

시스템 추가장착을 위한 항공기의 안정성 해석

노광현¹, 김상현^{2*}

¹한성대학교 산업경영공학과, ²한성대학교 기계시스템공학과

Stability Analysis of UH-60 Helicopter with External Store

Kwanghyun Ro¹ and Sang-Hyun Kim^{2*}

¹Department of Industrial & Management Engineering, Hansung University

²Department of Mechanical Systems Engineering, Hansung University

요약 본 연구에서는 외부 장착물이 존재하는 항공기의 안정성 검증을 위해 진동 및 구조해석을 수행하였다. 외부 장착물이 존재하는 경우, 외부 장착물 자체의 정확성 및 안정성을 위한 요구조건이 주어지며, 이와 동시에 외부 장착물이 항공기에 장착되도록 개조된 항공기 구조물의 안정성 문제가 중요하다. 따라서 본 연구에서는 정적 상태에서의 고유주파수 계산을 통한 공진 여부를 조사하고 발사기를 장착하기 위해 개조된 구조물에 작용하는 진동하중을 구하였다. 또한 로컬 모델링 방법을 이용하여 추가 장착 구조물의 구조적 안정성을 검토하였으며 지상 및 비행시험을 통하여 이를 검증하였다.

Abstract This paper presents the stability analysis of UH-60 helicopter with external store such like chaff/flare dispenser. An external store can affect the natural frequency of the aircraft and induce the resonance, which cause the failure of structures. In this paper, therefore, Rayleigh method is used to investigate the resonance with aircraft and external store, and transmission formula is used to determine the vibration load. Structural analysis with local modeling method are performed to present the robust design of aircraft with external store. The ground and flight test are also done to verify the stability of the aircraft.

Key Words : External Store, Natural Frequency, Stability, Transmission Formula

1. 서론

항공기는 특성상 다양한 임무 요구조건을 충족시키기 위해 추가 시스템을 장착하는 경우가 빈번히 일어난다. 이러한 시스템은 크게 동체 외부에 장착되는 부분과 이를 조종사가 제어할 수 있도록 계기판에 장착되는 부분으로 구분할 수 있는데, 구조적 측면에서는 전자에 해당되는 부분을 설계, 해석하는 것이 중요하다. 외부 장착물은 동체 또는 날개에 부착되는 위치에 따라 항공기 전체의 성능 및 안정성에 크게 영향을 미치며, 이와 동시에 장착물 자신도 항공기 구조물의 진동 및 관성에 의해 안정성 및 정확성에 영향을 받는다.

또한 90년대 후반부터 해군 및 공군에서 사용되는

UH-60 헬기는 성능개량 및 다양한 작전 능력 향상을 위해 TACAN, GPS 등과 같은 정밀 항법장치 및 HF-9000과 같은 원거리 통신장비, 그리고 RWR, chaff/flare dispenser 등과 같은 전자전 장비의 추가 장착이 요구되어 왔다. 이중 적의 레이더 또는 적외선 미사일의 위협으로부터 능동적으로 대처하기 위해 적절한 페이로드(payload)를 발사하여 적의 위협으로부터 벗어나기 위해 헬기 외부에 장착되는 플레어(flare)의 경우에는 발사 시 순간적으로 충격하중이 작용하며, 동시에 자체 무게는 감소한다. 또한 헬기 구조물에 추가 시스템을 장착할 경우 장착 구조물과 헬기 구조물의 고유주파수 일치로 인한 공진 발생 여부를 확인하고 공진 시 일어날 수 있는 구조물의 파괴 여부에 대한 안정성 검증이 중요하다[1].

본 논문은 한성대학교 교내연구비 지원으로 수행되었음.

*Corresponding Author : Sang-Hyun Kim

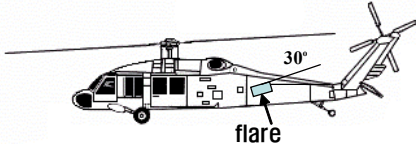
Tel: +82-10-5458-9754 email: shkim@hansung.ac.kr

접수일 12년 01월 26일

수정일 (1차 12년 03월 26일, 2차 12년 04월 20일)

게재확정일 12년 05월 10일

본 논문에서는 플레어 및 이를 포함한 발사기 (dispenser)의 구조적 요구조건을 만족시키며, 동시에 헬기 구조물의 안정성을 고려할 수 있는 최적의 외부 장착물 설계에 대한 연구를 수행하였다.

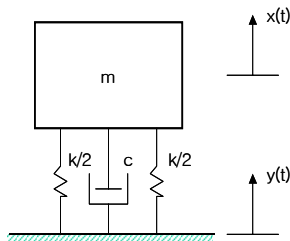


[그림 1] 플레어 발사기 장착 위치
[Fig. 1] Location of flare dispenser

그림 1은 플레어 발사기의 헬기 장착위치를 나타낸다. 장착위치 선정 기준은 미 육군 항공기(MH-60) 장착 위치를 참고하여 테일 콘(tail cone) 부분에 장착하였으며 장착 방향은 플레어(M206; Traco)의 발사각도(하 방향 30°, 우 방향 45°)를 고려하였다[2]. 일반적으로 이러한 항공기의 안정성을 검증하는 방법으로는 해석적 방법과 시험적 방법으로 나눌 수 있으며, 본 연구에서는 우선 해석적 방법으로 검증한 후, 실제 시험을 통하여 이를 검증하였다[3]. 해석적 방법은 정적 상태에서의 고유주파수 계산을 통한 공진 발생 여부를 조사하고, 발사기를 장착하기 위해 개조된 구조물에 작용하는 진동하중을 구하였다. 또한 진동하중은 결국 발사기가 장착되는 헬기 구조물에 외부 하중으로 작용하며, 이 발사기 주위의 헬기 구조물이 허용강도를 만족하는지 구조해석을 통하여 확인하였다. 구조해석을 위한 항공기 구조물의 유한요소 모델은 해석시간 감소를 위해 발사체 주위를 실제 상황과 유사한 형태로 이상화시킨 로컬 모델링(local modelling) 방법을 채택하였다.

2. 관련 이론

2.1 전달율 이론 (transmission formula)



[그림 2] 두 구조물의 상호 운동 개념도
[Fig. 2] Harmonic motion of the support

구조물에 다른 구조물을 추가 장착하는 경우 주구조물의 운동에 따라 추가된 구조물의 운동방정식은 두 구조물 사이의 기계 전달율에 따라 달라진다. 일반적으로 두 구조물 사이의 운동이 그림 2와 같은 경우 다음 식 (1)과 같은 운동방정식을 가지게 된다[4].

$$m\ddot{x} + c(\dot{x} - \dot{y}) + k(x - y) = 0 \quad (1)$$

이며 식 (2)와 같이 정리된다.

$$\ddot{x} + 2\zeta\omega_n\dot{x} + \omega_n^2x = 2\zeta\omega_n\dot{y} + \omega_n^2y \quad (2)$$

여기서,

$$\zeta = \frac{c}{c_{cr}}, \quad c: \text{댐핑계수}, \quad c_{cr}: \text{임계 댐핑계수}$$

윗 식에서 $y(t) = \text{Re}(Ae^{i\omega t})$ 로 가정하면 주 구조물 운동에 의한 추가 구조물의 운동 방정식의 해는 식 (3)과 같이 쓸 수 있다.

$$x(t) = \text{Re} \left[\frac{1 + i2\zeta\omega/\omega_n}{1 - (\omega/\omega_n)^2 + i2\zeta\omega/\omega_n} A e^{i\omega t} \right] \quad (3)$$

식 (3)은 간략히 식 (4)와 같이 정의 될 수 있다.

$$x(t) = X \cos(\omega t - \phi_1) \quad (4)$$

여기서,

$$X = A \left[1 + \left(\frac{2\zeta\omega}{\omega_n} \right)^2 \right]^{1/2} |G(i\omega)| \quad (5)$$

$$\phi_1 = \tan^{-1} \frac{2\zeta(\omega/\omega_n)^3}{1 - (\omega/\omega_n)^2 + (2\zeta\omega/\omega_n)^2} \quad (6)$$

이다.

두 구조물 사이의 전달율(X/A)은 식 (5)에서 유도할 수 있으며 식 (7)과 같다.

$$\frac{X}{A} = \left[1 + \left(\frac{2\zeta\omega}{\omega_n} \right)^2 \right]^{1/2} |G(i\omega)| \quad (7)$$

2.2 구조해석 이론

두께를 가지는 구조물에 수직/전단 하중 및 굽힘 하중이 작용하는 경우, 최대응력은 축 응력과 굽힘 응력을 모두 고려하여야 한다. 또한 유한요소 해석을 통하여 구하는 하중은 요소의 중립축을 중심으로 발생하므로 해석 결과에서 나타난 중립축 응력 값을 이용하여 두께(t)에 대해 보정함으로써 식 (8)과 (9)와 같이 실제 작용 하중과 응력을 구할 수 있다[5].

$$S_x = \frac{f_x}{t}, S_y = \frac{f_y}{t}, S_{xy} = \frac{f_{xy}}{t} \quad (8)$$

$$\sigma_x = S_x + \frac{6M_x}{t^2}, \sigma_y = S_y + \frac{6M_y}{t^2}, \tau_{xy} = S_{xy} \quad (9)$$

여기서, f_x, f_y, f_{xy} 는 유한요소 해석을 통한 수직하중 및 전단하중이며, M_x, M_y 는 굽힘 모멘트이다. 따라서 최대 수직응력(σ_{max})은 최대 축응력(σ_a)과 최대 굽힘응력(σ_b)의 합으로 표현할 수 있으며 식 (10)과 같다.

$$\sigma_{max} = \sigma_a + \sigma_b \quad (10)$$

여기서,

$$\sigma_b = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2}$$

: shell 요소의 최대 굽힘응력

$$\sigma_b = \frac{M_{max} \bar{c}}{I_z} : \text{bar 요소의 최대 굽힘응력}$$

3. 진동 및 구조 해석

헬기 구조물에 플레어 발사기를 추가 장착하는 경우 대한 구조 및 진동 해석을 위해서는 항공기 자체 진동 영향과 발사기에 작용하는 하중 등을 고려해야 한다. 특히 발사기에 작용하는 하중은 플레어 1발 발사 시 발사기에 작용하는 하중과 플레어 발사속도(210ft/sec), 최대 동시 발사수 및 최소 발사간격(20msec) 등을 고려한 동하중이다.

3.1 진동 해석

헬기 구조물에 추가 시스템을 장착할 경우 장착 구조물과 헬기 구조물의 고유주파수의 일치로 인한 공진의

발생 여부를 확인하고 공진 시 일어날 수 있는 구조물 파괴 여부를 검사하였다. 그리고 전달을 이론을 이용하여 진동에 다른 발사체의 최대응답가속도를 계산하여 구조 해석 시 작용하중으로 적용하기 위한 진동해석을 수행하였다. 진동 해석을 위해 사용된 헬기 주요 구조물의 고유주파수는 각각 메인로터(main rotor)가 17.19Hz이고 테일 로터(tail rotor)가 79.32Hz이다[2].

헬기에서 플레어를 발사함에 따라 장착된 발사기의 무게는 변동하므로 개조된 구조물의 고유주파수도 변동한다. 따라서 헬기에 장착된 발사기와 헬기의 공진 발생 여부를 확인하기 위해 발사기를 모델링 하였으며 발사기의 각 방향으로 1G의 가속도를 가하였다. 1G 가속 시 플레어 발사기의 무게변화에 따라 무게중심 위치가 변하며 변위 결과를 Rayleigh 방법에 적용하여 플레어 발사기에 대한 고유주파수를 계산하였다. 플레어발사기의 무게는 모든 플레어가 장착된 경우 최대 25.4lb이며 모든 플레어가 발사된 경우 최소 6.5lb이다.

【표 1】 플레어 발사기에 작용하는 고유진동수
【Table 1】 Natural frequency of flare dispenser

direction	displacement (inch)		natural frequency (Hz)	
	6.5 lb	25.4 lb	6.5 lb	25.4 lb
X	9.87E-5	5.45E-4	314.74	133.93
Y	7.88E-5	1.59E-4	352.30	247.75
Z	1.43E-4	7.84E-4	261.70	111.67

표 1은 헬기에 장착된 플레어에 1G 가속 시 플레어 발사기의 무게변화에 따른 무게중심에서의 변위 결과 (X: 전/후방향, Y: 측면방향, Z: 수직방향) 및 이를 이용한 고유주파수 계산 결과이다. 표에서 나타난 바와 같이 플레어 최대 변위는 측면방향(Y)에서 최대로 발생하였다. 또한 계산된 발사기의 공진주파수는 메인로터(17.19Hz)와 테일로터(79.32Hz)에 의한 공진주파수와 상당한 값의 차이를 보이며 이것으로 공진의 발생은 일어나지 않음을 확인할 수 있다.

플레어 발사기를 장착하기 위해 개조된 헬기 구조물에는 진동하중이 작용하게 된다. 이 진동하중은 결과적으로 헬기 외부에 장착된 플레어 발사기에 의해 발생하는 것이며, 개조된 구조물을 통해 헬기 전체 구조물로 전달되는 하중 경로를 갖게 된다. 플레어 발사기에 작용하는 진동하중은 비행 진동하중(flight vibratory load)과 플레어 발사하중(flare ejection load)으로 나눌 수 있다. 비행 진동하중은 헬기 외부에 장착된 플레어 발사기가 로터의 내리흐름(downwash)이나 기동비행 등과 같은 외부요인

에 의해 발생하는 응답 가속도에 의한 하중이며 플레어 발사하중은 다양한 조건에 따라 플레어가 발사됨으로 인해 플레어 발사가 받게 되는 하중이다. 상기와 같은 하중들은 개조된 구조물을 통해 헬기의 주 구조물로 전달되므로 실제적으로 개조된 구조물에 작용하게 되는 진동하중을 계산하여야 한다.

비행 진동하중은 헬기가 기동비행을 수행할 때 발생하게 될 실제 상황을 충분히 고려하여 비행에 따른 플레어 발사기의 최대응답가속도와 최대응답가속도를 발생하는 진동수를 가정하였으며 전달율을 고려한 비행진동에 의해 나타나는 최대 전달 하중은 표 2와 같이 계산되었다.

[표 2] 진동해석에 의한 최대 전달 하중
[Table 2] Maximum transmission load

direction	weight (lb)	maximum transmission rate	maximum transmission load (lb)
X	6.5	1.03	34
	25.4	1.32	129
Y	6.5	1.01	33
	25.4	1.01	168
Z	6.5	1.03	34
	25.4	1.10	140

또한 플레어 발사하중은 식 (7)을 이용하여 식 (11)과 같이 구할 수 있으며, 계산된 결과는 표 3과 같다. 여기서 P_t , P_0 , n 및 X/A 는 각각 플레어 발사하중, 플레어 1발 발사 시 발사하중, 플레어 동시 발사 수, 발사하중의 전달율을 나타낸다.

$$P_t = P_0 \cdot n \cdot \frac{X}{A} \tag{11}$$

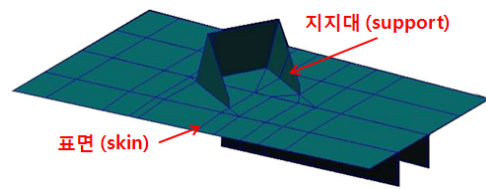
[표 3] 플레어 발사하중
[Table 3] Flare ejection load

conditions	value
flare ejection load per payload (lb)	969
maximum payload per ejection	1~4
transmission rate	1.2
flare ejection load (lb)	1163~4652

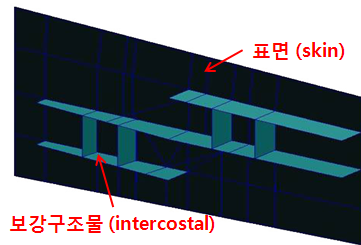
3.2 구조 해석

구조 해석은 플레어 발사체가 추가 장착되는 테일 콘 구조 부분이 허용강도 내에 있음을 확인하는 것으로 먼저 진동해석을 통해 구한 최대 진동하중과 발사하중을 이용하여 구조물에 작용하는 최대 응력을 계산하고, 각 구성품의 안전 여유를 계산하였다.

해석결과와 정확성을 위해서는 헬기 구조물 전체에 대한 해석이 필요하나 이는 많은 모델링 시간과 해석 소요 시간을 초래하므로 본 연구에서는 해석 결과에 직접적으로 영향을 미치는 발사체 장착 부위로 국한하여 모델링 하였다[6]. 그림 3은 해석을 위해 헬기에 장착된 발사기의 유한요소 형상을 나타낸다. 플레어 발사기를 부착하기 위해 헬기 표면 (skin)에 지지대(support)를 장착하였으며 플레어 발사기의 발사하중을 지탱하기 위해 헬기 내부에 프레임(frame) 및 스트링거(stringer)가 지나는 위치에 지지대를 장착하였고 내부에 보강 구조물(intercostal)을 추가 부착하였다. 실제로 플레어는 헬기의 테일 콘 부분에 장착되어 플레어 발사 시 발생하는 최대 진동하중 및 발사하중이 항공기 전체에 영향을 미치지 않는 것으로 장착 구조물 주위만을 형상 모델링 하였다. 유한요소 모델링은 범용 전후처리기인 PATRAN을 이용하였으며 해석은 NASTRAN을 이용하였다.



(a) 구조물 외부 형상



(b) 구조물 내부 형상

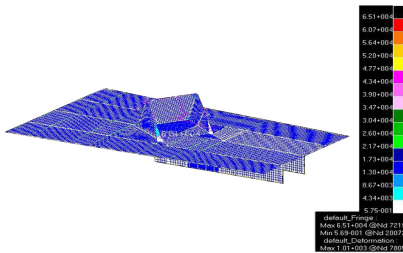
[그림 3] 유한요소 형상
[Fig. 3] Localized modeling of dispenser

위의 형상 모델링을 각 구조의 특성에 맞게 shell 요소와 bar 요소를 이용한 모델링을 수행하였으며 구조물의 재질은 AL7075-T6 및 Steel 4130을 사용하였다[7]. 본 구조물에서는 장착 구조물의 플레어 발사하중이 플레어 무게중심에서 지지대를 통하여 각 부재에 전달된다. 실제 구조물은 플레어 발사기가 지지대에 장착되어 하중을 유발하지만 발사 장비를 모델링 하는 것이 불가능하며 따라서 새로운 방법으로 모델링 하는 것이 필요하다. 실제 구조물의 형상과 하중 경로를 살펴보면 플레어 발사지점에서의 발사하중이 헬기 표면 외부의 지지대 상부 체결점으로 전달되어

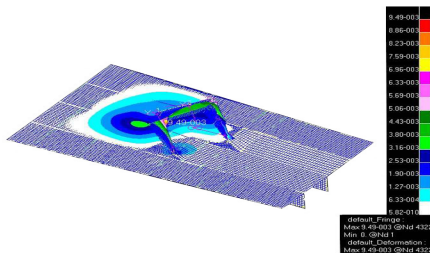
하중이 전달되므로 발사 지점과 지지대 상부 체결지점을 RBAR 요소를 이용하여 연결하고, 하중조건을 부여하였다. 이 RBAR 요소는 실제 변형 거동은 하지 않고 단지 하중의 전달만을 담당하게 된다. 본 구조해석에서 사용하는 하중은 플레어 장착 시 장착구조물에 의한 진동 하중과 발사 시의 발사하중이 복합적으로 작용되며 특히 플레어 무게가 최대인 25.4lb(30 payload)인 경우에 발생한다. 이는 진동 해석을 통하여 구할 수 있으며 플레어 발사 하중은 표 3의 진동 해석 결과에서 확인할 수 있다.

본 해석에서 사용된 구조물은 헬기 표면을 기준으로 프레임과 스트링거 그리고 내부보강 구조물에 연결되어 있다. 실제 구조물에서 프레임은 각 부재에 전달되는 하중을 지탱하면서 헬기 표면의 형상을 유지하는 구조물로서 프레임과 연결되는 부분은 고정되어 있다. 따라서 격벽(bulkhead)과 연결되는 표면(STD 485), 프레임과 내부보강 구조물이 만나는 부위의 이동자유도와 회전자유도가 구속되어 있으며 이외의 표면과 프레임이 만나는 부위는 이동자유도만 구속시켰다. 또한 지지대와 표면이 연결되는 결점에는 회전 자유도를 구속하였다.

진동 해석을 통해 구한 최대 발사 하중을 이용하여 구조 해석을 수행한 결과 진동 하중이 X 방향(전/후 방향)일 때 최대 응력이 발생하며, 그림 4와 그림 5는 유한요소 해석 결과 나타난 응력 및 변형 분포도이다.



[그림 4] 최대 발사 하중 시 응력 분포도
[Fig. 4] Von-Mises stress distribution in case of maximum ejection load



[그림 5] 최대 발사 하중 시 변형 분포도
[Fig. 5] Displacement distribution in case of maximum ejection load

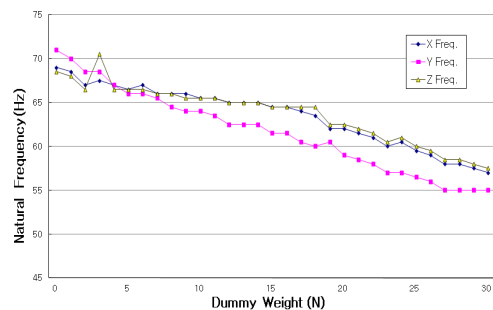
또한 표 4는 위의 해석 결과를 식 (10)에 대입하여 구한 플레어 발사기의 각 구조물의 최대 응력 및 이렇게 계산된 최대응력과 재료의 강도를 비교하여 안전 여유 결과이다. 모든 구조물의 안전여유가 0 이상으로 플레어의 동적하중을 고려한 플레어 발사기를 위한 모든 구조물이 구조적으로 안정성을 가짐을 확인할 수 있다.

[표 4] 구조물의 안전여유
[Table 4] Margin of safety

part name	material	yield stress (ksi)	maximum stress (ksi)	margin of safety
skin	AL7075T6	64	1.047	57.26
intercostal	AL7075T6	64	8.854	6.12
support	AL7075T6	64	29.195	1.19
angle	STL4130	150	43.831	2.42
stringers	AL7075T6	64	17.176	2.73
bolt & nut	STEEL	42.3	5.079	7.33

4. 진동 시험

전체적인 진동시험은 지상시험(ground test) 및 비행시험(flight test)으로 구성된다[8]. 지상시험에서는 헬기에 장착되는 플레어 발사기 관련 구조물의 고유주파수를 측정하여 헬기의 메인 로터 및 테일 로터의 회전주파수 성분과의 공진 발생 여부를 확인하였다. 플레어를 직접 헬기에 장착할 수 없으므로 모이탄(dummy weight)을 사용하였으며 발사기에서 모이탄을 발사 순서에 따라 제거하면서 외부지지 구조물의 고유주파수 변동 상태를 조사하였다. 플레어 사용에 따른 구조물의 질량 변화가 고유주파수의 변화를 가져오며 신호분석기(signal analyzer; B&K 3550, 3560)를 이용하여 실제 사용 환경에 부합하도록 플레어의 전 사용범위에서 고유주파수를 측정하였다.



[그림 6] 지상시험 결과
[Fig. 6] Natural frequency in ground test

그림 6은 지상시험을 통한 고유주파수 측정 결과를 나타내며 메인 로터 고유주파수(17.2Hz), 테일로터 고유주파수(79.2Hz) 및 이의 조화성분과도 공진하지 않음을 알 수 있다. 하지만 상기 측정값은 표 1의 진동해석 결과와는 차이를 나타낸다. 이는 진동해석에서 사용된 Rayleigh 방법이 유한요소 해석에 의해 구해진 변위 값을 이용하여 고유주파수를 계산하므로 유한요소 해석상의 변위 오차가 원인으로 추측된다[9]. 진동해석에서는 발사기에 1G의 가속도를 가한 후 발사기의 무게변화에 따른 무게중심 위치 변화를 이용하여 고유주파수를 계산하였다. 하지만 지상시험에서는 실제 발사하중을 고려하여 모이탄을 제거하면서 고유주파수를 측정하므로 모이탄 제거 시 발사기에 가해지는 가속도가 진동해석 경우와 달라 변위 값에 차이가 있을 수 있다. 또한 지상시험에서 사용된 모이탄의 무게가 실제 플레이어의 무게와 다른 점도 고유주파수 차이의 원인이 될 수 있다.

비행시험에서는 비행 중 개조된 구조물에 작용하는 진동하중을 구하기 위해 최대응답가속도를 측정하였다. 정확한 최대응답가속도를 측정하기 위해서는 가속도계 (accelerometer; B&K 4371S)를 플레이어가 장착된 상태에서의 플레이어 무게중심에 부착해야 하지만 실제 상기 위치에 부착이 불가능하여 플레이어 마운트(mount) 측면에서 측정된 후 무게중심 위치에서의 값으로 보정하였다.

지상시험 결과 특별한 공진 현상이 없으므로 플레이어를 모두 설치한 경우와 모두 제거한 경우의 장착 조건으로 설정한 후 다양한 비행조건으로 시험하였다. 비행시험에 의해 측정된 응답가속도 값을 비행 진동하중으로 변환한 값을 표 5에 요약하였다. 상기 비행진동하중 값을 검토해 볼 때 각 방향에 따라 76.67, 118.49, 71.04 lb의 최대값을 갖게 됨을 알 수 있고, 본 값들은 표 3의 진동해석 결과에서 가정된 값인 168, 129, 140 lb보다 작으므로 진동해석에서 가정한 값이 타당함을 알 수 있다.

[표 5] 비행시험에 의한 최대 전달 하중
[Table 5] Maximum transmission load

direction	weight (lb)	maximum transmission rate	maximum transmission load (lb)
X	6.5	1.02	9.02
	25.4	1.13	76.67
Y	6.5	1.10	24.97
	25.4	0.99	118.49
Z	6.5	1.21	11.88
	25.4	1.17	71.04

6. 결론

본 연구에서는 UH-60 헬기의 테일 콘 부분에 플레이어 발사기가 장착된 경우 장착 구조물과 헬기 구조물의 고유주파수 일치로 인한 공진 발생 여부 및 공진 시 일어날 수 있는 구조물의 파괴 여부에 대한 안정성 검증을 진동 및 구조 해석 그리고 시험을 통해 수행하였다.

우선 플레이어 발사에 따른 발사기의 무게 변동에 의한 무게중심 위치 변화를 이용하여 추가 장착 구조물의 고유주파수 변화를 계산하였으며 헬기 주 구조물과의 공진 미 발생을 확인하였다. 또한 전달율 이론을 이용하여 비행 중 발생하는 최대응답가속도 및 진동하중을 유도하였다. 이렇게 유도된 진동하중을 헬기 구조물의 주위에 작용하는 외부하중으로 계산하여 플레이어 발사기 주위의 구조부분을 해석하고 각 구조물의 허용강도를 만족하는지 안전여유를 통하여 확인하였다. 그리고 위의 해석적 방법을 통하여 규명한 구조물의 공진 및 구조 안정성을 시험을 통하여 검증하고 해석적 방법의 정확성을 확인하였다.

References

- [1] R. Prouty, "Helicopter Performance, Stability, and Control", PWS Publishers, 2007.
- [2] Engineering Design Handbook, AMCP 706-201, "Helicopter Engineering : Preliminary Design". U.S. Army Command, 1974.
- [3] M. Aykan and M. Celik, "Vibration Fatigue Analysis and Multi-axial Effect in Testing of Aerospace Structures", Mechanical Systems and Signal Processing, vol. 23, pp. 897-907, 2009,
- [4] L. Meirovitch, "Elements of Vibration Analysis", McGraw Hill, 1986.
- [5] J. M. Gere and B. J. Goodno, "Mechanics of Materials", Cengage Learning, 2009.
- [6] M. C. Niu, "Airframe Stress Analysis and Sizing", Hong Kong Conmmilit Press, 1997.
- [7] Military Handbook, MIL-HDBK-5G, "Metallic Materials & Elements for Aerospace Vehicle Structures". U.S. Department of Defense, 2003.
- [8] Military Handbook, MIL-STD-810F, "Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests". U.S. Department of Defense, 2001.
- [9] G. Temple and W. G. Bickley, "Rayleigh's Principle and Its Applications to Engineering", Dover Phoenix, 2007.

노 광 현(Kwanghyun Ro)

[정회원]



- 1997년 2월 : 고려대학교 산업공학과 (공학석사)
- 2001년 8월 : 고려대학교 산업공학과 (공학박사)
- 2001년 10월 ~ 2002년 10월 : Ecole des Mines de Paris, Robotic Center (Post-Doc)
- 2003년 2월 ~ 2007년 8월 : 한국전자통신연구원 선임연구원
- 2007년 9월 ~ 현재 : 한성대학교 산업경영공학과 교수

<관심분야>

차세대 이동통신, RFID/USN, ITS

김 상 현(Sang-Hyun Kim)

[정회원]



- 1995년 2월 : 부산대학교 일반대학원 항공우주공학 (공학석사)
- 2005년 8월 : 미국 Texas A&M University 항공우주공학 (공학박사)
- 2005년 9월 ~ 2007년 8월 : 삼성종합기술원 전문연구원
- 2007년 9월 ~ 현재 : 한성대학교 기계시스템공학과 교수

<관심분야>

MEMS & Nano Design and Fabrication