

헬리콥터 동체의 진동 예측

Vibration Prediction of Helicopter Airframe

윤철용† · 김도형* · 강희정*

Chul Yong Yun, Do-Hyung Kim, Hee Jung Kang

Key Words : Helicopter Vibration(헬리콥터 진동), Blade loads(블레이드 하중), Hub loads(허브 하중)
강체 동체 모델(Rigid body modeling), Main rotor(주로터).

ABSTRACT

This paper describes a helicopter vibration induced by main rotor in forward flight. The hub loads in the fixed frame, which are dominant source of helicopter vibration, are obtained by multi-blade summation of rotating blades loadings. The components of 3/rev, 4/rev, and 5/rev blades loadings are transmitted by blades to 4/rev hub loads in the fixed frame. The vertical vibrations of helicopter at pilot seat and copilot seat are calculated through rigid body transfer functions considering airframe to be rigid body. The blades are assumed to be elastic and undergo the flap, lag, and torsion motion and free wake aerodynamic model is used to calculate the precise blade loadings in the analysis. The 4/rev vertical vibration responses are analyzed from rotating blade loadings and fixed hub loadings

1. 서 론

헬리콥터에서 진동은 전진비행 시 블레이드의 운동과 하중으로 인해 불가피하게 발생하게 된다. 하지만 심한 진동은 조종사의 피로 및 승객들의 불편함 뿐만 아니라, 헬리콥터 구성품들의 피로 수명을 저하시켜 운용비용 상승을 유발하고, 헬리콥터 개발 시 진동문제가 발생한다면 이의 해결을 위해 개발기간 지연, 무게 증가 및 개발비 증가로 이어질 수 있다. 헬리콥터의 진동은 주로터, 꼬리로터, 엔진, 기어박스, 동체의 특성등 다양한 요인으로부터 발생하지만, 특히 그 중에서 주로터에 의해 유발되는 진동이 주된 원인이다. 따라서 헬리콥터 개발 단계에서부터 저진동 로터를 고려하여 설계를 하여야 한다.

하지만, 헬리콥터 진동의 이해 및 예측은 다양한 원인들로 인해 현재까지는 불만족스러우며, 특히 주된 진동원인 블레이드의 진동하중 예측은 정교한 후

류모델을 고려한 공기역학적 해석, 동적실속, 공력-구조 연계 해석, 블레이드 구조 모드들 간의 연계 해석등을 수행해야하는 매우 복잡한 해석이 필요하다. 또한 동체의 구조 해석은 동체의 복잡성으로 인해 해석의 정확도가 낮아, 제작된 동체의 모달시험을 통해 동적특성을 파악하고 있다.

본 논문에서는 헬리콥터 진동발생 원인 중에서 일차적 진동원(vibration source)인 로터 하중으로 인해 발생하는 동체 진동을 해석하였다. 회전하는 블레이드에서 발생하는 하중으로부터 고정좌표계의 허브 하중을 구하고 이로부터 동체 특정 지점에서의 수직 가속도를 구하여 블레이드 하중 및 허브 하중에 의한 영향성을 분석하였다. 이를 위해 4개의 블레이드를 가지는 로터는 블레이드간의 상호 차이점이 없이 동일함을 가정하였다. 또한 해석에서 동체의 탄성모드로 인한 복잡성을 제거하기 위해, 동체를 강체로 가정하여 로터하중과 동체 수직가속도 관계를 구하였다. 이러한 강체 동체 가정은 진동예측의 정확도를 낮추나, 일차적인 진동예측 및 진동분석에서는 유용하게 사용할 수 있다.

† 교신저자; 정희원, 한국항공우주연구원 회전익기술팀
E-mail : cyyun@kari.re.kr
Tel : 042-860-2288, Fax : 042-870-3590

* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

2. 본 론

2.1 고정좌표계에서의 로터 허브 하중

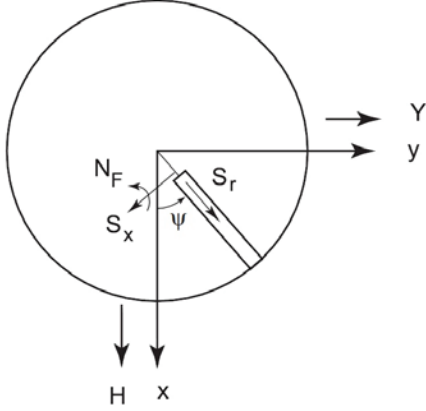


Fig. 1 Hub loads in fixed and rotating frames

회전하는 블레이드의 허브 중심에 작용하는 전단력인 수직전단력(vertical shear), 반경전단력(radial shear), 항력전단력(drag shear)을 각각 S_z , S_r , S_x 이라 하고, 플랩방향 굽힘모멘트, 래그 방향 굽힘모멘트, 토션방향 모멘트를 각각 N_f , N_t , N_l 이라하면 로터 허브에 작용하는 고정좌표계에서의 힘과 모멘트는 회전좌표계에서의 각 블레이드에 작용하는 하중의 합으로 식(1)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 T &= \sum_{m=1}^{N_b} S_z^{(m)} \\
 H &= \sum_{m=1}^{N_b} (S_r^{(m)} \cos \psi_m + S_x^{(m)} \sin \psi_m) \\
 Y &= \sum_{m=1}^{N_b} (S_r^{(m)} \sin \psi_m - S_x^{(m)} \cos \psi_m) \\
 M_x &= \sum_{m=1}^{N_b} (N_t^{(m)} \cos \psi_m + N_f^{(m)} \sin \psi_m) \\
 M_y &= \sum_{m=1}^{N_b} (N_t^{(m)} \sin \psi_m - N_f^{(m)} \cos \psi_m) \\
 Q &= \sum_{m=1}^{N_b} N_l^{(m)}
 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 T, H, Y, M_x, M_y, Q 는 각각 추력, 항력, 측력, 롤링모멘트, 피칭모멘트, 로터 토크이며, 하첨자 m 은 개별 블레이드의 위치를 나타내며, 블레이드

드 개수가 4개인 경우 $N_b = 4$ 이다.

블레이드에 작용하는 하중은 로터 회전수에 대해 주기함수의 특징을 나타내므로 Fourier series를 사용하여 표현할 수 있고 이에 m 번째 블레이드의 vertical shear force는 다음과 같다.

$$S_z^{(m)} = S_{z0} + \sum_{n=1}^{\infty} (S_{znc} \cos n\psi_m + S_{zns} \sin n\psi_m) \quad (2)$$

헬리콥터 진동에 있어 6차 이상의 모드는 크기가 작아 무시할 수 있다. 유사하게 $S_r^{(m)}$, $S_x^{(m)}$, $N_f^{(m)}$, $N_t^{(m)}$, $N_l^{(m)}$ 도 5차까지의 Fourier series로 표현할 수 있다. 이를 multiblade summation으로 표현하고, 블레이드 개수가 4개인 로터를 가정하면, 고정좌표계에서의 추력은 다음과 같이 표현된다.

$$T = 4S_{z0} + 4S_{z4c} \cos 4\psi + 4S_{z4s} \sin 4\psi \quad (3)$$

여기서 $\psi = \Omega t$ (Ω :로터 회전수)이다. 즉 회전좌표계에서의 블레이드의 고조파(harmonics)하중은 고정좌표계의 허브에서는 블레이드 개수에 해당하는 4/rev 성분과 정적추력(steady thrust)성분만 남아 동체에는 4/rev 진동 하중만 전달된다. 정적 하중성분은 헬리콥터의 trim을 위해 요구되는 힘과 모멘트이다. 식(1)의 토크성분은 추력과 마찬가지로 회전좌표계의 4/rev 래그 모멘트가 고정좌표계에 4/rev으로 전달된다. 추력 및 토크를 제외한 허브 하중은 식(1)에서 보듯이 sin항과 cos항이 곱해져 계산되므로, 회전좌표계의 3/rev 성분과 5/rev 성분이 허브를 통해 동체에 4/rev 진동하중으로 전달된다. 회전하는 개별 블레이드에서 발생하는 반경전단력(R.S.), 항력전단력(D.S.), 플랩 굽힘모멘트(F.M.), 토션모멘트(T.M.) 하중이 4개의 블레이드를 가정한 고정좌표계의 허브 하중으로 전달되는 관계를 Table 1에서 정리하였다. 고정좌표계에서 허브하중 H-force는 회전좌표계의 3/rev Radial shear/Drag shear 및 5/rev Radial shear/Drag shear 성분으로 구성된다. 회전좌표계의 블레이드 Drag shear 하중 성분 $S_{x3c} \cos 3\psi$ 은 $+2S_{x3c} \sin 4\psi$ 의 허브 하중 H-force와 $-2S_{x3c} \cos 4\psi$ 의 허브 하중 Y-force로 전달된다. 따라서 고정좌표계에서 허브 하중 H-force는 식(4)와 같이 표현된다.

$$H = (-2S_{x3s} + 2S_{r3c} + 2S_{x5s} + 2S_{r5c})\cos 4\psi + (+2S_{x3c} + 2S_{r3s} - 2S_{x5c} + 2S_{r5s})\sin 4\psi \quad (4)$$

측력(Y-force), 롤모멘트 및 피치모멘트도 Table 1을 참조하여 H-force와 유사하게 구할 수 있다.

Table 1 Hub loads transmitted by blades to hub

Blade forces (rotating)					
Harmonics		$\cos 3\psi$	$\sin 3\psi$	$\cos 5\psi$	$\sin 5\psi$
D.S.		S_{x3c}	S_{x3s}	S_{x5c}	S_{x5s}
R.S.		S_{r3c}	S_{r3s}	S_{r5c}	S_{r5s}
F.M		N_{f3c}	N_{f3s}	N_{f5c}	N_{f5s}
T.M		N_{t3c}	N_{t3s}	N_{t5c}	N_{t5s}
Hub loads (in fixed frame)					
Harmonics		$\cos 4\psi$	$\sin 4\psi$	$\cos 4\psi$	$\sin 4\psi$
H force	D.S.	$-2S_{x3s}$	$+2S_{x3c}$	$+2S_{x5s}$	$-2S_{x5c}$
	R.S.	$+2S_{r3c}$	$+2S_{r3s}$	$+2S_{r5c}$	$+2S_{r5s}$
Y force	D.S.	$-2S_{x3c}$	$-2S_{x3s}$	$-2S_{x5c}$	$-2S_{x5s}$
	R.S.	$-2S_{r3s}$	$+2S_{r3c}$	$+2S_{r5s}$	$-2S_{r5c}$
Roll moment	F.M.	$-2N_{f3s}$	$+2N_{f3c}$	$+2N_{f5s}$	$-2N_{f5c}$
	T.M.	$+2N_{t3c}$	$+2N_{t3s}$	$+2N_{t5c}$	$+2N_{t5s}$
Pitch moment	F.M.	$-2N_{f3c}$	$-2N_{f3s}$	$-2N_{f5c}$	$-2N_{f5s}$
	T.M.	$-2N_{t3s}$	$+2N_{t3c}$	$+2N_{t5s}$	$-2N_{t5c}$

2.2 동체의 수직 가속도

헬리콥터 동체 특정 위치에서의 진동수준 예측을 위해 동체를 강체로 가정하였고, 수평 평형상태에서 전진비행시 로터에서 발생하는 하중에 의한 진동을 예측하였다. Fig. 2는 해석에 사용된 허브하중과 동체특정지점의 위치와 가속도를 보여주고 있다.

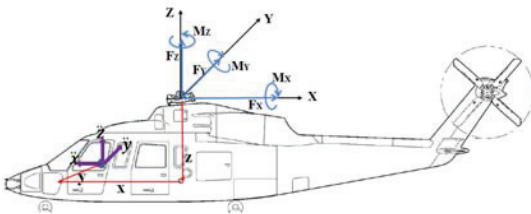


Fig. 2 Hub loads and vibration

수직진동(\ddot{Z})는 허브에 작용하는 수직하중(F_z)뿐

만 아니라, 회전면내 방향 하중(F_x, F_y)에 의한 모멘트, 피치모멘트(M_y) 및 롤모멘트(M_x) 하중 성분에 의해 결정된다. 여기서 F_z 는 추력 진동성분이며 F_x 및 F_y 는 각각 항력(H force) 및 측력(Y force)이다.

허브 수직하중에 의한 수직가속도(\ddot{Z}_T) 성분은 수직하중을 동체의 질량으로 나누어 주면 된다.

$$\ddot{Z}_T = F_z / M \quad (5)$$

동체의 롤방향 운동에 의해서도 수직가속도가 발생하며, 이는 허브의 진동하중 F_y 및 M_x 에 의해 유발된다. 롤방향에 대한 모멘트 평형을 고려하면,

$$-F_y z + M_x = I_{xx} \ddot{\phi} \quad (6)$$

이며, 롤운동에 의한 수직방향 가속도 $\ddot{Z} = y\ddot{\phi}$ 로부터 동체의 롤방향 운동에 의한 수직가속도 성분은 다음과 같다.

$$\ddot{Z}_R = y\ddot{\phi} = -F_y z y / I_{xx} + M_x y / I_{xx} \quad (7)$$

블레이드로 부터 발생하는 허브의 진동하중 F_x , M_y 는 동체의 피치방향 운동을 유발하여, 동체에 수직가속도가 발생한다. 피치방향 모멘트 평형으로 부터

$$F_x z + M_y = I_{yy} \ddot{\theta} \quad (8)$$

이며, 피치운동에 의한 수직방향 가속도 $\ddot{Z} = x\ddot{\theta}$ 로부터 동체의 피치방향 진동에 의한 수직가속도 성분은 다음과 같다.

$$\ddot{Z}_P = x\ddot{\theta} = F_x z x / I_{yy} + M_y x / I_{yy} \quad (9)$$

따라서 동체의 특정지점(x, y, z)의 수직가속도는 식(10)과 같이 계산할 수 있다.

$$\ddot{Z} = \ddot{Z}_T + \ddot{Z}_R + \ddot{Z}_P \quad (10)$$

하중과 가속도의 관계인 전달함수(transfer functions)를 동체를 강체로 가정하여 구하였고, 이로부터 고정좌표계의 추력, 로터 항력, 측력, 롤모멘트, 피치모멘트, 토크로부터 헬리콥터의 동체 특정 지점에서의 수직가속도를 구하였다.

2.3 해석 결과 및 분석

(1) 로터 모델링 및 고유진동수

로터에서 유도된 헬리콥터 동체의 진동을 분석하기 위해 4개의 블레이드를 가지는 BERF형태의 로터를 해석하였다. 로터 회전수는 293RPM이며, 로터 회전반경은 6.7m이다. 추력 10,000lb의 표준대기 해면 고도에서 로터가 속도 100knots로 수평 전진비행하는 경우를 해석하였다. 로터에서 발생하는 허브 하중은 동체 모델없이 로터 단독인 경우를 가정하여 해석하였고, 블레이드 구조는 탄성모델을 적용하였고, 진동 예측에서 중요한 후류모델은 자유 후류를 사용하였다. 해석은 상용프로그램인 CAMRAD II를 이용하였고, Fig. 3은 해석에 사용된 로터 모델이다.

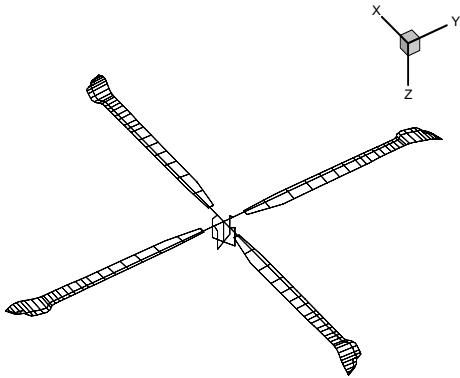


Figure 3 Rotor Modeling

회전하는 로터 블레이드는 로터 회전수의 정수배에 해당하는 진동수(pN_b)로 공기력 및 관성력에 의해 가진이 되어 블레이드의 고유진동수가 가진 진동수에 근접하면 블레이드 모드의 반응은 증가하여 진동 하중이 커지게된다. Tabel 2는 본 해석 로터에 대해 플랩, 래그, 토션모드에 대한 회전 고유진동수를 나타내고 있다. 진동관점에서 중요한 모드는 블레이드에 작용하는 공기력 하중이 3/rev, 4/rev, 5/rev 근처에 있는 2, 3차 플랩모드, 2차 래그 모드이다. 1차 토션모드는 5/rev 근처에 있기는 하나, 가진 하중이 작아 허브하중에 미치는 영향이 미비하다.

Table 2 Rotor blade rotating frequencies

Modes	Frequency, /rev
1st Lag Mode	0.25
1st Flap Mode	1.03
2nd Flap Mode	2.72
3rd Flap Mode	4.17
2nd Lag Mode	4.66
1st Torsion Mode	5.15

(2) 블레이드 하중 및 허브 하중

회전하는 로터에서 발생하는 블레이드 하중은 회전수에 대해 주기적으로 변화하므로 고조화 해석(Harmonics analysis)을 통해 힘과 모멘트를 분석하였다. 6차 이상의 고조화는 그 크기가 작아 영향이 미비하여 무시하였다. Figs. 4와 5는 하모닉스 차수에 따른 회전 블레이드 하중의 힘과 모멘트를 보여주고 있다. 회전 블레이드 하중 중 동체로 전달되는 하중은 3, 4, 5차 성분이 전달된다. 1차, 2차, 및 3차 수직 전달력은 크기는 커지만 동체로 전달되는 하중은 4차 성분만 전달된다. 1차 Drag shear와 Radial shear는 동체에 steady하중으로 전달되어 진동에 영향이 없으며, 2차와 4차 하모닉스는 허브에서 상쇄되어 동체에 하중이 전달되지 않아, 3차와 5차 성분만 진동에 영향을 미친다. 플랩 모멘트와 토션 모멘트도 drag shear와 radial shear의 경우와 유사하게 동체에 영향을 끼치나, 토션 모멘트 경우는 그 크기가 작아 영향력이 적다. 래그 모멘트의 경우는 토크형태로 동체에 전달되며 그 경향은 vertical shear와 동일하다.

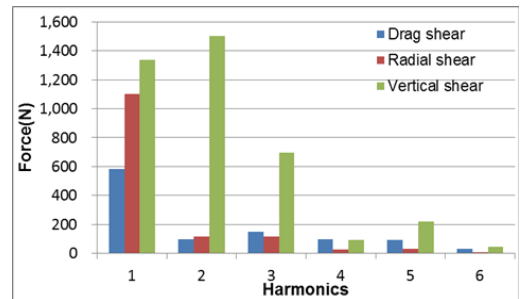


Fig. 4 Hub forces in rotating frame

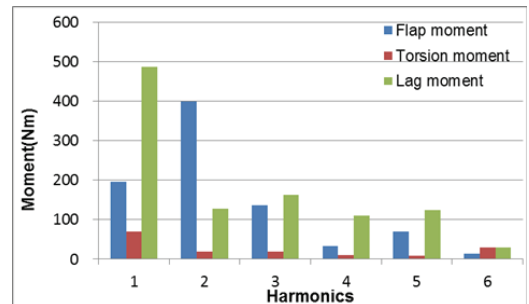


Fig. 5 Hub moments in rotating frame

회전하는 블레이드에서의 하중은 개별 블레이드의

위치를 고려하여 하중을 합하면, 고정좌표계에서의 허브하중을 구할 수 있다. 허브 고정좌표계에서 하중은 4/rev 진동수를 가지며 추력(TF), 항력(HF), 측력(YF), 롤모멘트(RM), 피치모멘트(PM), 토크(Q) 형태로 구분된다. Fig. 6는 고정좌표계의 허브 진동 하중을 보여주고 있다. 블레이드의 drag shear와 radial shear에 의한 측력 하중이 다른 하중에 비해 높다.

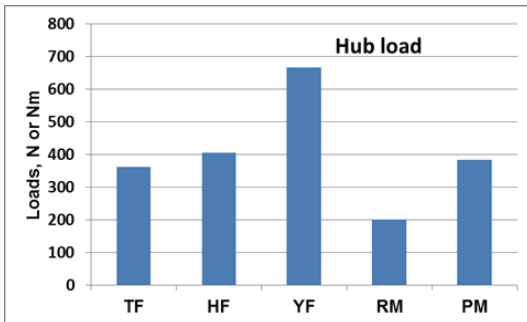


Fig. 6 4/rev Hub loads in fixed frame

(3) 동체 수직 가속도

헬리콥터의 진동은 주로 조종석 및 부조종석에서 측정한다. 이에 본 논문에서는 동체의 조종석 및 부조종석에 대해 진동을 분석하였다. 동체의 수직 가속도를 구하기 위해 무게 10,000lb의 헬리콥터를 가정하였으며, 계산에서 사용된 동체의 관성 특성과 조종석들의 위치는 Table 3에서 정리하였다.

로터 블레이드에서 유도된 4/rev 동체 진동은 9개의 회전 블레이드 하중 성분으로 구분된다. 4차 vertical shear(VS4), 3차와 5차 drag shear(DS3/DS5), 3차와 5차의 radial shear(RS3/RS5), 3차와 5차의 플랩모멘트(FM3/FM5)이며, 마지막으로 그 영향이 미비한 3차와 5차의 토션 모멘트(TM3/TM5)이다.

Table 3 Airframe characteristics

Property	Value
Weight M, kg	4,536
Mass moment of inertia Ixx, kgm ²	380
Mass moment of inertia Iyy, kgm ²	1,940
Mass moment of inertia Izz, kgm ²	1,680
Pilot and co pilot seat position(zc), m	2.4
Pilot and co pilot seat position(xc), m	3.2
Pilot seat position(yp), m	0.6
Copilot seat position(ycp), m	-0.6

레그 모멘트는 토크 하중으로 나타나지만, 수직

가속도에는 영향을 끼치지 않는다. Fig. 7은 회전하는 블레이드 하중들이 조종석에서 측정된 가속도에 미치는 영향을 분석한 그래프이다. 조종석과 부조종석의 가속도는 위상은 다르지만 크기는 같다. 여기서 가속도의 크기는 중력가속도에 의해 무차원화되었다. 수직 가속도의 크기에 주로 영향을 미치는 블레이드 하중은 3차/5차의 drag shear와 3차의 radial shear이며, 5차의 radial shear, 플랩모멘트는 어느 정도 영향을 미친다. 4차의 vertical shear와 토션모멘트는 수직 가속도 기여도가 낮다.

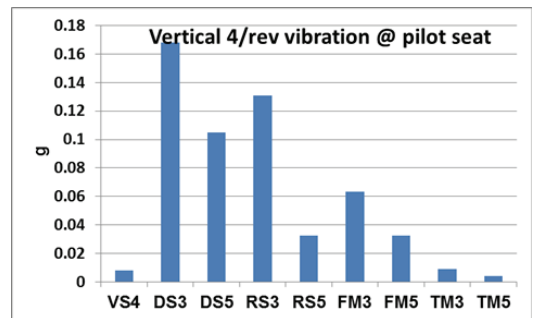


Fig. 7 4/rev vibration contribution of rotating blade loads

Fig. 8은 조종석과 부조종석에서 고정좌표계 4/rev 동체 진동을 회전 블레이드 하중을 이용하여 수직 가속도 벡터로 표시하였다. Fig. 8의 오른쪽은 조종석 수직진동이며, 왼쪽은 부조종석 수직 진동이다. 각 직선의 끝 지점이 최종 수직 진동을 나타낸다. 그림에서 조종사석과 부조종사석 위치에서의 블레이드 하중 성분이 미치는 크기는 동일하고, 다만 위상만 차이가 있다. 조종석에서의 진동을 보면 3차의 drag shear와 3차의 radial shear가 진동의 크기에 주로 영향을 미치며, drag shear 5차의 진동은 크기는 크지만 전체 진동의 위상에 주로 변화를 주어 전체 가속도 크기에는 기여도가 낮다. 전반적인 경향은 3차 하모닉스 성분들은 가속도의 크기에 기여하고, 5차 성분들은 가속도의 위상에 영향을 주고 있다. Fig. 7에서도 알 수 있듯이, 4차 vertical shear와 3차/5차 토션 모멘트의 수직 진동 기여도는 매우 낮다. 부조종석의 최종 수직가속도 수준은 각 성분의 크기는 같지만 위상의 영향으로 인해 조종석의 최종 수직 가속도 수준보다 그 크기가 약 12% 높다.

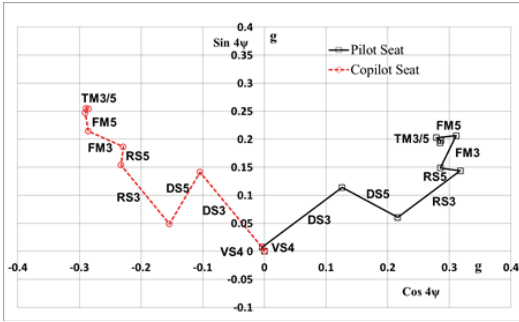


Fig. 8 4/rev Vibration responses from rotating blade loads and rigid body transfer functions

헬리콥터의 수직 가속도는 허브 하중에 대한 동체의 수직운동, 롤방향 운동 및 피치방향 운동에 의해 발생한다. Fig. 9는 조종석 위치에서 고정좌표계의 허브 하중에 의한 수직 가속도 크기를 비교한 것이다. 허브 하중의 축력(YF)에 의한 가속도가 가장 크며, 다음으로는 항력(HF), 피치 모멘트(PM), 롤 모멘트(RM), 추력(TF) 순으로 가속도에 기여하고 있다. 축력과 롤모멘트는 동체의 롤 운동을 유발하여 수직 가속도에 영향을 미치는데 그 크기를 피치운동 또는 수직운동과 비교하면 롤 운동에 의한 가속도 크기가 더 크다.

Fig. 10은 동체의 롤 운동, 피치 운동과 수직 운동이 조종석 및 부조종석에서의 수직 진동을 벡터로 표현한 그래프이다. 각각의 위치에서 피치 운동과 수직 운동의 벡터는 크기와 위상이 같지만, 롤 운동으로 인한 수직 가속도는 두 위치에서 크기는 같지만 위상은 180도 차이가 있어 부조종석의 진동 수준이 조종석보다 조금 높게 된다. 또한 Fig.10에서는 롤 운동을 일으키는 하중인 축력과 롤 모멘트 및 피치 운동을 유발하는 항력 및 피치 모멘트를 함께 도시하였다. 롤 운동과 피치 운동 가속도는 각각 허브 축력과 허브 항력에 의해 주로 발생한다.

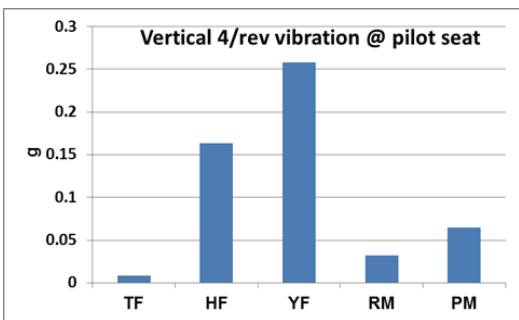


Fig. 9 4/rev vibration contribution of fixed hub loads

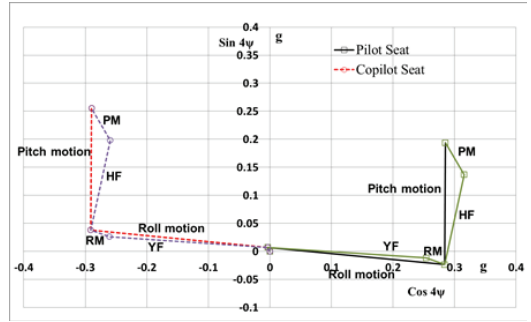


Fig. 10 4/rev Vibration responses from fixed hub loads

3. 결 론

본 논문에서는 전진비행 시 헬리콥터의 로터가 유발하는 동체 진동의 특성에 대해 분석하였다. 다수의 회전하는 블레이드에서 발생하는 하중은 로터 허브에서 합해져 동체에 전달되어 진동을 야기시킨다. 회전하는 블레이드의 3축 힘과 모멘트중 3/rev, 4/rev, 5/rev 성분으로부터 고정좌표계의 4/rev 허브 하중을 계산하고, 동체를 강체로 가정하여 허브 하중과 동체의 특정 지점에서의 수직 가속도의 관계를 유도하여 동체의 4/rev 수직 진동을 구하였다.

본 해석 경우의 전진하는 헬리콥터 블레이드 하중에서 수직 가속도의 크기에 주로 영향을 미치는 성분은 3차 하모닉스 drag shear, 3차 하모닉스 radial shear 및 3차 하모닉스 플랩 모멘트이며, 5차 하모닉스 하중은 주로 위상차에 관계가 되고, 4차의 수직하중 및 토션하중은 그 영향이 미비하다. 고정좌표계의 허브 하중에서는 축력과 항력이 동체의 수직가속도에 미치는 영향이 가장 크며, 롤모멘트와 피치모멘트는 힘에 비하면 그 영향이 미비하다. 조종석과 부조종석 위치에서의 수직 가속도를 비교하면, 수직운동과 피치방향 운동에서 발생하는 가속도는 크기와 위상에서 동일하지만, 롤 방향 운동에서 크기는 같지만 위상에서 180도 차이가 있어 전체 진동 수준에서 차이가 발생한다.

후 기

본 논문은 지식경제 기술혁신사업(항공우주부품 기술개발사업) 무베어링 로터 허브시스템 개발사업의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) Hanford, R.E., and Vorwald, J., 1996, Dynamics Workshop on Rotor Vibratory Loads, American Helicopter Society 52nd Annual Forum, Washington, D.C.
- (2) Johnson, W., 1980, Helicopter Theory, Princeton University Press, New Jersey.
- (3) Taylor, R.B., 1984, Helicopter Rotor Blade Design for Minimum Vibration, NASA CR-3825,
- (4) Blackwell, R.H., 1983, Blade Design for Reduced Helicopter Vibration, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 28, No. 3.
- (5) Datta, A., and Chopra, I., 2004, Validation and Understanding of UH-60A Vibratory Loads in Steady Level Flight, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 49, No. 3.
- (6) Heffernan, R.M., Yamauchi, G.K., Gaubert, Michel, and Johnson, W., 1990, Hub loads Analysis of the SA349/2 Helicopter, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 35, No. 1.
- (7) Kim, D. K., Joo, G., Lee, M. K., and Hong, D., 2003, A study on the Low Vibration Design of Paddle Type Composite Rotor Blade for Helicopter, KSAS Journal Vol. 31, No.4, pp. 99~104.