

실험적 동적 모델을 이용한 헬기용 FLIR 센서의 마운트 설계

Mount Design of Helicopter FLIR Sensor Using Experimental Dynamic Model

조기대†

Ki-Dae Cho

(2004년 6월 11일 접수 : 2004년 10월 6일 심사완료)

Key Words : Helicopter Rotor Blade Forcing Frequency(헬기 로타 블레이드 가진 주파수), Helicopter Airframe Dynamic Characteristics(헬기 기체 동 특성), Soft Mount with Isolator(방진 소프트 마운트), Structural Modification(구조 변경), Experimental Sensitivity Analysis(실험적 민감도 해석)

ABSTRACT

The structural modification to install a heavy sensor was made at the front extremities of the foreign-produced helicopter operated in the Korea Navy. Mounting the sensor directly to the nose structure is unlikely to be practical because it lowers a dynamic mode of the airframe close to rotor blade passing frequencies, leading to increased helicopter vibration. Unfortunately, we have no information on dynamic characteristics of the imported helicopter. So the experimental modal model derived from shake testing on the overall airframe of a working helicopter was used to solve the sensor installation problems. The sensitivity analysis was done to evaluate what the best of modification would be. Simple 1D model and experimental modal data for mount system with sensor were incorporated into overall dynamic model to assess the effects of the sensor installation on helicopter. Modal testing for the modified helicopter shows that the airframe modes are sufficiently displaced from rotor passing frequencies. The mount system has been proven in flight to be sufficiently stable to meet vibration-level requirement for all required operational profiles.

1. 서론

방공 무기체계가 중첩된 적 방공망에 침투하여 성공적인 임무를 수행하기 위해서는 헬기 생존성을 증대 시키는 전자전 무기체계의 장착이 필수적이다. 이러한 전자 장비들은 헬기 개발과 동시에 이루어 지기도 하지만, 새로 개발된 신형 장비를 기존 운용 헬기에 업그레이드 형식으로 신규 장착하는 경우가 종

종 발생한다. 이러한 예로서, 전방관측 적외선 장비(forward looking infra red: FLIR)를 국내 기술로 개발하여 기존 운용 중인 군용 헬기에 장착하는 사업을 수행하였다. 적외선 장비는 물체에서 나오는 미약한 적외선 에너지 차이를 영상화 하는 장비로서 야간에 정확한 표적 식별 능력을 가지고 있어 은밀한 군사 작전을 성공적으로 수행할 수 있도록 해준다. 이 장비의 유용성은 대부분의 작전이 야간에 수행된 지난 걸프전에서 입증된바 있다.

지금까지 국내에서 이루어진 다수의 업그레이드 개발은 헬기 동적 특성에 영향을 주지 않는 통신 및 항법 장비들의 장착인 관계로 장착 부위의 국소적 해석 및 시험만으로 개발이 수행되었다. 그러나 헬기 전방

† 책임저자 : 정희원, 국방과학연구소
E-mail : addckd@add.re.kr
Tel : (042) 821-2542, Fax : (042) 821-2225

끝단에 FLIR 센서를 장착하는 것은 헬기 기체의 동적 특성 변화를 유발하여 헬기 진동 증가 및 FLIR 영상의 정밀도를 저하시킬 수 있다.

헬기는 로타 블레이드 회전으로 양력 및 추력을 동시에 발생시켜 수직 이착륙 및 정지 비행이 가능하기 때문에 블레이드 회전 가진력이 기체의 진동 특성에 큰 영향을 주어 고정익 항공기에 비해 진동이 상대적으로 크다. 일반적으로 로타 블레이드의 회전에 따른 가진력은 조화 진동 성분으로 10~30 Hz 범위의 저주파수 영역이다. 그리고 또한 기체의 주요 동적 모드들은 소형 헬기의 경우 40 Hz, 대형 헬기의 경우 30 Hz내에서 존재한다.⁽¹⁾ 따라서 기체 동 특성에 민감한 부위에 상당한 중량을 가진 장비를 개조 장착하고자 할 때 세심한 주의를 기울이지 않으면, 로타 가진 주파수와 공진을 일으켜 헬기 전체의 진동 특성을 악화시킬 수 있다.

그런데 본 연구에서 다루고자 하는 헬기는 해외에서 직 도입된 군용 헬기로서 국내에 설계 자료가 전무한 상태이고 운용 및 정비에 관련된 자료들만 보유한 실정이다. 그래서 헬기 운용 부대를 방문하여 개조 장착 부위에 대한 공간 및 위치 정보를 실측하여 이를 삼차원 디지털 목업(mock-up)으로 구성하였다.⁽²⁾ 이를 이용하여 헬기 기체에 단순히 장비를 고정하는 기존의 장착 설계/제작 방법으로 개발을 진행할 경우, 개조 장착에 따른 구조적 강도는 보장할 수 있으나 진동 문제를 해결할 수 없다. 이를 위해 기존 헬기에 대한 진동 해석 및 시험 결과를 가지고 개조 장착에 따른 진동 특성 변화를 예측하고 진동 저감을 고려한 장착 설계를 진행하여야 한다. 그러나 현 장착 개발은 헬기 원제작사와 관련 없는 국내 독자 개발 형태이기 때문에 헬기 동적 특성에 대한 자료를 확보할 수가 없다. 그렇다고 개조 장착이 완료된 후, 비행 시험을 통해 이를 확인하고자 한다면 개발 일정 및 비행 안전상의 문제를 유발할 수 있다.

그러므로 역설계 관점에서 기존 헬기의 동 특성을 지상 진동 시험을 통해 우선 파악한다. 이렇게 확보된 기존 헬기의 실험 모달 모델에 장착 시스템의 모달 모델을 결합하여 진동 저감 효과를 예측한다. 이 예측 결과는 FLIR 센서를 실제 장착한 헬기에 대한 지상 진동 시험 및 비행 시험 결과와 비교함으로써 진동 저감 효과를 최종 확인할 수 있다. 이러한 연구 개발 내용을 본 논문에서 다루고자 한다.

2. 이론 배경

헬기는 가벼우면서 구조적 안전성을 가져야 하기 때문에 복잡한 구조로 설계되어진다. 이러한 헬기 기체에 탑재장비의 개조 장착에 따른 동 특성 변화를 예측하는 것은 매우 어려운 일이다. 그러나 구조물의 물리적 특성을 지상 진동 시험을 통해 관성, 강성 그리고 감쇠 향으로 얻을 수 있다. 이렇게 표현된 구조물의 동적 모델을 이용하여 개조 장착 효과를 예측할 수 있다.

2.1 실험적 민감도 해석

헬기 기체의 다양한 위치에서 물리적 특성의 변화가 특정 모드에 미치는 영향을 민감도 해석을 통해 살펴 볼 필요가 있다. 상태공간 영역에서 구조물의 운동 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$[A]\{\dot{y}\} + [B]\{y\} = \{p\} \tag{1}$$

여기서,

$$[A] = \begin{bmatrix} [0] & [M] \\ [M] & [C] \end{bmatrix}, \quad [B] = \begin{bmatrix} -[M] & [0] \\ [0] & [K] \end{bmatrix},$$

$$\{y\} = \begin{Bmatrix} \dot{x} \\ x \end{Bmatrix}, \quad \{p\} = \begin{Bmatrix} 0 \\ f \end{Bmatrix}$$

식 (1)은 단순 조화진동으로 자유 진동하는 경우에 다음과 같은 일반화된 고유치 문제가 된다.

$$(\lambda_i [A] + [B])\{\phi\}_i = \{0\} \tag{2}$$

여기서, $\{\phi\}_i = \lambda_i \{\psi_i\}$ $\{\psi_i\}^T$

ψ_i 는 i 번째 모드 형상 계수이고 i 번째 극점 λ_i 는 다음과 같이 비감쇠 고유진동수(ω_n)과 감쇠비(ζ)로 표현된다.

$$\lambda_i = -\zeta_i \omega_{ni} + j \omega_{ni} \sqrt{1 - \zeta_i^2} \tag{3}$$

극점에 대한 민감도 수식을 구하기 위해 식 (2)에 $\{\phi\}_i^T$ 을 곱하고 구조물의 물리적 특성(u)으로 미분한다.⁽³⁾

$$\{\phi\}_i^T \left(\frac{\partial \lambda_i}{\partial u} [A] + \lambda_i \frac{\partial [A]}{\partial u} + \frac{\partial [B]}{\partial u} \right) \{\phi\}_i = 0 \quad (4)$$

모드 형상계수의 직교성을 이용하여 식 (4)를 전개하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \lambda_i}{\partial u} = -\frac{1}{a_i} \{\phi\}_i^T \left(\lambda_i \frac{\partial [A]}{\partial u} + \frac{\partial [B]}{\partial u} \right) \{\phi\}_i \quad (5)$$

물리적 특성(u)가 k절점에서 질량, k와 l절점 사이의 선형 스프링, 그리고 점성 감쇠일 때, 각각의 민감도 수식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\frac{\partial \lambda_i}{\partial m_k} = -\lambda_i^2 \frac{\psi_{ki}^2}{a_i}, \quad \frac{\partial \lambda_i}{\partial k_{kl}} = -\frac{(\psi_{ki} - \psi_{li})^2}{a_i}$$

$$\frac{\partial \lambda_i}{\partial c_{kl}} = -\lambda_i \frac{(\psi_{ki} - \psi_{li})^2}{a_i} \quad (6)$$

여기서, $a_i = \{\phi\}_i^T [A] \{\phi\}_i$

2.2 실험적 구조 변경

원 구조물(original structure)에 부 구조물(sub-structure)이 개조 장착될 때, 원 구조물과 부 구조물 사이의 동적 상호 관계를 Fig. 1과 같이 묘사할 수 있다.⁽⁴⁾

원 구조물에 부 구조물의 결합을 고려한 운동 방정식은 다음과 같이 표현 된다.

$$[A + A_C + \Delta A] \{\dot{y}\} + [B + B_C + \Delta B] \{y\} = \{p\} \quad (7)$$

여기서,

$$A = \begin{bmatrix} [A_A] & [0] \\ [0] & [A_B] \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} [B_A] & [0] \\ [0] & [B_B] \end{bmatrix}$$

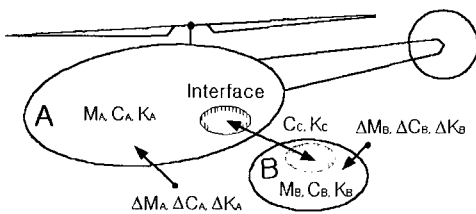


Fig. 1 Schematic of the dynamic interaction between an existing structure and a dynamic subsystem modification

$$\Delta A = \begin{bmatrix} [\Delta A_A] & [0] \\ [0] & [\Delta A_B] \end{bmatrix}, \quad \Delta B = \begin{bmatrix} [\Delta B_A] & [0] \\ [0] & [\Delta B_B] \end{bmatrix}$$

$$A_C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_C & 0 & -C_C \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -C_C & 0 & C_C \end{bmatrix}, \quad B_C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_C & 0 & -K_C \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -K_C & 0 & K_C \end{bmatrix}$$

하부 첨자 A, B는 각각 원 구조물, 부 구조물을 의미하며 C는 A와 B 연결 부위에서의 강성 및 감쇠를 표현한다. 각 구조물 자체에 국소적 구조 변경이 있을 때 물리적 특성 변화량 Δ로 이를 반영한다.

3. 기존 헬기 동 특성 분석

3.1 지상진동시험 준비

지상 진동 시험은 헬기 운용 부대의 행거에서 수행되었다. 기체의 탄성 모드와 무관한 메인 및 테일 로타 블레이드의 국소적 모드 영향성을 배제하기 위해 블레이드들을 제거하였다. 그리고 헬기 채공 중의 상

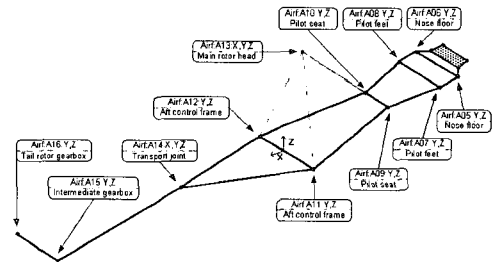


Fig. 2 Accelerometer locations on airframe

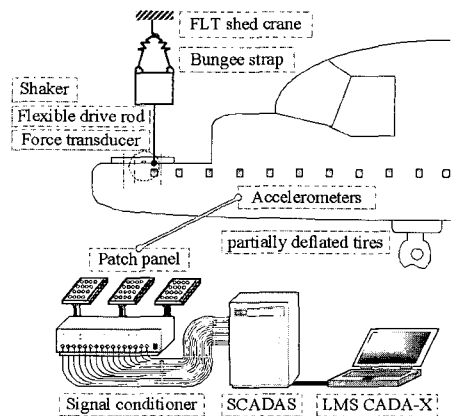


Fig. 3 Experimental setup

태(free-free 조건)를 모사하기 위해, 헬기를 수평으로 유지한 채 타이어 공기압을 감소시켰다. 또한 전기체의 모드를 정확히 파악하기 위해 기체의 주요 부위에 Fig. 2와 같이 가속도계를 부착하였다. 또한 수직 및 수평 방향으로 순차적으로 가진하여 모든 모드를 추출할 수 있도록 하였다. 측정 자료 획득 및 분석을 위한 장비 구성은 Fig. 3과 같다.

3.2 측정 자료 추출

신뢰할 수 있는 측정 결과를 얻기 위해 가진/측정 위치, 가진력 그리고 응답 범위를 예비 가진 시험을 통해 재 조정하였다. 최종 주파수 응답 함수는 비교적 많은 시간이 소요되지만 입/출력 신호의 잡음을 최소화할 수 있는 LMS의 Hv 기법⁽³⁾을 이용하여 계산하였다. 또한 LMS의 모달 해석 모듈을 사용하여 모달 계수를 추정하였으며, 추정 오차를 최소화하기 위해 "sum blocks"으로 알려진 측정 주파수 응답 함수들의 총합에서 이를 수행하였다.

최소 자승 복소 지수(least squares complex exponential) 시간영역 법으로 고유 진동수와 감쇠 계수를 계산한 후 최소 자승 주파수 영역 법으로 모드 형상을 계산하였다. 이렇게 추정된 모달 계수는 LMS의 여러 가지 모달 검증법을 이용하여 검증하였다.⁽⁵⁾

3.3 시험 결과

로타 회전 가진 주파수 성분 중 헬기 진동 특성에 큰 영향을 주는 것은 로타 샤프트의 축 회전수(rpm)와 블레이드 개수(N)을 곱한 주파수 성분이다. 본 연구에 기술된 헬기는 4개의 블레이드를 가지고 있어 이 가진 주파수를 4R로 명명한다. 그 다음으로 영향을 주는 조화 성분은 4R의 반인 2R이다. 이러한 가진 주파수 대역을 참고문헌(6)에서는 $\pm 5\%$ 로 규정하였으나 이 연구에서는 헬기 제작사가 추천하는 4R $\pm 6\%$ 및 2R $\pm 6\%$ 를 주요 가진 주파수 대역으로 설정하였다.

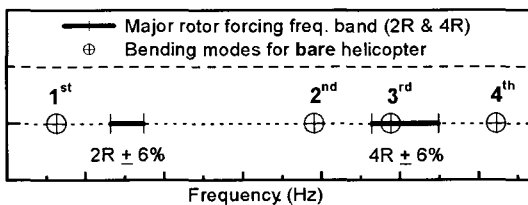


Fig. 4 Distribution of major modes

추출된 각종 동 특성 중에서 기체의 주요 굽힘 모드들과 가진 주파수 대역을 Fig. 4에 함께 표시하였다. 3번째 모드를 제외하고는 가진 주파수 대역을 벗어나 있다. 3번째 모드는 테일콘의 강성, 테일 로타기어박스 중량과 밀접한 관계를 가지고 있어 전방 동체 진동에는 큰 영향을 주지 않는다. 그래서 기존 헬기는 진동 요구조건을 만족하면서 운용되고 있는 것으로 판단된다. 이러한 기존 헬기 전방 끝단에 FLIR 센서 장착은 기체의 2번째 그리고 4R 영역권에서 약 3Hz 정도 높은 4번째 모드에 큰 영향을 줄 수 있다.

4. 구조 변경 설계

4.1 민감도 분석

각각의 측정 절점에서 단위 중량 그리고 두 절점 사이의 단위 강성 증가에 따른 주요 굽힘 모드들의 고유 진동수 민감도를 분석하여 Fig. 5~6에 표시하였다.

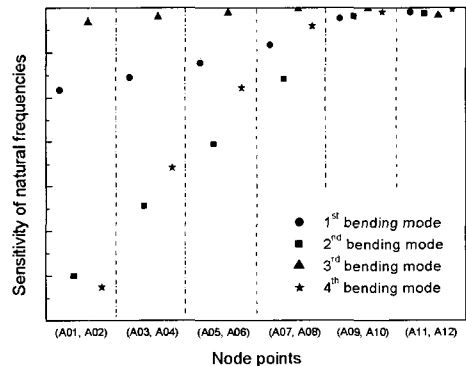


Fig. 5 Sensitivity of natural frequencies for added unit mass at a node

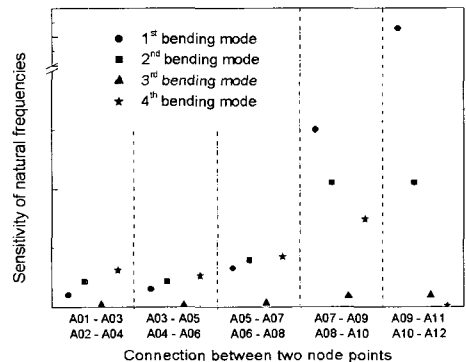


Fig. 6 Sensitivity of natural frequencies for added stiffness at a connection

단위 중량 증가에 대한 굽힘 모드들의 민감도는 전방 끝단으로 갈수록 민감도가 (-) 방향으로 증가(고유 진동수 저하)한다. 3번째 모드의 민감도는 무시할 수준이다. 그런데 2번째 그리고 4번째 모드는 FLIR 센서를 직접 고정(하드 마운트) 방식으로 장착할 경우, 고유 진동수 저하로 인해 가진 주파수 대역으로 이동할 위험이 매우 높은 것으로 판단된다.⁽⁷⁾ 두 절점 사이의 단위 강성 증가의 경우, 헬기 중앙 동체쪽으로 갈수록 민감도가 (+) 방향으로 증가(고유 진동수 증가)함을 알 수 있다.

군용 헬기관련 지침서 및 군사 규격서^(8,9)를 참조하여 장착공간, 위치, 센서의 전방관측 영역의 만족 여부, 인체공학 측면에서 전방 시야 확보성, 그리고 정비 편의성을 삼차원 목업 센서로 점검하였다. 그 결과로 헬기 전방 끝단 상부에 센서를 장착하기로 소요군의 동의하에 최종 결정하였다. 그런데 민감도 분석에 의하면 전방에 단순히 장착하는 것은 공진 위험성이 있고 중앙 동체쪽은 헬기 기체의 주 하중 지지 구조물이기 때문에 보강 작업이 용이하지 않고 또한 과도한 중량 증가를 동반하므로 헬기의 임무 수행 능력을 저하시킨다. 따라서 2, 4번째 모드 저하를 최소화할 수 있는 소프트 마운트 방식의 장착설계가 요구된다.

4.2 구조변경 분석

개조 부위에 대한 개략적 장착위치 및 FLIR 센서의 중량과 관성 모멘트 값을 가지고 간단한 일차원 모델의 소프트 마운트를 고려하였다(Fig. 7). FLIR 센서, 장착판(platform)의 후방 두 곳은 힌지로, 전방 두 곳은 고무 재질의 isolator로 구성된 모델의 운동 방정식은 다음과 같다.

$$I_o \ddot{\theta} = \sum M_o$$

$$= M_T l \cos \theta + M_P a \cos \theta - 2(kl \sin \theta)l \quad (8)$$

여기서 하부 첨자 Q, T, P 는 각각 힌지점, FLIR 센서, 그리고 장착판을 의미한다.

미소 변위를 가정하고 균일 폭과 두께를 가진 단순 판재 형태의 장착판을 고려하면 피치 모드의 고유 진동수는 다음과 같이 표현된다.

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{2kl^2}{I_o}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{2k_{eq}}{m_{eq}}} \quad (9)$$

$$I_o = I_p + M_P a^2 + I_T + M_T l^2$$

$$= 1/3 M_P l^2 + I_T + M_T l^2$$

FLIR 센서를 충분히 지지하기 위한 장착판은 센서 중량의 삼분의 일 수준이 되는 알루미늄 재질의 판재로 고려하였다. 이제 피치 모드의 고유 진동수가 2R과 4R 사이에 있도록 isolator의 강성 값을 결정하여야 한다. 각종 isolator 회사를 검색한 후 항공용으로 적합하고 피치 모드가 이러한 고유 진동수 범위 내에 있는 isolator로 Lord사의 H-series⁽¹⁰⁾를 선정하였다. 선정된 isolator의 물성치는 식 (9)에 재입력하고 식 (9)의 두 번째 표현과 같이 FLIR 센서 마운트 시스템을 등가 집중 질량 및 등가 스프링 요소로 모델링한다.

Fig. 8과 같이 전기체 동적 모델에 일차원 등가 모델을 결합시켜 분석한 결과, 기체 주요 모드의 저하는 발생하지 않았다.

이러한 개념 설계를 바탕으로 isolator 구매 및 소프트 마운트 시스템에 대한 상세 설계 및 제작을 수행하였다. 마운트 시스템은 Fig. 9(a)와 같이 장착판, isolator 마운트, 피벗 피팅, 그리고 앵글 빔으로 구성된다.

장착판에 대한 구조 강도 및 강성 확인을 위해 MSC/NASTRAN⁽¹¹⁾을 이용하여 자유단-자유단 조건으로 장착판에 대한 모달 해석을 수행하였고 이를 모달 시험을 통해 체크하였다.(Fig. 10)

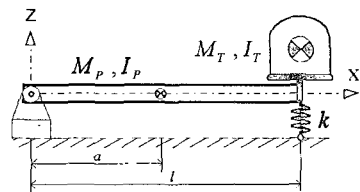


Fig. 7 1D model for soft mount system

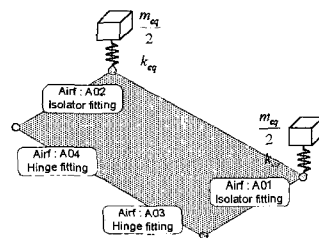
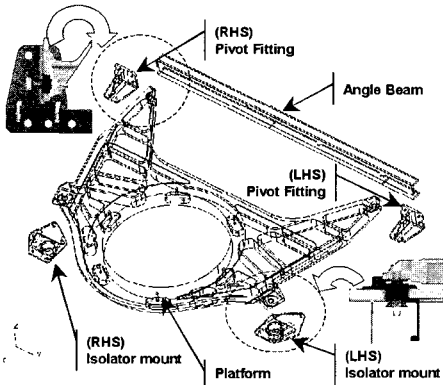


Fig. 8 1D mount model installed on full airframe model

그리고 실제 소프트 마운트 시스템은 개념 설계시 적용한 일차원 모델과 달리 피치 모드 외에 롤 모드도 발생한다. 그래서 마운트 시스템의 롤 모드는 4R과 8R 사이에 존재하도록 설계조건이 추가되었다. 이를 위해 소프트 마운트의 모든 부품들에 대한 유한요소 모델링을 수행하였다. 특히 피봇 피팅의 연결구조는 Fig. 9(b)와 같이 실제 사용되는 체결재(fastener)와 동일한 물성치를 갖는 빔 요소로 연결하고 빔 요소의 두 절점에서 피치 방향의 저항력이 없도록 힌지 옵션을 설정하여 실제 운동에 근접하도록 모사하였다. 장착판과 isolator 마운트 사이에 결합되는 isolator는 Fig. 9(c)와 같이 스프링 요소들로 모델링 하였다. 그리고 앵글 빔, 피봇 피팅, 그리고 isolator 마운트 부품은 실제 헬기 전방 바닥에 체결되는 체결재 구멍들 중심에 단순 지지로 가정하여 표현하였다. 모달 해석을 통해서 마운트 시스템의 피치, 롤 모드가 설계 조건을 모두 만족하는 isolator를 최종 선정하였다. 이렇게 선정된 isolator를 포함한 마운트 시스템의 동특성을 지상 시험용 치구에서 최종 확인 하였다. Fig. 11에는 해석 및 시험을 통해 확인된 피치, 롤 모드 형상을 나타내고 있다. 장착판과 마운트 시스템의 시험 형상은 Fig. 12에 각각 표시하였다.



(a) Components of soft mount system



(b) Joint at isolator (c) Joint at pivot fitting

Fig. 9 Actual model for soft mount system

개념 설계시 고려되지 않은 실제 장착판의 특성과 isolator의 감쇠 특성이 포함된 최종 마운트 시스템의

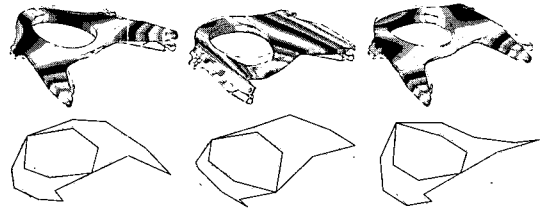
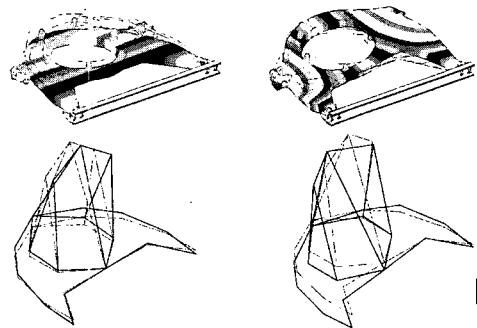
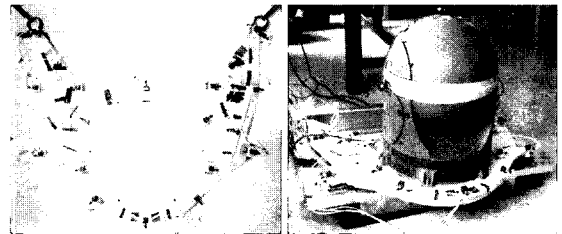


Fig. 10 Modal analysis and test results for platform stiffness check



(a) Pitch mode (b) Roll mode

Fig. 11 Modal analysis and test results for soft mount system on test bed



(a) Platform (b) Soft mount

Fig. 12 Modal test of mount system

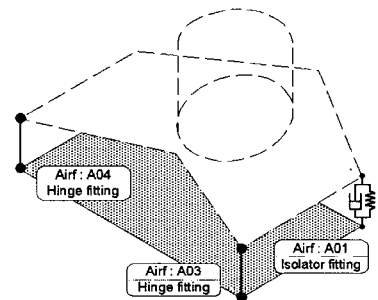
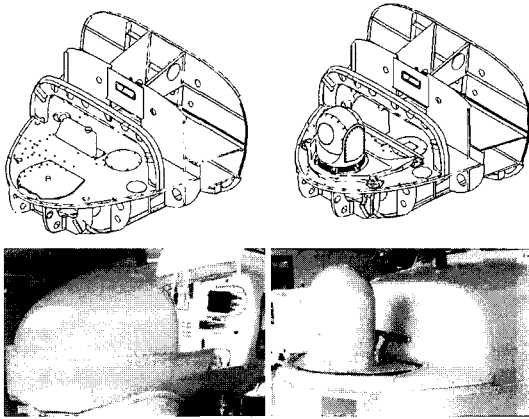


Fig. 13 Actual soft mount model installed on full airframe model

동적 모델을 전기체 모델에 Fig. 13과 같이 결합시키고 기체의 주요 굽힘 모드들의 변화를 해석하였는데 3% 이내의 모드 변화만 발생하여 가진 주파수 대역으로 이동하지 않았다.



(a) Before (b) After
Fig. 14 Modification on nose section

5. 개조장착 결과

5.1 지상시험 결과

개조 장착 전후의 형상은 Fig. 14와 같다. 개조 장착 완료된 헬기에 대해 전기체 지상진동시험을 수행하였다. 소프트 마운트의 장착판에는 Fig. 15와 같이 가속도계를 부착하였고 개조 장착 전후의 동 특성 변화는 Fig. 16에 표시하였다.

이러한 결과는 4.2절에서 동적 모델로 예측한 결과와 동일하였다. 소프트 마운트에 의해 새로 생성된 피치 모드는 기체 장착에 따라 많이 저하되었지만 2R 영향권으로 들어가지 않았고, 특히 중요한 기체의 4번째 모드는 소프트 마운트에 의해 약간 상승하여 오히려 4R의 영향권에서 약간 더 벗어나게 되었다. 그러므로 기체 전방 끝단의 장비 장착에 따른 모달 특성 변화가 최소화되었음을 알 수 있다.

5.2 비행시험 결과

헬기 운용부대의 시험비행 조종사와 비행시험 절차를 협의한 후, 가속도계(ENDEVCO-61A) 및 기록 저장장치(KMT 2/16 Tape Recorder)를 헬기 기체의 주요 부위에 장착하였다. 지상에서 로타 블레이드를 0° 피치로 유지하고 회전시키면서 헬기의 각종 전자 장비들과 계측 장비들간의 전자적 간섭 발생 유무를 체크 하였다. 측정 장비들의 정상 작동 유무를 최종 확인한 후, 지상 운용 및 수평 전진 비행을 수행하고 이때의 진동 자료를 저장하였다. 저장된 측정 자료는 실험실에서 LMS 소프트웨어를 이용하여 분석하였다.

개조 장착 전후의 진동 수준을 Fig. 17에 표시하였다. 진동 수준은 비행 속도에 따라 변하는데 이것은 로타 가진 성분이 속도에 의존하기 때문이다. 최대 속도일 때를 제외하고는 개조 장착 전후에 진동 수준은 비슷하고 진동 요구 한계치 이하로 만족하고 있음을 알 수 있다. 기존 헬기(개조 장착 전)의 전진 비행에서는 100 노트일때 진동 수준이 가장 낮는데 이것은 이 속도에서 헬기를 최소 동력으로 운용하도록 조정되어 있기 때문이다. 개조 장착 후에는 운용 동력이 증가하면서 최대 속도에서 진동 수준이 약간 증가한 것으로 판단된다.

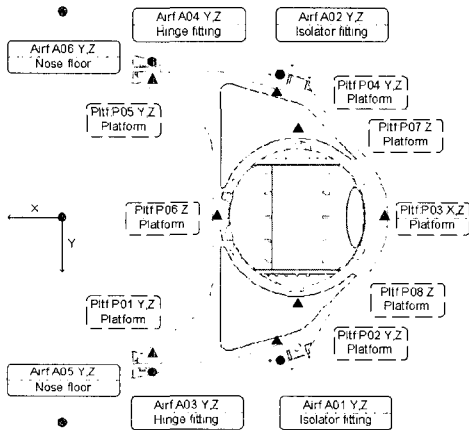


Fig. 15 Accelerometer locations on platform

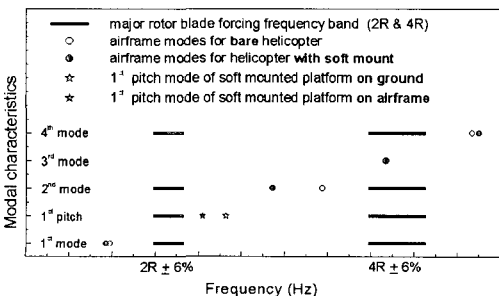


Fig. 16 Dynamic characteristics

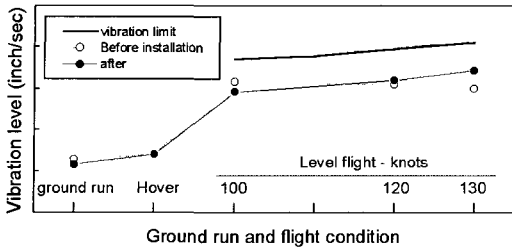


Fig. 17 Vibration level in operation

6. 결 론

해외 직 도입된 기존 군용 헬기 전방에 FLIR 센서를 성공적으로 장착하였다. 기존 군용 헬기에 대한 개발 정보가 없는 상황에서 개조 장착에 관한 역설계 기법을 확립하고 이를 체계적으로 추진하였다. 이렇게 업그레이드 된 헬기는 국방부로부터 전투용 사용 가능 판정을 획득하였고 나머지 헬기에 대해서도 FLIR 센서 장착이 추진되고 있어 군 전력 증강에 크게 기여하였다.

지상진동 시험을 통해 기존 헬기의 동 특성을 정확히 추출하였고 특히 전방 끝단 장착에 따른 기존 헬기 동 특성 변화의 민감도를 분석하였다. 이를 근간으로 블레이드 가진 주파수 대역을 피할 수 있는 장착 마운트의 동적 설계 기법이 확립되었다. 즉 장착 마운트의 동적 모델과 기존 헬기의 동적 모델을 결합하는 구조 변경 기법을 응용하여 개조 장착에 따른 영향성을 초도 시험비행 전에 분석함으로써 개발 위험도를 줄일 수 있는 방법이다. 이 연구에서 확립된 역설계 기법은 향후 유사 항공기 개조 장착 개발에도 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 연구와 관련된 ADD 및 KAI의 FLIR 장착개발 관계자 여러분께 감사 드립니다. 특히 시험 지원을 해주신 KAI의 박좌근 차장/김정주 대리/전원석 대리께 깊은 감사를 표합니다.

참 고 문 헌

- (1) GKN-Westland Helicopters, 2000, GKN-Westland Seminar Programme for KARI: Helicopter Vibration and Active Control.
- (2) 정상원 등, 2002, "전방관측 적외선 장비 (FLIR) 장착개발", 제 8 회 항공기 개발기술 심포지엄, 국방과학연구소, pp. 79~82.
- (3) LMS International, 1998, CADA-X User's Manual.
- (4) Richard L. Bielawa, 1992, Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity, AIAA, Inc., Washington.
- (5) 변관화 등, 1998, "항공기 지상 진동시험 및 동특성 모델의 개선," 한국소음진동공학회논문집, 제 8 권, 제 4 호, pp. 690~699.
- (6) MIL-STD-810E, 1989, Department of Defense Test Methods Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests.
- (7) 조기대 등, 2002, "헬기용 FLIR 장착을 위한 진동저감 시스템," 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, pp. 230~233.
- (8) Department of the Army Headquarters United States Army Material Command, 1974, AMCP 706-203: Helicopter Engineering Part 3, Qualification Assurance.
- (9) Department of the Navy: Naval Air Systems Command, 1970, AR-56: Structural Design Requirements (Helicopters).
- (10) <http://www.lordmpd.com>, Lord's catalog, H-series for aerospace.
- (11) Ken Blakely, 1993, MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis User's Guide, Version 68, MacNeal-Schwender Corporation.