

論文

헬리콥터 동적 특성을 고려한 FLIR 센서 장착 설계

조기대*

Installation Design of FLIR Sensor Considering Dynamic Characteristics of Helicopter Airframe

Ki-Dae Cho*

ABSTRACT

Forcing at the rotor blade passing frequencies is responsible for the majority of vibration related problems on helicopters. Blade passing frequencies of helicopters are generally in the range 10~30 Hz and the interest modes of the helicopters also exist in the range. By the way, the installation of a heavy sensor at the front extremities of an imported helicopter may change the modal characteristics of the airframe and results in the resonance with rotor passing frequencies. To avoid too large a change in the dynamics of the overall airframe, we determined how to install a heavy sensor through conceptual approach and finite element analysis. The results of a ground vibration test for airframe with sensor mount system clearly demonstrate that the installation design is acceptable dynamically.

초 록

로터 블레이드 가진 주파수에서의 가진력이 헬리콥터 진동의 주요 요인이다. 이 로터 블레이드 가진 주파수는 일반적으로 10~30 Hz 영역이고 관심 기체 모드들도 이와 유사하다. 그런데 해외 제작 헬리콥터 전방 끝단에 무거운 센서를 장착하는 것은 기체의 동적 특성 변화를 가져와 로터 가진 주파수와 공진을 유발할 수 있다. 전 기체의 동적 특성에 변화를 유발하지 않도록 하기 위해, 무거운 센서를 어떻게 장착할 것인지를 개념적 접근 및 유한 요소 해석을 통해 결정하였다. 센서 마운트 시스템이 장착된 전 기체의 지상 진동시험 결과는 장착 설계가 타당함을 보여준다.

Key Words : FLIR(Forward Looking InfraRed), Rotor blade passing frequency(로터 블레이드 가진 주파수), Soft mount with isolator(방진구를 가진 소프트 마운트)

1. 서 론

헬리콥터는 로터 블레이드의 회전에 의해 양력 및 추력을 동시에 발생시켜 수직 이착륙 및 정지 비행이 가능한 항공기이다. 이러한 헬리콥

터의 특성은 회전체의 전형적 진동 특성을 가진다. 이러한 진동은 구조의 피로수명을 단축할 뿐 아니라, 전진비행 속도를 제한하고 탑승감을 저하시킨다. 로터 블레이드 회전에 따른 가진력은 조화 진동 성분이다. 로터 회전수에 대응하는 가진 주파수(1R)은 트래킹(tracking) 및 밸런싱(balancing) 작업에 의해 제어될 수 있지만, 블레이드 개수(n)의 정수배에 비례하는 가진 주파수는 헬리콥터 진동 문제의 주요 원인이 된다. 따라서 기체의 고유 모드는 이러한 가진 주파수를

† 2004년 5월 18일 접수 ~ 2004년 10월 11일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail: addckd@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-5호

피할 수 있도록 동적 설계가 이루어지며, 기체에 장착되는 장비들도 이러한 진동에 견딜 수 있도록 설계된다.

특히 군용 헬리콥터는 민수용에 비해 고 기동 비행을 수행하면서 신속한 적의 탐지 및 대응을 통해 생존성을 증대시키기 위해 각종 전자 장비들이 장착된다. 이러한 전자 장비들은 헬리콥터 개발과 동시에 이루어지기도 하지만, 새로 개발된 장비를 기존 운용 헬리콥터에 업그레이드 형식으로 장착하는 경우가 자주 발생한다. 이때 기존 운용 헬리콥터의 동적 특성에 영향을 주지 않으면서 전자 장비들이 제 기능을 발휘할 수 있도록, 기존 운용 헬리콥터의 동적 특성 파악 및 전자 장비 장착 후의 영향성을 해석 및 실험을 통해서 입증을 하여야 한다. 그러나 국내에서 운용되는 군용 헬리콥터는 전부 외국 제작사에서 개발되어 도입된 헬리콥터로서 업그레이드 개발을 위한 헬리콥터 자체 설계 자료는 전무하고 운용 및 정비에 관련된 자료들만 보유한 실정이다. 지금까지 국내에서 이루어진 다수의 업그레이드 개발은 헬리콥터 전체의 동적 특성에 영향을 주지 않는 통신 및 항법 장비들 장착인 관계로 장착 부위의 국소적 해석 및 시험만으로 개발이 이루어 졌다.

그러나 본 논문에서 언급하고자 하는 업그레이드는 헬리콥터 전방에 상당한 중량을 가지는 전방관측 적외선(Forward Looking InfraRed; FLIR)용 센서(Turret FLIR Unit; TFU)를 장착하는 것으로 헬리콥터 동적 특성에 큰 영향을 줄 수 있다. 따라서 헬리콥터 전체 동특성에 대한 세심한 해석 및 시험을 통해 개발 연구를 진행할 필요가 있다.

II. 장착 설계

2.1 개념적 접근

주야간 비행 중 전방 대상물을 여러 방향으로 정밀 관측하기 위해 FLIR 센서는 헬리콥터 전방 끝단에 장착된다. 이 센서는 열 영상 모듈 및 복잡한 구동 메커니즘으로 구성되고 상당한 중량을 가지고 있기 때문에 장착에 따른 영향성을 동적 해석 및 실험을 통하여 평가하여야 한다. 동적 설계를 위한 첫 단계로서 간단한 보 모델을 통하여 파라미터 연구를 수행하였다.

점성 감쇠를 가진 균일 보에 집중 질량이 보 끝단에 직접 고정된 경우와 선형 스프링 및 감쇠를 통해 연결된 경우를 고려하였다(Fig. 1).

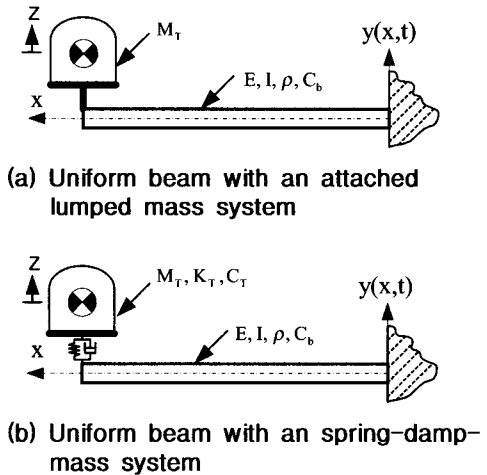


Fig. 1. Simple beam model for conceptual dynamic design

집중 부착물(lumped appendage)을 고려한 운동 방정식은 다음과 같이 표현된다[1].

$$EIy''''(x, t) + \rho A \ddot{y}(x, t) + C_b \dot{y}(x, t) = F(t)\delta(x-l) \quad (1)$$

$$M_T \ddot{z}(t) + C_T \dot{z}(t) + K_T z(t) = C_T \dot{y}(l, t) + K_T y(l, t) \quad (2)$$

여기서 EI , ρ , A , l 그리고 C_b 는 각각 보의 굽힘 강성, 밀도, 단면적, 길이, 점성감쇠 계수이다. M_T , C_T 그리고 K_T 는 각각 집중 부착물의 질량, 감쇠 그리고 강성을 나타낸다. 이때 집중 부착물에 의한 구속력은 다음과 같다.

$$F(t) = -M_T \ddot{z}(t) = C_T [\dot{z} - \dot{y}] + K_T [z - y] \quad (3)$$

설계 변수 연구를 위해 다음과 같은 무차원 변수를 도입한다.

$$x = K_T l^3 / EI, \quad \mu = M_T / \rho A l, \quad \alpha_0^4 = x / \mu \quad (4)$$

여기서 x , μ 그리고 α_0^2 는 각각 무차원 강성비, 무차원 질량비, 무차원 진동수를 표시한다.

변수 분리를 수행한 후 비감쇠 자유진동 해석을 위한 특성 방정식은 다음과 같이 얻어진다.

$$[\delta(x-l) - \mu \frac{\alpha_0^4 \alpha}{\alpha_0^4 - \alpha} G(l, l, \alpha)] Y(l) = 0 \quad (5)$$

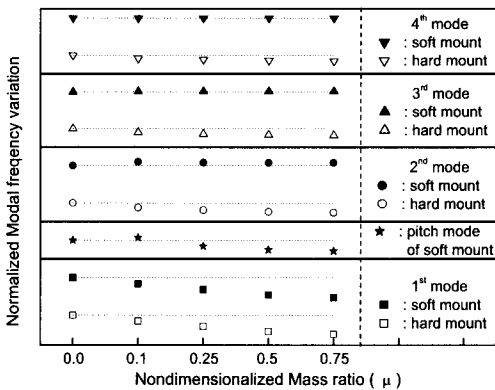


Fig. 2. Frequency variations of cantilevered beam coupled to a lumped mass

적절한 경계조건을 적용하여 고유치 ($\alpha_n^4, n = 1, 2, \dots$)를 구할 수 있으며, 그런 합수 G 는 참고문헌[1]에 자세히 표현되어 있다.

이러한 해석 접근법은 복잡한 구조물에 동 흡진기(Dynamic absorber)를 부착하여 구조물의 특정 고유 진동수에 의한 진동을 저감할 목적으로 사용되나 본 연구에서는 장착되는 장비의 중량과 마운트 방법에 따른 영향을 파악하는데 활용된다.

이를 위해 고정-자유단 조건에서 무차원 질량비를 각각 0.1, 0.25, 0.5, 0.75로 증가시킬 때 모달 특성 변화를 직접 고정(Fig. 1(a)) 모델, 소프트 마운트(Fig. 1(b)) 모델 각각의 경우에 대해 살펴보았다. Fig. 1(b) 모델의 경우에 있어서 집중 부착물 자체의 고유 진동수는 고정 보의 1번째 및 2번째 모드 중간 값이 되도록 고정하였다. 해석된 각각의 모드 값은 집중 부착물이 없는 고정 보의 해당 모드 값으로 정규화하여 Fig. 2에 표시하였다. Fig. 1(a) 모델의 경우는 무차원 질량비가 증가함에 따라 모든 고유 진동수가 감소함을 알 수 있다. 그런데 Fig. 1(b) 모델의 경우에는 특이한 현상을 확인할 수 있다. 즉 1번째 고유 진동수는 감소하지만 2번째 고유 진동수는 약간 상승하면서 3번째 및 4번째 고유 진동수는 변화가 없다. 또한 집중 부착물 자체의 고유 진동수는 고정 보의 모드와 연동되어 1번째와 2번째 모드 사이에서 발생하면서 무차원 질량비가 증가함에 따라 연동 효과가 크게 나타나 고유 진동수가 감소함을 알 수 있다. 그러므로 마운트의 동 특성을 조절할 수 있는 소프트 마운트 방식을 채택하면 기체의 동 특성 변화를 최소화하여 로터 가진 주파수와 공진을 피할 수 있다.

2.2 전 기체 해석 및 설계 확정

일반적으로 로터 블레이드의 회전 에 따른 가진력은 조화 진동 성분으로 10 ~ 30 Hz 범위의 저 주파수 영역이다. 그리고 기체의 관심 고유 모드들은 소형 헬리콥터의 경우 40 Hz, 대형 헬리콥터의 경우 30 Hz 내에서 발생한다[2]. 따라서 기체 동특성에 민감한 부위에 장비의 개조 장착을 하고자 할 때 이에 대한 세심한 입증 없이 하지 않으면, 로터 가진 주파수와 공진을 일으켜 헬리콥터 전체의 진동 특성을 악화시킬 수 있다. 그런데 복잡한 강성과 질량 분포를 가지는 실제 헬리콥터에 대한 설계 자료가 전무한 국내 상황에서 윗 절의 결과를 근거로 소프트 마운트 방식으로 개발을 진행하기에는 사업 일정 지연 및 개발 위험 부담이 높았다. 그래서 기존 개발 방식에 따라 Fig. 3과 같이 직접 고정(하드 마운트) 방식으로 기본 설계[3]가 진행되었다.

한편 타 사업의 절충 교역 형식으로 헬리콥터 원제작사를 2주간 방문하게 되었다. 이때 기술 협의 및 협상을 통해, 국내 개발 예정 FLIR 장비의 기본 정보를 원제작사의 전 기체 모델에 포함시켜 장착에 따른 동 특성 변화를 제한적으로 해석할 수 있었다. 사용된 전 기체 모델은 국내 운용 헬리콥터와 유사한 기종에 대해 상용 구조 해석 프로그램인 MSC/NASTRAN[4]으로 코딩된 것이다. 여기에 FLIR 센서의 중량 및 관성 모멘트 값과 장착에 따른 부가 효과를 고려하여 3가지 경우로 나누었는데, Case B와 C는 A에 비해 중량이 각각 15, 35kg 큰 것으로 하였다. 그리고 이 정보를 절점 요소(CONM2)로 모델링 하였다. 이를 충분한 강성을 가지는 단순 판 형태의 장착판에 4개의 강제 빔으로 연결하였다. 소프트 마운트 방식을 묘사하기 위해 장착판의 뒤쪽 두 곳은 힌지로, 앞쪽 두 곳은 선형 스프링 요소로 하여 전 기체 모델에 연결하였다. 스프링 요소의 강성 값은 각종 방진구 회사를 검색한 후 항공용으로 적합한 Lord사의 H-series[5]를 선정하고 카

Table 1. Installation effects on full model

Type	case	Bending mode of airframe				Pitch mode
		1st	2nd	3rd	4th	
Hard mount	A	98.74	98.31	99.47	82.61	-
	B	98.28	97.56	99.02	78.30	
	C	97.69	96.47	97.85	70.96	
Soft mount	A	98.13	101.59	99.99	87.87	103.5
	B	97.30	101.06	99.93	79.49	91.3
	C	95.93	100.71	99.72	70.54	81.2

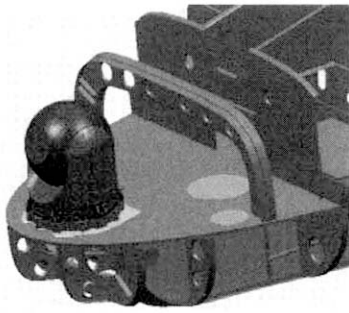


Fig. 3. Hard mount system [3]

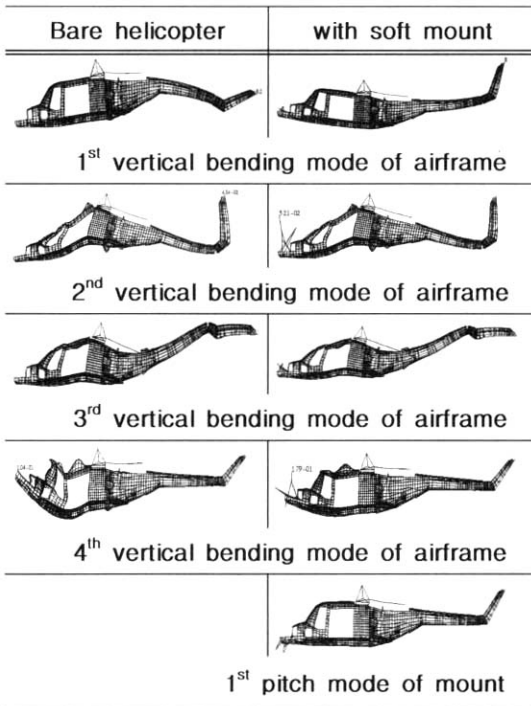


Fig. 4. Mode shapes for bare helicopter and with soft mount

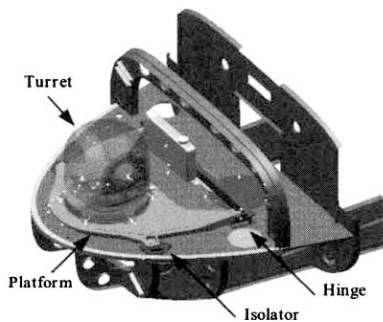


Fig. 5. Soft mount system [6]

탈로그에 표시된 값을 입력하였다. 또한 하드 마운트 방식의 경우는 장착판을 MSC/NASTRAN에서 지원하는 MPC 함수를 이용하여 RBE2로 고정하였다.

하드 및 소프트 방식으로 FLIR 센서를 각각 장착한 전 기체 유한요소 모델로 해석한 결과는 Table 1과 같다. 기체 주요 굽힘 모드 각각의 값은 센서가 장착되지 않은 기본 형상에서 해석된 모드 값으로 정규화하여 표시하였다. 기체에 장착된 소프트 마운트로 발생하는 피치 모드는 강제 바닥에 고정했을 때 생성되는 모드 값으로 정규화 하였다. 기본 형상 및 소프트 마운트를 장착한 기체 각각의 모드 형상은 Fig. 4에 표시하였다. 유한요소 해석결과는 2.1절의 단순 보 모델의 결과와 유사하게 소프트 마운트 방식이 기체 주요 모드의 저하를 최소화함을 보여 준다.

한편 헬기 비행 중 기체 진동 수준에 가장 큰 영향을 주는 것은 메인 로터 축 회전수(rpm)와 블레이드 개수(n)을 곱한 주파수($rmp \cdot n / 60$)이다. 이 연구에서 기술되는 헬기는 4개의 블레이드를 가지고 있으므로 이 가진 주파수를 4R로 명명한다. 그 다음으로 영향을 주는 조화 성분은 4R의 반인 2R이다. 그리고 이러한 주파수 대역을 참고 문헌[7]에서는 $\pm 5\%$ 로 규정하고 있으나 이 연구에서는 헬기 제작사가 추천하는 $4R \pm 6\%$ 및 $2R \pm 6\%$ 를 주요 가진 주파수 대역으로 설정하였다.

기본 형상 헬기의 3번째 굽힘 모드는 4R 가진 주파수 대역과 겹쳐져 있지만 모드 분석결과 기체 진동에 미치는 영향은 매우 작다. 기체 진동에 큰 영향을 주는 4번째 굽힘 모드는 4R 가진 주파수 대역 보다 약 3 Hz 정도 밖에 높지 않다. 또한 2번째 굽힘 모드는 4R 주파수 대역 약간 아래쪽에 위치한다. 특히 FLIR 센서 장착으로 인한 4번째 굽힘 모드의 저하는 4R 가진 주파수 대역과 공진을 야기할 우려가 있다. 따라서 4번째 굽힘 모드 값의 저하를 최소화하기 위해서는 최소 중량의 장착판으로 구성된 소프트 마운트를 채택해야함을 알 수 있다. 이를 근거로 국내에서 최종 설계된 소프트 마운트 형상은 Fig. 5와 같다.

III. 전 기체 모달 시험

3.1 시험 방법

전 기체의 모드를 정확히 파악하기 위해 기체의 주요 부위에 Fig. 6(a)와 같이 A13 및 A14는 3축 방향, 그 외 위치는 Y, Z 방향 가속계를 각각 부착하였다. 소프트 마운트 장착의 경우에는

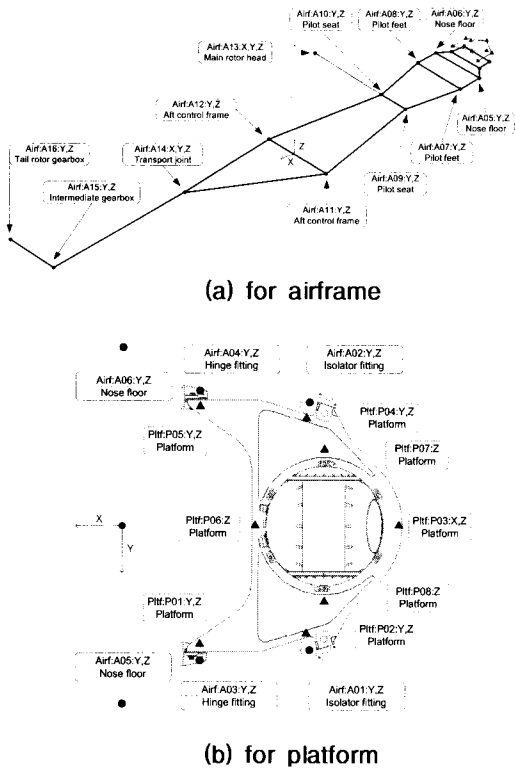


Fig. 6. Accelerometer locations

Fig. 6(b)와 같이 P01/P02/P04/P05에는 Y 및 Z 축, P03에는 X 및 Z축, P06~08에는 Z 축 방향으로 각각 가속도계를 추가적으로 부착하였다. 장착된 총 가속도계 개수는 47개 이다. 또한 수직 및 수평 방향에 대해 순차적으로 가진하여 모든 모드를 추출할 수 있도록 하였다. 측정자료 획득 및 분석은 LMS CADA-X 소프트웨어[8]를 이용하였다.

3.2 시험 결과 및 분석

이 시험은 기체 전방 끝단에 FLIR 센서를 장착한 후 기체의 주요 굽힘 모드가 주요 가진 주파수 대역으로 이동하지 않도록 하기위해 설계/제작/장착된 소프트 마운트의 효과를 확인하기 위한 것이다. 그러므로 이러한 영향권 근방에 있는 4번째 굽힘 모드까지를 논문에서 언급한다.

장비를 장착하지 않은 기본 형상 기체와 소프트 마운트를 장착한 각각의 모드 형상을 Fig. 7에 비교하였다. 모드 형상은 단순 보와 유사한 특성을 나타내며 세 번째 모드는 전방 동체 진동 특성에 영향성이 상대적으로 적음을 알 수 있다. 그래서 기존 헬기는 3번째 굽힘 모드가 4R 대역에 존재하지만 교범상의 진동 규정을 만족하면서

운용되고 있는 것으로 판단된다. 그리고 두 번째 굽힘 모드 및 소프트 마운트에 의해 새로 생성된 플랫폼의 피치 모드가 2R 대역으로 이동 유무, 가장 큰 영향권인 4R 대역으로 4번째 모드의 이동 정도가 주요 설계 검증 기준이 된다.

앞 절의 장착 설계에서 살펴보았듯이 지상 테

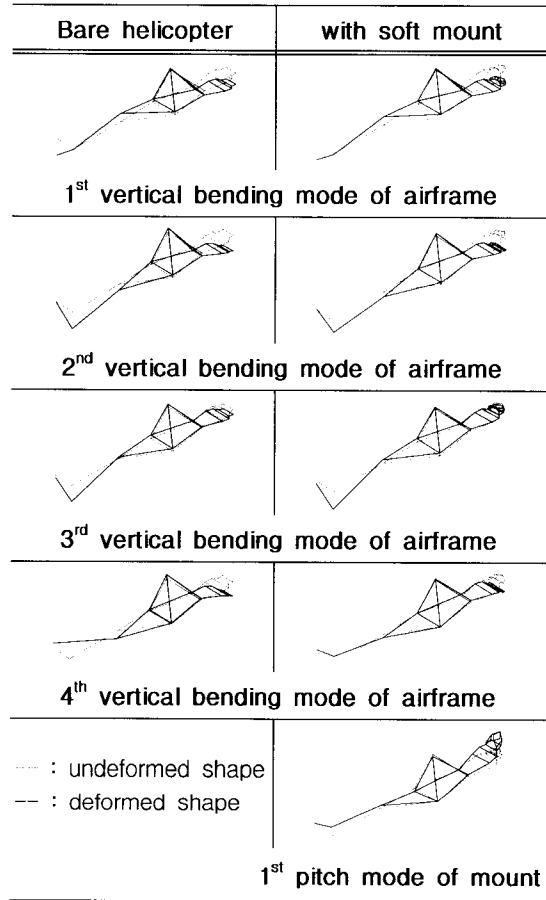


Fig. 7. Experimental mode shapes for bare helicopter and with soft mount

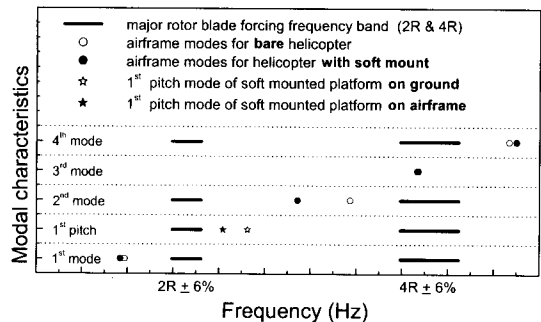


Fig. 8. Modal characteristics

스트 베드(강체 바닥)에서 결정된 소프트 마운트 자체 피치 모드는 기체 저차 모드와 연동으로 인해 2R 영향권으로 이동할 수 있으므로 이를 피하면서 소프트 마운트가 되도록 방진구(isolator)를 기 선정하였다[9]. 이러한 마운트 시스템에 따른 모달 특성 변화를 Fig. 8에 표시하였다. 새로 생성된 플랫폼의 피치 모드는 기체 장착에 따라 많이 저하되었지만 2R 영향권으로 들어가지 않았고, 특히 중요한 4번째 모드는 소프트 마운트에 의해 고유 진동수가 약간 복원되어 오히려 4R의 영향권에서 약간 더 벗어나게 되었다. 그러므로 기체 전방 끝단의 장비 장착에 따른 모달 특성 변화가 최소화되었음을 알 수 있다.

III. 결 론

헬리콥터 기체 진동의 가장 큰 요인인 4R 가진 주파수 대역보다 약간 높은 값을 갖고 있는 기존 헬리콥터의 4번째 기체 굽힘 모드는 기체 전방 끝단에 상당한 중량을 가진 센서를 직접 장착할 경우 4R 대역으로 이동하여 헬리콥터에 심각한 진동을 유발할 수 있다. 그런데 기존 군용 헬기에 대한 개발 정보가 없는 상황에서 역설계 관점으로 소프트 마운트 방식을 결정하고 이를 추진하여 기체 주요 모드가 가진 주파수 대역으로 이동하는 것을 방지하였다. 플랫폼의 피치 모드 또한 강체 바닥에서 시험한 결과보다 다소 감소하였지만 2R 영향권을 피하면서 진동 흡진기의 감쇠 특성으로 센서에 전달되는 진동을 감소시키는 부가적 효과를 가진다. 지상에서 확인된 이러한 결과는 비행 진동 시험에서도 동일 결과를 나타내어 소프트 마운트 시스템의 타당성이 재확인 되었다.

후 기

이 연구가 수행될 수 있는 여건을 제공하신 ADD 및 KAI의 FLIR 장착개발 관계자 여러분께 감사 드립니다. 특히 시험 지원을 해주신 KAI의 박좌근 차장/김정주 대리/전원석 대리께 깊은 감사를 포함합니다.

참고문헌

- 1) Bergman, L. A. and Nicholson, J. W., "Forced Vibration of a Damped Combined Linear System," *ASME Journal of Vibration, Acoustics, Stress and Reliability in Design*, Vol. 107, 1985, pp.275~281.
- 2) GKN-Westland Helicopters, GKN-Westland Seminar Programme for KARI: Helicopter Vibration and Active Control, 2000.
- 3) Preliminary Design Review for FLIR installation, ADD/KAI, April, 2001.
- 4) Ken Blakely, "MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis User's Guide", Version 68, MacNeal-Schwender Corporation, 1993.
- 5) <http://www.lordmpd.com>, Lord's catalog, H-series for aerospace.
- 6) Critical Design Review for FLIR installation, ADD/KAI, August, 2001.
- 7) MIL-STD-810E, Department of Defense Test Methods Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, 1989.
- 8) CADA-X Modal Test and Analysis Users Manual, LMS International, 1998.
- 9) 조기대, "실험적 동적 모델을 이용한 헬기용 FLIR 센서의 마운트 설계", 한국소음진동공학회지, 제 14권, 제 11호, pp. 1129~1136, 2004.