

# 4인승 선미익기 전기체 정적하중시험

## Full-scale Airframe Static test for 4-Seater Canard Airplane

김성찬\*, 신정우, 김성준, 채동철(한국항공우주연구원)

### 1. 서 론

한국항공우주연구원은 반디호가 남극점 비행을 계기로 그 성능의 우수성을 인정받게 되어, 현재 수출을 목적으로 수출형 모델이 개발 착수됨에 따라 항공기의 구조적 강건성 확인을 위해 구조해석을 수행하였고 이를 뒷받침하는 전기체 정적하중시험이 계획되어 현재 일부의 국부시험을 제외한 전기체 시험이 완료되었다. 시험수행을 위해서는 시험하중 산출, 하중부가치구, 하중 제어 시스템 그리고 데이터 획득장비의 운용기술과 그를 이용하는 시험절차가 개발되어야 한다. 본 논문에서는 수행된 반디호 수출형모델의 전기체 정적하중시험에 대해 소개한다.

### 2. 본 론

#### 2.1 구조시험 목적과 요구조건

수출형모델은 FAR 23 일반급(Normal Category)을 적용하여 하중 및 구조해석을 수행하였다. 그러나 FAR 23.307에는 구조해석은 반드시 구조시험을 통해 검증이 되어야 함을 명시하고 있다.[1] 구조시험 결과와 구조해석 결과가 유사한 값을 갖도록 항공기 설계 시 사용된 구조해석 기법을 보완해야 한다. 검증된 구조해석 기법을 사용하여 하중해석을 통해 선정된 모든 주요 설계하중조건에 대한 구조해석을 수행해야 한다. 구조해석결과는 설계허용치를 만족해야 하며, 만족하지 못하는 부분은 구조보강을 수행해야 한다. 시험요구조건으로 FAR 23.305에는 강도와 변형에 대해 다음과 같이 언급되어 있다.

(a) 항공기 구조는 설계제한하중에서 유해한, 영구 변형(Detrimental, Permanent Deformation)이 없어야 한다.

(b) 설계제한하중과 설계극한하중 사이에 국부

적 파손 또는 구조적 불안정성이 있다 하더라도 설계극한하중에서는 적어도 3초간 파손(Failure)이 없어야 한다.[1]

#### 2.2 시험조건과 시험하중

하중해석을 통해 주요설계하중조건을 선정하게 되고, 구조해석을 통해 이중 설계제한하중 5개와 설계극한하중 11개의 구조시험 조건을 선정하였다.

선정된 시험조건에 대해 설계하중을 정확히 재현해야 하며, 실제 시험체에 부가하는 시험하중의 정확한 산출이 필수적인 요소가 된다. 이러한 시험하중의 해석에는 우선 다음의 사항들이 고려되어야 한다. 첫째, 각 시험조건에서 어느 부분의 어떤 하중 성분이 특히 중요한지를 파악하고, 해당되는 시험하중의 정확도를 높게 유지해야 한다. 둘째, 구조시험의 경우, 정해진 일정 내에 많은 조건들을 시험해야 하므로 시험의 정확성뿐만 아니라 효율적인 수행을 고려해야 한다. 즉, 시험조건이 바뀔 때 휘플트리(Whiffletree) 등 하중 부가 시스템의 설치 및 변경을 가급적 최소화할 수 있는 개념이 시험하중 해석 단계에 도입이 되어야 한다. 시험하중산출의 대략적인 과정은 그림 1과 같다.

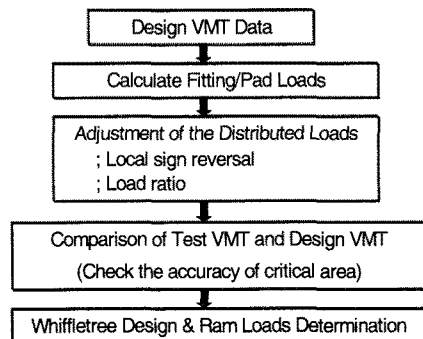


그림 1 Procedure of Test Loads Analysis

### 2.3 시험체(Test Article)

본 시험을 위한 정적 시험체는 반디호 수출형 모델의 개발과정 실험기인 3호기이며, 4호기인 비행시제기와 구조적인 관점에서 동일하게 제작되었다. 항공기의 전기/전자, 연료, ECS, 항법시스템, 유압/공압 시스템 등은 내부응력에 영향을 주지 못하므로 장착하지 않았고 전방 착륙장치, 주 착륙장치, 엔진, 조종면 고정장치는 모조 구조물(Dummy Structure)을 사용하여 하중부가를 실제 구성품과 유사하게 모사할 수 있도록 하였다

### 2.4 시험치구(Test Fixture)

시험체에 하중을 부가하기 위해 시험치구를 설계 제작하였다. 시험치구는 주 프레임, 하중부가시스템, 자세제어시스템, 중량보상시스템으로 구분할 수 있다.

#### 가. 주 프레임(Main Frame)

구조시험을 수행하는 동안 시험체에 하중을 부가하기 위하여 사용되는 유압작동기(Actuator)를 고정 및 지지하는 구조물로서 주로 H-형강을 사용한 트러스 구조물로 구성하여 설계하였다. 주익 및 중앙동체 부분은 주 기둥 8개, 종 방향 빔 4개, 횡 방향 빔 6개, 전후방 보조 받침대 8개로 구성하였고, 전방동체 및 커나드 부분은 주 기둥 4개, 종 방향 빔 2개, 횡방향 빔 2개, 전후방 보조 받침대 2개, 측면 보조 받침대 4개로 구성하였다. 간단한 계산을 통하여 주 프레임의 강도를 검증하였다.

#### 나. 하중부가시스템>Loading System)

하중부가시스템은 휘플트리, 롱링크(Long Link), 모조 구조물로 나눌 수 있다. 주익, 커나드, 수직미익의 휘플트리는 우든 스트랩(Wooden Strap), 패드, 픽업(Pick-up), 턴버클(Turn Buckle), 레버(Lever)로 구성되며 롱링크를 통해 유압작동기로 연결된다. 휘플트리 설계하중은 각 시험하중의 휘플트리 구성도에서 각 단별 전단력과 모멘트 최대값을 기준으로 설계하였다.

동체의 휘플트리는 우든 스트랩 대신 그림 7과 같이 동체 킬빔(Keel Beam)에 말안장 모양의 치구를 설치하였다. 엔진에는 모조 구조물을 설치하여 엔진의 관성하중을 구현하였다.

#### 다. 자세제어시스템(Restraint System)

자세제어시스템은 시험체가 하중을 받는 동안 강제이동이 되지 않도록 구속하는 역할을 하며, 이를 위해 6자유도가 구속되어야 한다. 구속지점들은 NLG(Nose Landing Gear), MLG (Main Landing

Gear) 2개, EMS(Engine Mount System)을 사용하였고, 그림 8과 같이 3개의 수직방향, 2개의 수평방향, 그리고 1개의 축방향 강제운동을 제한하였다. 구속지점에는 로드셀을 장착하여 시험하는 동안 반력을 감시하였다. 특히 3개의 수직반력은 그 값이 매우 커서 비상시 시험체에 손상을 가할 우려가 있으므로 유압작동기를 장착하여 감시뿐만 아니라 과하중 방지 장치로 사용하였다.

#### 라. 중량보상시스템

중량보상(Counter Balance)의 목적은 시험체와 모조구조물 그리고 하중 부가 시스템의 중량을 보상하는 것으로서 시험체에 무응력 상태(Zero Stress State)를 구현하는 것이다.

주익과 커나드에는 유압작동기에 초기하중(Tare Load)을 중량보상하중 만큼 가하여 시험체와 하중 부가시스템의 중량을 보상한다. 동체는 시험체 중량과 모든 하중부가시스템, 엔진(Engine) 모조 구조물 그리고 수평 자세제어 시스템을 번지(Bungee Cable)와 저울을 이용하여 중량을 보상하였다. 수직미익의 하중부가장치는 번지를 이용하여 수평을 이루도록 하였다. 착륙장치 모조 구조물은 별도의 중량보상 시스템을 사용하지 않고 자세제어 시스템이 중량을 지지한다.

### 2.5 시험장비

전기체 구조시험에 사용되는 장비는 하중제어 장비(LCS), 데이터획득장치(DAC), 과하중방지장치, 유압작동기등으로 구성된다.<sup>[2]</sup> 유압 작동기에는 하나의 로드셀과 서보밸브가 부착되어 시편에 시험하중이 작용되어 진다. 구조시험에 사용된 유압 작동기는 24개이며, 항공기의 평형 유지 및 반력을 감시하기 위하여 6개의 물리적 채널이 적용되었다. 24개 유압 작동기중 21개 유압 작동기는 시험체에 직접적인 시험하중을 적용하였으며, 3개의 유압 작동기는 항공기의 평형유지 및 시스템 정지 시 항공기 시편에 과하중을 방지하고자 수직자세제어시스템에 적용하였다. 시험중 항공기 부분의 강성 및 스트레인을 측정하기 위하여 변위센서는 최대 26채널이 사용되었으며, 스트레인 게이지는 최대 322채널을 적용하였다. 과하중방지장치는 미터링밸브(Metering Valve)와 하중제한밸브(Load Limit Valve)를 이용하는 방법 두가지 모두를 사용하였다

### 2.6 시험수행(Test Operation)

시험체에 모든 시험치구와 장비가 설치되어 시험 수행직전의 모습은 Fig. 2와 같다. 전기체 정적 시험은 2단계로 나누어 진행한다. 첫 단계는 비행



을 수행하였고, 극한하중시험 결과 최대 변형률은 스킨에서 약 6200  $\mu$ strain이며, 최대 변위는 478 mm이다.(Fig. 7, 8) 최대 변위는 주익 끝단에서 측정된 값이 아니며, 주익 끝단에서의 최대 변위는 약 500mm로 추정된다. Fig. 9는 주익의 변위에 대해 예측치와 실험치가 잘 일치하고 있음을 보여주고 있다. 또한 11가지 극한하중 시험조건에서 시험체에 파손이 일어나지 않음을 확인하였다.

### 3. 결론

본 논문은 반디호 수출형 모델의 전기체 정적 구조시험에 대해서 간략하게 기술하였다. 전기체 정적시험은 개발 항공기의 구조적 안전을 검증함에 있어서 반드시 수행되어야 하며, 인증에는 필수적인 요소이다. 전기체 정적시험은 설계 제한 하중 시험과 설계 극한하중 시험으로 나뉘며 본 논문에 나타난 바와 같이 선정된 구조시험조건에 대해 구조의 강건성을 확인하였다.

### 참고 문헌

- 1) Federal Aviation Regulation (FAR), Parts 23 - Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes, 2003
- 2) 신정우, 김성찬, 김성준, 채동철, 이상욱, 김태욱, 심재열, 2006, "4인승 선미의 경항공기 전기체 정적구조시험", 한국군사과학기술학회지, 제 9권 제4호, pp. 15-23

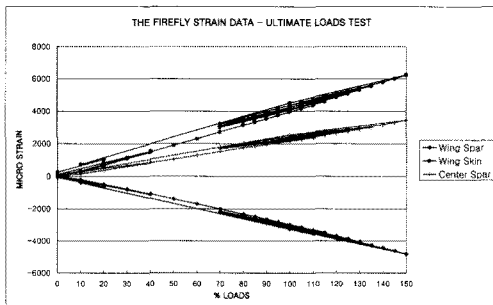


Fig. 7 Strain Data

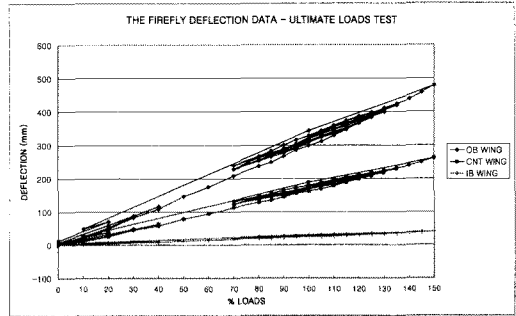


Fig. 8 Deflection Data

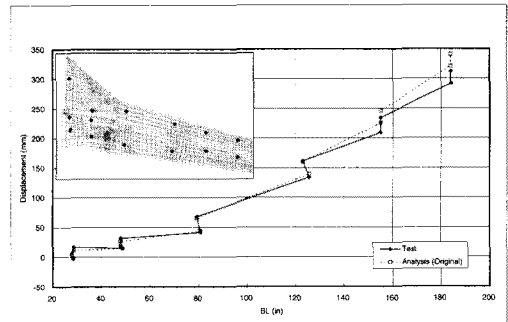


Fig. 9 주익 변위 비교 on U8 Case