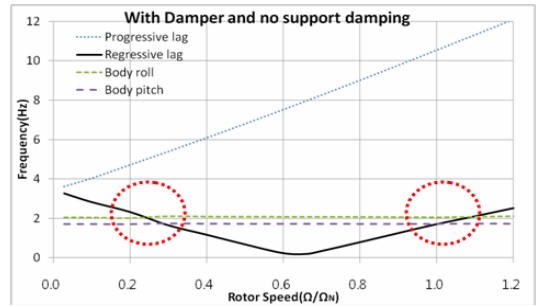


Fig. 4 Mode frequencies in non-rotating frame

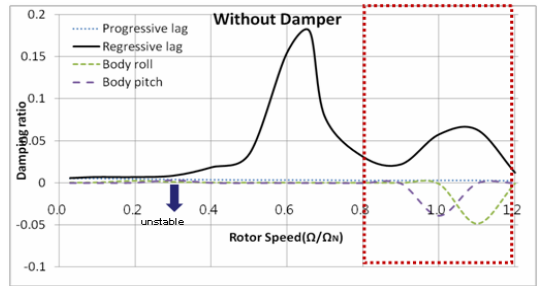


Fig. 5 Damping values with rotor speed (without lead-lag damper and supporting damping)

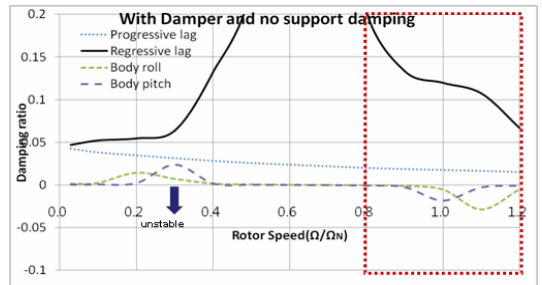


Fig. 6 Damping values with rotor speed (with lead-lag damper and without supporting damping)

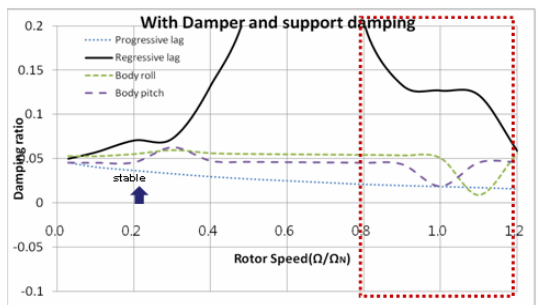


Fig. 7 Damping values with rotor speed (with lead-lag damper and with supporting damping)

동체 감쇠의 유무에 따라 3가지 경우를 상정하여 해석하였다. 첫 번째는 로터의 리드-래그 댐퍼가 없으며 동체의 댐핑이 없는 경우로서 안정성 확인을 위해 지상공진 해석을 통해 로터 및 동체 모드의 고유진동수와 감쇠를 구하였다. Fig. 4는 회전하지 않는 동체모드와 회전하는 래그 모드를 동시에 표현하기 위해 비회전좌표계에서 동체 및 로터의 고유진동수를 로터 회전수에 따라 그린 것으로, regressive lag 모드는 로터 회전수 25%지점과 100%지점에서 동체 모드와 만나고 있다. 따라서 두 곳의 만나는 지점이 지상공진에 발생가능성이 있는 곳이다. 하지만 Fig. 5의 댐핑값을 보면 회전속도 25%지점은 불안정성이 발생하지 않고 100%지점에서 댐핑값이 음으로 되면서 강한 불안정성이 발생한다. Fig. 6은 리드-래그 댐퍼는 있지만, 동체의 댐핑이 없는 경우의 모달 댐핑값을 보여주고 있다. 댐핑값의 크기는 Fig. 5의 경우와 비교시 작아졌지만, 여전히 댐핑은 음의 값으로 불안정성이 존재한다. 실제 헬리콥터의 경우는 착륙장치의 타이어 또는 올레오에서 댐퍼 역할을 하여 동체는 구조댐핑을 갖는다. Fig. 7은 로터의 댐퍼와 동체 감쇠가 모두 있는 경우로서 로터 회전속도 전 영역에 대해서 댐핑이 양의 값을 가져 지상공진 불안정성은 발생하지 않는다.

### 3. 결 론

이 논문에서는 무베어링 로터의 공력기계적인 불안정성 현상인 지상공진 불안정성 현상을 해석하여 리드-래그 댐퍼의 적절성을 살펴보았다. 이를 위해 무베어링 로터의 회전속도에 따른 고유진동수 및 감쇠를 계산하였으며, 동체를 강성, 감쇠 및 질량이 있는 모델로 가정하여 모달해석을 통해 헬리콥터 동체의 고유모드를 구하였다. 이로부터 로터-동체 연계 지상공진 안정성 해석을 수행하였다. 그 결과 현재 설계된 무베어링 로터는 댐퍼가 없는 경우 심각한 지상공진이 발생하나 해석에 사용된 댐퍼 장착 및 동체 구조 댐핑을 고려하였을 시 지상공진 불안정성은 발생하지 않는다.

### 후 기

이 논문은 지식경제 기술혁신사업(항공우주부품

기술개발사업) 무베어링 로터 허브시스템 개발사업의 연구 결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- (1) Helmut, H., 1992, Will Rotor Hubs Lose Their Bearings, A Survey of Bearingless Main Rotor Development, The 18th European Rotorcraft Forum.
- (2) Wayne, J., 1985, Recent Developments in the Dynamics of Advanced Rotor Systems, NASA TM-86669.
- (3) Song, K. W., Kim, J. H., Kim, S. H., Lee, J. D. and Rhee, W., 2006, An Experimental Investigation of the Aeroelastic Stability of Next-generation Blade for Helicopter, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 8, pp. 848~856.
- (4) Weller, W. H. and Peterson, R. L., 1984, Inplane Stability Characteristics for an Advanced Bearingless Main Rotor Model, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 29, No. 3, pp. 45~53.
- (5) Weller, W. H., 1990, Relative Aeromechanical Stability Characteristics for Hingeless and Bearingless Rotors, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 35, No. 3, pp. 68~77.
- (6) Jang, J. and Chopra, I., 1988, Ground and Air Resonance of an Advanced Bearingless Rotor in Hover, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 33, No. 3, pp. 20~29.
- (7) Han, C. H., Yun, C. H., Kim, S. J. and Jung, S. N., 2003, Aeromechanical Stability Investigation of a Composite Hingeless Rotor in Hover, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 48, No. 3, pp. 159~166.
- (8) Park, J. K., Kim, S. H., Kwak, D. I. and Lee, B. W., 2007, Ground Resonance Analysis for the Class of Korean Utility Helicopter, Proceedings of the KSAS Annual Spring Conference, pp. 890~893.
- (9) Wayne, J., 1980, Helicopter Theory, Princeton University Press, New Jersey.