

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(6), 495-501(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.6.495>

## 한국형 기동헬기 전기체 지상진동시험

김세희\*, 곽동일\*, 정세운\*, 최종호\*, 김정훈\*\*

## Ground Vibration Test for Korean Utility Helicopter

Se-Hee Kim\*, Dong-Il Kwak\*, Se-Un Jung\*, Jong-ho Choi\* and Joung-Hun Kim\*\*

Korea Aerospace Industries\*,

Defense Agency for Technology and Quality\*\*

## ABSTRACT

Korean Utility Helicopter (KUH) has been designed to avoid the blade passing frequency and any instability due to a coupling of dynamic characteristics between the main rotor and the airframe in ground operation. For these design objectives, the vibration analysis and the ground resonance analysis were performed to analyze the dynamic characteristics of the airframe and the main rotor. Then, the whirl-tower test was conducted to identify the dynamic characteristics of the main rotor and the ground vibration test (GVT) was conducted to identify the dynamic characteristics of the airframe. The GVT for KUH was conducted with the test conditions and test articles established in consideration of each flight and ground condition. This paper shows the method and technique for performing the GVT for KUH and presents the correlation technique and the results for the correlated analysis model.

## 초 록

한국형 기동헬기는 블레이드 가진주파수를 회피하고 지상 운용에서 로터와 기체의 동적 특성이 연계되어 나타나는 불안정성이 없도록 설계되었다. 이러한 설계 목적을 위해 진동 해석과 지상공진 해석을 수행하여 기체와 주로터의 동적 특성을 분석하였다. 이후 헬타워 시험을 통해 주로터의 동적특성을 확인하였으며 지상진동시험을 통해 기체의 동적 특성을 확인하였다. 지상진동시험은 지상 및 비행 운용 조건이 고려된 시험체 구성과 시험 조건을 적용하여 수행되었다. 본 논문에서는 한국형 기동헬기에 적용된 지상진동시험 방법 및 분석 기법을 보이고 해석 모델 보정기법과 보정된 해석 결과를 제시한다.

**Key Words** : Korean Utility Helicopter(한국형 기동헬기), Blade Passing Frequency(블레이드 가진주파수), Ground Resonance(지상공진), Whirl-Tower Test(헬-타워 시험), Ground Vibration Test(지상진동시험), Correlation Technique(보정 기법)

## 1. 서 론

회전하는 로터 시스템으로부터 양력과 추력을 제공받아 비행하는 헬기는 블레이드의 비등방 공기역학적 특성에 따른 주기적 진동과 로터와 기

체 간 동특성 커플링에 의한 동적 불안정성을 내재하고 있다. 회전하는 로터 시스템에 의해 발생하는 진동은 구조물과 구성품의 수명뿐 아니라 조종사와 승무원의 피로를 증가시켜 임무수행에 영향을 줄 수 있으며, 지상공진과 같은 동적 불

† Received: February 28, 2013 Accepted: May 31, 2013

\* Corresponding author, E-mail : kim\_sh@koreaaero.com

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

안정성 현상이 발생하는 경우 항공기에 치명적인 손상을 줄 수 있다[1].

이러한 동적 특성으로 인한 진동 문제를 최소화하는 방안으로는 진동저감장치 적용[2], 주로터 댐퍼와 착륙장치의 최적화 설계[1,3] 등이 있지만 가장 기본적인 설계 고려사항은 기체구조의 동적 특성을 주요 가진주파수와 회피시키는 것이다.

한국형 기동헬기의 주요 가진 주파수는 블레이드 가진주파수와 1차 리그레시브 리드래그 (Regressive Lead-lag) 주파수이다. 회전익 항공기는 로터가 회전함에 따라 로터 회전속도에 비례하는  $N/REV$  ( $N=1,2,3...$ ) 진동이 발생한다. 여기서  $1,2,3/REV$ 은 로터 시스템의 가공 및 조립공차에 따른 질량, 무게중심 불균형에 의한 진동 성분으로 휠-타워 시험(Whirl-Tower Test)에서의 동적 밸런싱(Balancing), 항공기에서의 로터 트랙킹(Tracking)과 밸런싱(RTB)을 통해 제어되어 기체에는 낮은 수준으로 작용한다.  $4/REV$  성분은 주로터에 작용하는 공력 불균형에 의해 발생한다. 항공기 비행 조건에 따라 전/후진 블레이드에 속도 차이가 생기고 이에 따라 각 블레이드에 불균형한 공력이 작용하여 진동 하중을 생성한다. 이는 회전익 항공기에서 가장 대표적인 진동 성분으로 한국형 기동헬기의  $4/REV$  주파수는 18.1Hz이다.

한국형 기동헬기의 1차 리그레시브 리드래그 주파수는 2.9Hz이다. 지면에서 기체의 롤(Roll) 모드가 2.9Hz를 충분히 회피하지 못하면 자려진 동현상(Self-excited Oscillation)을 유도한다.

이러한 동적 특성 반영을 위해 설계 단계에서는 지상공진해석과 진동 해석을 수행하여 로터시스템과 기체의 동적특성을 분석하였고 휠타워 시험과 지상진동시험을 통해 로터 시스템과 기체의 동특성을 독립적으로 확인하였다. 시험 결과는 해석 모델에 반영하여 해석 결과를 검증하고 해석 모델의 신뢰성을 높이는데 적용되었다. 보정된 해석 모델은 항공기의 진동 특성 및 동적 불안정성을 예측하는데 적용될 뿐만 아니라, 비행에서 발생하는 진동 문제 분석 및 진동저감장치 적용을 위한 해석적 접근을 가능하게 한다.

본 논문에서는 한국형 기동 헬기에 적용된 지상진동시험에 대한 수행 방법, 시험 결과 평가 그리고 해석 모델 보정 기법을 제시한다.

## II. 본 론

한국형 기동헬기는 4개의 블레이드로 구성된 주/꼬리로터 시스템과 휠타워의 착륙장치를 적

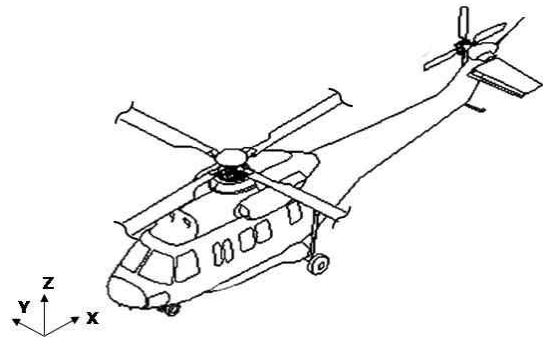


Fig. 1. KUH Configuration

용하였다. Fig. 1은 한국형기동헬기 형상과 시험에 적용되는 좌표축을 보인다.

지상진동시험은 항공기 운용 조건에 따라 지상 및 비행의 두 가지 경계조건으로 구분하여 수행되었다. 지상운용 경계 조건은 주로터 1차 리그레시브 리드래그 모드 회피여부, 기체의 롤 모드 고유 주파수와 감쇠비 확인을 목적으로 하였다. 비행 경계 조건에서는 기체 고유모드의 주로터  $4/REV$  주파수 회피 여부 및 응답특성 확인을 목적으로 하였다.

### 2.1 시험체 구성

시험체는 Fig. 2와 같이 주로터와 꼬리로터 시스템의 회전 구성품을 모두 제거하고 등가의 더미 질량을 장착하여 구성하였다. 이는 기체 동적 특성 획득에 불필요한 블레이드 자체의 관성 영향을 제거하고 지지구조 연결과 가진기 구성을 용이하게 하기 위한 목적이다.

비행 경계 조건의 경우, 가능한 자유 경계 조건과 유사하도록 Fig. 3과 같이 주로터 마스트를 공압유연지지 장치에 연결하였고 지지 구조에 의한 항공기의 강제 모드가 1.0Hz 이하임을 확인하였다[4,5].

지상 운용 경계 조건의 경우는 공압유연지지 장치를 제거하고 항공기를 지면에 단순 위치시켜 경계 조건을 구성하였다.

시험체의 중량 형상은 헬기 기본 형상과 중량



Fig. 2. Main Rotor & Tail Rotor Dummy Mass

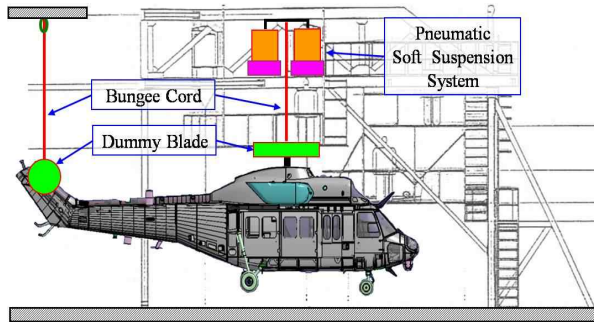


Fig. 3. KUH Test Article with Pneumatic Soft Suspension System

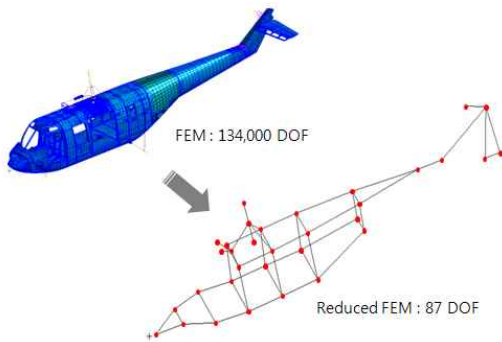


Fig. 4. FE Model & Measurement Locations

운용 범위를 고려하여 다음과 같이 구성하였다.

- 1) 최소비행중량(MFW) - 5.6ton  
: 헬기 공허 중량, 조종사, 최소비행연료
- 2) 최대이륙중량(MTOGW) - 8.7ton  
: 최대 비행연료/내부화물 적재량 추가

한국형 기동헬기의 고유모드와 응답특성을 대표하는 자유도로 구성된 축약된 유한요소모델은 Fig. 4와 같다. 축약된 유한요소모델은 약 13만개의 자유도 중 모드 특성을 대표할 수 있는 자유도를 추출한 모델로서 87개의 자유도로 구성되었다. 선정된 자유도와 위치에 따라 센서를 장착하였다.

## 2.2 시험 조건

- 1) 비행 경계 조건

비행 경계 조건에서는 주로터 가진주파수인 18.1Hz를 포함하는 30Hz 이하의 주요 구조 모드의 특성 확인을 주목적으로 한다. Table 1은 비행 경계조건에 적용된 세 가지 형태의 가진 입력을 보인다[6]. 더미 로터에 적용된 가진기 장착 형상은 Fig. 5와 같다.

첫 번째 가진 조건은 Sine Sweep 가진으로 모든 시험 형상의 고유모드 및 고유주파수 획득을 목적으로 하였다. 가진은 기체의 모든 방향의 모

Table 1. Test Condition for Flight Operation

Excitation	Frequency	Location	Direction	Force
Sine Sweep	5~30Hz	Main	Fx	500N
		Main	Fy	500N
		Main	Fz	2×500N
		Main	Mx	2×500N
		Main	My	2×500N
		Tail	Fz	500N
Sine	18.1Hz (4/REV)	Main	Fz	1000N
		Main	My	2×500N
Sine Dwell	12~13Hz	Main	Fx	500~300N

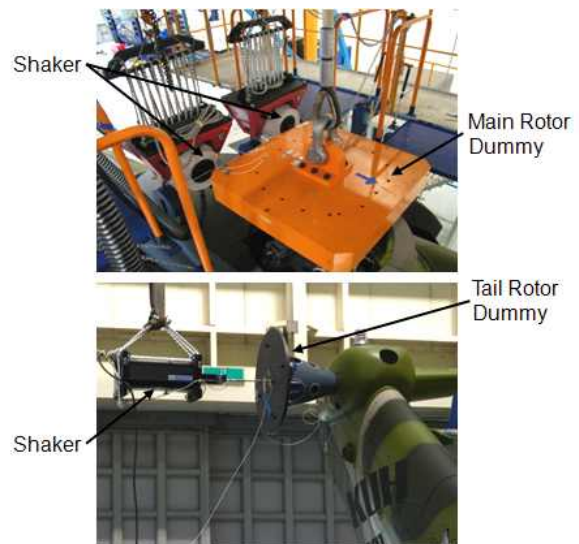


Fig. 5. Shaker Installation on Dummy Rotor

드를 가진 할 수 있도록 주로터 더미에 6분력 형태로 적용하였다. 이 중 수직방향 모멘트(Mz)는 헬기 진동 특성과 무관하므로 시험 조건에 반영하지 않았다. 또한 수평안정판 및 수직꼬리의 움직임이 지배적으로 나타나는 모드는 꼬리로터 더미를 가진하여 모드 특성을 확인하였다. 이때, 주로터 더미 질량은 플래핑에 따른 유효 질량 변화를 고려하여 주로터 전체 질량인 500kg(Full mass)과 절반인 250kg(Half mass)의 형상으로 구분하여 적용하였다.

두 번째 시험 조건은 Sine 가진으로 주로터 가진주파수인 18.1Hz 가진에 대한 기체의 응답을 확인하기 위해 적용되었다.

세 번째 Sine Dwell 가진은 하중 크기 변화에 따른 진동저감시스템인 스프링플레이트의 응답 특성 변화를 확인하기 위해 수행하였다. 스프링플레이트는 주기어박스(MGB) 하부에 장착되어 있으며 항공기 종축 방향으로 운동하여 주로터에

Table 2. Test Condition for Ground Operation

Weight	Tire Pressure	Oleo Pressure	Description
MFW	100%	100%	Normal
MTOGW	100%	100%	Normal
	50%	100%	Deflated Tire
	100%	30%	Oleo Leakage
	50%	30%	Tire & Oleo failure

서 기체로 전달되는 진동을 저감하는 구조이다.

2) 지상운용 경계 조건

지상운용 경계 조건은 착륙장치의 정상 운용 조건과 파손에 의한 타이어나 올레오(Oleo)의 압력 손실을 고려하여 Table 2와 같이 시험 조건을 구성하여 수행하였다. 가진 위치는 주로터 더미이며 항공기 횡축 방향으로 1~5Hz Sine Sweep 가진을 적용하여 착륙장치가 제공하는 강성에 기인하는 기체의 롤 모드 특성을 확인하였다.

2.3 시험 결과

1) 비행 경계조건에서의 시험 결과

Sine Sweep 가진 시험을 통해 확인된 모드는 식 (1)과 같이 자기 직교성(Self Orthogonality)을 이용하여 각 모드의 독립성을 평가하였다.

$$[X] = [\Phi]^T [M] [\Phi] \tag{1}$$

여기서  $[\Phi]$ 는 모드 벡터이며  $[M]$ 은 축약된 유한요소모델로부터 얻어진 질량 행렬이다.

최소비행중량(MFW)의 모드에 대한 자기직교성은 Fig. 6과 같이 ID 4, 5, 6번 모드를 제외한 6개 모드의 비대각 행렬 요소(Off Diagonal Element)가 0.30이하로 독립적인 모드임을 확인하였다. ID 4, 5, 6번 모드의 경우는 수평안정판(H-stabilizer)의 수직방향 굽힘 모드에 의한 영향이 높아 비대각 행렬요소가 0.34~0.37 수준으로 확인되었다.



Fig. 6. Self-Orthogonality for MFW/Full Mass

Table 3. Modal Frequencies for MFW

ID	Mode Description (MFW)	Main Rotor Dummy	
		500kg(Full)	250kg(Half)
1	1 <sup>st</sup> Vertical Bending	8.2Hz	9.0Hz
2	1 <sup>st</sup> Lateral Bending	8.5Hz	8.6Hz
3	MR Mast Pitching	13.0Hz	13.7Hz
4	H-Stabilizer Bending	14.8Hz	14.9Hz
5	1 <sup>st</sup> Torsion	16.0Hz	16.5Hz
6	Forward Cockpit Bending	16.9Hz	17.3Hz
7	2 <sup>nd</sup> Vertical Bending	20.9Hz	21.1Hz
8	2 <sup>nd</sup> Torsion	22.6Hz	23.2Hz
9	2 <sup>nd</sup> Lateral Bending	24.8Hz	24.9Hz

Table 4. Modal Frequencies for MTOGW

ID	Mode Description (MTOGW)	Main Rotor Dummy	
		500kg(Full)	250kg(Half)
1	1 <sup>st</sup> Vertical Bending	8.0Hz	8.3Hz
2	1 <sup>st</sup> Lateral Bending	8.2Hz	8.4Hz
3	MR Mast Pitching	12.9Hz	13.3Hz
4	H-stabilizer Bending	14.8Hz	14.8Hz
5	1 <sup>st</sup> Torsion	15.7Hz	16.2Hz
6	Forward Cockpit Bending	16.6Hz	16.7Hz
7	2 <sup>nd</sup> Vertical Bending	21.1Hz	21.2Hz
8	2 <sup>nd</sup> Torsion	19.9Hz	20.1Hz
9	2 <sup>nd</sup> Lateral Bending	24.3Hz	24.9Hz

중량 형상별 시험 결과는 Table 3, 4와 같이 8차 모드를 제외한 모든 모드에서 5% 내외의 차이를 보였다.

8차 모드인 2차 Torsion 모드는 중량 증가에 따라 14%의 주파수 변화가 발생했지만 주로터 가진주파수와 1Hz 이상 충분히 격리된 모드임을 확인하였다. 플래핑 효과에 따른 주로터 유효 질량 감소에 의해 5% 수준의 고유주파수가 증가됨을 확인하였다.

항공기의 주요 구성품 및 기체 주요 구조 위치에서 주로터 가진주파수에 대한 응답을 증폭시키는 요소의 존재 여부를 확인하기 위하여 Sine 가진에 대한 주파수응답함수를 확인하였다. Fig. 7은 18.1Hz 가진 입력에 대한 각 측정 위치에서의 주파수응답함수이다. 주어진 가진 입력에 대해 증폭되는 응답이 없으며 응답수준이 매우 낮음을 확인하였다.

Sine Dwell 가진은 주로터 마스트 피치(Pitch) 모드의 고유주파수 변화를 확인하기 위해 수행되었다. 주로터 마스트 피치 모드는 마스트를 포함한 주로터 시스템의 높은 관성과 스프링플레이트의 낮은 강성에 의한 고유 모드로서 항공기 진동

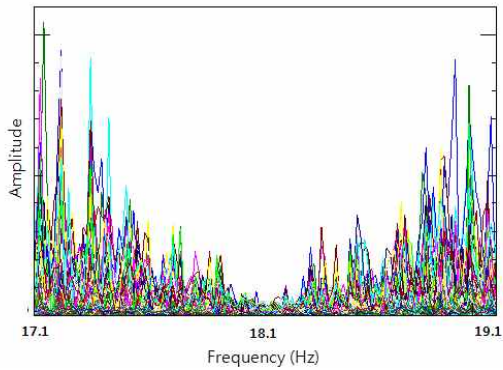


Fig. 7. FRF with respect to 18.1Hz Excitation

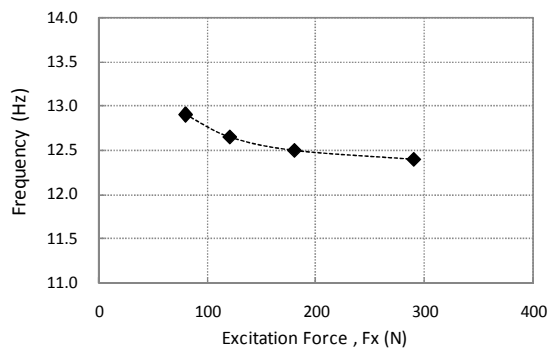


Fig. 8. MGB Pitch Oscillation Frequency Change by Excitation Force

특성에 대한 기여도가 높다. 피치 모드 가진을 위하여 주로터 더미를 항공기 종축 방향으로 가진하였고 Fig. 8과 같이 가진 하중 증가에 대한 고유주파수의 비선형성을 확인하였다. 주파수 변화 범위는 12.4~12.9Hz였다.

2) 지상운용 경계조건 시험 결과

지상운용 경계 조건에서의 기체의 2차 롤 모드 특성을 획득하였다. 2차 롤 모드는 주로터 리드래그 주파수와 가장 근접하고 모달 질량이 작아 가진되기 쉬우므로 주파수와 감쇠비, 모달 질량이 확인되어야 한다[1]. Table 5와 같이 각 형상의 고유주파수는 3.9~5.6Hz로 주로터 1차 리그

Table 5. Modal Characteristics on Ground

Weight	Description	Freq. (Hz)	Damp (%)	Modal Mass
MFW	Normal	5.6	6.1	3850
MTOGW	Normal	3.9	6.4	3600
	Deflated Tire	3.8	6.4	3500
	Oleo Leakage	4.1	6.5	3600
	Tire & Oleo failure	3.9	6.7	3500

Table 6. Correlation Results for MFW/Full Mass

ID	Test Results	Analysis Results	Error	Cross Ortho.
1	8.2Hz	8.6Hz	5%	0.9
2	8.5Hz	8.4Hz	2%	0.9
3	13.0Hz	12.4Hz	5%	1.0
4	14.8Hz	14.9Hz	1%	0.7
5	16.0Hz	15.7Hz	2%	0.8
6	16.9Hz	17.1Hz	1%	0.8
7	20.9Hz	21.9Hz	5%	0.8
8	22.6Hz	24.4Hz	8%	0.8
9	24.8Hz	23.8Hz	4%	0.6

레시브 리드래그 모드의 고유주파수(2.9Hz)와 격리되고 6% 이상의 댐핑이 있음을 확인하였다.

2.4 해석 모델 보정

1) 전기체 동적 유한요소모델 보정

비행 경계 조건의 시험 결과는 전기체 동적 유한요소모델 보정에 적용되었다. 전기체 유한요소모델에서 56개 그룹의 설계 변수들을 선정하고 NASTRAN의 SOL 200에서 제공하는 민감도 해석을 통해 각 설계 변수의 모드별 기여도를 분석하였다. 분석 결과를 바탕으로 9개의 모드중 주요 모드에 대해 5%, 부차 모드에 대해 10% 이내의 오차범위를 갖도록 해당 설계 변수를 적용하여 해석 모델을 보정하였다.

보정된 해석 모델의 적절성은 각 모드의 주파수와 상호직교성(Cross-Orthogonality)을 통해 평가하였다. Table 6은 최소비행중량 주로터 전체 질량 형상의 보정 결과 이다. ID 7, 9번을 제외한 모드들은 상호직교성이 0.7~0.9 수준으로 시험 결과와 유사하게 보정되었음을 확인하였다[7]. ID 7, 9번은 고유주파수가 18.1Hz로부터 3Hz 이상 높게 격리된 모드이므로 중요도가 상대적으로 낮은 모드이다.

2) 지상공진 해석 모델 보정

지상운용 경계 조건 시험 결과는 지상공진 해석 모델에 적용되었다. 해석 모델 보정은 강체 모드에 기여도가 높은 착륙장치의 강성과 감쇠계수를 보정하여 수행하였다. Table 7은 지상공진 해석 모델로부터 확인된 기체 롤 모드의 주파수와 감쇠비이다. 모든 형상에서 주파수 오차 범위는 5% 이내이며 위험 조건인 착륙장치 손실조건에서 해석 모델이 보수적인 결과를 보이므로 해석 모델을 그대로 적용하였다.

**Table 7. Ground Resonance Analysis Model Correlation Results**

Weight	Description	Test		Analysis	
		Freq (Hz)	Damp (%)	Freq (Hz)	Damp (%)
MFW	Normal	5.6	6.1	5.6	6.7
MTOGW	Normal	3.9	6.4	3.9	6.5
	Deflated Tire	3.8	6.4	3.7	6.8
	Oleo Leakage	4.1	6.5	4.0	8.1
	Tire & Oleo failure	3.9	6.7	3.7	8.7

**III. 결 론**

본 논문에서는 한국형 기동헬기의 지상진동시험 방법과 시험 결과를 반영한 해석 모델 보정 결과를 제시하였다. 지상진동시험은 항공기 운용 조건에 따라 비행 및 지상운용 경계 조건으로 구분하여 수행되었으며 각 경계조건에 따른 시험체 형상 및 시험 조건이 적용되었다.

시험 결과를 이용하여 전기체 동적 유한요소 모델과 지상공진 해석 모델을 보정하는 과정을 통해 해석 모델의 신뢰성을 높였다. 보정된 해석 모델은 비행조건에서의 진동 예측, 진동저감장치 효과 분석 그리고 주요 구조 설계 변경의 영향성 분석 등에 활용될 것이다.

**References**

1) Joa-keun Park, Se-hee Kim, Dong-il Kwak and Bok-woo Lee, "Ground Resonance Analysis

for the Class of Korean Utility Helicopter", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Spring Conference, 2007, pp.890-893

2) Peter Konstanzer, "Recent Advances in Eurocopter's Passive and Active Vibration Control", American Helicopter Society 64th Annual Forum, 2008.

3) Dong-il Kwak, Se-hee Kim, Joa-keun Park and Bok-woo Lee, "Air Resonance Analysis for the Korean Utility Helicopter", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Fall Conference, 2007, pp.700-703

4) Dae-hyeon Cho, Chang-heon Han, Sang-wook Lee and Seong-Jun Lee, "Full Scale Ground Vibration Test for Advanced Trainer", The 8<sup>th</sup> Symposium on Aircraft Development Technology, 2002, pp.430-433

5) MIL-A-8870C, Airplane Strength and Rigidity Vibration, Flutter, and Divergence, Mar. 1993.

6) Bart Peeters, Hector Climent, "Modern solutions for Ground Vibration Testing of large aircraft", IMAC 2008.2

7) Laurent GIRARD, Pascal LUBRINA, "Ground Vibrations Tests For The High Speed Dolphin Helicopter", American Helicopter Society 49th Annual Forum, 1993

## APPENDIX : 한국형 기동헬기의 전기체 동적 유한요소모델 보정 결과

### A1. 보정된 전기체 동적 유한요소모델 평가 결과

ID	MFW/Main Rotor Full Mass				MFW/Main Rotor Half Mass			
	Test	Analysis	Error	Cross Ortho	Test	Analysis	Error	Cross Ortho
1	8.2Hz	8.6Hz	5%	0.9	9.0Hz	8.9Hz	1%	1.0
2	8.5Hz	8.4Hz	2%	0.9	8.6Hz	8.5Hz	2%	1.0
3	13.0Hz	12.4Hz	5%	1.0	13.7Hz	14.0Hz	2%	1.0
4	14.8Hz	14.9Hz	1%	0.7	14.9Hz	15.0Hz	0%	0.9
5	16.0Hz	15.7Hz	2%	0.8	16.5Hz	17.2Hz	5%	0.8
6	16.9Hz	17.1Hz	1%	0.8	17.3Hz	17.3Hz	0%	0.6
7	20.9Hz	21.9Hz	5%	0.8	21.1Hz	22.1Hz	5%	0.9
8	22.6Hz	24.4Hz	8%	0.8	23.2Hz	24.4Hz	5%	0.8
9	24.8Hz	23.8Hz	4%	0.6	24.9Hz	23.9Hz	4%	0.6

ID	MTOGW/Main Rotor Full Mass				MTOGW/Main Rotor Half Mass			
	Test	Analysis	Error	Cross Ortho	Test	Analysis	Error	Cross Ortho
1	8.0	8.2	2%	0.9	8.3	8.3	0%	0.9
2	8.2	8.0	2%	0.7	8.4	8.1	5%	0.9
3	12.9	12.4	4%	0.9	13.3	13.9	5%	0.9
4	14.8	14.9	1%	0.9	14.8	14.9	0%	0.8
5	15.7	14.8	6%	0.8	16.2	16.1	0%	0.8
6	16.6	16.6	0%	0.8	16.7	16.8	1%	0.6
7	21.1	21.2	1%	0.5	21.2	21.3	0%	0.6
8	19.9	20.5	3%	0.7	20.1	20.5	2%	0.7
9	24.3	23.2	5%	0.6	24.9	23.3	6%	0.6

### A2. 보정된 유한요소모델의 모드 형상

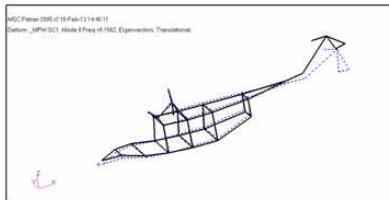


Figure 1 : 1<sup>st</sup> Vertical bending

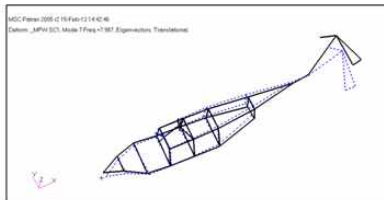


Figure 2 : 1<sup>st</sup> Lateral bending

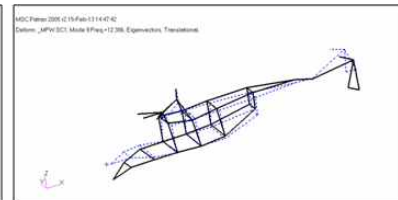


Figure 3 : MR mast pitching

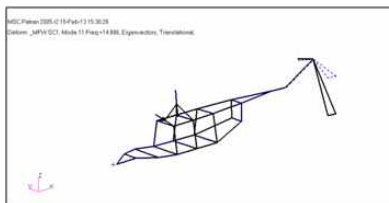


Figure 4 : H-Stabilizer bending

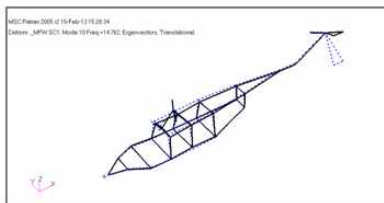


Figure 5 : 1<sup>st</sup> Torsion

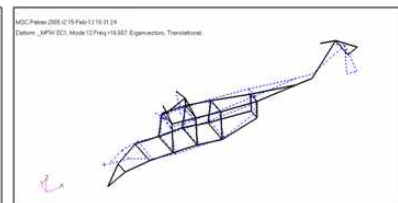


Figure 6 : Forward cockpit bending

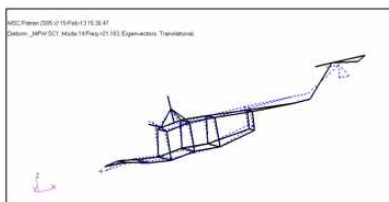


Figure 7 : 2<sup>nd</sup> Vertical bending

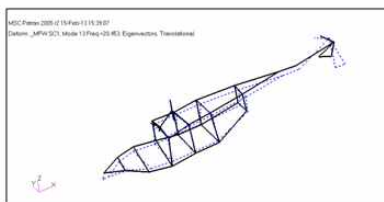


Figure 8 : 2<sup>nd</sup> Torsion

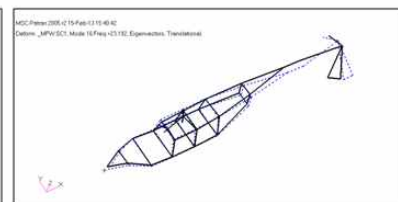


Figure 9 : 2<sup>nd</sup> Lateral bending