

## 항공용 센서 포드의 정적 구조시험장비 개발

조재명<sup>1,†</sup>, 박훈혁<sup>1</sup>, 이원웅<sup>1</sup>, 배종인<sup>1</sup>, 이한솔<sup>1</sup>, 오의환<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한화시스템

<sup>2</sup>플렉스시스템

### Development of Full-Scale Static Test System for Aircraft Sensor Pod

Jae Myung Cho<sup>1,†</sup>, Hoon Hyuk Park<sup>1</sup>, Won Woong Lee<sup>1</sup>, Jong In Bae<sup>1</sup>, Han Sol Lee<sup>1</sup> and Eui Hwan Oh<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Hanwha Systems

<sup>2</sup>FLEX System

#### Abstract

For aviation sensor pod, structural integrity should be verified through static structural tests for flight loads induced in various maneuvering conditions of the aircraft. For this, it is necessary to develop a test system for full-scale static load test of sensor pod. Based on test requirements, this paper introduced a test system configuration of the static test and the development of test structure frame, restraints equipment, loading equipment, control, and measurement equipment. In addition, methods and procedures for verifying the developed test system were explained. In conclusion, the static load test and data acquisition were successfully performed. Reliability of the test equipment was also verified in the process.

#### 초 록

항공용의 센서 포드는 비행체 기동조건에서 유도된 비행 하중에 대하여 정적 구조시험을 통한 구조 건전성을 검증해야 한다. 이를 위해 센서 포드 전 구조체의 정하중 시험장비 개발이 필수적으로 요구된다. 본 논문에서는 시험요구도를 기본으로 정적 구조시험의 구성 및 시험 구조물, 시험체 구속장치, 하중 인가장치, 제어 및 계측장비 등의 설계, 제작, 조립 및 검증에 대한 방법과 절차들을 확보하였다. 결론적으로 센서 포드의 정하중 시험 및 데이터 획득을 성공적으로 수행하였으며, 시험장비의 신뢰성도 함께 입증하였다.

**Key Words :** Sensor Pod(센서 포드), Structural Integrity(구조 건전성), Flight Load(비행 하중), Full-Scale Static Load Test(전 구조체 정하중 시험)

### 1. 서 론

항공용 센서 포드는 주야간 영상 획득, 표적 추적 및 조사 등을 통한 항공기 조종사의 다양한 임무를 지원하는 전자광학추적장비(Electro-Optical Tracking System)이다. 장비 운용 특성상 비행체 하부에 장착되어 탑재체 기동에 따른 다양한 가속하중에 노출되므로 감항 인증을 고려한 설계 및 구조 건전성 검증을 위한

전 구조체 구조시험을 필히 수행해야 한다[1].

전 구조체 구조시험은 일반적으로 항공기 또는 항공기 구성품에 대하여 주어진 하중조건에 대한 시험체의 구조 건전성을 확인하는 시험이다[2, 3]. 시험은 개발 단계의 실제품 전체에 시험하중을 부가하여 구조물이 유해한 변형 또는 균열 등의 결함이 발생하였는지 등을 검사하여 구조적 건전성을 입증하는 방식이다. 인가되는 하중의 형태에 따라 정하중 시험과 피로하중 시험으로 구분되며, 정하중 인가를 통한 정적 구조시험에서 구조적 강건성이 입증된 후에 피로 내구성을 입증하는 것이 일반적이다. 이러한 전 구조체 구조시험을 수행하기 위해서는 정적 구조시험장비 개발이 필

Received: Oct. 27, 2022 Revised: Jan. 10, 2023 Accepted: Jan. 12, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-031-8020-7314, E-mail: jm09.cho@hanwha.com

© The Society for Aerospace System Engineering

수적으로 병행 되어야한다.

정적 구조시험장비 개발은 시험요구도에 대한 분석에서부터 시작된다. 이를 토대로 시험장치 구성 및 시험하중 산출과 프레임 구조물, 주요 치구류, 하중 인가장치 설계 등이 진행된다. 그리고 제어계측 센서와 지원장치 및 주요 구성품의 사양을 결정하여 시험장비를 구성해야한다. 시험장비의 제작, 조립 및 통합단계에서는 설치 적합성에 대한 검사와 함께 주요 제어계측장치의 신호들을 모두 점검해야 한다. 마지막으로 하중인가를 통한 시험체에 정상적 하중 인가 및 계측이 이루어지는지를 판단하여 시험장비의 안전성 및 신뢰성을 확인해야 한다.

기존의 전 구조체 정적 구조시험 및 구조시험장비 개발은 다양한 소형항공기의 개발과 함께 항공기 기체에 대하여 비교적 활발히 연구되었다. J. Y. Shim 및 S. C. Kim 등은 비행체 전 구조체 정적 구조시험장비 개발에 대한 전반적인 연구를 하였고, J. W. Shin, J. Y. Shim 및 Y. G. Choi 등은 전 구조체 정적구조시험을 통한 시험체의 구조건전성에 대하여 연구하였다[4-8]. 정적구조시험을 위한 시험하중 산출에 대한 연구 또한 이와 함께 활발히 진행되었다[9, 10]. 그러나 항공용 센서 포드와 같은 전자광학 임무장비는 고기동 전투기 개발과 함께 최근에서야 개발 되었기에 국내 관련 연구가 미비한 상황이다.

본 논문에서는 항공용 센서 포드의 전 구조체 정적 구조시험장비 개발과 관련하여 시험 요구도 분석을 토대로 시험장비의 구성, 설계, 부품 사양 결정 및 장비 조립 등에 대한 내용을 상세히 기술하였다. 그리고 하중 인가시험 및 시험체의 거동에 대한 제어계측 결과 분석을 통해 하중 인가 및 계측이 적절하게 수행되었음을 확인하였다. 결과적으로, 개발된 시험장비는 정적 구조시험을 진행함에 있어서 높은 시험 신뢰성을 가짐을 확인하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 시험 요구도 분석

센서 포드의 정적 구조시험 요구도는 항공기의 기동 하중을 기반으로 설계 제한 하중조건(Design Limit Load)과 극한 하중조건(Ultimate Load)으로 주어진다. Table 1의 설계 제한 하중조건에서 시험체는 시험 후 어떠한 유해한 변형도 없어야 하며, 설계 제한 하중의 150%에 준하는 극한 하중조건에서는 시험 후 구조물의 미세 균열 및 파손이 없어야 한다. Table 1은 Case 별 각 방향 하중(Gravity)을 정규화(Normalization) 한 값으로 제한 하중조건 분석을 위해 사용되었다.

Table 1 Design Limit Load Conditions

Case	Load Condition	Normalized Inertial Loading		
		Nx (Fwd/Aft)	Ny (Right/Left)	Nz (Down/Up)
1	Vertical - Down	-	-	1.0
2	Vertical - Up	-	-	-0.8
3	Lateral with Nz=0.0	-	0.1	0.7
4	Lateral with Nz=0.0	-	0.1	0.0
5	Lateral with Nz=0.0	-	-0.3	0.0
6	Arrest landing roll out	0.3	-	0.1
7	Fore with Nz=0.0	0.2	-	0.9
8	Aft with Nz=0.0	-0.3	-	0.9

정적 구조시험은 제한 하중조건 시험을 우선으로 진행하여 구조적 문제가 없는 경우에 대하여 극한 하중조건 시험을 순차적으로 진행한다. 시험체의 검사는 극한 하중조건 시험 후 육안 검사 및 비파괴 검사를 통해 금속 구조물의 전체적인 표면 미세 균열 및 국부적 파손 등을 기본적으로 점검한다.

### 2.2 시험장비 구성

정적 구조시험장비의 기본적인 구성은 Fig. 1과 같다. 주요 기능별로 분류하면 프레임 구조물과 주요구속장치류, 하중 인가 및 제어장치, 제어계측 센서, 제어계측지원장치 등으로 구분된다.

프레임 구조물은 구조시험장비의 기본 골격에 해당되며, 자세구속장치는 시험체를 프레임 구조물에 고정하기 위한 용도로 사용된다. 하중 인가 및 제어장치에서 유압펌프 및 유압펌프제어장치는 실린더에 인가할 유압을 생성하는 기능을 한다. 유압제어장치 및 실린더, 로드셀(Load Cell) 등은 생성된 유압을 시험체에 의도된 하중을 인가하고 유지하는 역할을 한다. 인가

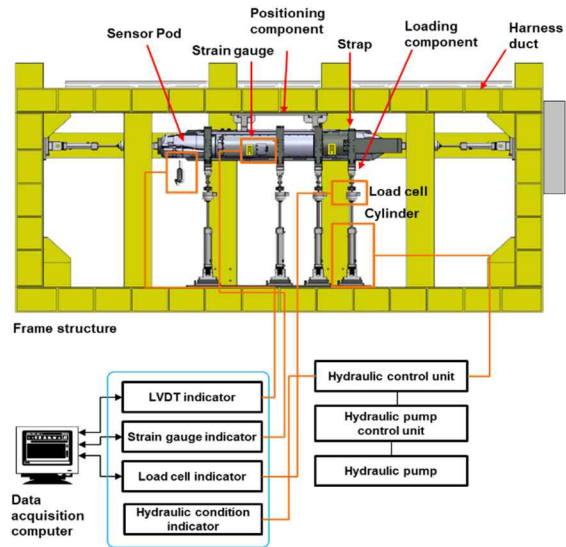


Fig. 1 Test Configuration

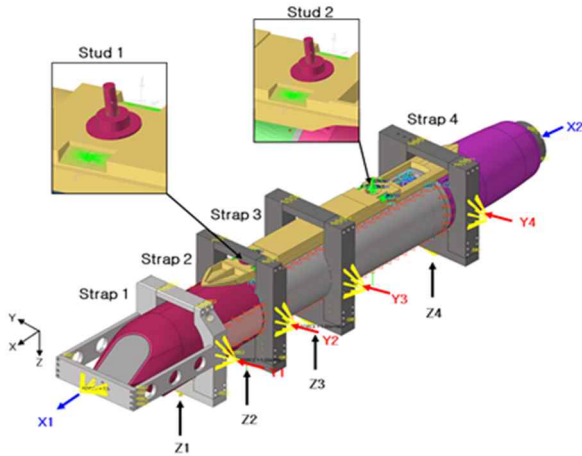


Fig. 2 Sensor Pod FE Model

되는 하중을 시험체에 균일하게 전달하기 위해 하중부  
가치구 및 스트랩(Strap)이 사용된다.

정적 구조시험 과정에서 하중 인가에 따른 시험체의  
변형은 선형변형센서(Linear Variable Differential  
Transformer: LVDT)를 통해 계측하며, 시험체 구조물  
의 주요 변위(strain) 및 이를 통한 응력은 스트레인게  
이지(Strain gauge)를 통해 계측한다. 하중 인가 및 제  
어, 계측 등은 별도 운영 컴퓨터를 포함한 제어계측  
지원장치를 통해 이루어진다.

### 2.3 해석 모델 구성 및 시험하중 산출

센서 포드의 정하중 시험 조건은 Table 1에서와 같  
이 설계 전 단계에서 가속도 조건으로 주어진다. 따라  
서 지상에서 정적 구조시험을 수행하기 위한 제한 하  
중조건과 극한 하중조건을 산출해야 한다

시험하중의 산출은 실제 시험체에 하중 인가 가능  
지점을 확인 후 하중지점들을 우선 지정해야한다. 그  
후 실제 가속도 해석 모델과 하중산출 모델을 비교하  
여 주요 구속부 및 하중 인가 지점별 구조물의 반력을  
비교하여 유사한 값이 나오도록 유도해야 한다.

하중산출 해석 모델은 기본적으로 가속도 해석 모델  
과 동일한 구속조건을 가지나 하중 조건이 다르게 적  
용된다. 구속조건인 경우 Fig. 2의 Stud 1, 2에서와 같  
이 볼트부는 완전 구속(6-DOF Fixed)되며, Stud 양 옆  
면은 파일런에 의해 접촉면이 눌러지는 것을 반영하여  
수직 방향 구속만 적용되었다. 하중 조건의 경우 가속  
도 모델의 경우, X, Y, Z방향 중력가속도가 적용된 반면,  
하중산출 모델은 Fig. 2의 Strap 1~4의 접촉면을 공유  
면으로 적용 후 Strap의 하중 인가 점에서 힘을 인가  
하여 분포 하중을 받도록 유도하였다. 센서 포드의 경  
우 하중을 부가 가능한 부분으로 Fig. 2의 Strap 수평  
(Y1~Y4), 수직 방향(Z1~Z4)의 동일한 4점과 전후(X1,

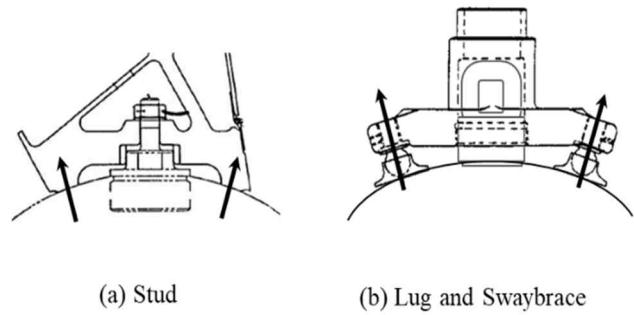


Fig. 3 Sensor Pod Installation

X2) 방향으로 2점을 지정하였다. 해당 위치를 기준으  
로 해석모델의 스테드(Stud) 및 장착부, 하중 인가 지  
점의 반력 등을 비교하여 시험하중을 산출하였다.

### 2.4 프레임 구조물 및 주요 구속장치 설계

프레임 구조물은 기본적으로 시험체 및 시험체 구속  
장치, 하중 인가장치, 제어계측패널, 주요 하네스 덕트  
등이 모두 통합되는 가장 중요한 구조물 중 하나이다.  
따라서 기본적인 강성 및 시험체 및 제어계측센서 탈  
부착, 전원 접지 등을 모두 고려하여 설계 및 설치되  
어야 한다.

센서 포드는 중량 약 420lb, 길이 100inch의 외형  
크기를 가지며, 앞서 분석된 시험하중 고려 시 시험체  
중량의 약 15배 가량의 하중을 견뎌야 한다. 더하여,  
시험 중 시험체를 고정하는 길이 방향의 빔 처짐량은  
기본적으로 선형변형센서 측정 최소 오차 이내로 규제  
되어야 한다. 따라서 프레임 구조물의 H형강 사이즈  
및 기본 구조 설계시 이를 고려해야 한다.

프레임 구조물의 H형강의 최대 처짐량( $\delta_{max}$ )은 시  
험체 중량( $P_a$ ), 기타 치구류 중량( $P_b$ ), 가해지는 인가하  
중( $P_c$ ) 및 빔의 설치 길이( $l$ )를 고려하여 규격품의 H형  
강의 특성인 탄성률( $E$ )과 단면 2차 모멘트( $I$ )로부터  
Eq. 1과 같이 계산된다.

$$\delta_{max} = (P_a + P_b + P_c) \cdot l^3 / (48 \cdot E \cdot I) \quad (1)$$

개념 설계 단계에서는 단순 보의 처짐에 대한 상기  
의 관계식에서 최대 처짐량을 계산하여 기본적인 H형  
강의 규격품 사이즈를 선정하였다. 그 후 구조 설계  
단계에서 안전율이 부족한 부분은 단순히 H형강의 단  
면 크기를 키우기 보다는 별도의 보강재를 추가하여  
프레임 구조물 강성을 보강 설계하였다. 더하여 프레  
임 구조물의 기본 안전 마진(Margin of Safety)은 극한  
하중조건 기준 2.0이상이 되도록 하였다.

자세 구속장치는 센서 포드의 비행체 장착과 동일한

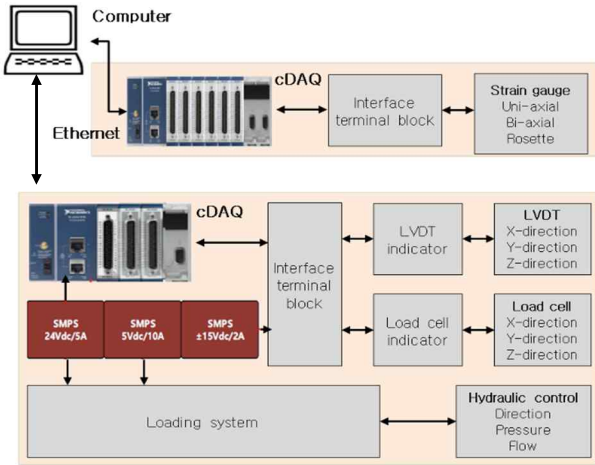


Fig. 4 Data Control and Acquisition System

구속 형태가 되도록 장치의 소재 및 장착부의 치수공차와 기하공차 수준도 동일하게 부여하였다. 이는 러그 및 스웨이브레이스, 크러치 볼트를 이용한 Fig. 3의 (b)와 같은 고정 방식의 임무장비와는 다르게 센서 포드의 경우 Fig. 3의 (a)와 같이 스테드 2개만으로 고정되므로 장착면들은 치수 및 형상정밀도가 관리되어야 하기 때문이다.

2.5 하중 인가 및 제어장치

하중 인가 및 제어장치의 기본적인 메커니즘은 공기압을 조절하여 실린더의 방향, 힘, 속도를 제어하는 방식이다. 유압공급장치에서 생성된 공기압은 유압펌프 제어장치를 통해 적정 공기압을 실린더로 전달한다. 이때 실린더 스트록(Stroke)의 끝 단에 부착된 로드셀의 하중 정보 및 유량계를 통해 출력을 확인하면서 유압제어장치의 유압조절밸브, 방향조절밸브, 유량조절밸브등을 조작하여 실린더의 출력을 제어한다.

하중의 인가에 있어서 실린더의 선정은 상당히 중요하며, 실린더 사양에 맞춰 유압 펌프 및 주요 제어밸브 사양도 함께 결정해야 한다. 실린더는 양방향 구동 타입이 필요하며, 실린더 공급 유압에 따른 전진 및 후진 방향의 출력 하중을 계산하여 사양을 선정한다.

실린더는 기본적으로 전진시 면적( $A_1$ )과 후진시 면적( $A_2$ )이 내경( $D$ ) 및 로드경( $d$ )에 의해 Eq. 2와 같이 다르게 계산된다. 이로 인한 전/후진 출력하중( $F$ )은 면적과 인가 유압( $P$ ) 및 실린더 효율( $\eta$ )에 의해 Eq. 3과 같이 나타난다. 더하여 전/후진 실린더 스트로크( $L$ )시 유량( $Q$ )은 Eq. 4와 같이 계산 가능하다. 적용된 실린더는 요구 출력 대비 20~30% 이상의 출력 여유를 갖도록 선정하였다.

$$A_1 = \pi D^2/4, A_2 = \pi(D^2 - d^2)/4 \quad (2)$$

$$F_i = A_i \cdot P \cdot \eta \quad (3)$$

$$Q_i = A_i \cdot L \quad (4)$$

실린더로 전달된 유압은 하중으로 전환되어 시험체에 전달된다. 이를 위해 실린더에 하중부가장치와 함께 센서 포드에 균일하게 하중을 인가하기 위한 스트랩이 필요하다. 하중부가장치는 실린더의 스트록 및 하중 인가에 따른 시험체의 거동을 고려하여 자유도를 갖도록 각 연결부의 적절한 피벗 요소를 적용하였다. 더하여, 스트랩의 경우 시험체가 접촉되는 부분은 우레탄 소재를 본딩하여 전체적으로 고르게 힘을 전달하고 또한 하중 인가 과정에서 충분한 마찰이 부가되어 시험체가 슬립이 되지 않도록 하였다.

2.6 시험체 중량 보상 기능

정적 구조시험은 기본적으로 시험체의 무하중 상태를 기준으로 산출하중을 인가하여 시험체의 변위를 측정한다. 그리고 측정된 변위로부터 응력 수준을 분석하여 구조의 안전성을 평가한다. 따라서 시험체를 무하중 상태로 고정 후 시험을 수행하는 것이 편리하며, 이를 위한 별도의 중량보상장치 혹은 중량보상기능을 필요로 한다.

센서 포드의 정적 구조시험장비는 별도의 중량보상장치를 설치하지않는 대신 실린더에 유압을 인가하여 시험체 및 기타 장비들의 무게를 보상하는 Tare Load 방법을 사용하였다. Tare Load 방법을 이용한 중량보상 기능은 시험장비 구성의 편리함과 비용면에서의 이점이 있다. 다만 시험 전 전체적인 장비 및 스트랩, 하중 인가장치등의 무게를 사전에 측정하여 이를 각 시험 case별로 보상해줘야 하는 불편함이 있다.

2.7 제어계측 센서 및 지원장치

정적구조시험 시 시험체의 하중 인가 및 이에 따른

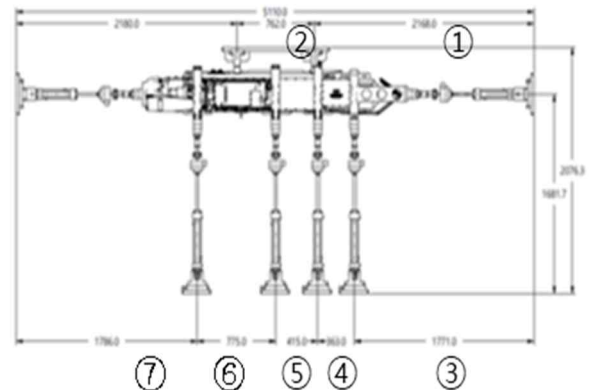


Fig. 2 Assembly Inspection

시험체의 기계적 변형 등의 데이터 획득 목적으로 제어계측 센서 및 제어계측 지원장치가 요구된다.

제어계측 센서 중 로드셀 및 선형변형센서의 구조시험장비에 고정되므로 사전에 사양 결정 후 조립시 함께 장착하였다. 로드셀의 경우 개별 실린더의 최대 인가하중을 고려하여 2tonf ~ 5tonf의 제품을 선정하였으며, 선형변형센서의 경우 앞서 분석된 시험체의 최대 변형을 고려하여 ±1mm ~ ±5mm의 센서들을 선정하였다.

스트레인게이지의 경우 시험체에 직접 부착되는 센서이므로 사전에 해석결과를 토대로 부착 위치를 결정하였다. 그 후 각 위치에서의 시험체 예상 변위 및 방향을 고려하여 스트레인게이지 타입 및 브릿지 구성을 결정 후 반영하였다. 센서 포드에 적용된 스트레인게이지의 경우 120옴(ohm) 수준의 정밀한 센서이며 신호 증폭을 통한 수 마이크로 변위(microstrain) 수준의 값을 획득한다. 따라서 데이터 획득시 저항 변화에 민감한 요소들을 최대한 제거할 필요가 있다. 이를 위해 프레임 구조물에 각 센서들 간의 신호 간섭을 회피하기 위한 별도의 케이블 덕트를 설치하였다.

제어계측 지원장치의 경우 Fig. 4와 같이 하중 인가 및 제어와 연계된 밸브 및 센서류와 스트레인게이지 데이터 계측부로 별도 인터페이스 단자대를 구분하여 구성되었다. 기본적으로 운용 컴퓨터는 각 제어계측 센서의 데이터 획득을 위한 소프트웨어가 설치되며 이더넷(Ethernet)을 통해 실시간 동기 되어 각 데이터를 전시 및 저장한다.

2.8 설치 점검

구조시험장비의 조립 상의 오류 또는 제어계측 센서의 신호 불량 등은 시험체 장착 및 하중 인가시험에 앞서 측정 및 점검이 되어야 한다.

Table 2 Assembly Inspection Result

Location	Design Value(mm)	Measured Value(mm)	Error (mm)	Error Rate(%)
1	2168.0	2166.0	1.7	0.08
2	762.0	762.2	-0.3	0.04
3	1771.0	1770.1	0.9	0.05
4	363.0	365.5	-2.5	0.69
5	415.0	415.0	0.1	0.02
6	775.0	775.1	-0.1	0.01
7	1786.0	1783.8	2.2	0.12

구조시험장비의 조립 오차가 큰 경우 시험체 장착 불량 및 하중 인가 오류 등의 문제가 발생할 수 있다. 따라서 프레임 구조물 및 하중 인가장치 등은 조립 단계에서 실제 설계 치수에 부합되는지 측정을 하면서

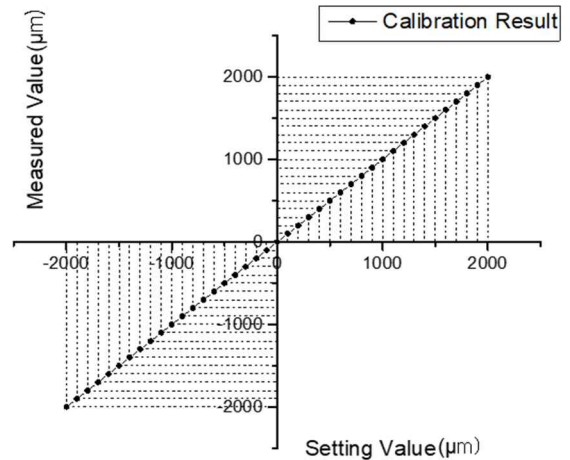


Fig. 4 Calibration Result : LVDT

최종 조립을 완료하였다.

시험체 장착 전 기본적인 실린더 위치 측정 및 1차 교정을 하였고, 시험체 장착 후 중요 치수들에 대한 측정을 수행하였다. Fig. 5의 프레임 구조물, 하중 인가장치 및 시험체 고정부 치수 등을 측정한 결과 Table 2와 같이 최대 오차 2.5mm로 0.69% 이내의 오차율을 보임을 확인하였다. 시험에 큰 영향을 줄 수준은 아니나 각 위치의 오차 수준은 0.5mm ~ 1mm 수준으로 추후 교정하였다.

선형변형센서 및 로드셀 등은 기본적으로 별도 교정 업체에서 교정 후 장착해야 한다. 그리고 실제 장착

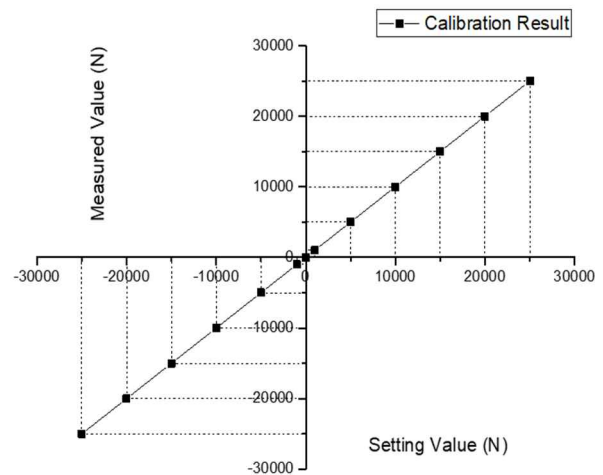


Fig. 3 Calibration Result : Load Cell

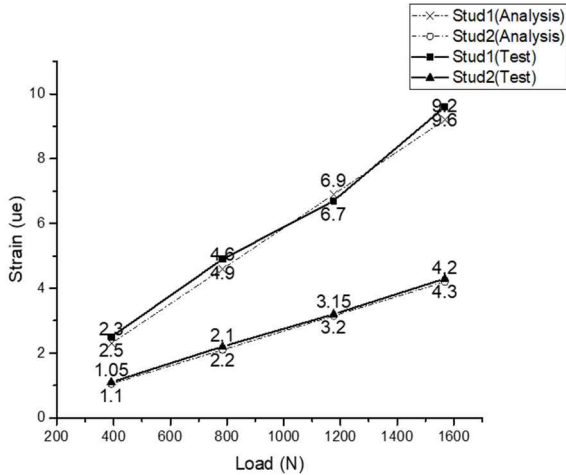


Fig. 8 Strain Results by Load Conditions

과정에서의 오류나 데이터 계측 단계의 수치 변환 오류 등을 확인하기 위해 추가 점검을 해야한다.

시험장비에 장착된 선형변형센서의 유효 측정 범위는  $\pm 2.0\text{mm}$ 이며 교정 후 측정결과 Fig. 6과 같이 최대 오차율 0.04% 이내의 선형성이 확인되었다. 개별 센서들을 반복 시험을 통해 최대 반복오차율은  $0.5\mu\text{m}$  수준으로 비교적 양호함을 확인하였다.

로드셀의 경우 유효 측정 범위는  $\pm 2.5\text{kN}$ 이며 교정 후 측정결과 Fig. 7과 같이 최대 오차율 0.05% 수준의 선형성이 확인되었다. 선형변형센서와 동일하게 개별 센서들의 반복 시험을 통해 반복오차율은 정격출력 (Rated Output)기준 최대 0.03% 수준의 정밀함을 확인하였다.

### 2.9 하중 인가시험

시험체에 하중 인가 시 시험체에 급격한 하중 전달 또는 하중의 제어 오류로 인한 큰 하중의 전달은 시험체 및 시험장비에 문제를 일으킬 수 있다. 특히 구조 시험 중 각 방향의 복합 하중이 전달되는 과정에서의 제어 오류는 시험장비 또는 시험체의 손상을 야기할 수 있으므로 단계적인 하중 인가시험이 필요하다.

우선 하중 인가 시 긴급한 상황에서는 실린더로의 전달 유압을 완전 차단시키는 기능이 정상적으로 작동되어야 한다. 따라서 유압 차단 스위치를 반복적으로 시험하여 정상 작동 유무를 확인하였다. 그 후 X, Y, Z 방향 각 실린더의 개별적인 구동 시험을 수행하였다. 개별 구동 시험은 시험체에 무리가 되지 않도록 시험하중의 20% 수준의 낮은 하중을 인가하면서 하중 인가 방향, 하중 크기 및 유지 등에 대한 반복적인 시험을 통해 제어 안전성을 점검하였다.

Figure 8은 수직방향 하중을 단계적으로 부가하여 시험체의 구속부인 스톨트 1, 2의 스트레인지에 지 테



Fig. 9 Full-Scale Static Test for Sensor Pod

이터를 획득한 결과이다. 시험결과 인가하중의 증가에 비례하여 해석값과 시험값이 5% 이내에서 비교적 유사하게 선형적으로 변위가 증가함을 확인하였다.

기본적인 하중제어 및 계측이 정상적으로 이루어짐을 확인 후 중량보상기능을 점검하였다. 각 위치 별 중량 보상을 위해 개별 실린더에 사전 부위별 측정 무게와 동등한 하중을 인가하였으며, 로드셀 및 선형변형센서 값을 반복적으로 측정하였다. Fig. 9는 센서 포드를 시험장치의 프레임 구조물에 완전 고정 후, 중량 보상 기능을 적용한 상태를 보여준다. 시험체의 각 위치 별 로드셀 및 선형변형센서 측정 편차는 각각 2.3%, 1.2% 이내의 비교적 정교하게 상태를 유지함을 확인하였다.

센서 포드의 전 구조체 정적 구조시험을 위한 기본적인 하중 인가시험 및 제어계측 점검을 완료 후 설계 제한하중조건 100%의 정하중 인가시험을 수행하였다.

Figure 10은 Table 1에서 산출된 Case1 ~ Case8까지의 시험하중을 인가하면서 각 실린더에 부착된 로드셀을 통해 획득한 계측하중을 비교한 그래프이다. 각 Case별로 전후(X1, X2), 수평(Y1~Y4), 수직방향(Z1~Z4) 복합하중이 실린더를 통해 어떻게 제어 및 인가되었는지 보여준다. 기본적으로 보수적인 시험을 위해 목표치 시험하중 대비 5% 이내에서 동일하거나 더 큰 하중을 인가하도록 의도하였다. Fig. 10의 Case1 ~ Case8의 각 실린더 별 계측된 하중을 보면 목표 시험하중과 비교적 유사하거나 초과하여 인가되었음을 확인할 수 있다.

시험체에 각 Case별 시험하중이 적절하게 인가됨을 앞서 확인하였기에 변형센서 값을 계측하여 해석값과 시험값을 비교하였다. 이를 통해 기본적인 시험체의 구속, 하중 인가, 변형센서의 데이터 획득 등이 모두 정상적으로 이루어졌는지를 분석하였다.

시험체의 장착된 선형변형센서는 Fig. 9와 같이 X방

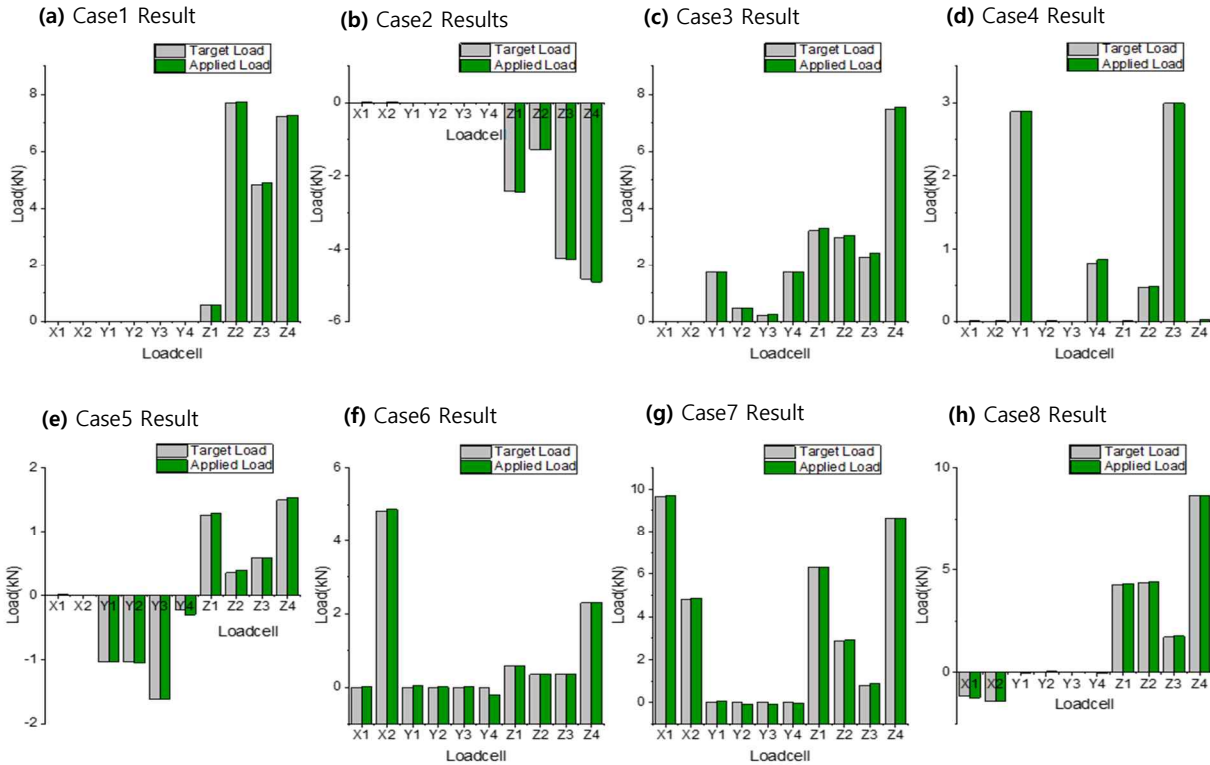


Fig. 10 Comparison of Target Load and Actual Applied Load

항 2개(X1, X2), Y방향 5개(Y1 ~ Y5), Z방향 5개(Z1 ~ Z5)이다. Fig. 11의 (a) ~ (h)는 각 하중조건에서의 선형변형센서 계측 결과와 구조해석 결과를 비교한 자료이다. 전체적으로 하중 인가에 따른 시험체의 변형 정도는 해석값과 시험값이 비교적 유사함을 보였다.

Figure 11의 (a), (b)는 시험체의 수직인 Z방향의 하중조건에 해당되는 Case1, Case2의 조건에서 해석값과 시험값의 비교 결과이다. 상대적으로 오차율이 가장 낮고 대부분 일치함을 보여주었다.

Figure 11의 (c) ~ (e)는 시험체의 수평 및 수직 방향인 Y, Z 방향의 복합 하중조건에 해당되는 Case3 ~ Case5의 비교 결과이다. 해석값과 시험값이 비교적 유사한 특성을 보이나 오차가 상대적으로 높게 나타남을 확인 하였다.

Figure 11의 (f) ~ (h)는 시험체의 수직 및 길이 방향인 Z, X 방향의 복합 하중조건에 해당되는 Case 6 ~ Case8의 비교 결과이다. 다소 오차가 있으나 해석값과 시험값이 비교적 유사함을 보였다.

### 3. 고 찰

정적 구조시험장비의 구성과 관련하여 하중보상 기능은 스프링이나 도르레를 이용한 방법 보다는 시험체

의 구성상 편리한 Tare Load 방식을 적용하였다. 이는 시험의 구성 및 비용상 많은 이점이 있지만 시험 중에는 각 Case별 하중 인가 전후로 시험체의 중량 보상을 위한 별도의 시간이 필요하기에 다소 시험시간이 길어지는 단점이 있었다.

시험체인 센서 포드의 구속은 전방 및 후방의 스테르드에 의해 유지되며 하중의 인가 시 해당 스테르드의 변형은 하중에 비례하여 선형적으로 증가된다. Figure 8의 수직 방향의 하중 인가에 따른 변위 측정 결과에서 스테르드 1의 변위가 상대적으로 해석과 실측의 오차가 높은 이유는 인가 하중의 영향보다는 스트레인지어의 계측에서의 노이즈 성분 유입으로 확인되었다. 동일하게 3 wire 방식이 적용되었으나 스테르드 1의 경우 Dummy 게이지를 추가 사용하는 과정에서의 오류가 있었던 것으로 보였다. 이 부분은 추후 스트레인 인디케이터(Indicator) 및 캘리브레이터(Calibrator)를 사용한 교정을 수행할 예정이다.

실제 제한하중의 100%의 정하중 시험에서 실제 인가된 하중은 시험하중과 비교적 유사하게 인가되었음을 Fig. 10을 통해 확인하였다. 다만 Case6의 복합 하중을 인가하는 과정에서 시험체 후방 측면의 하중 부가를 수행하는 실린더(Y4) 하나가 시험하중 대비 실제 인가하중이 다소 낮았음을 나타냈다. 이는 상대적으로 높은 전후 및 수직방향 하중 인가로 인해 시험체 끝

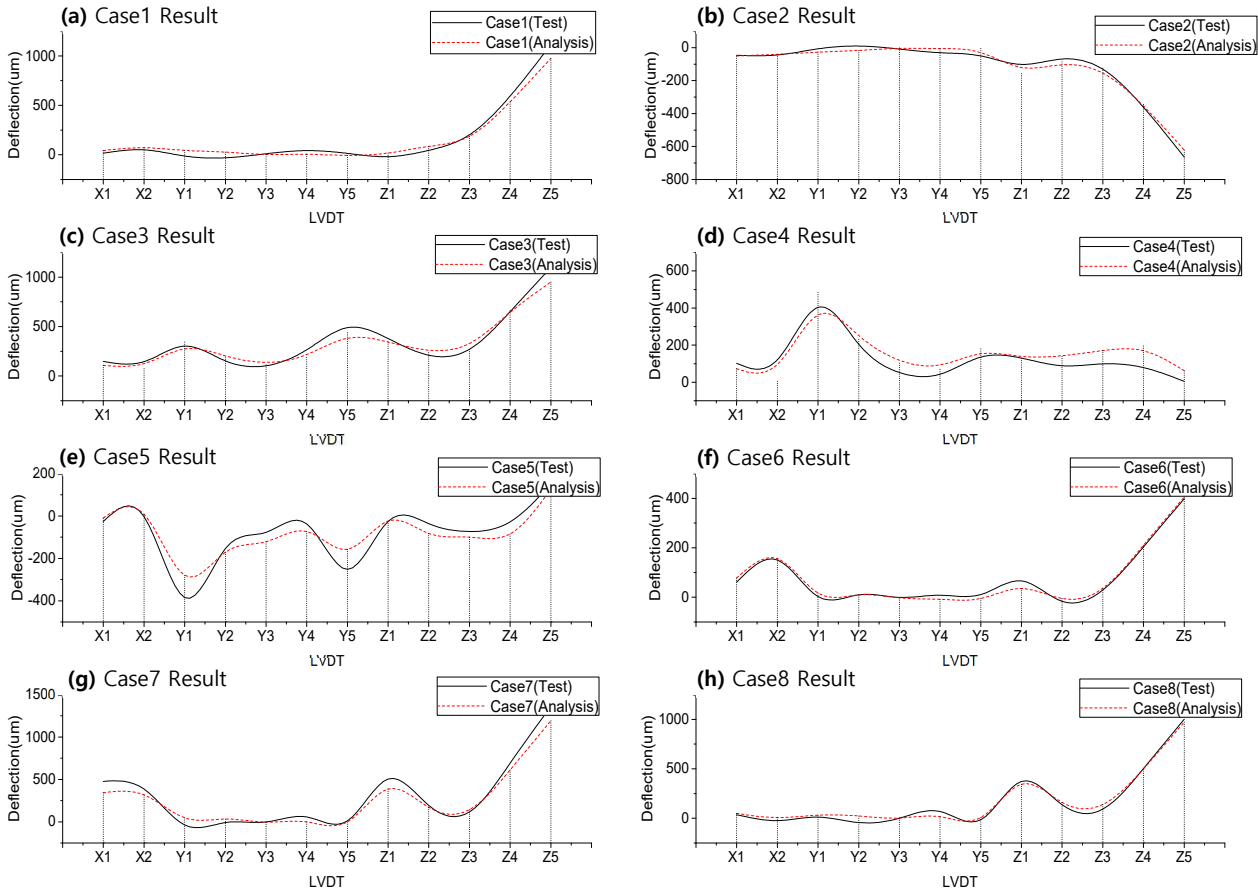


Fig. 11 Deflection Results by Load Conditions

부분의 변형이 다소 커지면서 하중이 일부 부가되지 못한 것으로 보였다.

각 Case별 센서 포드의 선형변형센서 측정값은 Fig. 11과 같이 해석결과 대비 다소 높게 나타났다. 이는 Fig. 10에서와 같이 보수적인 시험을 위해 시험하중을 5% 정도 전체적으로 높게 유지한 결과로 보인다. Figure 11의 각 Case별 해석과 시험의 결과 비교치를 보면 수평 및 수직 방향의 복합 하중이 인가된 Case3 ~ 5의 결과가 다소 높게 나타난다. 이는 센서 포드가 구속된 상태에서 수평 및 수직 방향의 복합 하중 인가 시 하중제어가 상대적으로 어려웠던 부분이 있었으며, 이로 인해 인가 하중의 오차가 상대적으로 높았기 때문으로 확인되었다. 특히 수평방향 및 수직방향 복합 하중 인가의 제어가 어려웠던 이유는 Fig. 2에서와 같이 스트랩에 하중을 인가하는 과정에서 마찰력 부족에 따른 스트랩의 미소 회전이 발생했던 것이 원인으로 파악되었다. 해당 부분은 추후 스트랩의 클램핑 구조 변경 및 접촉부의 재질 변경 등을 통한 보안을 할 예정이다.

## 4. 결 론

항공용의 센서 포드 구조 건전성 검증을 위해서는 정적 구조시험이 필히 수행되어야 하며, 이를 위한 시험장비 개발이 병행되어야 한다.

정적 구조시험장비 개발과 관련하여 시험 요구도 분석, 시험 구성 및 시험하중 산출, 시험장비의 주요 구성품 설계 및 부품 사양 등을 결정하였다. 그리고 시험장비 조립 및 기타 지원장비 설치 후 기능 점검 및 하중 인가시험을 다음과 같이 완료하였다.

첫째로 주요 구성품의 제작 및 조립은 설계치에 부합됨을 검사성적서 확인 및 측정을 통해 확인하였다. 조립 오차는 필요시 현장 교정을 통해 보완하였다.

두번째로 제어계측 센서들의 교정 후 측정치가 규격을 만족함을 확인하였다. 또한 하중 인가장치의 동작 및 제어계측, 데이터 획득 등은 정상적으로 이루어졌음을 확인하였다.

마지막으로 중량보상기능 점검 및 정하중 시험을 수행하여 해석과 시험 간의 시험체 변형값을 비교분석



하였다. 결과적으로 해석과 시험은 유사한 특성을 보임을 확인하였다. 이는 기본적으로 시험체의 고정 및 하중의 인가, 제어 계측 등이 모두 적절히 이루어졌음을 보여준다.

결과적으로 단계별 점검 및 확인 시험을 통해 정적 구조시험장비의 높은 안전성 및 시험 신뢰성을 확인하였고 상기 과정을 거쳐 정적 구조시험장비 개발을 완료하였다. 향후 극한 하중에 대한 정적 구조시험을 수행하고 상세한 계측 데이터 분석을 통해 센서 포드의 정적 구조 안전성을 검증하고자 한다.

## References

- [1] Federal Aviation Regulation Part 25, Airworthiness Standards, Transport Category Airplanes, FAA, 1968.
- [2] MIL-HDBK-1763 Aircraft/Store Compatibility: Systems engineering data requirements and test procedures.
- [3] MIL-STD-810G, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, Department of Defense Test Method Standard, 31 Oct. 2008.
- [4] J. Y. Shim and S. G. Lee, "KC-10 Full-scale Static Test System", *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 1, no. 1, pp. 7-18, 2012.
- [5] S. C. Kim and J. W. Shin, "Report of Fixture Design for Full-Scale Static Test", *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 1, no. 2, pp. 32-44, 2002.
- [6] J. W. Shin and S. C. Kim, "Full Scale Airframe Static Test of 4 Seater Canard Airplane", *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, vol. 9, no. 4, pp. 15-23, 2006.
- [7] J. Y. Shim and K. W. Jung, "KC-10 Full-scale Airframe Static Test", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 42, no. 1, pp. 67-75, 2014.
- [8] Y. G. Choi and K. H. Hoh, "Verification of Structural Integrity for Cylindrical Subsonic Vehicle", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 43, no. 9, pp. 773-780, 2015.
- [9] I. H. Choi and S. M. Ahn, "A Study on Calculation of Test Load of Full-Scale Airframe Structural Test of Composite Aircraft", *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 10, no. 2, pp. 146-153, 2011.
- [10] H. G. Kim and S. C. Kim, "Transformation of Flight Load to Test Load for the Static Load Test of External Fuel Tank for Aircraft", *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 15, no. 1, pp. 80-85, 2021.