

# 고등훈련기 전기체 정적시험을 위한 여압시험 Pressurization Test for Full-scale Static Test of T-50 Aircraft

심재열, 김태욱, 송재창, 황귀철, 황인희  
Jae-Yeul Shim, Tae-uk Kim, Jae-chang Song, Gui-Chul Hwang, In-Hee Hwang  
한국항공우주연구원

## ABSTRACT

Pressurization test is usually required in aircraft full-scale static test. There are several test conditions including pressurization of cockpit, fuselage fuel tank, air inlet duct for T-50 full-scale static test. In this paper, the test conditions, equipment, piping analysis for the pressurization test are introduced. Tank simulation test is performed to verify the validity of piping analysis and to find good tuning parameters for the pressurization channel in the servo controller. Several test setup for pressurization of T-50 test is introduced. Test article volume is filled by form, 60%~80% volume is reduced for the T-50 full-scale static test. Pressurization system is connected to servo controller which also controls hydraulic actuator. Load and pressure control is synchronized by using the same servo controller during T-50 test. Typical control result for pressurization test condition is shown. Pressurization tests of T-50 full-scale static test was completed successfully.

## 1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 T-50 항공기 개발의 일환으로 전기체 정적 구조시험을 수행하고 있다. 항공기 전기체 정적시험에서는 설계, 해석을 통하여 결정된 항공기의 모든 구조적 부분품들을 통합하여 조립한 후 항공기 구조의 강도 및 강성을 평가하는 시험으로 항공기의 감항 증명을 받기 위해서 필수적으로 실시되는 시험이다. T-50 항공기 전기체 정적구조시험에서는 크게 두 단계로 나누어 시험을 실시하고 있으며, 이들은 각각 설계제한하중(Design Limit Load)시험, 극한하중(Design Ultimate Load)시험이다. 설계제한하중시험은 개발항공기의 초도비행에 대한 항공기 운용을 고려한 시험조건들로 구성된 시험으로 2002년 3월에 종료되었다[1]. 현재는 극한하중 시험이 진행 중에 있으며, 이들 시험을 실시하기 위해 선정된 시험 조건들은 수십 가지이고 몇몇 시험조건에는 여압조건(Pressurization condition)이 포함되어 있다.

본 논문에서는 개발항공기의 시험요구조건에서 여압이 포함된 것에 대하여 소개하고 본 개발항공기의 전기체 구조시험을 수행하기 위해 구축된 전기체 구조시험설비에 대하여 소개한다. 특히, 여압시험과 관련된 장비와 공압 배관 설계기술에 대하여 소개한다. 개발된 해석기술과 구축된 설비로 수행된 여압시험이 포함된 시험조건에 대한 시험 결과에 대하여 간략하게 소개한다.

## 2. 여압시험 요구조건

전투기급에 대한 전기체 정적구조시험에서는 일반적으로 수십 가지의 시험조건들이 요구되어진다. 이들 시험조건들 중에는 시험체의 특정부위에 압력을 가하는 여압조건이 포함된다. 고등훈련기에서 여압의 대상 시험부위는 조종실(Cockpit), 연료탱크, 공기 흡입(Air Inlet)덕트 등이 있고 조종실의 밀폐를 위한 캐노피실(seal)이 있다.

항공기가 특정 고도를 이동하면서 운용할 때 규정에 따라 조종실 내부의 압력을 유지하여야 한다. 따라서 이와 같이 조종실에서 유지해야 되는 압력크기로 인해 항공기가압력이 낮은 고도를 운용할 경우 발생하는 조종실 내외부 압력차이에 대해 조종실 주위 구조물이 잘 견디는 지를 평가하여야 한다. 연료탱크에 가하는 압력은 항공기의 기동 시 연료가 연료탱크내부에서 유발되는 관성력을 묘사하기 위한 것이다. 공기 흡입구의 압력시험은 공기 흡입구에서 항공기 실속 시 유발되는 압력을 묘사하기 위한 것이다.

위에서 설명한 여압시험조건은 극한하중시험 중 총 5회가 요구되었고 시험 조건들은 표1에서 보는 바와 같이 조종실 여압, 동체연료탱크 여압, 공기흡입구 여압 등과 기동하중이 동시에 작용되는 시험들이다. 하중계수(Load factor)의 N/P는 각각 음/양을 의미하고 뒤의 숫자는 하중계수와 관련된다.

Type-2,3시험조건은 조종실에만 여압을 하는 조건으로 각각 하중계수가 +1.0과 +8.0인 기동하중이 동시에 작용되는 시험이다. Type-1, 4는 조종실과 동체연료탱

크에 여압조건이 동시에 포함되고 하중계수가 각각 3.9와 +8.0의 기동하중이 동시에 가해지는 시험이다. Type-5는 조종실과 공기 흡입덕트에 여압작용이 되고 하중계수+1.0의 기동하중이 동시에 작용되는 시험이다. 위의 시험조건들 중에서 조종실에 여압이 작용되는 경우는 캐노피 실(Canopy Seal)에 우선 25.0psi를 선행적으로 가해야 한다.

표 2 Test conditions including pressurization

Test Condition	Load fact & Pressure inform.(ultimate)
Type-1	- Load factor : N** - Pressurization(psi) : 8.55CP/16.0FFT
Type-2	- Load factor : P** - Pressurization(psi) : 8.55CP
Type-3	- Load factor : P** - Pressurization(psi) : 8.55 CP
Type-4	- Load factor : P** - Pressurization(psi) : 8.55CP/25.5FFT
Type-5	- Load factor : P** - Pressurization(psi) : 10.38CP/60.98ISP

CP/FFTP/ISP : Cockpit/Fuse. Fuel Tank/Inlet Stall Pressure

3. 여압시험장비

여압시험장비는 시험체의 공기압을 제어하기 위해 공기의 흐름을 조절하는 장치로 그림 1에서 보는 바와 같이 서보제어장치(Aero90 controller 또는 DSSC)와 연결되어 압력 트랜스듀서-신호처리기(conditioner)-밸브 운전기(valve driver)-공압 조절밸브(proportional valve)로 연결된 폐회로를 구성하여 압력작용을 제어하게 된다. 공기 흐름조절장치는 MTS사의 제품(SPTC모델)을 사용하였으며, 이는 시험체에 공기량의 공급과 배출을 조절하는 장치로 유압작동기의 서어보 밸브와 유사한 역할을 하는 장치이다. 유압작동기 하중작용과 여압작용의 제어는 DSSC를 공통으로 사용함으로써 동기성이 유지될 수 있도록 하였다. 본 시험에 사용된 SPTC는 동체연료탱크, 조종실, 공기흡입구 용의 3대가 사용되었다. 시험체가 장비의 오작동으로 인해 받을 수 있는 과압력을 방지하기 위해 안전밸브를 각 시험부에 대하여 2개씩 장착 하였고 최대시험압력보다 10%고압에서 자동개방이 되도록 미리 조절하여 설치하였다.

4. 여압시험을 위한 배관선정

여압시험을 위해 그림1에서 보는 바와 같이 SPTC-시험부간의 배관을 설치해야 되고 이 배관 직경이 적절하게 선정되어야 한다. 배관의 직경이 너무 작으면 충분한 공압공급장치를 보유함에도 불구하고 원하는 압력이 도달되지 않게 된다. 따라서 전기체구조시험을 위한 여압배관선정법의 정립이 필요하였고 이 방법의 타당성을 검토하기 위해 시뮬레이션 시험을 실시하였다. 따라서

본 절에서는 여압배관선정법과 시뮬레이션 시험 그리고 표1에서 언급한 시험들을 위해 선정한 각 시험부위의 배관정보들을 정리하였다.

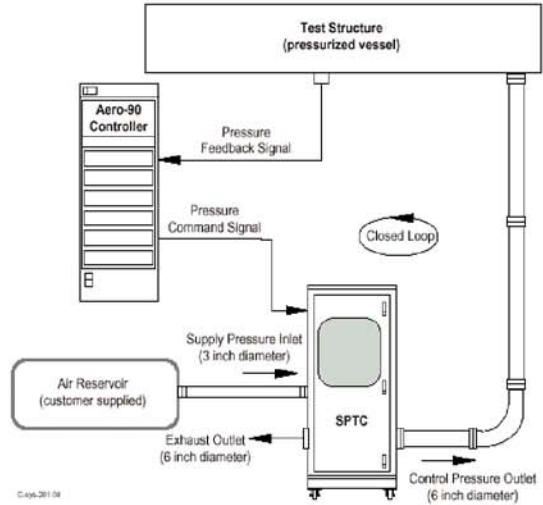


그림1 Schematic drawing of pressurization test

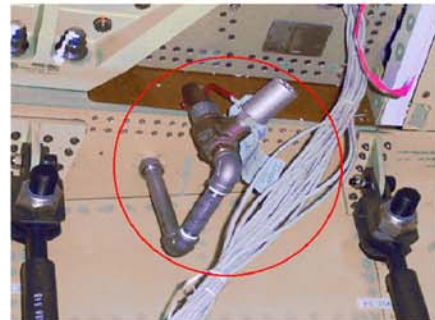


그림 2 Safety valve for fuselage fuel tank

가. 여압배관선정법

압력탱크와 시험부간의 공기압 전달을 위해 필요한 배관을 선정하기 위한 해석법이 3가지(이론식, 그래프 이용법, 실용식 이용법)가 있으며[2-5] 이들 중 실용식 이용법이 가장 적절하였고 본 절에서 이 방법에 대하여 간단히 기술한다.

실용식 이용법에서는 배관내경, 길이, 마찰계수 등을 고려한 유효단면적과 시간, 유량, 압력 등의 관계가 수식화되어 있어 유용하게 활용할 수 있다. 시험에 필요한 최소 배관내경을 구하기 위해서는 초크유동에서의 내경을 선정하여야 한다. 실용식을 유도하는 과정에서 공기의 밀도가 작으므로 에너지 평형식에서 위치에너지항이 무시하였고, 10kg/cm<sup>2</sup>보다 적은 저압인 경우로 비압축성 유체로 가정한다. 그리고 공기는 정상류만을 고려하였으며, 단열변화만을 가정하였다[2-4]. 위와 같은 가정을 통해 아음속영역에서의 유량 환산식 (P<sub>H</sub><1.893P<sub>L</sub>)

은 식(1)과 같다.

$$Q = 0.37S \sqrt{(P_L + 1.033)(P_H - P_L)} \sqrt{\frac{T_0}{T}} \quad (l/s) \quad (1)$$

(P<sub>H</sub>: 유입측의 압력 (kgf/cm<sup>2</sup>G), P<sub>L</sub>: 유출측의 압력 (kgf/cm<sup>2</sup>G), S : 유효 단면적(mm<sup>2</sup>), T<sub>0</sub>:273K, T: 18℃ (273+18=291K) )

$$S(\text{유효단면적}) = \frac{A}{0.968 \times \sqrt{\lambda \times \frac{L}{D}}} \quad (\text{mm}^2) \quad (2)$$

(A : 배관의 단면적(mm<sup>2</sup>), λ : 마찰계수, D: 배관내경 (mm), L: 배관길이(mm))

위식에서 사용되는 유효단면적 S는 배관의 재질, 길이 등에 영향을 받는다. 본 고등훈련기 전기체 구조시험에 사용된 배관의 재질은 수지와 고무배관이며 해당 마찰계수는 각각 0.015와 0.02이다.

나. 시뮬레이션 시험

시험요구 시 제공받은 예상 공기 누출률과 시험압력 조건으로부터 식(1)과 식(2)를 사용하여 배관의 유효 단면적을 계산하여 배관종류와 배관길이를 결정한 다음 단면적을 계산할 수 있다. 윗 식의 타당성을 살펴보기 위해 압력탱크를 사용하여 그림3와 같이 모의시험을 실시하였다. 그림3의 압력탱크 시험에서 서어보제어장치(DSSC)를 사용하여 압력탱크내부의 압력을 제어하게 되며, 시험을 통하여 SPTC의 방출압력(P<sub>sup</sub>)과 압력탱크 내부압력(P<sub>fdk</sub>)을 측정하게 된다. 압력탱크에 부착된 밸브(valve)를 모두 개방한 상태에서 위에서 언급한 두개의 압력을 측정 기록한다. 이 상태에서 압력탱크로 들어오는 유량과 탱크를 통해서 밸브로 방출되는 유량이 동일하게 되므로 두가지의 유량을 계산할 수 있게 된다. 하나는 SPTC-배관-압력탱크로 흐르는 유량으로 식(1)과 식(2)를 통하여 계산이 되며, 이 값을 표2의 method-1란에 정리하였다. 또 다른 유량계산은 탱크압력-대기압-밸브를 통한 유량을 식(1)로 계산된 값으로 표2의 method-2로 정리되었고 이들 두 값이 비교적 잘 일치함을 알 수 있다.

다. 전기체 구조시험을 위한 배관

고등훈련기 전기체 구조시험용 배관선정을 위해 품으로 인한 부피 감소, 예상 누출율을 적용하여 계산된 SPTC-시험부위간 배관의 내경과 이 값을 바탕으로 실제 시험에 적용한 배관을 표2에 정리하였다. Cockpit은 시험을 통하여 예상방출율을 훨씬 초과함을 보였고 따라서 보조의 배관을 표3과 같이 더 연결하여 시험을 하게 되었다. 동체 연료탱크에 대한 배관 설치도를 대표적으로 그림3에서 보였다.

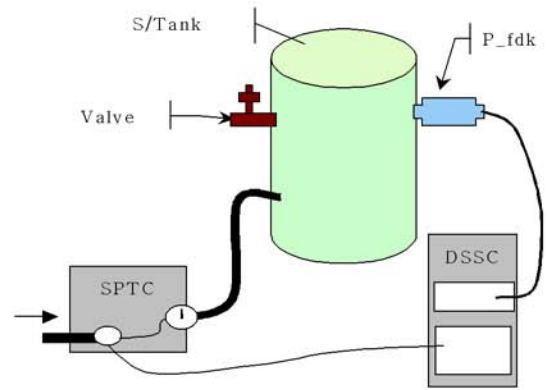


그림 3 Schematic simulation test

표 3 Leakage rate from simulation test

Pressure (PSI)		Leakage rate (m <sup>3</sup> /sec)	
P <sub>sup</sub>	P <sub>fdk</sub>	Method-1	Method-2
2.5	1.91	0.055	0.065
4.9	3.91	0.078	0.09
7	6.00	0.097	0.095
9	8.01	0.112	0.099
11.4	10.00	0.125	0.123

표 4 Selection of pipe dia. based on analysis result

Test region	Analysis dia. (mm)	Dia. for installation	
		내경(mm)	길이(m)
Fuel Tank	26.1	31.8	10
Cockpit	29.2	22.9/31.8/31.8	6/3/6
Air Inlet	23.2	31.8	3

5. 전기체 구조시험 여압시험 설치

고등훈련기 전기체 정적시험에서 고려되는 압력부위는 안전상 품을 채워 넣어 시험부피를 줄인 후 시험을 실시하였다. 본 시험에 사용한 품의 압축강도는 2가지로 비교적 낮은 압력조건인 조종실, 동체연료탱크에는 1.6kg/cm<sup>2</sup>와 압력조건이 높은 압력조건인 공기흡입덕트에는 2.5kg/cm<sup>2</sup>인 스티로(Styrene) 품을 사용하였다. 강도의 유지는 압력작용 후 발생하는 수축으로 인한 부피의 축소를 고려한 것이다. 조종실, 동체연료탱크, 공기흡입덕트 시험부피는 각각 70%, 67%, 74%만큼 감소시킨 후 시험을 실시하였다. 캐노피 씰(Seal)부는 부피감소 없이 시험을 실시하였다. 조종실에 채워진 품을 그림4에서 보였다. 공기흡입덕트에 작용되는 압력은 상당히 크므로 공기흡입구와 엔진입구에서 덕트의 내부압력이 유지될 수 있도록 하기 위한 덩개 및 지지물이 필요하다. 후방의 엔진입구 덩개는 더미엔진과 연결되어 더미엔진의 하중을 지지하는 구조물(load beam)과 연결되어 있다. 전방의 덩개는 압력에 대한 반력을 지지할 수 있도록 그림 5와 같이 외부 치구를 설치하였다. 전

후방의 덮개는 압력이 새는 것을 방지하게 하기 위해 그림6과 같이 밀폐를 하였다.



그림 4 Cockpit filled by form



그림 5 Hose for fuselage fuel tank

6. 시험결과

전기체 극한하중 시험에서 요구하는 여압시험을 위해 구축한 여압시험장비와 본 시험을 위해 개발된 배관선정법에 기초한 배관을 설치하여 시험을 수행한 결과 시험체의 당초 예상 밀폐율(leak rate)이 유지 되지 못하는 상태여서 초반에는 원하는 압력을 작용하는 데 어려움이 있었다. 예를 들어 조종실의 캐노피와 윈드실드부의 닫힌 상태의 공차를 통한 공기 과다방출, 그리고 공기흡입구의 뚜껑과 덕트스킨간의 공간을 통한 과다방출 등이 있었다. 과다방출에 대한 적절한 밀봉기술을 적용하여 과다방출을 개선시킨 후 시험을 수행하여 원하는 압력들을 큰 오차 없이 150%DLL까지 수행할 수 있었다. 표1의 Type-5 시험조건들에 대한 압력작용 결과를 그림 8에서 볼 수 있고 측정값(FDK)이 명령값(CMD)과 잘 일치함을 보여준다.

7. 결론

고등훈련기 전기체 정적시험에서 요구하는 여압시험을 수행하기 위해 장비(SPTC들)를 구축하였고 장비와 시험부위간 연결배관의 특성을 결정하기 위한 배관선정법을 개발하였고 시물레이션 탱크 시험을 통하여 본 개발법이 타당함을 보였다. 여압시험설치는 장비와 배관으로 구성되었고 각 시험부위에 안전벨트를 장착하여

과압력작용에 대비하였다. 공기흡입덕트의 전방부 덮개를 설치하여 내부압력을 유지할 수 있도록 하였고 이 덮개는 압력지지구조물에 연결하여 하중을 지지할 수 있도록 하여 시험을 수행하였다. 시험체에는 시험부피를 감소시키기 위해 스티로폼을 약 60~80%씩을 줄여 시험을 실시하였다.

고등훈련기 전기체 정적구조시험에서 여압이 동반도니 5가지의 시험조건이 이상과 같이 준비하여 수행한 결과 모두 성공적으로 종료할 수 있었다.

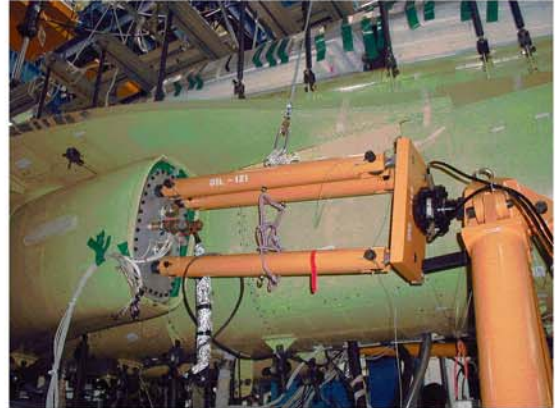


그림 6 Fixture for reacting air inlet duct pressure

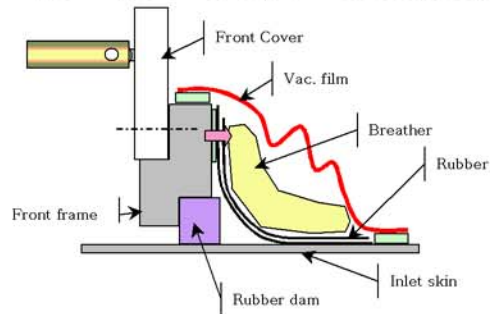


그림 7 Sealing for air inlet duct cover

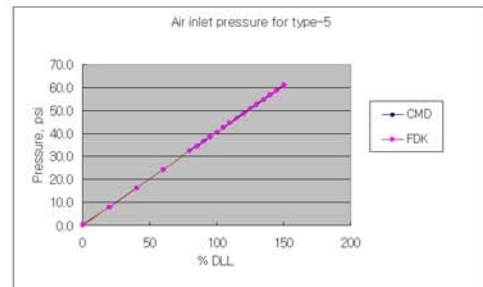


그림 8 Control of air inlet duct pressure

참고문헌

- [1] 고등 훈련기급 항공기 전기체 정적 시험, 심재열 외, 한국항공우주학회지 추계학술발표회, P385~389, 2002.
- [2] 유공압 제어공학, 오병욱 외, P139~185.
- [3] 하이드로-뉴메틱, 서진작, P74~103.
- [4] 공압기술 Test Book, Festo, P32~35.
- [5] 유체역학, 유상신 저, 회중당출판사, P747~815.