

한국형기동헬기 진동저감장치

정세운*, 광동일*, 김세희*, 최종호*, 심대성**

Vibration Reduction Devices for Korean Utility Helicopter

Se-Un Jung*, Dong-Il Kwak*, Se-hee Kim*, Jong-ho Choi* and Dai-Sung Shim**

Korea Aerospace Industries*,

Defense Agency for Technology and Quality**

ABSTRACT

Korean Utility Helicopter(KUH) is the first korean-developed helicopter. Its first flight was performed in March 2010 and then its development was completed successfully by June 2012. During flight test phase, KUH faced various vibration problems and appropriate vibration-reduction devices were designed and applied to solve the problems. The vibration-reduction devices were applied to main rotor blades, main gear box(MGB) supporting structure, cockpit, cabin and pilot seats to reduce rotor-induced 4/rev vibration. Also, dome-fairing was introduced in order to reduce the tail-shake vibration. This paper shows design technique and flight test results for vibration-reduction devices that have been incorporated into KUH.

초 록

한국형기동헬기(KUH)는 국내 최초로 개발된 헬기로서, 2010년 3월 초도 비행을 시작으로 2012년 6월 체계 개발을 성공적으로 종료하였다. 비행시험 단계에서 다양한 진동문제가 발생하였으며 이를 제어하기 위해 적절한 진동저감장치를 설계하고 적용하였다. 한국형 기동헬기의 주요 진동 성분인 4 Ω 주파수 진동 저감을 위해 주로터 블레이드, 주기어박스 지지부, 조종실, 승객실 그리고 조종좌석에 진동저감장치를 적용하였다. 또한, 테일-쉐이크 진동 제어를 위해 돔페어링을 적용하였다. 본 논문에서는 한국형 기동헬기에 적용된 진동저감장치들의 해석 및 설계 기법과 비행시험 결과를 제시한다.

Key Words : Korean Utility Helicopter(한국형 기동헬기), Vibration-reduction devices(진동저감장치), Main Rotor Blade(주로터 블레이드), MGB Supporting Structure(주기어박스 지지구조), Cockpit(조종실), Cabin(승객실), Rotor induced 4/rev vibration(4/rev 로터 진동), Dome-fairing(돔페어링), Tail-Shake Vibration(테일-쉐이크 진동)

1. 서 론

한국형 기동헬기는 국내 최초로 개발된 헬기

로서, 2010년 3월 초도 비행을 시작으로 2012년 6월 체계 개발을 성공적으로 종료하였다. 비행시험 단계에서 다양한 진동문제가 발생하였으며, 이

† Received: July 4, 2013 Accepted: November 27 2013

* Corresponding author, E-mail : jsu@koreaero.com

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

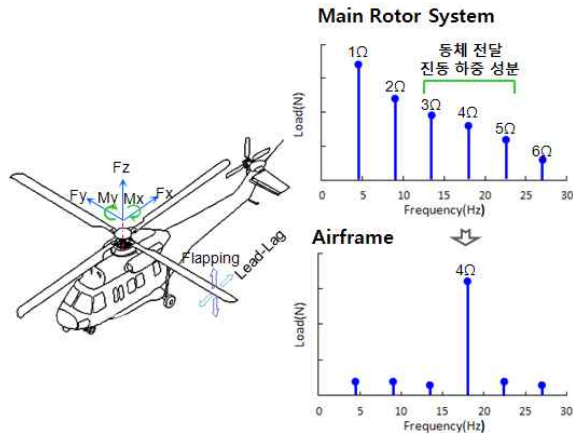


Fig. 1. Relation of Harmonic Loads from Main Rotor to Airframe

Table 1. Harmonic Loads Transformation

| Harmonic Blade Loads (Rotor System) | | Harmonic Rotor Hub Loads (Airframe) | |
|-------------------------------------|--------------------------|-------------------------------------|------------|
| Excitation on Blade | Frequency | Load | Frequency |
| Flapping | $kb\Omega$ | Fz: vertical pumping | $kb\Omega$ |
| | $(kb\Omega \pm 1)\Omega$ | Mx, My: rotor shaft bending | $kb\Omega$ |
| Lead-Lag | $kb\Omega$ | Mz: rotor shaft torque | $kb\Omega$ |
| | $(kb\Omega \pm 1)\Omega$ | Fx, Fy: hub forces | $kb\Omega$ |

b=blade number, k=1,2,...N

를 제어하기 위해 적절한 진동저감장치를 설계하고 적용하였다. 헬기의 진동은 회전하는 블레이드의 플래핑(Flapping)과 리드-래그(Lead-Lag) 운동에 의해 생성된 하중에 의해 유발된다. Fig. 1과 같이 주로터 블레이드에서 생성된 $k/rev(k\Omega)$ 성분의 하중은 주로터 허브에 의해 $kb/rev(kb\Omega)$ 성분의 하중만이 주기어박스 지지구조를 거쳐 동체에 전달된다. 한국형 기동헬기는 블레이드가 4개이므로 Table 1과 같이 동체 진동을 유발하는 블레이드 하중의 주요 성분은 3 Ω , 4 Ω , 5 Ω 성분으로 주로터 허브에 의해 4 Ω (18.1Hz) 성분으로 모두 변환되어 동체에 전달된다[1,2].

이러한 특성을 반영한 가장 기본적인 설계 고려사항은 기체구조 및 주요 구성품의 동적 특성을 주요 가진주파수와 회피시키는 것이다. 한국형 기동헬기는 4 Ω 주파수 성분을 회피하도록 설계하였으며 지상진동시험을 통해 확인하였다[3]. 주요 진동 성분인 4 Ω 주파수 진동 저감을 위해 한국형 기동헬기에는 주로터 블레이드, 주기어박스 지지부, 조종실, 승객실 그리고 조종좌석에 진동저감장치가 적용되었다. 또한, 주로터 마스트의 후류에 의한 테일-셰이크(Tail-Shake) 진동 개선을 위해 뎀퍼어링이 적용되었다. 본 논문에서는

한국형 기동헬기에 적용된 진동저감장치들의 해석 및 설계 기법과 비행시험을 통해 확인된 진동저감 효과를 제시한다.

II. 본 론

2.1 주로터 블레이드 동특성 개선

헬기의 진동은 회전하는 주로터 블레이드의 플래핑(Flapping)과 리드-래그(Lead-Lag) 운동으로 생성된 하중에 의해 발생되므로 주로터 블레이드의 진동 하중을 억제시켜 동체로 전달되는 진동 하중을 저감하는 것이 가장 효과적인 방법이다. 이러한 장치들의 연구개발[4,5]이 진행 중이지만, 아직 실용화 단계에는 이르지 못했다.

한국형 기동헬기의 주로터 블레이드는 해석과 시험을 통해 동특성 개선을 위한 장치를 적용하였으며, 비행시험을 통해 주로터 블레이드의 진동 하중이 저감됨을 확인하였다.

주로터 허브 4 Ω 하중 성분 중 Mx, My 모멘트가 동체 진동에 대한 기여도가 가장 높다는 것을 NASTRAN을 이용한 진동 해석을 통해 Fig. 2와 같이 확인하였다.

주로터 허브 4 Ω 성분의 Mx, My 모멘트 증가는 Fig. 3과 같이 주로터 회전주파수인 3 Ω 에 2차

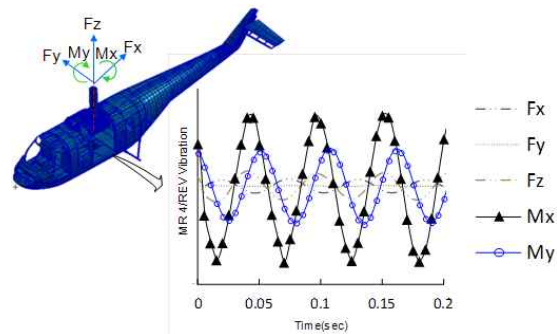


Fig. 2. Airframe Response of Main Rotor Hub Loads Components

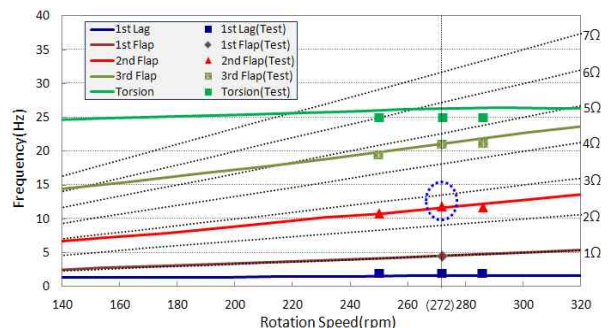


Fig. 3. Modal Analysis and Test Results for Main Rotor Blade

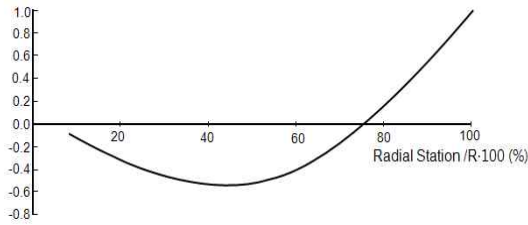


Fig. 4. 2nd Flap Mode Shape of Main Rotor Blade

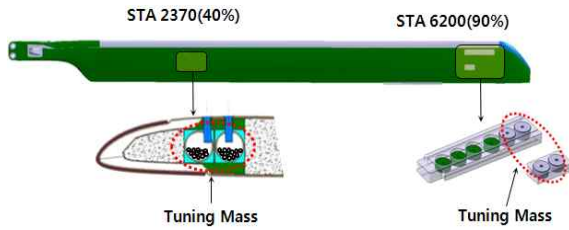


Fig. 5. Tuning Mass at 40% & 90% Radius of Main Rotor Blade

플랩(flap) 모드와 근접하게 되면 블레이드의 3Ω 성분의 플래핑 운동이 증가하면서 유발된다.

이러한 분석 결과에 따라 3Ω와의 관계로 인한 하중 증가를 제어하기 위해 블레이드의 2차 플랩 모드를 감소시키는 것이 효과적임을 확인하였다. 블레이드의 2차 플랩 모드를 효과적으로 감소시키기 위해 Fig. 4와 같이 모드형상 분석에 따라 블레이드 길이 방향의 40% 위치와 90% 위치에 질량을 블레이드 내부에 추가하였다.

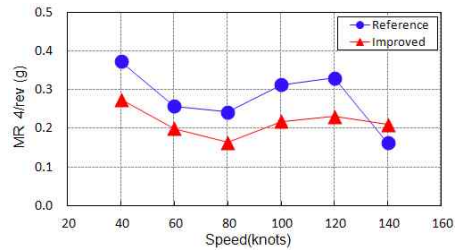
따라서 한국형 기동헬기의 주로터 블레이드 내부에 진동 하중을 저감하기 위해 블레이드의 동특성 개선을 위한 장치를 Fig. 5와 같이 적용하였다.

주로터 블레이드 동특성 변화에 따른 진동저감 효과를 확인하기 위해 일정한 고도에서 수평 비행 조건의 비행시험을 수행하였다. Fig. 6과 같이 주로터 블레이드의 동특성 개선에 의해 엔진과 동체에서 4Ω 진동이 20~40% 개선되는 효과를 확인하였다.

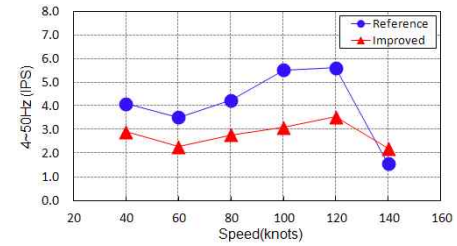
2.2 스프링플레이트 하중전달을 개선

헬기의 주기어박스 지지부에는 동체로 전달되는 주로터 허브 하중을 저감하기 위해 다양한 형태의 감쇠기가 적용되고 있다[4]. 한국형 기동헬기는 동체로 전달되는 4Ω 성분의 하중을 저감하기 위해 감쇠기 역할을 하는 스프링플레이트를 Fig. 7과 같이 적용하였다.

항공기 종방향으로 유연한 강성을 갖는 스프링플레이트에 의해 주기어박스의 종방향 운동이 유발된다. 이로 인해 발생하는 반대 위상의 종방



(a) Vertical Vibration @Cabin, LHS



(b) Lateral Vibration @Engine, RHS

Fig. 6. Flight Test Results for Blade Tuning

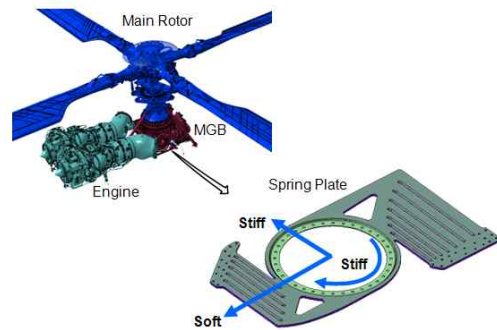


Fig. 7. Spring-Plate

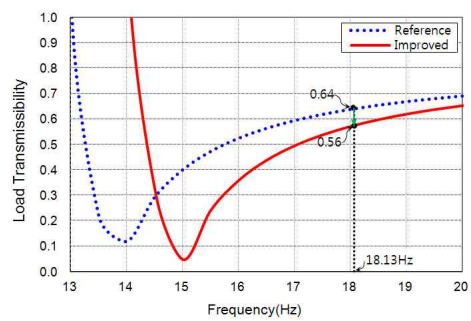
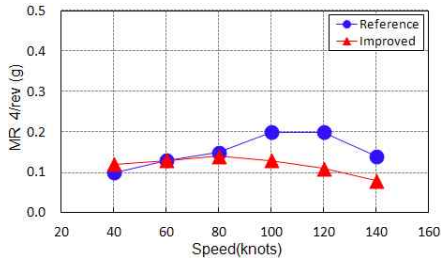


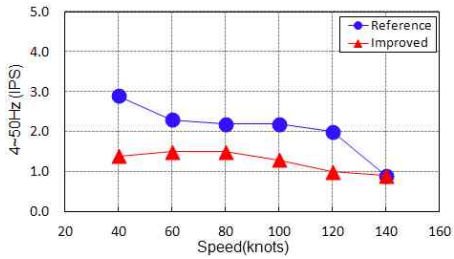
Fig. 8. Load Transmissibility by Spring-Plate

향 하중에 의해 주로터 허브의 종방향 하중 성분이 감소하게 된다. 스프링플레이트의 종방향 강성 변화에 따른 하중전달율을 Fig. 8과 같이 분석하여 4Ω에서의 하중전달율이 64%에서 56%로 개선되는 스프링플레이트의 강성을 확인하고 설계에 반영하였다.

스프링플레이트의 하중전달율 개선에 따른 진



(a) Vertical Vibration @Cockpit, LHS



(b) Axial Vibration @Engine, LHS

Fig. 9. Flight Test Results for Spring-Plate

동저감 효과를 비행시험을 통해 Fig. 9와 같이 확인하였다. 일정 고도에서 속도별 수평비행 결과를 통해 동체의 4 Ω 진동이 20~40% 저감되는 효과를 확인하였으며, 특히 주기어박스의 구동축과 직접 연결된 엔진의 진동 수준은 30~50% 개선되는 효과를 확인하였다.

2.3 테일-쉐이크(Tail Shake) 현상 개선

테일-쉐이크는 주로터 허브 및 엔진 카울링에서 발생한 후류가 테일붐의 끝단 구조물을 가진 하여 낮은 주파수 성분의 횡방향 진동이 유발되는 현상으로 알려져 있다. 이를 제어하기 위해 널리 사용되는 방법은 로터헤드 상부에 돔페어링(Dome Fairing)을 장착하여 유동제어를 하는 것이다. 돔페어링의 유동제어 효과에 대해서는 실험과 해석을 통해 연구된 바 있다[6,7].

한국형 기동헬기의 비행 시험 초기에 130노트 이상의 고속 비행 조건에서 테일-쉐이크가 발생하였다. 이는 한국형 기동헬기의 1차 횡방향 굽힘 고유모드수인 8.5Hz[3]와 유사한 주파수인 2 Ω (9.06Hz)로 후류가 꼬리와 충돌하기 때문이다.

전산공력해석을 통해 돔페어링이 없는 경우는 주기적으로 발생하는 허브 후류가 생성되지만, 돔페어링을 장착한 경우에는 주기적인 후류가 약화되거나 분산된 경향임을 Fig. 10과 같이 확인하였다[8]. 고속 비행 조건에서 발생하는 테일-쉐이크를 제어하기 위해 Fig. 11과 같이 주로터 허브에 돔페어링을 장착하였다.

돔페어링에 의한 테일-쉐이크 현상 개선효과를

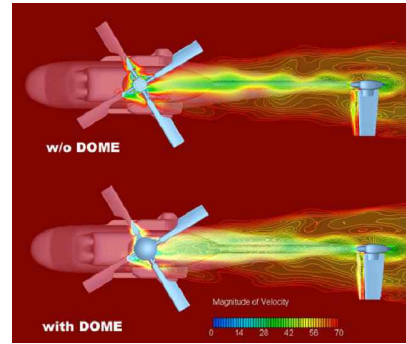


Fig. 10. Comparison of Velocity between with and without Dome fairing

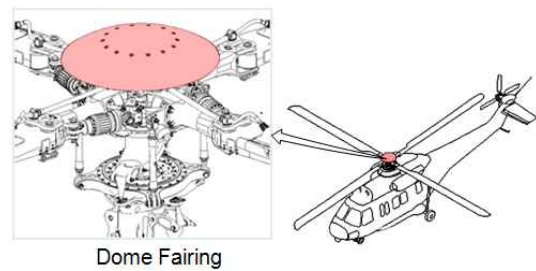


Fig. 11. Dome Fairing Installation

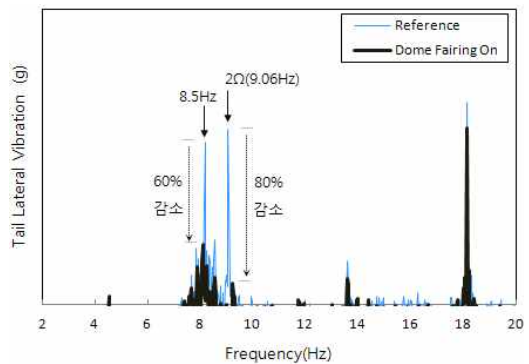


Fig. 12. Tail Lateral Vibration Spectrum in Max Speed Level Flight

확인하기 위해 수직미익에 센서를 장착하고 비행 시험을 수행하였다. Fig. 12와 같이 최대수평비행 속도에서 8.5Hz와 2 Ω 성분의 진동이 60~80% 저감되는 효과를 확인하였다.

2.4 진동흡수기 적용

2.4.1 승객실 진동흡수기

1) 전달함수 획득

항공기의 동적 특성을 분석하고 진동흡수기 의 장착 유효성 및 요구질량 분석을 위해 전기체 가진 시험을 수행하였다. Fig. 13과 같이 가진 시험을 구성하였으며 진동흡수기가 장착될 위치에

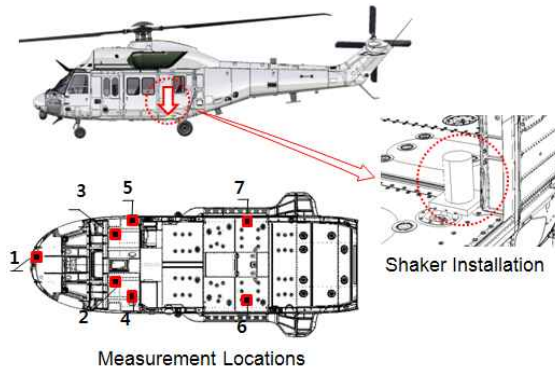


Fig. 13. Transfer Function Measurement Test

서 4Ω 성분의 진동에 대한 주요 구조 위치에서 응답을 측정하였다. 이를 이용하여 전달함수 및 동적 특성을 분석하고 진동흡수기 장착 위치의 유효성 및 요구질량 분석을 수행하였다.

2) 요구 질량 분석

진동흡수기의 요구 질량은 진동저감 효과를 결정하는 주요 설계 요소로 다음의 방법으로 결정되었다. 주로터 가진에 의해 진동흡수기의 질량(m)이 운동하면서 발생하는 힘(F_m)은 식(1)과 같다.

$$F_m = m \cdot \ddot{X}_m \tag{1}$$

여기서, 질량의 가속도(\ddot{X}_m)는 10g가 발생하도록 설계하였다.

진동흡수기의 요구 질량(m)을 분석하기 위해서는 진동흡수기가 장착될 위치에서의 진동 저감 목표량(\ddot{X}_{TVA})을 결정하여야 하며, 이는 해당 위치의 전달함수(C_{TF})와 진동흡수기의 발생력(F_m)으로 식(2)와 같이 표현된다.

$$\ddot{X}_{TVA} = C_{TF} \times F_m \tag{2}$$

식(1)과 식(2)를 이용하여 진동흡수기의 요구질량(m)을 결정할 수 있다.

$$m = \frac{\ddot{X}_{TVA}}{\ddot{X}_m} \cdot \frac{1}{C_{TF}} \tag{3}$$

3) 진동흡수기 설계 및 항공기 장착

승객실 진동흡수기는 Fig. 14와 같이 좌측 승객실 프레임(Frame)위치에 장착 하였으며, 코일 스프링(Coil-Spring)을 적용하여 승객실 측면의 공간에 장착이 가능하도록 설계하였다. 요구질량 분석을 통해 고정질량을 결정하고 4Ω 주파수에 튜닝이 용이하도록 보정질량을 설계하였다.

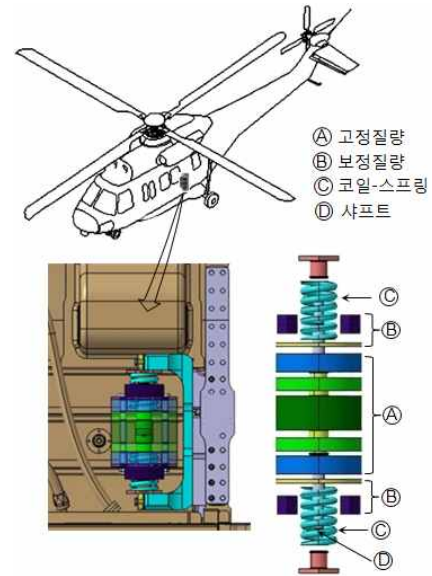


Fig. 14. Cabin Absorber

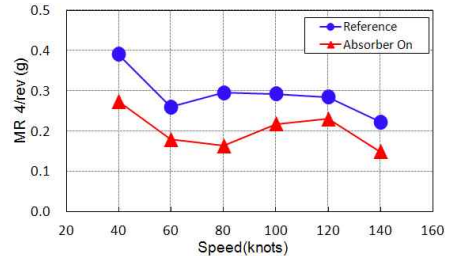


Fig. 15. Cabin Vibration in Level Flight

4) 비행시험 결과

승객실 진동흡수기의 진동저감 효과를 확인하기 위해 좌측 승객실 바닥에 센서를 장착하고, 속도별 수평비행에서 진동을 측정하였다. Fig. 15는 승객실 진동흡수기 장착에 따른 4Ω 진동을 비교한 비행시험 결과를 보여주고 있다. 진동흡수기 장착으로 20~40% 진동저감 효과를 확인하였다.

2.4.2 조종실 진동흡수기

조종실 진동흡수기는 Fig. 16과 같이 조종실 좌우측 바닥 하부의 장착 공간을 고려하여 캔틸레버(Cantilever) 형상의 진동흡수기를 장착하였다. 요구질량 분석을 통해 우측 질량부와 좌측 질량부를 설계하였다. 주파수 튜닝을 목적으로 질량부의 위치 이동을 위한 슬롯(Slot)과 질량부의 플래핑 운동으로 인한 미끄러짐 현상을 방지하기 위한 스톱퍼(Stopper)를 설계하였다.

조종실 진동흡수기의 진동저감 효과를 확인하기 위해 조종실 바닥에 센서를 장착하고, 속도별 수평비행에서 진동을 측정하였다. Fig. 17은 조종실 진동흡수기의 장착에 따른 4Ω 진동을 비교한

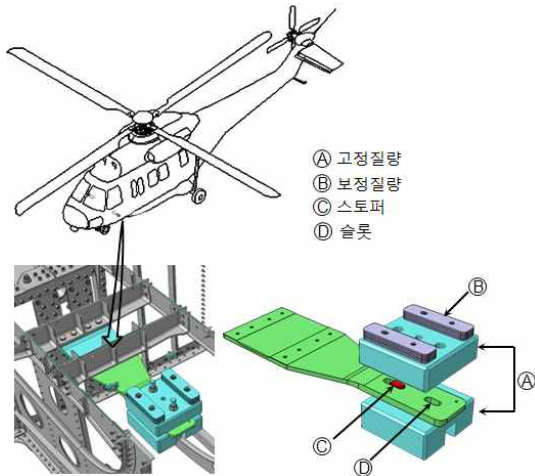


Fig. 16. Cockpit Absorber

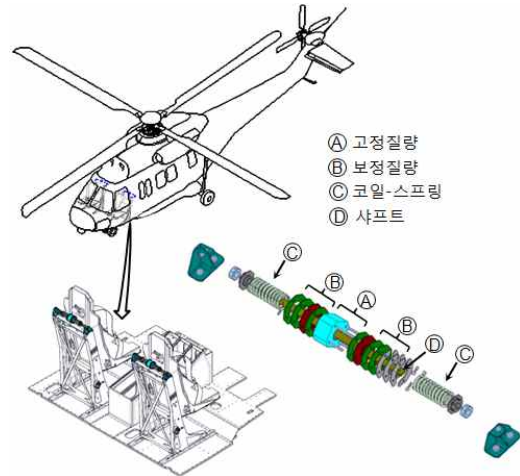
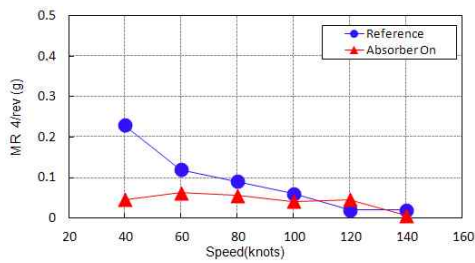
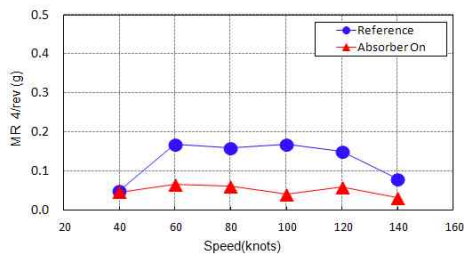


Fig. 18. Seat Absorber



(a) Vertical Vibration@Cockpit, RHS



(b) Vertical Vibration@Cockpit, LHS

Fig. 17. Cockpit Vibration in Level Flight

비행시험 결과를 보여주고 있다. 진동흡수기 장착으로 30~60% 진동저감 효과를 확인하였다.

2.4.3 조종좌석 진동흡수기

조종좌석 좌우방향의 진동을 저감하기 위해 Fig. 18과 같이 조종좌석 상부에 코일-스프링, 샤프트, 고정질량, 보정질량 등으로 구성된 진동흡수기를 장착하였다. 보정질량은 4Ω 주파수에 튜닝이 용이하도록 설계하였다.

가진 시험(Shake Test)을 수행하여 진동흡수기 장착 여부에 따른 조종좌석의 주파수응답함수(FRF)를 Fig. 19와 같이 확인하였다. 조종좌석 진동흡수기 장착에 의해 조종좌석의 응답이 4Ω (18.1Hz)에서 70% 감소됨을 확인하였다.

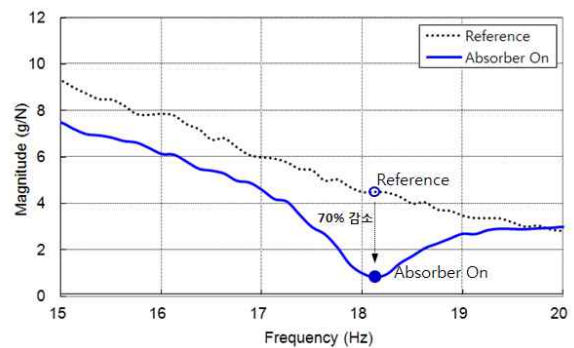
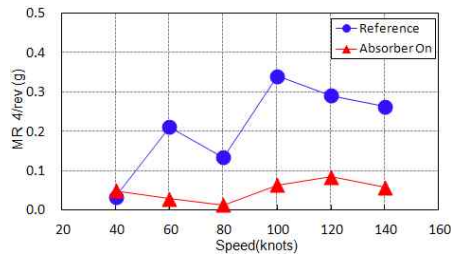


Fig. 19. Frequency Response Function(FRF) of Seat in Cockpit

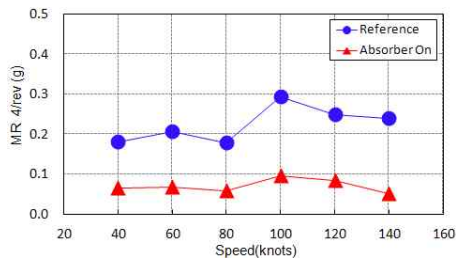


Fig. 20. Whole-Body Vibration Instrumentation

조종좌석 진동흡수기의 진동저감 효과를 확인하기 위해 Fig. 20과 같이 조종좌석 패드에 인체진동 평가를 위한 센서를 장착하였다. 인체진동 센서는 조종좌석의 진동이 조종사 인체에 미치는 영향을 확인하기 위해 기존의 센서와는 달리 조종사가 깔고 앉을 수 있도록 둥글고 납작한 형태의 센서이다[9].



(a) Lateral Vibration @Seat-Pad, RHS



(b) Lateral Vibration @Seat-Pad, LHS

Fig. 21. Seat Vibration in Level Flight

Figure 21은 속도별 수평비행에서 측정된 조종좌석의 4 Ω 진동수준이다. 조종좌석 진동흡수기의 장착으로 횡방향 진동수준이 60~80% 저감되는 것으로 확인하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 한국형 기동헬기의 주요 진동 성분인 4 Ω 주파수 진동과 테일-쉐이크 현상을 제어하기 위해 적용된 진동저감장치의 해석 및 설계 기법을 보이고 비행시험을 통해 확인된 진동 저감 효과를 제시하였다.

한국형 기동헬기의 진동저감장치에 적용된 설계 및 해석 기법은 회전익 항공기뿐만 아니라 다양한 분야에서 진동저감장치로 보편적으로 활용이 가능하다.

References

- 1) Reichert, G., "Helicopter Vibration Control a Survey", Vertica, Vol. 5, No. 1, 1981, pp. 1-20.
- 2) Loewy, R. G., "Helicopter Vibrations: A

Technological Perspective" Journal of the American Helicopter Society 29, 4-30, 1984. Control a Survey", Vertica, Vol. 5, No. 1, 1981.

- 3) Se-Hee Kim, Dong-Il Kwak, Se-Un Jung, Jong-ho Choi and Joung-Hun Kim, "Ground Vibration Test for Korean Utility Helicopter", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 6, June 2013, 2013, pp.404-414

- 4) Konstanzer, P. and Enekl, B., "Recent Advances in Eurocopter's Passive and Active Vibration Control", Proceedings of the 64th Annual AHS Forum, Montreal, Canada, April-May 2008.

- 5) Axel Haber, Stephen Jacklin and Gary deSimone, "Development, Manufacturing and Component Testing of an Individual Blade Control System for a UH-60 Helicopter Rotor", The American Helicopter Society Aerodynamics Acoustics and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting, San Francisco, CA, January 23-25, 2002.

- 6) P.G. de Waad and M.Trouve', Tail Shake Vibration, NLR, American Helicopter Society Annual Forum, May 1999.

- 7) Pil-kwon Shin, Hyung-wook Kim, Yoo-Sang Hwang, Chul-ho Kim, Sang-soo Lee, "Control Effects of Main Rotor Hub Wake by Dome Fairing", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Fall Conference, 2008, pp87-90

- 8) Pil-kwon Shin, Hyung-wook Kim, Yoo-Sang Hwang, Sang-won Jung, Snag-soo Lee, Wun-Gab Jung, "Flight Test Evaluation of Dome Fairing for Lateral Vibration Reduction", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Fall Conference, 2010, pp87-90

- 9) Kristin L. Harrer, Debra Ynigue, Maria Majar, David Ellenbecker, Nancy Estrada, Mark Geiger, "Whole Body Vibration Exposure for MH-60S Pilots", 43th SAFE Association Symposium, Utah