

헬리콥터 탑재 비행 시험을 위한 파드 시스템 구조 설계

Structural Design of pod system for Helicopter Captive Flight Test

최 장 섭*

Jang-Seob Choi

ABSTRACT

The load requirements should be known to design mechanical structure. This paper proposes a generation method of load requirements using U.S. military specification to design the external mounting structure of the helicopters of which the flight environments such as aerodynamic forces and inertia forces are unknown. In this study, the load requirements which were applied at the design of the pod structure for helicopter captive flight test could be computed by using this method. The validation of proposed method was confirmed from the test flight using developed pod system.

Keywords : Military Specification(군사 규격), Helicopter(헬리콥터), External Mounting Structure(외부 장착 구조물), Design Requirements(설계 요구 조건), Load Analysis(하중 해석), Pod System(파드 시스템), Detailed Design(상세 설계), Test Flight(시험 비행)

1. 서 론

무기체계의 개발을 위해서는 개발 대상 무기체계의 실제 비행 시험 수행이 필수적이다. 그러나 실제 비행 시험을 수행하기 위해서는 많은 비용과 시간 그리고 인력이 투입되므로 다양한 형태의 지상 시험 기법들이 적용되고 있는 실정이다. 이러한 지상 시험 기법 가운데 무기체계의 비행 궤적을 모사하여 탑재 장비의 성능을 시험하는 항공기 탑재 비행 시험(Captive Flight Test) 기법이 많이 활용되고 있다. 항공기 탑재 비행 시험은 항공기에 개발 대상 탑재 장비를 장착하여 대

상 무기체계와 유사한 비행 궤적으로 항공기를 운행하여 장비의 성능을 시험하는 방법으로 실제 비행 시험과 거의 동일한 시험 데이터를 획득할 수 있는 좋은 방법이다. 또한 이용되는 항공기의 운용 범위 내에서 동일한 비행 궤적의 반복 시험을 무한히 수행할 수 있는 장점이 있다. 항공기 탑재 비행 시험에 이용되는 항공기는 고정익 항공기나 회전익 항공기 모두 사용될 수 있다. 탑재 비행 시험의 특성상 항공기 외부로 구조물이 장착되어야 하므로 항공기의 안전을 위해서는 이에 대한 검증이 필수적으로 요구된다. 고정익 항공기의 경우는 통상 항공기 외부 연료탱크와 형상, 중량 등 물리적 특성이 동일한 탑재 시험체(Pod)를 설계/제작하여 별도의 검증 절차 없이 탑재 비행 시험에 투입하고 있다.

본 논문은 별도의 설계 방법이 제시되어 있지 않은

† 2013년 8월 2일 접수~2013년 11월 15일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 최장섭(cjs@add.re.kr)

헬리콥터와 같은 회전익 항공기의 외부 장착 구조물을 설계하기 위해 미국 군사 규격을 이용한 설계 요구 조건을 도출하고 이를 기반으로 상세 설계, 장비 제작 그리고 시험 비행을 수행한 결과에 관한 것이다. 헬리콥터의 외부 장착 구조물을 설계하기 위해서는 해당 헬리콥터의 운용 환경에 따른 다양한 하중 설계 요구 조건이 도출되어야 한다. 그러나 대부분의 국내 헬리콥터 운용사들은 이에 대한 정보를 보유하고 있지 않으며 제작사들 역시 관련 정보를 제공하고 있지 않으므로 이러한 경우 미국 군사 규격인 Mil-A-8591H^[1]를 이용하면 회전익 항공기의 외부 장착물 개발에 적용될 수 있는 하중 설계 요구조건을 도출할 수 있다. 본 연구에서는 관련 미국 군사 규격의 회전익 항공기에 적용되는 설계 요구조건 도출 과정을 적용하여 회전익 항공기의 외부 장착 구조물에 대한 설계 요구 조건을 도출하고 도출된 설계 요구 조건에 대한 하중 해석을 유한요소법을 이용하여 수행하였다. 그리고 이를 기반으로 상세 설계를 수행하여 세부 구성품을 제작 및 조립하고 최종적으로 헬리콥터에 장착한 후 시험 비행을 성공적으로 완료하였다.

2. 미국 군사 규격 검토 결과

항공기 장착물의 설계 요구조건 도출을 위해 사용되는 미국 군사 규격인 Mil-A-8591은 2012년 현재 “I” 버전 까지 발행되어 있다. 본 논문에서는 관련 연구가 수행된 시점 상 큰 차이점이 없는 Mil-A-8591H 버전을 이용하였다. 미국 군사 규격인 Mil-A-8591H의 제목은 “General Design Criteria For Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface”로써, 우리말로 번역해 보면 항공기 외부 장착물, 지탱 장비 그리고 항공기와 장착물간 연결을 위한 일반 설계 기준이라고 할 수 있다. 즉, 본 규격은 항공기 외부 장착물, 지탱장비 그리고 연결구조의 설계 기준을 규정하며 설계뿐만 아니라 해석, 시험 그리고 문서화를 위한 지침을 규정하고 있다. 또한 모든 항공기 장착물과 지탱장비는 본 규격을 준용하도록 강제하고 있으며 본 규격을 적용하여 개발된 장비는 해당 항공기의 모든 비행 가능 영역에서 사용가능해야 함을 명시하고 있다. 본 규격은 설계 강도, 변형, 설계 하중 그리고 열적 기준 등에 대하여 자세한 요구 조건들을 제시하고 있다.

가. 설계 제한 하중

본 규격은 고속 및 저속 고정익 항공기와 헬리콥터 그리고 동체 및 날개 파일런과 날개 팁에 부착되는 장착물 등 다양한 항공기와 장착물의 상황을 고려하여 개발된 각각의 “절차”들을 이용하여 설계 제한 하중을 결정하도록 제시하고 있다. 특히 “절차 C”는 헬리콥터 항공기에만 장착되는 장착물의 장착 하중 계산법을 제공하고 있으며 대상 장착물이 고정익 항공기에도 장착될 경우에는 추가적인 절차를 함께 평가하도록 규정하고 있다.

이밖에도 예비 하중(Pre Load)을 전체 하중 계산 시 포함해야 하며 많은 특수 동적 하중 요구조건을 정의하고 이에 대한 지침을 함께 제공한다. 특히 별도의 동하중 이력이 제공되지 않을 경우 본 규격에서 제시하는 시간 이력 자료를 이용하여 동하중을 계산하고 그 결과를 반영하도록 하고 있으며 진동 환경에 대해서는 진동 시험 데이터 또는 Mil-S-810 규격을 이용하도록 명시하고 있다.

나. 헬리콥터용 외부 장착물 하중 요구조건

절차 C는 헬리콥터 적용을 목적으로 하는 장착물 및 관련 장비 설계 시의 일반 기준과 특수 기준을 규정하고 있다. 절차 C는 본 규격의 강제 사항이며 수락을 위해 필요한 사항으로 헬리콥터 장착물은 임의의 특수 항공기 형상에서 발생 가능한 가장 극심한 공력 및 동적/관성 하중을 견딜 수 있도록 설계되어야 하며 장착물, 지탱장비, 항공기 조합에 따른 동적 특성과 커플링, 공진 증폭 효과가 연구되어야 한다. 또한 장착물의 허용 가능한 발사 tip-off 고도와 상승률을 설계 결과로 제시하도록 규정하고 있다.

1) 하중 요구조건

공력하중 요구조건을 도출하는 일반적인 방법은 없으며 시험 기법인 풍동 시험 또는 비행 시험으로부터 측정된 힘과 모멘트 데이터를 획득하거나 또는 회전익 비행 모사 프로그램 또는 3차원 유동장 프로그램을 이용하여 계산하도록 규정하고 있다.

관성하중 요구조건은 비행 및 착륙과 관련된 장착물의 하중 계수(Load Factor)를 도출하여 획득하도록 규정하고 있다. 운용 헬리콥터의 성능 변수와 장착물의 장착 정보를 알고 있는 경우에는 식 (1)~(9)를 이용하여 하중 계수(n_g) 및 관성하중($P_{Inertia}$)과 모멘트($M_{Inertia}$)를 계산하며, 특히 운용 헬리콥터의 성능 변

수 등이 알려져 있지 않을 경우에는 아래 Table 1의 값들을 비행 조건에 따라 식 (1)~(9)에 적용하도록 규정하고 있다. 각각의 식들을 적용하기 위한 좌표계는 Fig. 1과 같다.

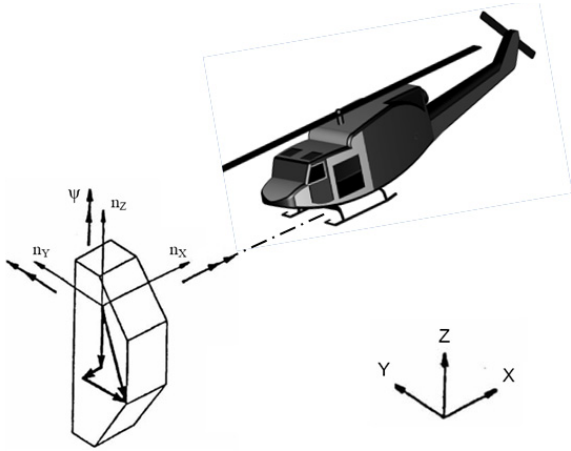


Fig. 1. Coordinate System for Load calculation

$$n_{xs} = -a_x + \frac{1}{g} [\ddot{w}_z \Delta Y - \ddot{w}_y \Delta Z + (\dot{w}_y^2 + \dot{w}_z^2) \Delta X - \dot{w}_x \dot{w}_y \Delta Y - \dot{w}_x \dot{w}_z \Delta Z] \quad (1)$$

$$n_{ys} = -a_y + \frac{1}{g} [\ddot{w}_x \Delta Z - \ddot{w}_z \Delta X + (\dot{w}_x^2 + \dot{w}_z^2) \Delta Y - \dot{w}_x \dot{w}_y \Delta X - \dot{w}_y \dot{w}_z \Delta Z] \quad (2)$$

$$n_{zs} = -a_z + \frac{1}{g} [\ddot{w}_y \Delta X - \ddot{w}_x \Delta Y + (\dot{w}_y^2 + \dot{w}_x^2) \Delta Z - \dot{w}_x \dot{w}_z \Delta X - \dot{w}_y \dot{w}_z \Delta Y] \quad (3)$$

여기서, $\Delta X = X_{store CG} - X_{aircraft CG}$
 $\Delta Y = Y_{store CG} - Y_{aircraft CG}$
 $\Delta Z = Z_{store CG} - Z_{aircraft CG}$

$$P_{XInertia} = n_{xs} M_s \quad (4)$$

$$P_{YInertia} = n_{ys} M_s \quad (5)$$

$$P_{ZInertia} = n_{zs} M_s \quad (6)$$

$$M_x Inertia = -I_{xx} \ddot{w}_x + (I_{yy} - I_{zz}) \dot{w}_y \dot{w}_z + I_{yz} (\dot{w}_y^2 - \dot{w}_z^2) + I_{xz} (\ddot{w}_z + \dot{w}_x \dot{w}_y) + I_{xy} (\ddot{w}_y - \dot{w}_z \dot{w}_x) \quad (7)$$

$$M_y Inertia = -I_{yy} \ddot{w}_y + (I_{zz} - I_{xx}) \dot{w}_z \dot{w}_x + I_{xz} (\dot{w}_z^2 - \dot{w}_x^2) + I_{xy} (\ddot{w}_x + \dot{w}_y \dot{w}_z) + I_{yz} (\ddot{w}_z - \dot{w}_x \dot{w}_y) \quad (8)$$

$$M_z Inertia = -I_{zz} \ddot{w}_z + (I_{xx} - I_{yy}) \dot{w}_x \dot{w}_y + I_{xy} (\dot{w}_x^2 - \dot{w}_y^2) + I_{yz} (\ddot{w}_y + \dot{w}_x \dot{w}_z) + I_{xz} (\ddot{w}_x - \dot{w}_y \dot{w}_z) \quad (9)$$

위의 식에서,

a, \dot{w}, \ddot{w} : 항공기 파라메타(AP)

g : 중력가속도

$\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$: 장착물과 항공기 무게중심간 거리

M_s : 장착물의 중량

I : 장착물의 관성모멘트

Table 1. Aircraft parameters(AP)

조건	대칭비행	비대칭비행	롤착륙	피치착륙
a_x	±1.0	±0.5	±0.5	±0.5
a_y	±0.2	±0.5	0	±0.5
a_z	3.5	2.8	1.8	2.2
\dot{w}_x	±1.0	±1.0	-	-
\dot{w}_y	±1.0	±1.0	-	-
\dot{w}_z	±1.0	±0.9	-	-
\ddot{w}_x	±1.0	±8.0	±12.0	±7.0
\ddot{w}_y	±4.0	±1.5	±2.5	±5.5
\ddot{w}_z	±0.5	±2.5	±1.5	±0.3

2) 동적 요구조건

또한 본 규격은 장착물 관련 시스템의 진동 응답 특성을 다음의 조건들에 대해 측정하도록 규정하고 있다. 메인 로터 또는 꼬리 로터의 회전수에 대한 주파수 응답을 획득하여 설계 장착물의 공진 주파수가 로터 공진 성분의 ±10% 이내에 있을 경우, 장착물 설계 시 지상 운용, 공중비행, 장착물의 발사, 이착륙 시점 그리고 장착물 투하 조건에 대하여 동적 특성을 검토하도록 규정하고 있다.

로터 진동은 헬리콥터 동적 하중의 주요 원천으로 메인 로터와 꼬리 로터의 공진을 피하도록 장착물 시스템을 설계해야 한다. 주파수 배치 시의 구조적 고려

사항들로는 외팔보형 구조물을 포함한 동체 부착, 지탱 구조물, 날개 또는 외팔보형 구조의 강성, 지탱 또는 방출 장비의 유연성, 장착물 또는 발사체 구조의 유연성, 스웨이 브레이스의 강성과 가깝게 근접하는 시스템 모드의 커플링이 있다. 장착물의 응답 특성에 영향을 주는 요소인 로터 웨이크(Wake)의 강도와 결과적으로 발생하는 주기적 진동, 모달 커플링, 시스템 댐핑 등에 대한 검토도 추가로 수행되어야 한다. 이와 함께 플러터 특성과 기계적 불안정성의 동적 요구조건이 확립되도록 규정하고 있다.

3. 헬리콥터용 파드 시스템 구조 설계

앞에서 논의한 미국 군사 규격을 적용하여 회전익 탑재 비행 시험에 적용하기 위한 파드 시스템 구조물의 하중 요구조건을 규격의 “절차 C”를 적용하여 도출하였다. 그리고 도출된 하중 요구조건에 대하여 파드 시스템의 주요 하중 부재들에 대한 하중 해석을 수행하여 구조 안전 여부를 확인하였다.

가. 하중 요구조건 도출

일반 설계 요구조건인 공력 하중 요구조건과 헬리콥터의 비행 및 이착륙 시 발생하는 관성하중 및 모멘트의 경우 절차의 규정을 적용하여 직접 계산하였다. 동적하중 조건은 주로 장착물이 항공기에서 분리할 경우 발생하는 하중이므로 본 연구 범위와 무관하여 고려하지 않았다. 피로하중의 경우는 파드 시스템이 반복적으로 사용되는 시험 장비이므로 중요한 고려 대상이지만 현 단계에서는 장비 설계를 위한 시작점을 검토하는 단계이므로 충분한 안전율을 반영하는 것으로 하였다. 하중 요구조건을 도출하기 위한 탑재 비행 시험 조건은 다음과 같이 가정한다.

- 비행 요구 시간 : 1시간 이상
- 비행 고도 범위 : 150~1,500m
- 비행 요구 속도 : 항공기 운용 범위

위의 탑재 비행 시험 및 파드 시스템의 중량 조건에 적합한 회전익 항공기로 최대 속도 296km/h, 최대 항속 시간 1.5시간, 페이로드 3톤 수준으로 운용이 가능한 헬리콥터를 대상으로 선정하였다.

탑재 비행 시험을 위해 적용된 헬리콥터의 외부에

장착되는 파드의 개략적인 재원 및 물리적 특성 치는 Table 2와 같다. 파드를 파드 장착 구조물에 장착하여 헬리콥터에 배치 한 결과를 Fig. 2에 도시하였다. Fig. 2와 같이 파드는 헬리콥터의 좌우 양측에 1개씩 배치하여 탑재 비행 시험 임무에 대응하도록 하였고 파드를 제어하기 위한 주요 전자 장비는 헬리콥터의 캐빈 내에 전자 장비용 랙을 구성하여 배치하였다.

Table 2. Physical properties of pod

항목	기본 설계 재원 및 물성치
크기	직경 40.0cm × 길이 150.0cm
재질	Al-6061(알루미늄 합금)
중량	W = 76.6kg(탑재장비 중량 포함)
관성 모멘트	$I_x = 28,443\text{kg}\cdot\text{cm}^2$ $I_y = 157,924\text{kg}\cdot\text{cm}^2$ $I_z = 157,924\text{kg}\cdot\text{cm}^2$

1) 공력하중 요구조건

공력하중 요구조건은 미국 군사 규격에서 제시하고 있는 방법 중 “비행 모사프로그램을 적용하여 계산” 가능하다는 규정을 적용하여 획득하였다.

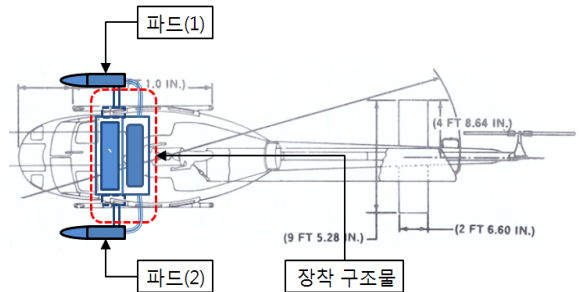


Fig. 2. Helicopter pod system installation concept

헬리콥터의 운용 속도는 296km/h(≒ Mach 0.25)의 항공기 최고 속도를 적용하고 파드는 전방과 후 방이 반구 형태인 원통 형상으로 로터 회전 영향을 무시한 단순화된 공력하중 요구 조건을 도출하였다. 이러한 가정 하에서 단순 형상 계산에 적합한 비행 모사 프로그램인 “Missile Datcom”^[3]을 사용하여 공력 계수를 획득하였다. 파드의 2가지 장착 조건을 고려하여 파드가 0° 및 하향 50° 회전된 상태의 항력 및 양력 계수를 산출

하여(Table 3) 이중 공력하중 요구조건은 최대 공력 하중이 발생하는 50° 장착각 상태에서의 항력과 양력을 계산하여 적용하였다. 공력하중을 계산하는데 단순화된 많은 가정들을 적용하여 계산 결과를 완전히 신뢰할 수는 없으나 해당 회전익 항공기에 관한 정보가 없는 상태에서 외부 장착물 설계를 위한 기본 설계 시작점으로 사용하는 데는 무리가 없을 것으로 판단된다.

Table 3. Aerodynamic coefficients results

파드 장착각	C_L	C_D
0°	0.000	0.116
50°	0.835	1.075

- 공력 단면적 : $A = 1256.64\text{cm}^2$
- 동압 : $Q = \frac{1}{2}\gamma M^2 P_a = 0.39\text{N/cm}^2$
여기서, $\gamma = 1.4\text{N/cm}^2$, $M = 0.25\text{N/cm}^2$,
 $P_a = 10.1\text{N/cm}^2$
- 양력 : $F_L = C_L QA = 465.9\text{N}$
- 항력 : $F_D = C_D QA = 596.9\text{N}$

2) 관성하중 요구조건

항공기의 비행 및 이착륙 시 파드에 인가되는 관성하중 요구조건을 도출하기 위해 “절차 C의 운용 헬리콥터의 성능 변수가 없는 경우에 대한 규정”을 적용하였다. 따라서 파드의 장착 조건을 고려한 항공기 파라미터는 Table 1의 대칭 비행 조건의 경우를 적용하였으며, 파드 및 항공기의 재원으로부터 파드 무게 중심과 헬리콥터 무게 중심간 거리는 각각 $\Delta X = 180\text{cm}$, $\Delta Y = 180\text{cm}$, $\Delta Z = 90\text{cm}$ 로 가정하였다. 앞서 제시한 식 (1)~(9)를 적용하여 아래 Table 4와 같이 하중계수(Load Factor)를 구하고 이로부터 관성하중 및 모멘트를 계산하였다.

Table 4. Inertia loads results

항목	하중계수		관성하중[N]		모멘트[Nm]	
	+AP	-AP	+AP	-AP	+AP	-AP
X	-1.28	1.27	-1341.1	1325.7	-1.2	1.2
Y	-0.21	0.19	-216.8	201.4	-107.3	112.5
Z	-2.80	-3.90	-2930.0	-4081.5	-40.0	-12.5

위에서 계산된 공력하중과 관성하중을 3축에 대해 각각 계산하여 최종적으로 Table 5와 같은 전체 하중 요구조건을 산출하였다.

Table 5. Total load conditions of pod system

항목	공력 하중	관성하중/모멘트		하중 합계	
		+AP	-AP	+AP	-AP
X[N]	596.9	-963.4	952.4	-366.5	1549.3
Y[N]	-	-155.7	144.7	-155.7	144.7
Z[N]	465.9	-2104.9	-2932.1	-1639.0	-2466.2
MX[Nm]	-	-2.8	2.8	-2.8	2.8
MY[Nm]	-	-61.8	64.4	-61.8	64.4
MZ[Nm]	-	-20.8	-5.0	-20.8	-5.0

나. 하중 요구조건에 대한 강도 해석

탑재 비행 시험 요구조건으로부터 Fig. 3과 같은 헬리콥터용 파드 시스템 구조물을 설계하였다²⁾. Fig. 3에서 프레임 조립체는 파드를 지탱하고 헬리콥터에 고정하기 위한 것이며 회전장치 브라켓은 파드를 회전시키기 위한 구조물이고, 러그 조립체는 파드를 회전장치 브라켓에 장착하기 위한 것이다. 도출된 하중 조건과 구조물의 재질 특성⁴⁾을 적용하여 I-DEAS simulation 모듈⁵⁾을 이용한 유한요소해석을 수행함으로써 구조물의 안전 여유를 확인하였다.

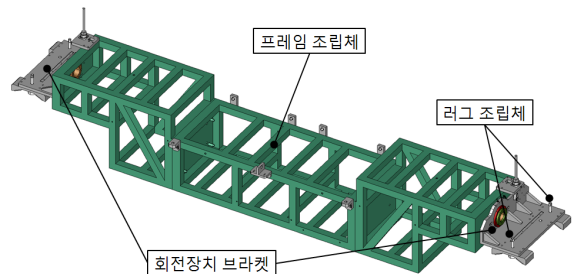


Fig. 3. Helicopter pod system structure

1) 프레임 조립체 하중 해석

프레임 조립체는 알루미늄 합금 재질(Al-6061)의 사각 튜브를 사용하여 경량화 하였고 Table 5의 하중 조건을 해석 좌표계로 변환, 적용하여 하중 해석을 수행하였다. 유한요소 해석 모델은 Fig. 4와 같다. 프레임

구조물은 3D 4노드-삼각뿔 요소를 이용하였고, 파드 및 회전장치는 무차원 질량 요소로 모델링하였다. 프레임 구조물과 파드 및 회전장치는 강체 요소를 이용 연결하였고 경계 조건은 헬리콥터 캐빈 내 고정 위치에서 프레임 조립체 바닥면을 6자유도 구속하여 모델링하였다.

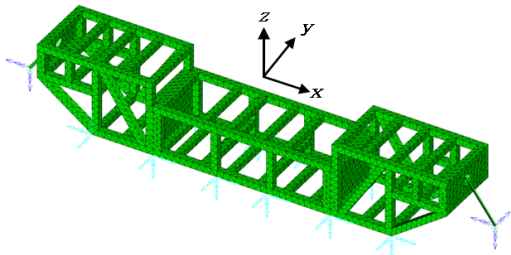


Fig. 4. FEM model of Frame Assy

프레임 조립체의 하중 해석 결과 Fig. 5~6과 같이 최대 발생 응력은, $\sigma_{max} = 8.99 \times 10^7 \text{N/m}^2$ 이고 최대 발생 변위는, $\delta_{max} = 0.252\text{mm}$ 로 -AP 하중 조건에서 발생하고 이때 안전율은, $S_f = \sigma_a / \sigma_{max} = 12.2$ 로 충분함을 확인하였다.

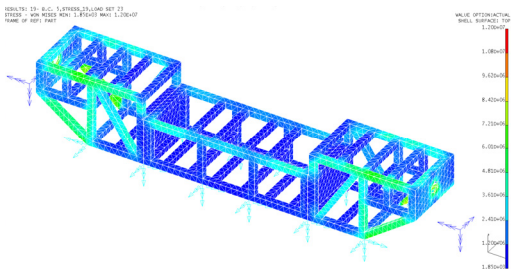


Fig. 5. Stress Distribution

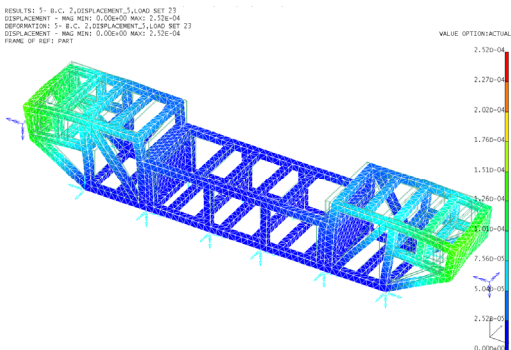


Fig. 6. Displacement Distribution

2) 회전장치 브라켓 하중 해석

파드를 회전시키기 위한 회전장치의 주요 하중 부재인 회전장치 브라켓의 재질은 Al-6061로 프레임 조립체와 동일하며 해석을 위한 하중 조건은 Table 5의 하중 조건을 해석 좌표계로 변환하여 적용하였다. 해석 모델은 Fig. 7과 같이 브라켓은 3D 4노드-삼각뿔요소 적용하여 모델링하였다. 파드 모델링을 위해 무차원 질량 요소 적용하였으며 브라켓과 파드 연결을 위해 강체 요소를 적용하였다. 회전축은 My를 제외한 5 자유도(X, Y, Z, Mx, Mz)를 구속하였고 회전축 양쪽 2개의 고정용 볼트는 6 자유도 전체를 구속하였다.

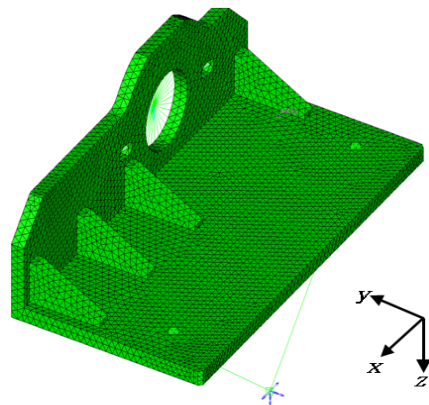


Fig. 7. FEM model of Rotating Bracket

회전장치 브라켓의 하중 해석 결과 Fig. 8~9와 같이 최대 발생 응력은 $\sigma_{max} = 3.58 \times 10^7 \text{N/m}^2$ 이고 최대 발생 변위는 $\delta_{max} = 0.65\text{mm}$ 로 계산되었고 따라서 안전율은 $S_f = \sigma_a / \sigma_{max} = 3.1$ 로 평가되었다.

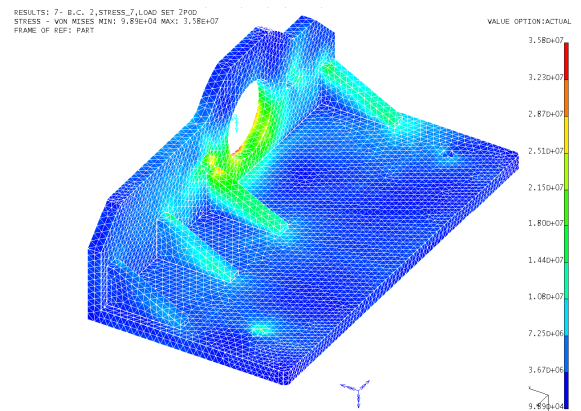


Fig. 8. Stress Distribution

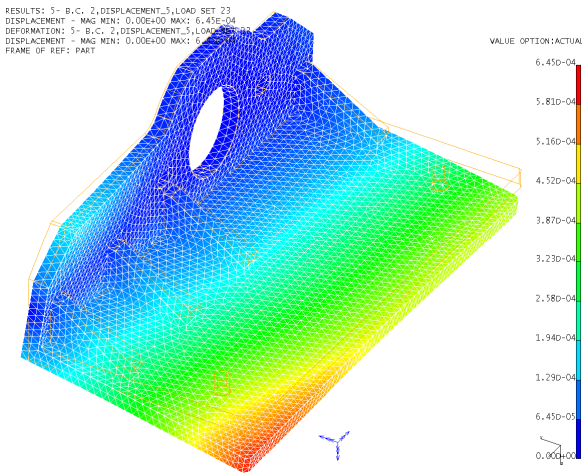


Fig. 9. Displacement Distribution

3) 러그 조립체 하중 해석

파드와 회전장치를 연결하는 러그 조립체는 인서트 부싱과 장착 볼트로 구성되며 파드를 지탱하므로 하중으로 인한 변형이 거의 발생하지 않아야 한다. 따라서 인서트 부싱의 재질은 17-4PH SUS를 그리고 장착 볼트는 SCM-440 재질을 적용하였으며 파드를 2개소에서 지탱하도록 하였다. 해석을 위한 하중 조건은 Table 5의 총 하중을 해석 좌표계로 변환하여 적용하였다.

러그 조립체의 해석 모델은 Fig. 10과 같다. 러그 조립체는 구성품인 장착볼트와 인서트 부싱을 각각 3D 6노드-육면체요소로 모델링한 후 이들을 조립체로 구성하여 유한요소모델을 작성하였다.

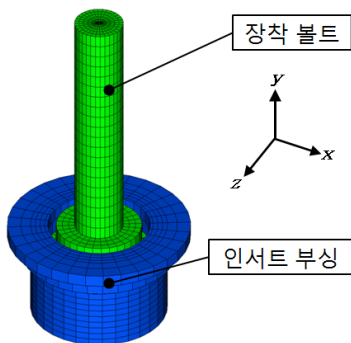


Fig. 10. FEM model of Lug Ass'y

파드 중량은 파드 중심점에서 무차원 질량 요소로 모델링하였으며 경계 조건으로 구속 조건은 체결 볼트가 회전장치 브라켓에 체결되는 부위를 6자유도로 구

속하였고, 하중 조건은 Table 5의 하중 조건을 유한요소모델에 적합한 좌표계로 변경하여 적용하였다.

러그 조립체의 하중 해석 결과 최대 발생 응력은 Fig. 11에서 보이는 바와 같이 장착 볼트에서 $\sigma_{max} = 6.77 \times 10^7 \text{N/m}^2$ 로 계산되었다. 그리고 최대 발생 변위는 Fig. 12에서 보이는 바와 같이 인서트 부싱에서 $\delta_{max} = 0.058 \text{mm}$ 로 계산되었다. 적용된 재료의 물성치를 감안하여 계산된 안전율은 최대 응력에 발생한 장착 볼트에서 $S_f = \sigma_a / \sigma_{max} = 18.8$ 로 계산되어 충분한 안전 여유를 확인할 수 있었다. 러그 조립체의 경우는 미국 군사규격에서 제시하고 있는 재원을 준용하였기 때문에 볼트의 직경 등이 설계 하중 대비 크게 반영되어 안전 여유가 충분히 크게 반영되었음을 알 수 있었다.

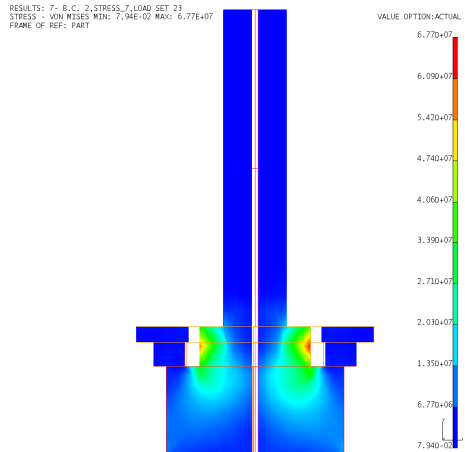


Fig. 11. Stress Distribution

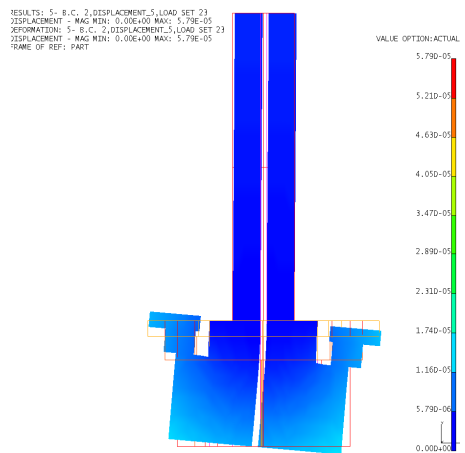


Fig. 12. Displacement Distribution

다. 프레임 조립체 동특성 해석

프레임 조립체는 헬리콥터에 직접 조립되므로 헬리콥터의 진동을 직접적으로 받고 있으며 이를 파드에 전달한다. 따라서 프레임 조립체의 동특성이 파드 시스템의 성능에 영향을 줄 수 있기 때문에 프레임 조립체에 대한 동특성이 확인되어야 한다. 그러나 선정된 헬리콥터에 대한 정확한 진동원에 대한 자료가 없으므로 시험 비행 시 프레임 조립체를 포함한 파드 시스템을 장착한 상태에서 진동 신호를 계측하여 파드 시스템의 동적 특성을 확인하였다. 파드 시스템의 동적 특성 분석을 위한 기본 단계로써 프레임 조립체에 대한 동특성 해석을 수행하였다.

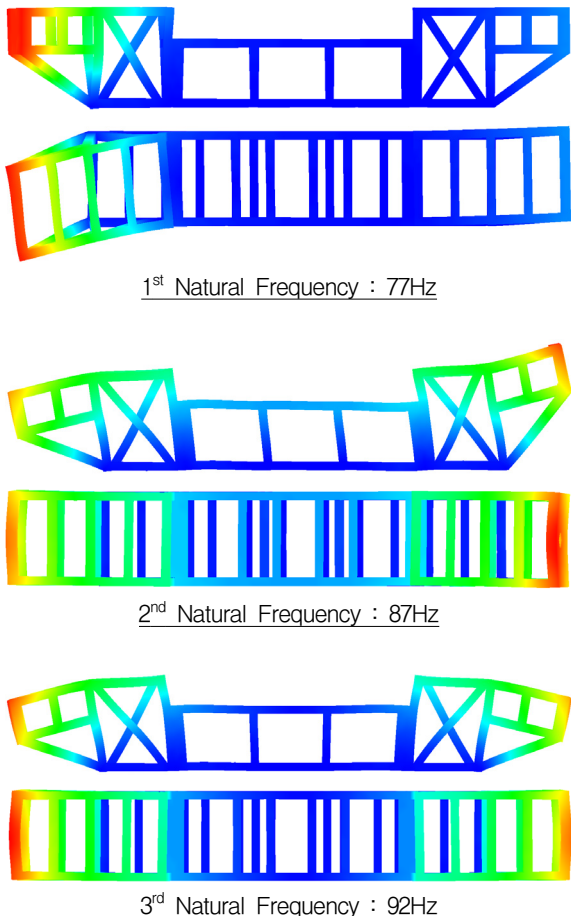


Fig. 13. Natural Frequency of Frame Ass'y

프레임 조립체의 유한 요소 모델은 앞서 수행된 하중 해석 모델과 동일하다. Fig. 13은 동특성 해석 결

과를 나타낸 것으로 탑재 시험용 장비의 관점에서 검토될 필요가 있는 범위의 고유 진동수와 진동형을 도출하였다. 경계 조건으로 헬리콥터 캐빈 내에서의 프레임 조립체의 구속조건을 적용한 해석한 결과 77Hz에서 1차 고유 모드가, 87Hz에서 2차 고유 모드 그리고 92Hz에서 3차 고유 모드가 발생하고 있음을 확인할 수 있었다.

4. 제작 및 시험

앞장에서 도출된 하중 요구 조건으로부터 기본 설계를 수행하고 이를 근거로 상세 설계를 진행하여 헬리콥터용 파드 시스템을 제작하였다. 각 부품들을 제작하여 최종적으로 조립 완료된 파드 시스템을 헬리콥터에 장착한 결과는 Fig. 14와 같다. 프레임 조립체를 헬리콥터에 먼저 장착한 후 장착 볼트를 이용하여 파드를 회전장치에 조립하였다. 파드 시스템의 프레임 조립체는 운용 편의성을 고려하여 3개로 분할하여 제작하였고 프레임 조립체 제작에는 두께 3mm의 사각 튜브를 사용하여 전체 중량을 감소시키고자 하였다.



Fig. 14. Test flight equipped pod system

헬리콥터에 파드 시스템을 탑재하여 시험 비행을 성공적으로 수행하여 제작 완료된 파드 시스템이 정상적으로 작동함을 최종 확인하였다. Fig. 15와 16은 시험 비행 중 파드 시스템에 장착된 진동/충격 센서의 출력을 계측한 결과이다. 장착된 센서는 자료 기록 장치 및 센서가 일체형으로 제작된 Lansmont사의 Saver3X90^[6] 모델로 3축 진동/충격 신호의 계측이 가능하다. 계측 장치는 타이머 모드와 트리거 모드 2가지 방법을 사용하여 시험 자료를 계측/기록하며 본 시험 중 자료 계측을 위해 타이머 모드는 1분 간격으로 5초 동안, 트리거 모드는 0.5g 이상의 발생 신호를 5초 동안 계측할 수 있도록 설정하였다.

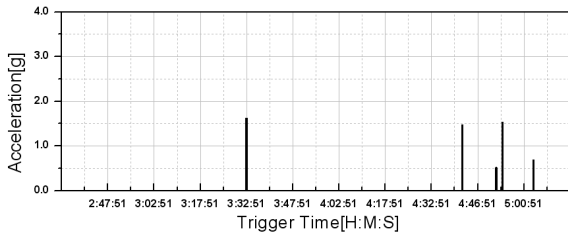


Fig. 15. Shock events history during test flight

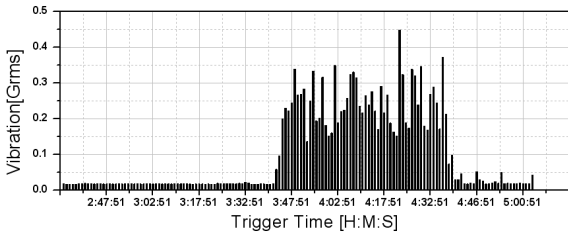


Fig. 16. Vibration history during test flight

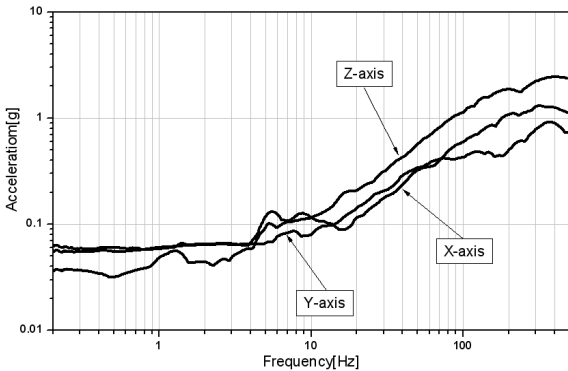


Fig. 17. SRS result at max. shock event

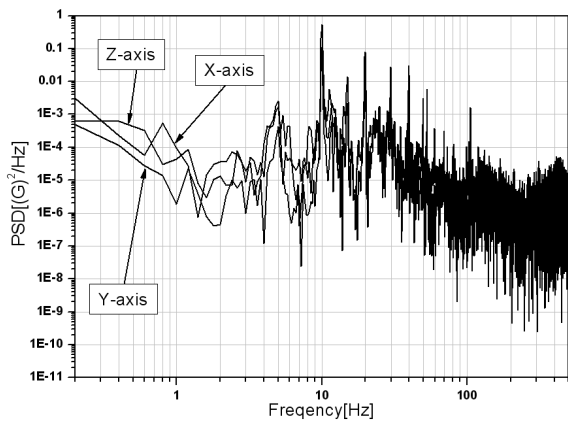


Fig. 18. FFT result at max. vibration event

시험 결과 최대 충격치는 Fig. 17과 같이 3G/2ms 수준으로 그리고 진동 신호의 최대치는 Fig. 18과 같이 10Hz/0.523Grms 정도가 발생하였음을 확인하였다. 계측 결과 헬리콥터의 비행 진동은 신호의 크기와 주파수 측면에서 탑재 장비에 큰 영향이 없음을 확인할 수 있었다.

5. 결론

본 연구에서는 헬리콥터를 이용한 탑재 비행 시험을 수행하기 위해 요구되는 외부 장착물, 즉 파드 조립체를 설계하기 위한 요구조건을 도출하였다. 헬리콥터용 외부 장착 구조물을 설계하기 위해서는 해당 헬리콥터의 운용 환경에 따른 다양한 하중 요구조건이 도출되어야 하지만 이에 대한 헬리콥터 운용사의 정보 보유가 없을 경우에 대하여 미국 군사 규격을 적용한 해법을 제시하였다. 이를 위하여 해당 미국 군사 규격에 대한 세부 검토를 수행하여 당 개발 업무에 적용 가능함을 확인하였고 실제 탑재 비행 시험 조건을 적용하여 운용될 항공기에 대한 하중 요구조건을 도출하였다. 도출된 하중 요구조건을 탑재 비행 시험용 외부 장착물인 파드 조립체 설계에 적용함으로써 하중 요구조건을 만족하도록 하였다. 또한 주요 하중 부재에 대하여 유한요소법을 이용한 하중 해석을 수행하여 구성품들의 안전 여유를 확인하였다.

본 연구를 통하여 헬리콥터 외부 장착물 개발을 위한 설계 시작점을 결정할 수 있었으며 이를 기반으로 각 구성품들에 대한 상세 설계 및 제작 업무를 수행하였고, 제작된 장비에 대한 조립/검사 및 실제 시험 비행을 통하여 설계 결과를 최종 검증할 수 있었다.

References

- [1] MIL-A-8591H, "Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft- Store Interface(Carriage Phase); General Design Criteria For", March 1990.
- [2] 최장섭 외, "헬리콥터용 CFT 파드 시스템 개념 설계", 국방과학연구소, ADDR-J416-110250, 2011. 11.
- [3] William B. Blake, "AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, MISSILE DATCOM User's Manual", Feb. 1998.

최 장 섭

- [4] MIL-HDBK-5J, “Metallic Materials and Elements For Aerospace Vehicle Structure”, Jan. 2003.
- [5] MDA 220-9, “I-DEAS Course Guide, Analysis Pre/Post”, UGS, 2002.
- [6] Lansmont Corp., “SAVER 3X90 User's Guide Rev 1.0”, 2005. 7.
- [7] 최장섭 외, “헬리콥터용 CFT 파드 개발”, 국방과학연구소, ADDR-J514-120311, 2012. 11.