

저속 회전익기 항공용 외부 장착물의 비행 하중 산출 및 구조 강건성 분석

Calculation of Flight Loads and Structural Robustness Analysis of Aircraft External Stores Considering Low Speed Rotorcraft Installation

박지환^{1,#}, 반창봉², 김종환¹, 안선규¹

Ji Hwan Park^{1,#}, Chang Bong Ban², Jong Hwan Kim², and Sun Kyu Ahn¹

¹ LIG넥스원 미사일시스템 기계융합연구소 (Missile System Mechanical Engineering R&D Lab, LIG Nex1 Co., Ltd)

² LIG넥스원 해외사업연구소 유도무기개발단 (Global PGM R&D for Weapon Integration, LIG Nex1 Co., Ltd)

Corresponding Author / E-mail: jihwan.park@lignex1.com, TEL: +82-31-5178-4651

ORCID: 0009-0002-8635-8216

KEYWORDS: Flight loads (비행 하중), Structural robustness (구조 강건성), Aircraft external store (항공용 외부 장착물), Aerodynamic loads (공력 하중), Inertial loads (관성 하중), Finite element analysis (유한 요소 해석)

External stores on low-speed rotorcraft are subjected to various external forces depending on the aircraft's operating conditions. While there are different types of external forces, this paper focuses on flight loads as defined by US defense specifications. Flight loads consist of static and dynamic loads. Static loads on aircraft external stores include inertial loads resulting from aircraft maneuvers and aerodynamic loads caused by the downward flow of the main wing. To define the inertial load, the inertial load factor on external stores was calculated, while the minimum analysis case for aerodynamic load was derived from trim analysis of rotorcraft blades. The critical design load diagram was developed by combining these factors, and ANSYS was utilized to analyze the structural robustness under static loads. Based on the characteristics of the main wing, a finite element analysis was conducted using a vibration profile tailored to the actual operating environment and an impact profile suitable for the impact conditions. Structural robustness was further assessed through actual tests. This analysis provides essential data for airworthiness certification, allowing for the safe installation of external stores on low-speed rotorcraft.

Manuscript received: March 18, 2025 / Revised: April 17, 2025 / Accepted: May 30, 2025

NOMENCLATURE

α_{store} = Store Angle of Attack
 β_{store} = Store Side Slip Angle
GRMS = Gravity Root Mean Square
FOS = Factor of Safety

1. 서론

항공용 외부 장착물은 대상 항공기가 운용 요구조건에 따라

비행할 때 발생하는 다양한 하중이 전달된다. 항공기는 목적에 따라 요구되는 특정 운용 요구조건이 있다. 항공기는 특정 고도와 속도에서의 특정 자세를 유지해야 하며 이로 인하여 장착물에는 항공기 기동에 따른 정적 비행 하중이 발생하게 된다.

정적 하중은 항공기의 무게 중심으로부터 멀리 떨어진 장착물에 인가되는 관성 하중과 대기에 의해 발생하고 주 날개에서 발생하는 내리 흐름에 의한 공력 하중이 있다. 정적 하중은 항공기의 비행 중 장착물의 구조적 안전성을 판단하는데 있어 굉장히 중요한 요소이다. 이에 항공기 외부에 장착물을 설치하는 것에 있어서 공기역학 분야와 구조역학 분야에서 많은 연구가 이루어지고 있다 [1-5]. 정적 하중은 미 국방 규격서인 MIL-STD-8591을 참고하여



Fig. 1 Platform configuration

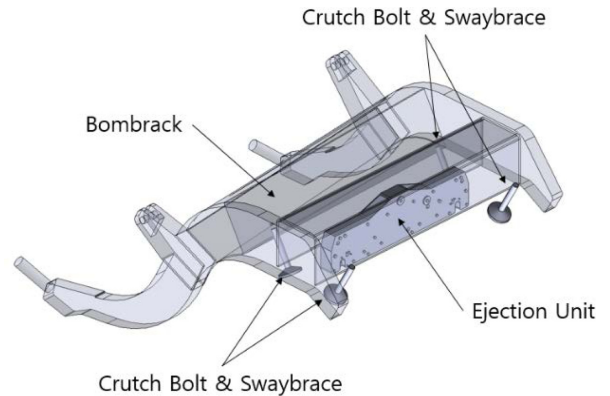


Fig. 2 Structure for installing the aircraft external store

관성 하중과 공력 하중으로 산출할 수 있다[6]. 본 논문에서는 이를 기반으로 정적 하중을 산출하여 구조 강건성을 판단하였다.

항공용 외부 장착물은 회전익 항공기 양쪽 파일론에 장착되며 일반적으로 주 날개의 형상과 회전 주기에 의해 발생하는 동적 하중의 영향을 받게 된다. 동적 하중은 미 국방 규격서인 MIL-STD-810을 참고하여 Sine on Random 진동 프로파일로 산출할 수 있다[7]. 해당 규격을 참고하여 장착물의 동적 구조적 안정성을 분석할 수 있지만 상대적으로 보수적인 접근 방법으로 인하여 실제 운용환경에서의 필요한 구조적 강성에 비해 과하게 설계될 수 있다는 우려가 있다. 이에 최근에는 항공기의 진동을 계측한 데이터를 기반으로 테일러링한 프로파일을 산출하는 연구도 이루어지고 있다[8,9]. 본 논문에서는 실제 계측한 진동 데이터를 기반으로 적합한 진동 프로파일을 산출하였고 이를 적용한 동적 구조 강건성을 분석하였다. 실제 제작한 장착물에 진동 프로파일 값을 가진하여 구조 강건성을 판단하였다.

2. 비행 하중 산출

2.1 경계조건 정의

대상 항공기는 최대 하중 20,000파운드 이상의 성능을 갖는 저속 회전익 항공기이다. 항공기는 항공용 외부 장착물을 장착할 수 있는 파일론(Pylon)을 한쪽당 두 개씩 총 네 개를 가지고 있다. 대상 항공기의 형상은 Fig. 1과 같다.

파일론에는 장착물을 결합하기 위한 밤랙(Bombrack)이 장착된다. 밤랙은 장착물을 고정하지만 필요에 의해 낙하하기 위한 투하장치(Ejection Unit)가 장착되며, 장착물을 고정하기 위한 클러치 볼트(Crutch Bolt)가 투하 장치를 기준으로 네 개가 배치되어 있다. 클러치 볼트의 끝 단은 자유롭게 회전 가능한 구조로 되어있으며 스웨이 브레이스(Swaybrace) 구조물과 결합되어 장착물의 표면에 수직인 방향으로 압축 하중을 가할 수 있도록 구성되어 있다. 투하장치 아랫면은 장착물의 러그(Lug)를 고정할 수 있는 두 개의 후크 구조물이 있다. 밤랙과 투하장치는 항공용 외부 장착물에 대한 참고 규격인 MIL-STD-8591에 적합하게 설계가 되어 있다. 장착물을 고정하기 위한 구성품 형상은 Fig. 2와 같다.

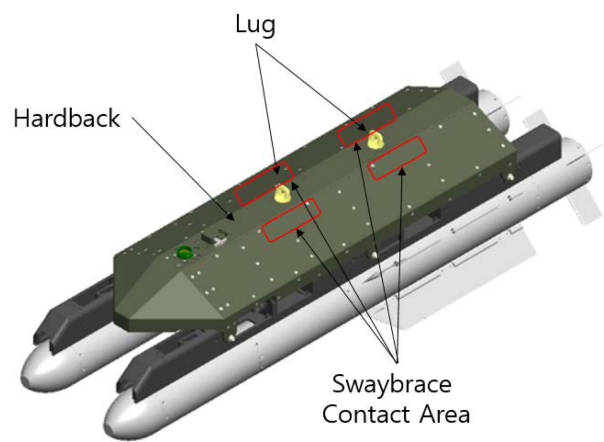


Fig. 3 Aircraft external store configuration

장착물은 1,000파운드 급 중량을 갖는 항공용 외부 장착 목적 구조체이다. 1,000파운드 급 러그 두 개를 장착물 하드백에 14인치 간격으로 장착하였고, 클러치볼트의 압축력을 변형없이 지지할 수 있도록 하드백 구조물과 스웨이 브레이스 장착 구조물을 설계하였다. 장착물의 형상은 Fig. 3과 같다.

2.2 비행 하중 정의

비행 하중은 대상 항공기의 운용 요구조건에 따라 달라지게 된다. 항공기의 속도는 부여된 임무에 따라 결정이 되며 중량은 탑승인원과 장착물 종류에 따라 결정이 된다. 이처럼 발생하는 비행 하중은 정적 하중과 동적 하중으로 정의할 수 있다. 정적 하중은 항공기의 무게 중심으로부터 멀리 떨어진 장착물의 무게 중심으로 인해 발생하는 관성 하중과 대기의 흐름과 주 날개에서 발생하는 내리 흐름에 의한 공력 하중이 있다. 동적 하중은 대상 항공기의 특성과 주 날개로 인해 발생하는 진동 하중과 운용 중 발생할 수 있는 충격 하중이 있다. 정적 하중은 Table 1과 같이 MIL-STD-8591 Appendix A와 Appendix C를 참고하여 정적 하중에 대한 설계 제한 하중을 산출한 뒤 이를 바탕으로 계산하였다.

동적 하중은 Table 2와 같이 MIL-STD-810 Method 514.6과 Method 516.6을 참고하여 진동 프로파일과 충격 프로파일을 산출한 뒤 이를 바탕으로 계산하였다.

Table 1 MIL-STD-8591 static loads case

Contents	Details
Appendix A	Carriage design limit loads, general case
Appendix C	Carriage design limit loads, store carried on a helicopter aircraft

Table 2 MIL-STD-810 dynamic loads case

Contents	Details
Vibration	Method 514.6 – Helicopter vibration
Shock	Method 516.6 – Functional test

3. 정적 하중

3.1 관성 하중 정의

관성 하중을 분석하기 위해서 외부 장착물 무게중심과 항공기 무게중심과의 상대적인 위치 정보가 필요하다. 항공기의 무게중심은 비행체의 운용 조건과 장착물에 따라 달라지기 때문에 일반적으로는 특정할 수 없다. 이에 대상 항공기의 운항 메뉴얼에서 제시하는 기준을 따라 Fig. 4와 같이 메인 날개 회전축을 따라 연장한 가상의 선과 항공기 바닥면이 만나는 지점을 무게중심으로 선정하였다.

관성 하중은 운동의 변화에 저항하는 힘의 일종이다. 이는 물체의 질량과 현재 운동 상태를 유지하려는 경향에 의해 발생한다. 관성 하중을 정의하기 위한 환경 요소를 산출하기 위해서는 기본적으로 대상 항공기의 비행 데이터가 필요하다. 하지만 대부분 항공기 비행 데이터는 매우 제한적으로 공개되기 때문에 이를 사용하기가 어렵다. 이에 Table 3과 같이 MIL-STD-8591에서 제시하는 회전익 항공기 관성 하중 계수를 참고하여 대상 항공기에서의 장착물 관성 하중 경우의 수를 정의하였다. 관성하중계수란 양력 대 무게의 비율이며 항공기 무게 중심에 가해지는 응력을 측정하는 지표이다. 관성하중계수는 무차원수이지만 일반적으로 중력가속도의 단위를 이용해서 표현한다.

3.2 공력 하중 정의

공력 하중을 분석하기 위한 이상적인 방법으로는 요구 운용조건에서의 공력 하중을 모두 계산하여 분석하면 좋겠지만 현실적인 시간과 자원의 한계로 최대한 분석 경우의 수를 줄여나가야 한다. 이에 기본적인 공력 계수 산출을 위해 Missile DATCOM을 적용하였다. Missile DATCOM은 전통적인 Missile 형상을 기반으로 공력 계수를 산출하는 준 경험식 기법이며 기초 설계 단계에서 적합한 공기 역학적 설계 도구를 제공한다. 이를 통해 장착물의 기초적인 공력 계수를 산출하여 설계 제한 하중 선도를 산출한 뒤 유한요소 해석 기법을 통해 상세한 구조 강건성을 분석하였다. 장착물에 작용하는 공력 계수 산출을 위해 장착물의 무게중심과 Missile DATCOM입력값을 정의할 필요가 있다. Table 4는 장착물의 운용 환경에 대해 정의하였다.

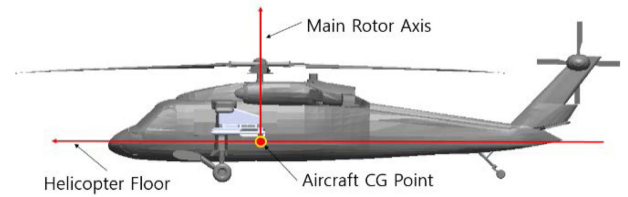


Fig. 4 Platform center of gravity point

Table 3 MIL-STD-8591 inertia load factor for helicopter

Condition	n_x [g]	n_y [g]	n_z [g]
Symmetrical flight	-1.75 to 1.61	-0.05 to 0.68	-4.03 to 2.76
Unsymmetrical flight	-1.87 to 1.61	-0.65 to 1.78	-5.67 to 0.27
Landing with roll	-1.07 to 1.07	-0.73 to 0.73	-5.67 to 2.07
Landing with pitch	-0.88 to 0.88	-0.89 to 0.88	-4.76 to 0.36

Table 4 Missile DATCOM parameter

Altitude	Sea level	m
Density	Sea level	kg/m ³
Incidence angle	5.0	degree
α_{store}	+7.5 to -15.0	degree
β_{store}	+30.0 to -30.0	degree

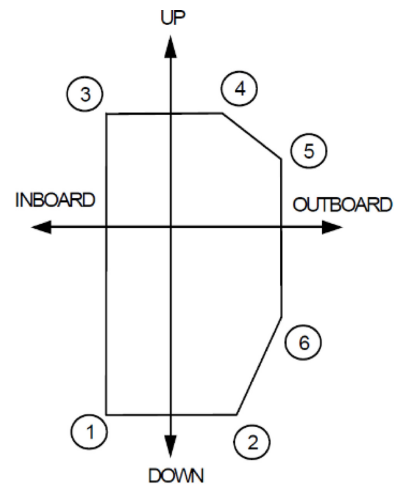


Fig. 5 MIL-STD-8591 design limit load diagram

MIL-STD-8591의 규격을 참고하여 Fig. 5와 같이 공력 하중이 가장 크게 작용하는 여섯 개의 포인트에 대해 Table 5와 같이 장착물의 α_{store} (Store Angle of Attack)과 β_{store} (Store Side Slip Angle)의 최대값과 최소값을 정의하였다. α_{store} 은 장착물의 받음각을 의미하며 β_{store} 는 장착물의 옆미끄럼각을 의미한다.

각도를 일정 구간으로 분할하여 최종 26개 경우의 수를 정의하였고 Missile DATCOM을 사용하여 장착물에 발생하는 공력 계수를 산출하였다.

Table 5 Aerodynamic design parameter

Design Limit	α_{store}		β_{store}
	Min	Max	
Point 1	0.00	7.50	30.00
Point 2			-30.00
Point 3	-15.00	0.00	30.00
Point 4			-30.00
Point 5	-15.00	7.50	30.00
			-30.00
Point 6	0.00	7.50	30.00
			-30.00

Table 6 Max aerodynamic load case

Case	Aircraft external store condition		
	β_{store} [degree]	α_{store} [degree]	Pylon
Max Fx	-15.0	30.0	4
Max Fy	-15.0	-30.0	3
Max Fz	-15.0	30.0	3
Max Mx	4.5	-30.0	1
Max My	7.5	-30.0	4
Max Mz	1.5	-30.0	4

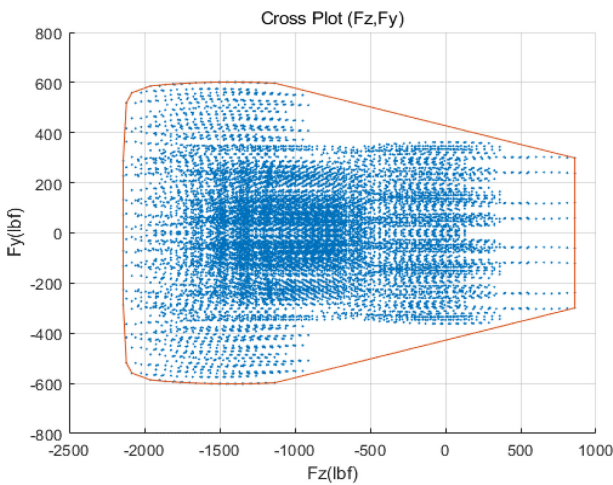


Fig. 6 Design limit load diagram (Fz - Fy)

3.3 설계 제한 하중 정의

장착물의 무게 중심점에 발생하는 정적 하중은 관성 하중과 공력 하중의 조합으로 계산할 수 있다. 관성 하중의 정의를 통해 장착물에 발생하는 관성하중과 공력 하중의 정의를 통해 경우의 수를 산출하였다. 또한 항공기의 장착 가능한 파일론 개수에 따라 경우의 수를 추가하였다. 모든 정적 하중의 경우의 수를 계산하여 힘과 모멘트 관계 선도를 작성하였다. 이를 통해 장착물 기초 설계 단계에서의 검증 요소인 설계 제한 하중을 정의하였다. Fig. 6은 총 12개의 설계임계하중선도 중 Z축 방향 힘과 Y축 방향 힘에 대한 관계하중선도이다.

3.4 최대 공력 하중 조건 산출

장착물에 정적 하중이 작용할 때의 구조 강건성을 분석하기 위해 유한요소해석 기법을 사용하였다. 대상 항공기는 저속 회전익 항공기이기 때문에 주 날개에서 발생하는 내리 흐름에 의한 표면 압력이 정적 하중에 있어서 가장 주요한 하중이다. 설계 제한 하중을 분석하여 공력 하중에 의해 힘과 모멘트가 가장 크게 발생하는 최대 공력 하중 조건을 Table 6과 같이 식별하였다. Fig. 7은 Y축 방향 모멘트가 가장 많이 발생했을 때의 표면 압력 데이터이다.

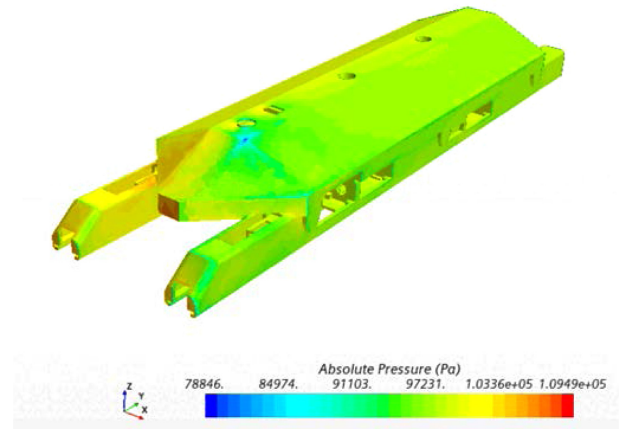


Fig. 7 Surface pressure data (Max My)

3.5 최대 관성 하중 조건 산출

장착물의 대상 항공기는 저속 회전익 항공기이기 때문에 공력 하중이 관성 하중보다 크다. 이에 최대 공력 하중 조건일 때의 관성 하중을 조합하여 정적 하중 조건을 Table 7과 같이 산출하였다.

3.6 유한요소해석 모델 구축

정적 하중 조건이 장착물에 전달될 때 장착물의 구조 강건성을 분석하기 위해 유한요소해석을 수행하였다. Fig. 8과 같이 단순화된 유한요소 모델을 개발하였고 공진 탐색 시험과 유한요소 해석 결과를 비교하여 모델 신뢰성을 검증하였다. 적용된 물성치는 Table 8과 같다.

클러치볼트의 스웨이 브레이스 패드와 투하 장치와의 경계 조건은 러그가 체결되는 부분과 스웨이 브레이스 패드가 맞는 접촉 면적을 고정단으로 적용하였다. 유한요소해석 모델의 신뢰성 검증을 위하여 장착물의 공진 탐색 시험 결과와 공진 탐색 유한요소 해석 결과를 비교하였다. 구조물 특성상 상부 구조체와 하부 구조체는 비선형 경계 조건이다. 이에 하부 구조체를 제외한 상부 구조체에 대한 공진 탐색 시험을 수행하였고 공진 주파수 및 공진 형상을 확인하기 위해 Fig. 9와 같이 시험 환경을 설정하였다. 상부 구조물의 외팔보 형태 구조물에 X축 방향으로

Table 7 Max inertial load according to aerodynamic load

Case	Aerodynamic load	Inertial force		
		Fx [lbf]	Fy [lbf]	Fz [lbf]
1	Max Fx	429.3	143.8	-1435.2
2	Max Fy	-85.2	442.8	-1240.1
3	Max Fz	-7.0	-139.5	345.2
4	Max Mx	-285.4	-139.1	-1512.0
5	Max My	-185.1	-237.0	-1271.1
6	Max Mz	-332.8	74.1	-1328.5

Case	Aerodynamic load	Inertial moment		
		Mx [lbf-ft]	My [lbf-ft]	Mz [lbf-ft]
1	Max Fx	-4305.2	1752.2	-214.7
2	Max Fy	-5282.8	-802.1	-257.3
3	Max Fz	7193.0	1279.5	-152.4
4	Max Mx	7913.1	-1265.2	-124.8
5	Max My	4196.7	-3495.8	66.5
6	Max Mz	-5282.5	-1736.1	286.3

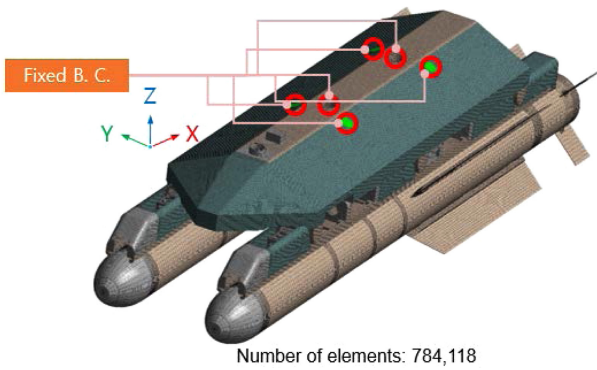


Fig. 8 Finite element method analysis model

Table 8 Store material

Subject	Materials
Main structure	A7075-T651
Sub structure	A6061-T651
Skins	A5052-H32
Main joint part	STS630-H1025

가속도 센서 8개를 부착하여 공진 정보를 획득하였다.

각 센서에서 획득한 공진 정보를 동기화하여 작동 중 변형 형상(ODS)을 구하였고, 이를 공진 탐색 유한요소 해석 결과와 비교하였다. 최대 8% 수준 오차로 Fig. 10과 같이 공진 형상도 유사함을 확인하였다.

3.7 정적 하중 분석

검증된 유한요소해석 모델을 기반으로 장착물에 발생하는 정적

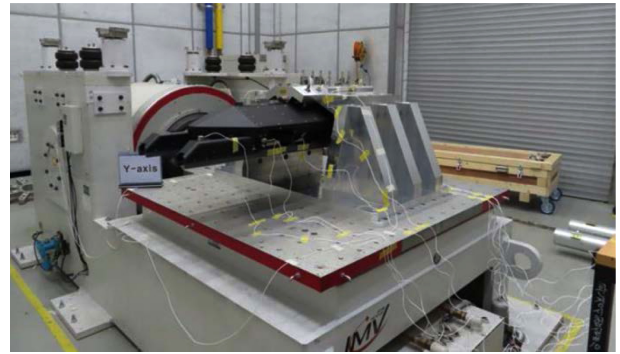


Fig. 9 Resonance exploration modal test configuration

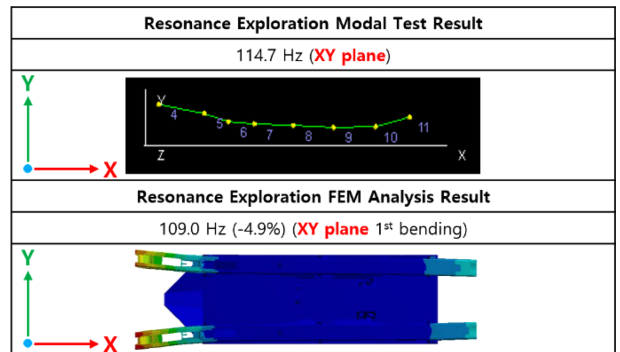


Fig. 10 Compare ODS between modal test and FEM analysis

Table 9 Static load analysis result

Load case	Maximum stress [MPa]	Tensile strength [MPa]	Yield load factor of safety
Max Fx	227	505.0	2.22
Max Fy	268	505.0	1.88
Max Fz	276	505.0	1.83
Max Mx	292	505.0	1.73
Max My	325	505.0	1.55
Max Mz	318	505.0	1.59

하중에 의한 구조 안정성을 분석하기 위해 유한요소 해석을 수행하였고, 이에 대한 결과는 Table 9와 같다.

분석 결과를 살펴보면 Fig. 11과 같이 상부 구조체와 하부 구조체의 결합부에서 응력이 집중되었다. 이는 장착물이 X축 방향으로 긴 형상이며 상대적으로 큰 중량의 하부 구조체가 외팔보 형태로 상부 구조체와 결합되어 있기 때문에 관성 하중에 많은 영향을 받았을 것으로 예측된다.

4. 동적 하중

4.1 진동 하중 정의

저속 회전의 항공기에 장착되는 장착물은 주 날개와 꼬리

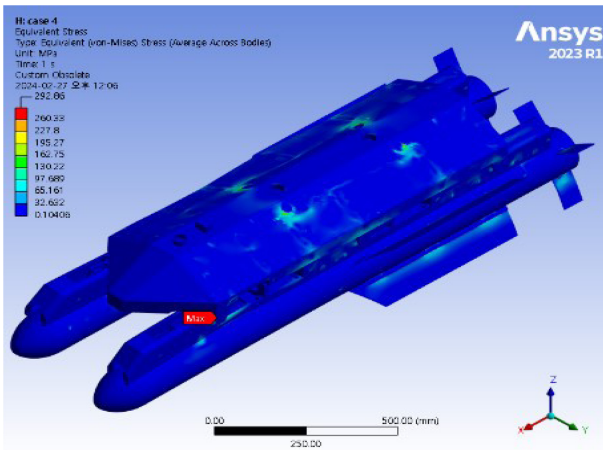


Fig. 11 Static load analysis result (Y-Axis)

Table 10 Dynamic load vibration profile

	Frequency [Hz]	PSD level [g^2/Hz]	GRMS
Random	10	0.001042	1.828
	100	0.010 420	
	300	0.010 420	
	500	0.001 042	
Sine tone	Frequency [Hz]	Acceleration [g]	
	Main Rotor RPM	0.045 500	
	1 st Harmonic	1.290 000	
	2 nd Harmonic	1.875 000	
	3 rd Harmonic	1.125 000	
Total GRMS		2.563	

날개 그리고 구동 장치에서 발생하는 진동의 영향을 주로 받는다. 연구 대상 장착물은 장착 위치에 의해 주 날개의 진동 영향을 가장 크게 받는다. 이에 장착물에 전달되는 진동은 항공기 주 날개의 특성을 기반으로 Table 10과 같이 진동 프로파일을 생성하였다.

PSD란 파워 스펙트럼 밀도(Power Spectrum Density)를 의미하며 진동의 제공값을 주파수로 나눈 값이다. 진동의 세기가 주파수에 따른 분포도를 표현하는데 사용된다. GRMS란 제공 평균 가속도(Gravity Root Mean Square)를 의미하며 가속도가 시간에 따라 변화하는 경우의 평균 가속도를 나타내는 값이다. 진동 레벨을 정량적으로 표현하는데 사용된다.

4.2 충격 하중 정의

항공기에 장착되는 장착물은 Table 11과 같은 Saw-tooth 충격 프로파일에 대해서도 구조적인 변형이 없어야 한다.

4.3 동적 하중 분석

정의한 동적 하중을 장착물에 인가하였을 때의 구조 강건성을

Table 11 Dynamic load shock profile

Functional shock	Saw-tooth pulse	
	Peak acceleration [g]	Pulse duration [ms]
	20	11

Table 12 Resonance frequency check

Sine tone	Frequency [Hz]	Mode number	Resonance frequency [Hz]
1 st peak	4.3	-	-
2 nd peak	17.2	-	-
3 rd peak	34.4	-	-
-	-	1 st mode	43.6
4 th peak	51.6	-	-
-	-	2 nd mode	87.0
-	-	3 rd mode	100.8
-	-	4 th mode	185.9

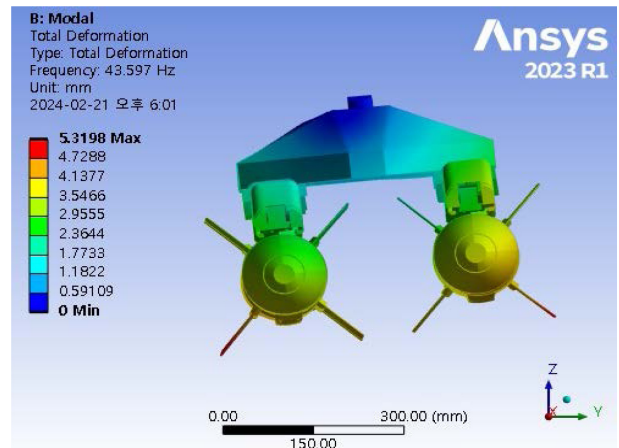


Fig. 12 1st Modal analysis result

분석하였다. 동적 하중 분석을 수행하기 위해서는 장착물 전체 형상에 대한 고유진동수 분석을 우선 수행해야 한다. 만약 장착물의 고유진동수와 진동 프로파일의 Sine Tone 주파수가 중첩된다면 운용 환경에서 주 날개의 진동 영향으로 인하여 장착물에 공진이 발생할 수 있다. 장착물에 대해 공진 분석한 결과는 Table 12와 같다. 첫 번째 공진 주파수에서의 공진 형상은 Fig. 12와 같이 X축 회전이다.

장착물의 1차 고유 진동수는 43.6 Hz로 대상 항공기의 Sine Tone 사이에 위치하였고 다른 Sine Tone 주파수는 모두 회피하였다. 이를 통해 장착물이 주 날개의 진동 영향을 적게 받도록 설계하였음을 확인하였다. 모달 분석한 결과를 바탕으로 진동 프로파일과 충격 프로파일을 장착물에 인가하였다. 진동 프로파일 에 대한 구조 해석 결과는 Table 13과 같으며, 충격 프로파일에 대한 구조 해석 결과는 Table 14와 같다.

동적 비행 하중이 인가되었을 때 Fig. 13과 같이 경계 조건에서

Table 13 Dynamic load analysis result (Vibration)

Axis	Maximum stress [MPa]	Tensile strength [MPa]	Yield load factor of safety
X	164.2	195.0	1.19
Y	269.4	505.0	1.87
Z	118.5	505.0	4.26

Table 14 Dynamic load analysis result (Shock)

Axis	Maximum stress [MPa]	Tensile strength [MPa]	Yield load factor of safety
X	139.7	195.0	1.40
Y	231.0	505.0	2.19
Z	77.6	195.0	2.51



Fig. 14 Dynamic load test configuration

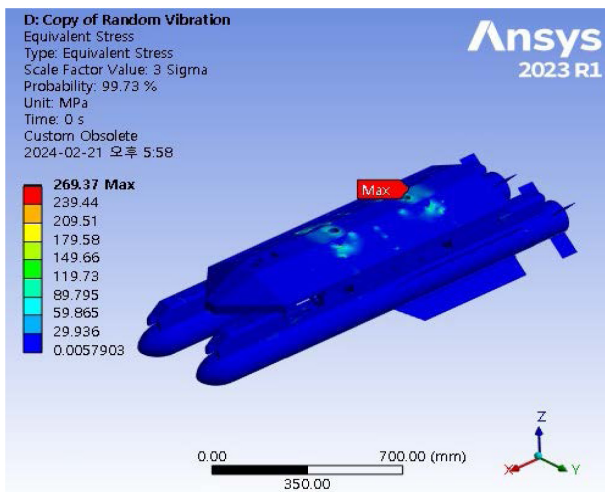


Fig. 13 Dynamic load analysis result (Vibration, Y-Axis)

응력이 집중되었다. 이는 동적 비행 하중이 리그와 클리치볼트를 통해 장착물에 전달되어 장착물 전체가 회전하는 움직임을 만들기 때문으로 예측된다.

4.4 동적 하중 시험

유한요소해석을 통해 대상 항공기의 동적 하중에 대해 장착물의 구조적 강건성을 확인하였다. 이를 바탕으로 실제 장착물과 시험 지그를 제작하여 Fig. 14와 같이 가진기에 장착하였고 동적 하중을 인가하여 구조적 강건성을 판단하였다.

진동 시험은 장착물에 축당 4시간 진동 프로파일을 인가하여 구조적 변형 여부를 확인하였다. 진동 프로파일은 기준에서 +/-3 dB 이내로 제어되도록 시험하였다. 충격 시험은 진동 시험과 동일한 환경 조건에서 수행하였으며 축당 3회 양방향 충격을 인가하였다. 충격 시험은 응답 값을 최대한 제어하기 위해 점진적으로 충격량을 증가하여 수행하였다. 충격 프로파일은 15% 이내로 제어되도록 시험하였다. 시험 결과 구조적 변형은 없었다.

5. 결론

본 논문은 저속 회전익 항공기에 장착되는 항공용 외부 장착물에 대한 비행 하중을 산출하였고 비행 하중에 대한 장착물의 구조 강건성을 분석하여 구조적 안전함을 기술하였다.

장착물에 작용하는 비행 하중을 산출하기 위해 정적 하중과 동적 하중으로 나눠 정의하였다. 정적 하중의 요소인 공력 하중과 관성 하중을 계산하여 설계 제한 하중 선도를 작성하였고 이를 바탕으로 장착물에 작용하는 최대 정적 하중에 대한 유한요소 해석을 수행하였다. 분석 결과를 바탕으로 MIL-STD-8591에 기반한 정적 하중에 대해 구조적으로 안전함을 기술하였다. 동적 하중의 요소인 진동 하중과 충격 하중을 계산하여 유한요소 해석을 수행하였고 실제 장착물에 동적 하중을 인가하는 시험을 수행하였다. 분석 결과를 바탕으로 MIL-STD-810에 기반한 동적 하중에 대해 구조적으로 안전함을 기술하였다.

분석 결과를 통해 본 연구 대상의 항공용 외부 장착물은 대상 항공기에 장착할 수 있는 제한적인 구조적 강건성을 기술하였고 향후 외부 장착물 감항 인증의 기초 자료로 사용될 수 있다고 판단하였다.

REFERENCES

1. Cho, W., Choi D., Park, J., Ann S., (2024), Validation of structural safety for flight compatibility of pod mounted aircraft external under flight load conditions, Journal of the Korean Society for Precision Engineering, 41(4), 251-260.
2. Lee, J.-H., Lee, Y.-K., Kang, Y.-S., Choi, J.-H., Kang, D.-S., (2014), Acoustic noise durability verification for a jet aircraft external store, Proceedings of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering Conference, 42-47.
3. Son, C.-H., Kim, S.-H., Woo, H., (2021), Application of store separation wind tunnel test technique into CFD, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 49(4), 263-272.

4. Son, C.-H., Kim, S.-H., Woo, H., (2021), Application of store separation wind tunnel test technique into CFD, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 49(4), 263-272.
5. Yongfeng, Y., Zheng, Q., Jianjun, W., Zhongfu, M., Xiangqiu, L., (2020), Dynamics response analysis of airborne external storage system with clearance between missile-frame, Chinese Journal of Aeronautics, 33(12), 3278-3287.
6. MIL-STD-8591, (2005), Department of defense design criteria standard: Airborne stores, suspension equipment and aircraft-store interface (carriage phase).
7. MIL-STD-810, (2008), Department of defense test method standard: Environmental engineering considerations and laboratory tests.
8. Kim, J., Park, J., Ahn, S., (2024), Development of vibration test specification for external store mounted on helicopter using flight test, Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, 27(6), 722-728.
9. Shin, B. J., (2019), Analysis of the captive flight vibrations of the store on a jet aircraft, Proceedings of the Korea Institute of Military Science and Technology, Annual Conference, 808-809.



Ji Hwan Park

Research Engineer in LIG Nex1. His research interest is static and dynamic structural analysis.
E-mail: jihwan.park@lignex1.com



Chang Bong Ban

Research Engineer in LIG Nex1. His research interest is weapon integration.
E-mail: bancb77@lignex1.com



Jong Hwan Kim

Research Engineer in LIG Nex1. His research interest is static and dynamic structural analysis.
E-mail: jonghwan.kim@lignex1.com



Sun Kyu Ahn

Research Engineer in LIG Nex1. His research interest is mechanical design.
E-mail: kevin71@lignex1.com