전기체 정적시험 치구설계 기술보고서

김성찬*, 신정우**, 심재열***, 황인희****

Report of Fixture Design for Full-Scale Static Test

Sung-Chan Kim*, Jeong-Woo Shin**, Jae-Yeul Shim***, In-Hee Hwang****

Abstract

This paper contains the information that describes the test fixture design and technology for full-scale airframe static test. Obtained technologies consist of determination of design load for test fixture, design technique for loading system, counterbalance system, positioning system of test article, test equipment and overload protection method. Full-scale airframe static test of advanced jet trainer was implemented using test fixture which are applied these technique.

초 록

전기체 정적시험 시험을 수행하기 위해 개발된 기술과 시험치구 설계에 대하여 설명하였다. 개발된 기술은 치구설계에 설계기준으로 사용하는 설계기준하중 산출기술, 하중부가장치 설계기술, 중량보상장치 설계기술, 시험체 자세제어장치 설계기술, 시험장비 구성설계 및 과하중방지 기술이다. 이와 같이 개발된 시험기술을 적용하여 설계된 시험치구를 이용하여 고등훈련기 전기체 정적 시험인 설계제한하중 시험이 성공적으로 수행되었다.

키워드 : 비행체 구조시험(airframe structural test), 정적 하중시험(static test)

1. 서 론

전기체 구조시험은 항공기 개발단계에서 실물 비행기에 설계된 하중을 가하여 견딜 수 있는지를 확인하여 구조물의 구조적 안전성을 입증하는 시험으로 크게 전기체 정적시험과 전기체 피로시험으로 나뉘며 이 시험들은 항공기의 형식증명 취득에 필수적인 사항이다.[1] 국내 항공기의 실제 항공기에 대한 기체 시험은 시도[2~4]된 바 있으나 전기체(ful-scale Airframe) 구조시험에 대한 경험은 매우 미흡한 실정이다. 한국항공우주연구원에서는 쌍발복합재 항공기 주날개, 동체 정적시험, 쌍발복합재 항공기 전기체 피로시험, 중형항공기 전기체 구조시험 기술개발, 중형로켓 구조시험 등을 수행하며 한편으로는 전기체 구조시험장비 구축을 다년간에 걸쳐 구축하고 있다[5~8]. 구축된 전기체 정적시험 기술과 설비를 활용하여 현재 국내에서 개발이 추진되고 있는 고등훈련기에 대해 전기체 정적시험을 수행하게 되었다. 고등훈련기의 전기체 정적시험은 설계제한하중 시험 수행후 극한하중 시험, 국부 시험 등으로 진행될 예정이고 현재 극한 하중 시험 수행중이다. 논문에서는

* 기체구조연구그룹/ sckim@kari.re.kr
** 기체구조연구그룹/ jeongdal@kari.re.kr
*** 기체구조연구그룹/ jyshim@kari.re.kr
**** 기체구조연구그룹/ ihhwang@kari.re.kr

수행완료된 설계제한하중 시험을 기준으로 설계된 치구에 대하여 설계의 기준이 되는 시험요구조건, 시험체 개요, 설계기준하중 생성과정, 하중부가장치, 중량보상 시스템, 자세제어시스템을 포함하는 시험장치의 설계에 대해 설명하였고 유압작동기 선정시 고려사항과 전기체 정적시험에 사용되는 시험장비 시스템의 구성과 과하중방지 장치들에 대하여 소개하였다.

2. 본 론

2.1 시험장치요구조건

개발 시제기의 구조 건전성을 보이고 해석방법의 정확성을 확인하기 위해 시험을 2단계로 나누어 진행키로 하였다. 첫 단계는 비행 시제기의 초도 비행전에 확인하여야 할 시험조건들에 대한 설계제한하중 시험과 동체 연료탱크의 내압시험을 수행하고 두 번째 단계로 30여가지의 극한하중 시험, 국부시험이 결정되었다.

설계제한 하중시험에 적용할 시험형상은 그림1과 같다.

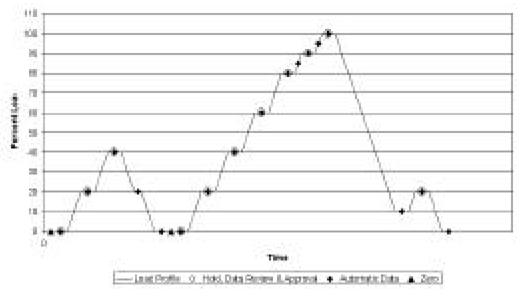

그림 1. 100%DLL 시험 형상(Profile)

2.2 시험체 준비사항

본 시험을 위한 정적 시험체는 비행시제기와 동일하게 제작되었으나 항공기의 전기/전자, 연료, ECS,항법시스템, 유압/공압 시스템 등은 내부응력에 영향을 주지 못하므로 장착하지 않았고 레이돔, 전방기어, 주기어, 엔진, 파일런, 런처 외 조정면 각도제어 유압작동기는 더미구조물을 사용하여 하중부가를 실제 구성품과 유사하게 모사될 수 있도록 하였다. 조종석과 동체 연료탱크에는 가압시간 단축 및 시험체의 보호를 이해 압축 공기량을 감소시키기로 결정하였으며 이를 위해 스치로폼을 일정규격의 크기로 제작하여 조종석, 전방연료탱크, 중앙동체 연료탱크에 충진재로 채워 넣어 항공기의 필요 가압체적을 30%정도로 감소시켰다. 향후 엔진흡입구에는 별도의 충진재를 이용하여 20%정도로 감소시킬 예정이다.

2.3 시험장치 설계기준 하중 산출

시험하중 산출을 위한 절차서는 그림2와 같으며 첫번째 단계는 설계하중 확보 및 분석으로 시작된다. 두번째 단계는 시험체에 하중을 작용할 수 있는 시험체의 하중지점들이 정의되어야 한다. 시험체의 하중지점에는 일반적으로 피팅(Fitting)과 스트랩(Strap) 그리고 패드(Pad) 등이 부착되어 사용된다.

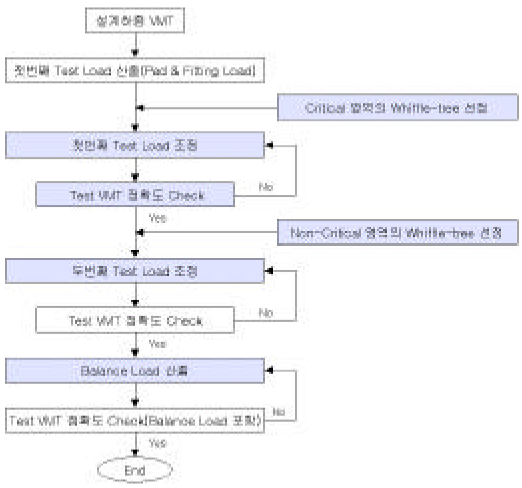

그림 2. 설계기준하중 산출 절차

본 시험에서 피팅과 스트랩은 큰 하중이 작용될 수 있는 동체의 구조물과 연결될 수 있도록 시험체 조립전에 미리 정의하여 동체가 조립될 때, 볼

트류 등의 하드웨어를 사용하여 부착시켰고 날개와 수직 꼬리날개 등에는 접착재를 사용하여 패드를 부착하였다. 설계하중 VMT는 이론적인 값으로 위에서 설명된 하중지점들을 고려하지 않고 산출되므로 설계하중 VMT로부터 이들 하중지점들에 작용할 외부하중인 시험하중을 산출하여야 한다. 세번째 단계는 시험진행의 효율성을 고려한 일차(Primary) 휘플트리의 정의와 시험의 정확도 검토이다. 이 단계에서는 고려되는 수십 가지의 시험조건들을 위해 영역별 휘플트리를 각각 설계/ 제작하여 시험조건이 변경될 때마다 새로 설치하는 것은 정확도 면에서는 바람직하지만 시험진행 시간을 대단히 많이 요구하게 된다. 모든 시험조건에는 시험체 각각의 중요 영역이 정의되어 있으므로 이들의 중요영역에서 시험하중의 높은 정확도를 유지하도록 각각의 휘플트리를 설계/ 제작하여 해당 시험조건과 영역에서 사용하도록 한다. 반면, 그 외의 영역에서는 요구하는 정확도를 다소 완화시켜 기존의 일차 휘플트리들 중에서 요구되는 정확도를 만족시키는 휘플트리를 선택하여 사용하게 함으로서 휘플트리의 수량도 줄이고 시험조건에 따른 휘플트리의 설치변경 횟수도 줄일 수 있도록 한다. 이단계에서는 설계하중에서 산출된 초기 시험하중들은 약간씩 조정이 되고 이들로 인한 시험하중VMT가 설계하중 VMT와 비교하여 원하는 오차범위에 들어가는 지를 계속적으로 점검하여야 한다.

마지막 단계로 날개, 동체 등이 각각 독립적으로 평가가 되고 하중이 다소 조정이 되므로 날개와 동체가 합쳐진 시험체 전체에 대한 균형유지가 되지 않게 된다. 따라서 시험하중에서는 임의의 하중을 추가로 부가하여 시험체 전체에 대한 균형을 유지하도록 한다. 다음 절 에서는 시험하중산출과정에 대하여 자세히 설명한다.

2.3.1 초기 피팅/패드 하중 산출

시험하중 해석을 위해서는 각 시험조건별로 설계하중에 의한 VMT 자료가 제공되고 분석되어야 한다. 해석의 첫 번째 단계로서 설계하중 VMT로부터 힘과 모멘트의 평형식을 이용하여 피팅 및 패드에 하중을 분산시키는 과정을 수행한다. 이러한 하중 분산에 의해서 산출되는 VMT 자료는 주어진 모든 하중지점들에서 설계하중의 VMT를 정확하게 구현할 수 있는 하중이 된다. 다음으로 계산에 의해 결정된 피팅 및 패드 하중으로부터 시험하중인 전단력과 굽힘모멘트를 계산하는 과정을 그림 3과 식(1)에서 보였다.

여기서,

V_i , M_i : i 지점에서의 전단력과 모멘트

F_i : i 지점에서의 작용 하중

X_i : i 지점에서의 좌표값(FS 또는 BL)

$$V_{i+1} = V_i + F_{i+1},$$

$$M_{i+1} = M_i + (X_{i+1} - X_i) \times V_i \quad (1)$$

이렇게 계산된 시험하중 MVT는 설계하중 VMT와 해당 패드나 피팅에서는 일치하게 된다.

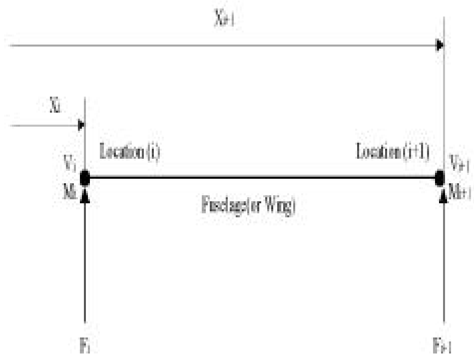

그림 3. 패드/피팅 하중과 VMT관계

2.3.2 초기(Initial) 휘플트리 선정

전기체 정적시험에서 수행해야 할 시험 조건의 수는 보통 수십 가지에 이른다. 이들 각 시험조건에 대해 높은 응력이 예상되는 관심영역과 하중성분(수직/ 횡방향 전단, 수직/ 횡방향 굽힘 모멘트, 비틀림 모멘트)에 대한 분석을 수행하여 모든 관심영역을 표1에서와 같이 나열한 후 각 시험조건에 대한 정의된 관심 영역별 하중성분들을 비교하여 가장 큰 하중성분들을 선정하여 표1와 같이 표

시한다. 한 영역(예로 표1의 Ra)에 대하여 처음 시험조건 A에 대한 휘플트리를 설계한 후 동일 영역에서 중요 하중성분이 있는 다른 시험조건들에 대해 하중성분의 오차가 2% 이내에 들어오는 경우는 시험조건 A에 대해 설계한 휘플트리를 그대로 사용하고 오차가 2%를 벗어나는 경우는 새로운 휘플트리를 설계하게 된다. 이와 같이 기준으로 모든 관심영역에 대하여 가장 중요한 휘플트리를 설계하고 이들을 초기(Initial) 휘플트리라 정의하고 표1과 같이 흐리게 표시하고 일차로 설계하게 된다.

표 1. 휘플트리 설계 계획표

관심영역 / 시험조건	Ra	Rb	Rc	Rd
A		B	C	C
B	A		C	C
C	D	B		
D		B		C

2.3.3 분포하중 조정

초기 휘플트리를 설계하는 동안 하중전달 지점에 대한 시험하중을 그대로 유지하지 못하는 경우는 첫째 너무 크거나 작은 하중비, 둘째 하중지점의 반대부호, 세 번째 하중지점의 과도한 하중요구 등이다. 지나치게 크거나 작은 하중비는 레버의 하중지점 P가 너무 한쪽에 치우치는 경우로 휘플트리의 자중에 대한 영향으로 하중전달 지점에 작용되는 하중의 오차가 많이 유발 될 수 있다. 따라서 하중비가 적당하도록 옆의 하중전달지점으로 설계하중으로부터 계산된 외부하중을 다소 수정하여 재분배를 한다. 하중지점의 반대부호에 대해서는 (-)방향의 힘을 (+)방향의 적절한 힘으로 두고 옆의 지점 하중을 조정하게 된다. 마지막으로 한 지점의 하중이 패드나 피팅이 견딜 수 없을 정도의 큰 힘이 작용되는 경우에도 이들의 하중을 옆의 지점으로 하중을 분산시킨다. 이들 하중 조정은 하중전달지점에서의 시험하중 VMT의 오차가 2%이내를 유지하도록 하였다.

2.3.4 시험순서의 결정영향성 검토

시험을 효과적으로 진행하기 위해 휘플트리 설계의 최소화 및 교체시기의 최소화를 이루기 위해 시험조건들을 분류한다. 모든 시험조건에 대한 시험하중분포와 하중작용점들을 비교 분석하여 유사한 하중분포와 하중작용점이 많이 모여 있도록 시험조건을 분류한다. 이와 같이 하여 각 시험조건에 대하여 비관심 영역에서 유사한 하중분포를 갖는 본 시험조건에서 선정되지 않은 일차 휘플트리들을 선정하여 둔다. 이렇게 함으로써 휘플트리를 공유하고 시험조건변경에 따른 휘플트리 교체횟수를 줄일 수 있어 시험진행의 효율성을 높일 수 있다. 한 예를 도식적으로 표2에서 나타내었다.

표 2. 다른 두가지 시험조건에 대한 휘플트리 공유

영역 / 시험조건	R1	R2	R3	R4	R5	R6
Fuselage A	W1 A	W2 B	W3 A	W4 A	W5 B	W6 B
Wing A	W1 B	W2 B	W3 A	W4 A	W5 B	W6 B

2.3.5 시험하중 재조정

앞 절에서 다른 시험조건의 휘플트리를 사용하기로 결정된 영역들에 대해서는 이에 따른 시험하중의 조정이 다시 필요하게 된다. 비록 동일한 휘플트리를 사용하기로 하였지만, 하중의 분포와 최종 하중 작용점은 차이가 날 수 밖에 없으므로, 설계하중 VMT의 정확한 구현을 위해서는 하중의 조정이 필요하게 된다. 앞서 언급하였듯이 하중이 크고, 그 시험조건에서 관심의 영역이 되는 주요 부분에 대해서는 독립적인 휘플트리 시스템을 사용하므로 전체적인 시험의 정확도에는 영향을 미치지 않는다. 관심영역 이외의 각 휘플트리 최종 작용하중을 반복 조정하여, 설계하중의 VMT 분포를 정확히 구현할 수 있는 시험하중을 산출하게 된다.

2.3.6 전기체 평형 하중 계산

2.3.5까지의 과정을 거치면 설계하중에 의한 VMT 분포를 정확히 구현할 수 있는 시험하중을 얻을 수 있다. 여기까지의 하중 계산은 동체와 날개에서 독립적으로 이루어졌고, 전기체의 밸런스는 고려되지 않았다. 즉, 동체와 날개에서 시험 하중을 부가하였을 때 전기체는 힘과 모멘트의 합은 0이 되어야 하는데 2.3.5까지의 시험하중은 이를 정확하게는 만족시키지 못하게 된다. 따라서 전기체의 평형을 위해 부가적인 하중을 기체의 다른 부분에서 가하게 되는데, 이를 밸런스 하중이라고 한다. 또한 이러한 밸런스 하중이 계산되면 이를 다시 시험하중에 의한 VMT에 반영하여 그 영향을 조사하고, 시험의 정확도를 유지하도록 하는 과정을 거치게 된다.

2.4 시험치구(Test Fixture) 설계

전기체 시험을 위해 고려되는 모든 하드웨어들을 시험치구로 정의한다. 이 시스템은 여러 가지로 구분되고 대표적인 장치가 하중부가 장치, 중량보상장치, 시험체 자세제어장치이다.

2.4.1 하중부가 장치 설계

본 장치는 유압작동기로부터 시험체의 하중전달 지점인 피팅 또는 패드에 작용하는 하중전달 시스템으로 휘플트리 시스템을 많이 사용한다. 2.3절에서 설명한 바와 같이 구분된 영역이 결정되면, 이 영역에 존재하는 하중작용지점인 피팅또는 패드의 작용할 산출된 시험하중으로부터 옆에 위치한 두 개의 지점들을 서로 연결하는 1단의 베럴과 레버를 그림 4와 같이 구성한다. 이 레버의 하중지점은 두 페팅또는 패드의 하중비에 의해 결정되고 하중크기는 두지점의 합이 된다. 1단 레버들의 하중지점이 결정되고 나면, 옆에 위치한 1단의 레버들과 다시 연결되는 2단을 구성, 계속하여 3, 4단 등으로 단계를 높여가며 반복하여 마지막 단의 지점에 유압작동기를 연결하도록 하는 하나의 휘플트리를 구성한다. 이 휘플트리에 연결되는 유압작동기의 하중 크기는 해당 휘플트리에 포함된 피팅또는 패드들의 시험하중 합으로 결정된다. 그림 5에서 실제 설계완료된 동체부분 하중 부가장치의 구성을 나타내고 있다.

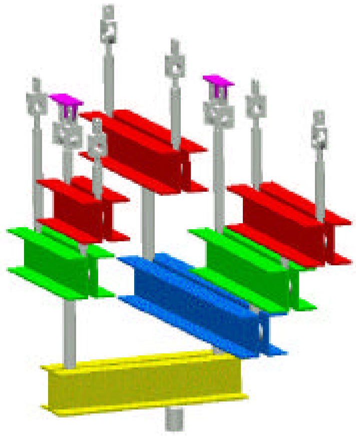

그림 4. 휘플트리 구성도

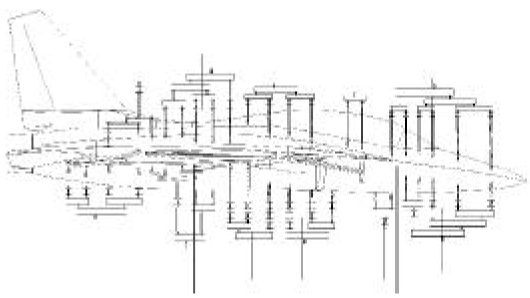

그림 5. 동체 하중부가장치 구성

2.4.2 중량보상장치 설계

시험하는 동안 시험하중으로 인하여 시험체 구조물 내부에 유발되는 응력은 스트레인 게이지의 데이터를 통하여 감시되고 시험체의 파손을 예측하게 되므로 구조물 부재들의 응력은 무하중(Zero stress) 상태로부터의 값이 중요하게 된다. 이를 위해 시험도중 기록하게 되는 스트레인값은 무-하중 상태를 기준으로 하여 측정 및 기록되어야 시험진

행 도중 쉽게 평가될 수 있다. 따라서 시험체가 무-하중상태에 도달시키는 시스템이 필요하고 이것이 중량보상(Counterbalance)장치이다. 시험체가 무-하중상태로 유지하기 위해서 스트랩, 피팅, 패드 등을 포함한 시험체 자체에 대한 중량분포와 더미 구조물과 하중부가장치의 중량정보가 필요하다.

시험체와 더미구조물의 중량정보는 설계자료에서 알 수 있다. 하중부가장치는 기본적으로 설계에 사용된 CATIA의 모델링을 이용하여 산출하고 이 설계중량 값들은 제작 후 측정 값과의 오차가 10%이내에 들어오면 설계중량 값을 사용하고 무게중심은 CATIA에서 선정한 지점을 사용하였다.

중량보상방법은 크게 유압작동기 또는 기타 기계적 장치를 사용하는 방법으로 구분된다. 유압작동기를 사용하는 경우 독자적인 중량보상장치용 유압작동기를 사용하는 방법과 시험하중 작용 유압작동기를 사용하여 초기 하중(Tare load)기능을 활용하는 방법으로 구분할 수 있다. 독자적인 유압작동기를 사용하는 경우 독립적인 유압시스템과 독립적인 제어시스템이 필요하다. 이 방법의 장점은 시험도중 시험하중작용 유압작동기 시스템에 장비 비상중지(Shutdown)이 발생하더라도 시험체를 중량보상상태로 유지할 수 있다. 반면에 시험시스템이 너무 복잡해지는 단점이 있다. 초기하중 기능을 사용하는 경우 시스템이 비교적 간단하다. 본 시험에서는 초기하중기능을 사용하여 시험을 실시하였다.

기타 기계적 장치를 사용하는 경우로는 스프링, 번지케이블, 도르레와 더미질량을 사용하는 것으로 구분할 수 있다. 스프링은 변위량이 크지 않으며, 큰 하중을 요구할 때, 그리고 번지케이블은 중간정도의 변위와 하중이 크지 않은 경우, 하중이 크지 않으며 변위가 큰 경우에는 도르레 및 더미질량을 사용하는 것이 편리하다. 특히, 번지케이블은 설치가 용이하여 현장에서 유압작동기의 중량보상등에도 쉽게 사용된다. 이 번지 케이블을 사용하기 위해서는 사전에 하중크기를 결정하여 번지 케이블의 강성자료를 이용하여 가닥수와 길이를 결정하여 사용한다. 변형이 많이 생기는 곳에서는 번지 케이블에서 가해주는 하중이 크게 바뀔 수 있으므로 적절치 않다.

본 시험에서는 중량보상 장치로 유압작동기의 초기하중 기능사용법이 많은 부분에서 사용되고 기타 기계적 장치를 이용하는 방법 모두를 적절하게 혼용하였다. 주 날개와 동체의 상부 휘플트리와 연결된 유압작동기, 그리고 더미 구조물들인 파일런과 수평꼬리날개 등에 수직방향으로 직접 연결된 유압작동기들에 대하여 초기하중을 이용하여 중량보상을 한다. 기타 기계적 장치 사용 예로는 주 날개 팁에 있는 더미 발사체의 중량을 보상하기 위해 하중이 크지 않지만 변위가 큰 곳이므로 도르레 및 더미중량을 사용하였고 후방에 위치한 고 중량의 더미엔진과 로드빔을 보상하기 위해 로드 빔에 로드빔의 이동을 허용할 정도의 탄성체 스프링을 설치하여 그림 6과 같이 사용하였다.

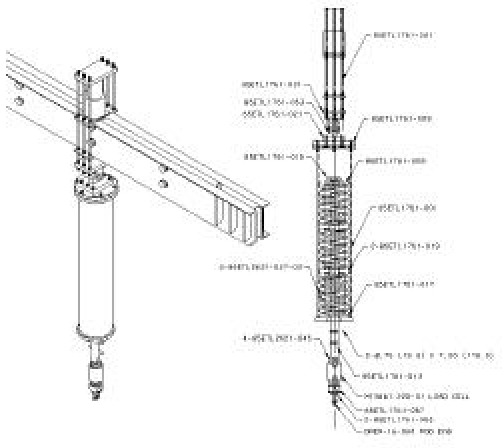

그림 6. 엔진 및 로드빔 중량보상장치

휘플트리에 연결된 유압작동기가 시험체 상부에 연결되는 경우 주로 유압작동기를 통하여 중량보상을 하게 된다. 이 경우 시험체의 중량과 상부와 하부의 하중부가시스템 중량까지도 고려하여 보상해야 한다. 시험체 및 하중부가시스템을 보상하기 위해서는 해당 중량의 크기와 무게중심이 결정되어 무게중심에서 중량보상이 되어야 하지만 실제 시스템에서는 가능하지 않게 된다. 이는 유압작동기의 위치가 시험하중 결정 후 중량보상과는 무관하게 이미 결정되어 있기 때문이다. 따라

서 시험체와 하부의 하중부가시스템의 중량정보들을 이용하여 유압작동기의 설치 위치와 근접한 위치에 무게 중심이 오도록 시험체의 중량보상 영역을 나누어 각 영역별로 중량보상량을 결정한다. 이렇게 결정한 중량보상값과 시험체와 하부 하중부가장치의 중량분포로 인한 VMT 선도가 크게 틀리지 않는 지 검토한 후 최종 중량보상 계획을 결정한다. 상부 하중부가시스템의 중량을 보상하는 경우 휘플트리의 무게중심점과 유압작동기의 하중작용점이 대부분 다르게 되므로 초기하중(Tare load) 작용상태에서 레버가 지나치게 돌아가는 경우는 번지케이블을 사용하여 레버의 회전을 방지해 준다.

이상과 같이 시험체, 더미구조물, 하중부가 시스템 등에 대한 중량보상을 실시하더라도 유압작동기의 하중지점과 중량물들의 무게중심이 일치하지 않으므로 완벽한 중량보상을 실현하기는 불가능하다. 이로 인하여 시험체의 균형이 유지되지 못하고 내부 하중성분이 오차를 가질 수 있게 된다. 시험체의 균형이 유지되지 못하게 되므로 시험체의 자세를 잡아 주는 자세제어 시스템에서 잡아주도록 하고 이는 자세제어 시스템에서 반력들이 유발됨을 의미한다.

2.4.3 시험체 자세제어 시스템 설계

전기체 구조시험을 수행하기 위해 시험체에 하중을 작용하는 동안에 발생하는 시험체의 강체이동은 구속되어야 하고 이는 시험체에 하중을 작용하기 위한 하중부가 시스템이 시험체의 고정상태를 기준으로 하여 설계되므로 시험체의 이동은 하중작용의 정확성을 떨어지게 하기 때문이다. 이와 같이 시험체의 강체이동을 제한하는 시험 시스템을 자세제어 시스템(Restraint system)이라 하고 이를 결정할 때는 변위제어의 기능을 보유한 장비의 특성, 장비의 운용 소프트웨어 능력, 그리고 자세제어를 위해 사용되는 시험체 지지점의 강도 등을 고려하여야 한다.

자세제어 시스템은 전기체 시험체의 3방향(x,y,z)이동과 3방향의 회전(Pitching, Yawing, Rolling)을 제한하여야 하므로 6자유도를 제한하여야 한다. 일반적으로 전기체 구조시험에서 사용되는 자세제어 시스템 구성방식은 몇몇 가지로 구분할 수 있으며[9], 본 시험에서는 6개의 스프링으로 구성된 자세제어 시스템을 그림 7과 같이 사용하였으며, 각 스프링의 양 끝단은 회전이 자유로운 링크로 구성하였다. 각 시험조건에 대하여 각 스프링에서 의도하는 하중이 가지도록 계획하였고 각 시험조건에서 스프링에 유발되는 반력을 모니터하여 원래의 예상하중보다 차이가 많이 나는 반력이 유발되는 지를 감시한다. 이와 같이 예상되는 하중과 다른 반력이 보이는 것은 시험체의 강성변형, 하중제어의 허용 오차, 하중부가 시스템의 설치 오차, 중량 보상을 정확하게 할 수 없는 중량물(게이지 선, 여압용 내부 충진재 등) 등으로 인하여 정확한 반력을 계산하기가 쉽지 않기 때문이다. 따라서 하중이 증가되면서 계산된 스프링 예상 반력과 다른 반력이 유발되면, 시험동안 지속적으로 감시하고 사전에 정의한 허용값을 초과하게 되면, 시험을 자동적으로 중지시킬 수 있도록 하여야 한다.

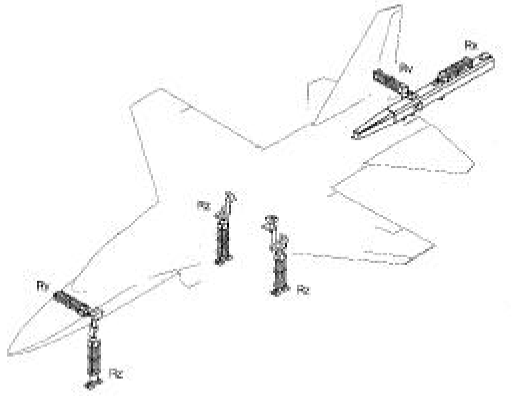

그림 7. 자세제어 시스템 개념도

본 시험에 사용된 자세제어 시스템은 그림 8과 같은 스프링 링크를 사용하였다. 이 스프링은 그림 8에서 보는 바와 같이 상하부 각각 두개의 스프링을 예비하중(Pre-load)까지 작용시켜 조립을 한 후 내부의 정지자(Stopper)를 설치하여 스프링이 변형될 수 있는 최대값 (Stop tube)을 설정한다.

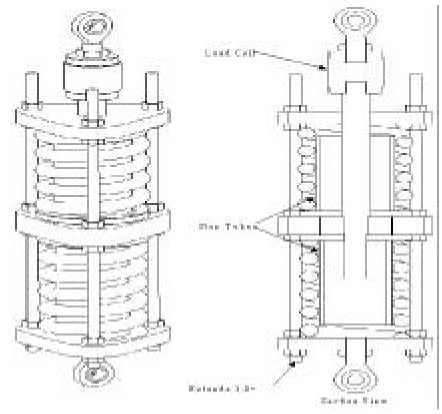

그림 8. 스프링 링크 구성도

상부와 하부에 설치된 스프링은 동일한 특성곡선을 가지며 시험체가 스프링 시스템을 위로 잡아 당길 때와 아래로 밀 때 상하부의 스프링이 각각 반응하게 된다. 따라서 스프링 링크에 인장과 압축하중을 작용할 때 변위에 따른 하중의 선도는 그림 9과 같이 하나로 표시된다.

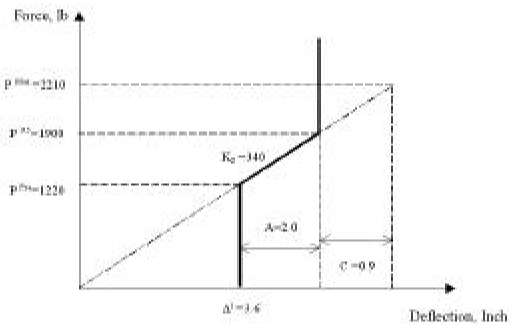

그림 9. 대표적인 스프링 변위-하중선도

2.5 유압작동기 선정

시험체에 작용되는 하중은 더미구조물 하중지점과 하중부가시스템을 통하여 가해진다. 하중작용은 제어장비로 제어를 받는 유압작동기를 사용하여 달성된다. 각 시험조건에 따라 해석된 시험하중의 크기는 모두 다르며, 하중작용 지점도 모두 같지 않다. 이를 위해 각 시험조건별 하중지점에 용량이 적절한 유압작동기를 선정하게 된다. 유압작동기의 선정 기준은 용량과 시험setup 설치의 효용성이다.

용량선정 기준은 하중과 스트로크(Stroke)가 고려대상이고 일반적인 하중용량 적용기준으로는 시험하중이 유압작동기 용량의 12.5% ~ 90%이내에 들도록 하였고 이는 용량에 비하여 너무 작은 시험하중을 제어하는 것이 제어측면에서 불리하기 때문이다. 단 setup의 용이성을 주기 위한 목적으로는 이 범위를 넓혀서 적용가능성을 검토한 후 적용하기도 하였다. 특히, 음(-)의 하중계수 시험에서는 단지 중량보상만을 위해 주 날개 위에 설치된 유압작동기들이 사용되기도 하며 이 경우 하중이 대부분 작으므로 유압작동기의 재설치 없이 기존 설치된 유압작동기를 대부분 그대로 사용하였다. 스트로크용량 기준은 예상 변위가 유압작동기 작동범위의 80% 이내로 하였다. 시험setup설치의 용이성을 높이기 위해 시험조건이 변경되면서 유압작동기의 이동설치를 최소화하도록 선정하였고 특히, 주익 위에 설치할 유압작동기들은 가급적 다른 지역에 사용되지 않도록 선정하여 주익에서만 이동 설치하도록 하였다. 이렇게 선정한 유압작동기에 대한 자료 일부를 왼쪽 날개에 대하여 표3에서 보여 주었다.

표 3. 조건별 유압작동기 선정 예

Items		#		U7		U8		U9	
				ID	A/T ID	ID	A/T ID	ID	A/T ID
Left Wing	LEF	v	1	RLEF4PR	38	RLEF4PR	38	LLEF4PR	52
		v	2	RLEF6PT	70	RLEF6PT	70	LLEF4PT	66
	TEF	v	1			RTEF4PT	60	LTEF4P	56
		v	2	LTEF13NR	64	RTEF4NR	54		
		v	3	LTEF13NT	31	RTEF4NT	31		
	Box	v	1	Rwbox6PA-A	47	Rwbox6PA	47	Lwbox6PA	49
		v	2	Rwbox6PB	25	Rwbox6PB	25	Lwbox6PB	60
		v	3	Rwbox6PC	26	Rwbox6PC	26	Lwbox6PC	19
		v	4	Rwbox6PD	43	Rwbox6PD	43	Lwbox6PD	65
		v	5	Rwbox6PE	50	Rwbox6PE	50	Lwbox6PE	37
		v	6	Rwbox6PF	27	Rwbox6PF	27	Lwbox6PF	30
		v	7						
		v	8						
		v	9	Rwbox6NF	36	Rwbox6NF	36		
	IB Pylon	v	1	LIBPV1	40	LIBPV1	40	LIBPV1	40
		v	2	LIBPV2	23	LIBPV2	23	LIBPV2	22
		s	3	LIBPS	59	LIBPS	59	LIBPS	56
	OB Pylon	v	1	LOBPV1	42	LOBPV1	42	LOBPV1	42
		v	2	LOBPV2	17	LOBPV2	17	LOBPV2	17
		s	3	LOBPS	(34)	LOBPS	(34)	LOBPS	(34)
		Yawa	4	LOBPA	45	LOBPA	45	LOBPA	45
	Launcher	v	1	LWTLV1	(68)	LWTLV1	(68)	LWTLV1	(68)
		v	2	LWTLV2	(67)	LWTLV2	(67)	LWTLV2	(65)

이 표에는 시험체의 영역, 하중부가 시스템 고유번호, 선정된 유압작동기 고유번호 등이 기록된

다. 이 자료는 시험 setup 설치자료의 입력자료, 시험 제어장비의 시험파일입력자료, 유압작동기의 과하중방지 밸브 조절 입력자료 등으로 활용된다.

2.6 지지구조물 설계

2.4절의 시험장치 설계에 따라 모든 유압작동기의 장착지점을 제공하는 지지구조물로서 시험후레임이 설계되었고 시험후레임은 150% DLL하중에 대해 안전율 3.0을 만족하도록 설계하였다.

2.6.1 지지구조물의 사양

지지 구조물은 전기체 시험을 위해 필요한 모든 기계장치를 설치할 수 있는 강철제 프레임 구조물로서 바닥면 강반에 16개의 기둥을 세워 기둥간에 좌우 하중을 전달시킬 수 있는 볼트 조인트 구조로 설계되었고 수직하중은 기둥이 지지하는 구조로서 전체적인 형상은 그림 10 에 보여진다.

지지구조물은 시험체에 부가되는 시험하중과 중량보상하중, 위치제어, 시험체 지지(Jacking)등을 지지하기 위한 부분, 유압공급장치 및 유압배관, 전기공급장치, 공압, 유압작동기 제어용 케이블, 데이터 획득용 케이블 등을 설치할 수 있는 부분, 고공에서 작업을 가능케 하는 플랫폼, 사다리 등으로 구성된다.

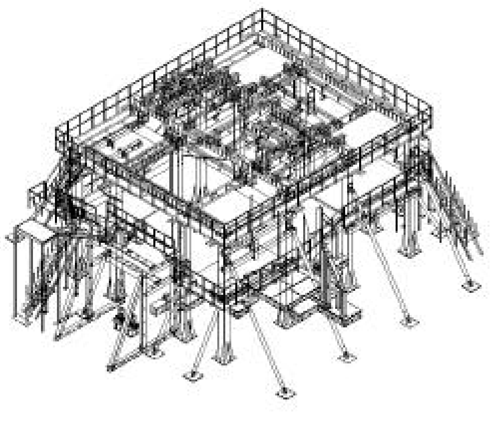

그림 10. 지지구조물의 외형

2.6.2 해석

선정된 각 하중 조건에 대하여 프레임의 강도를 평가하였다. 프레임에 작용하는 내력을 유한요소 모델링을 통하여 구하고, 강도 해석 시 안전율 3을 적용하여 모든 부재가 구조적으로 안전함을 확인하였다.

2.7 시험장비

2.7.1 시험장비 구성도

전기체 구조시험장비 시스템은 미국MTS사 제품으로 Aero-90 시스템을 기본으로 하고 시험제어(LTC)시스템, 컴퓨터부, 서어보제어(DSSC)시스템, 데이터획득시스템, 유압시스템, 여압시스템 등으로 구성되었다.(그림 11)

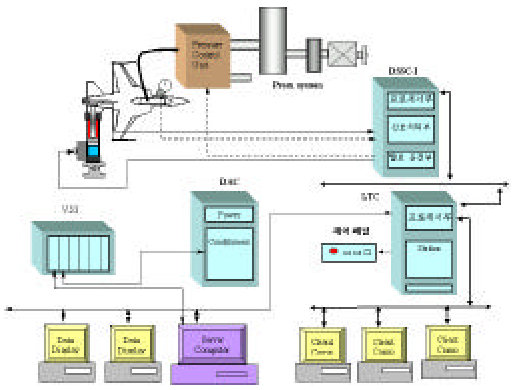

그림 11. 통합된 시험장비 시스템 구성도

시험제어(LTC) 시스템은 통합시스템의 관리자 역할을 수행하고 주요기능으로는 다채널 시험에서 채널간 동기성(Synchronization)을 제어한다.

컴퓨터부는 하중제어소프트웨어와 데이터획득 소프트웨어가 설치된 서버 컴퓨터와 소프트웨어를 운용하는 클라이언트 컴퓨터, 그리고 데이터획득장치에서 처리된 데이터를 관찰하는 데이터 관찰컴퓨터로 구성된다. 본 시험을 위해 사용되는 컴퓨터 수는 서버, 클라이언트, 데이터 관찰 컴퓨터 등 모두 10여대가 사용된다.

데이터 획득장치는 미국 Agilent사의 SDAC을

기본으로 하고 있고 소프트웨어는 MTS사에서 개발한 Aero-Pro이고 본 시험에서는 약 2,300채널이 사용되고 있다.

유압시스템은 유압펌프, 유압작동기 유압운용장치(hydraulic servoce manifold), 유압분배기 등으로 구성된다. 유압펌프는 3개가 서로 통합되어 운용되고 총 용량은 275GPM, 작동 압력은 3000psi이다. 각 유압작동기에는 과하중방지 모듈이 장착되어 있어 시험전 기계적 밸브의 조절을 통하여 과하중작용을 방지하게 된다.

여압시스템은 본 시험에서 동체 연료탱크, 조종실, 캐노피 실, 공기 흡입구 부 에 적용되는데 공압 매니폴더로부터 시험체에 연결되는 여압장비 시스템은 그림 12과 같이 서어보제어장비와 통합되어 사용되고 있다.

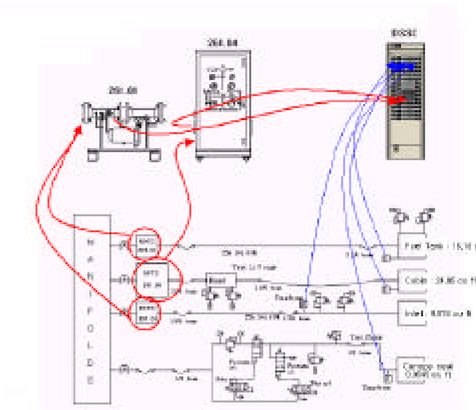

그림 12. 여압장비 통합도

2.7.2 미터링 밸브(Metering Valve)

시험도중 비상시험중지(shutdown)가 발생되면 Aero-90 시험장비는 유압작동기의 유압회로를 서보밸브를 통하는 정상회로에서 과하중방지모듈에 포함된 미터링밸브(그림 13)를 통하는 비상회로로 전환시킨다.

이 경우 시험체에 예상치 않은 과하중이 가해질 수 있다. 이러한 상태를 덤프(Dump)라고 한다. 미터링 밸브는 과하중 방지모듈의 한 부분으로 덤프 시 유압작동기 실린더 안의 오일을 서어보밸브로 보내는 대신에 그림 13에서와 같이 미터링밸브를 통하여 리턴라인으로 바로 보낸다.

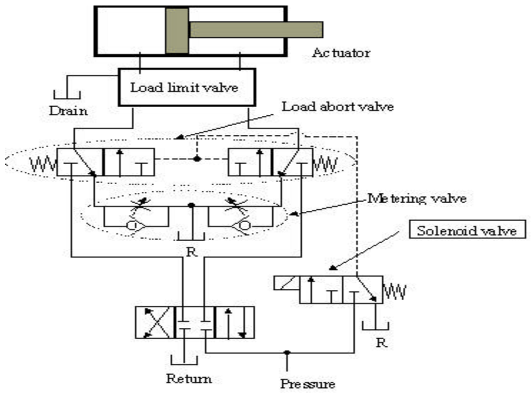

그림 13. 하중제한 밸브 회로

이때 리턴라인으로 흐르는 유량은 미터링 밸브의 오리피스 단면적을 이용하여 조절한다. 시험을 수행하기 전에 모든 미터링 밸브는 각 시험조건에서의 유압작동기의 변위, 시험하중 작용 시의 실린더(인장,압축 방향)의 압력, 미터링 밸브의 특성곡선(그림 14) 등을 고려하여 조절한다. 조절된 미터링 밸브가 덤프 시에 제대로 작동되는 가를 확인하기 위해 낮는 하중 수준(0 40%)에서 덤프를 수행하고 각 유압작동기에 작용하는 하중을 검토하여 시험도중 덤프가 발생했을 때 과하중이 작용될 수 있는 유압작동기에 대해서는 미터링 밸브를 재조절을 한다.

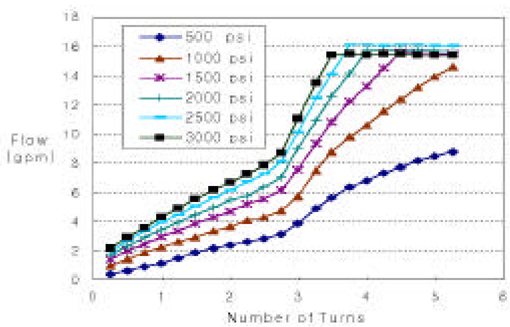

그림 14. 미터링 밸브 특성곡선

상기와 같이 조절된 미터링 밸브의 기능을 확인하기위해 덤프 시 발생할 수 있는 유압작동기의 하중작용 증가치가 감소되는 특성을 그림 15와 그림 16에서 보여 주고 있다.

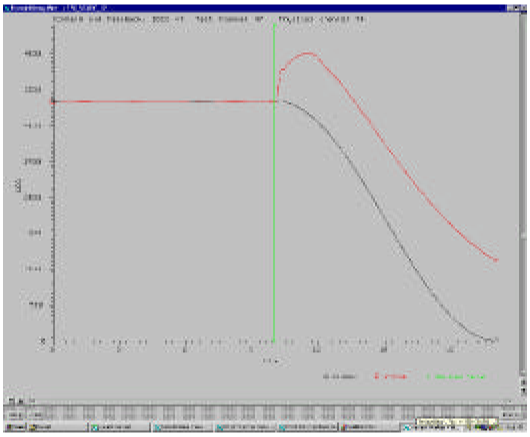

그림 15. 미터링 밸브 조절 전 하중특성

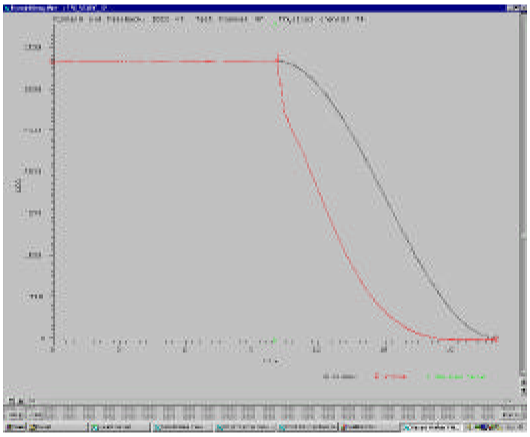

그림 16. 미터링 밸브 조절 후 하중특성

2.7.3 하중 제한 밸브(Load Limit Valve)

하중제한 밸브는 그림 15와 같이 구성되어 있으며 이 밸브는 유압작동기가 작용할 수 있는 하중을 기계적인 스프링과 유압작동기 인장/압축측의 차압의 합으로 제한한다.

이는 설정된 하중크기를 피스톤면적으로 나눈 압력을 Drain을 통과하는 오일의 유량에 맞게 설정하므로 달성된다.

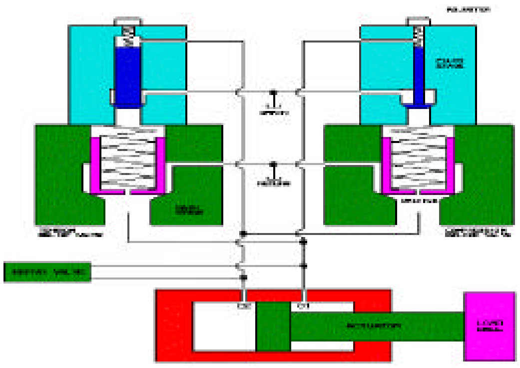

그림 15. 하중제한 밸브 구성

설정압력은 아래와 같이 계산한다.

$$P_{comp} = \frac{F_{comp}}{A_{comp}} + P_{tens} \times \frac{A_{tens}}{A_{comp}} \qquad (2)$$

$$P_{tens} = \frac{F_{tens}}{A_{tens}} + P_{comp} \times \frac{A_{comp}}{A_{tens}} \qquad (3)$$

여기서

Pcomp/Ptens = 실린더 압축/인장부의 압력

Acomp/Atens = 실린더 압축/인장부의 단면적

Fcomp/Ftens = 압축/인장 하중

시험 수행 시 유압작동기에 설정하중 이상의 하중이 작용하게 되면 실린더 안의 작동유가 하중제한 밸브의 오리피스를 통하여 드레인 라인(drain line)이나 리턴라인으로 흐르게 되어 설정하중 이상의 하중을 작용할 수 없게 된다.

2.8 설계 제한하중 시험수행

시험치구가 상기의 기술한 내용에 따라 설계/제작되어 항우연 항공시험동 강반에 설치되었고 각 부품 및 조립체에 대한 검증시험(Proof Test)을

수행한 후 설계제한하중 시험을 연료탱크의 여압 시험을 포함하여 6가지의 시험조건에 대하여 실시 되었으며 이들 시험조건에 대한 전기체 정적하중 모사는 성공적으로 수행되었다.

본 시험에서 그림 16에서 보는 것과 같이 시험 하중이 성공적으로 모사 되어 잘 인가되었으며 시험을 통하여 얻은 하중-스트레인 데이터선도를 그림 17과 그림 18 에서 보였고 이 데이터들은 하중작용 도중에 실시간으로 데이터 감시실에서 관찰하게 된다.

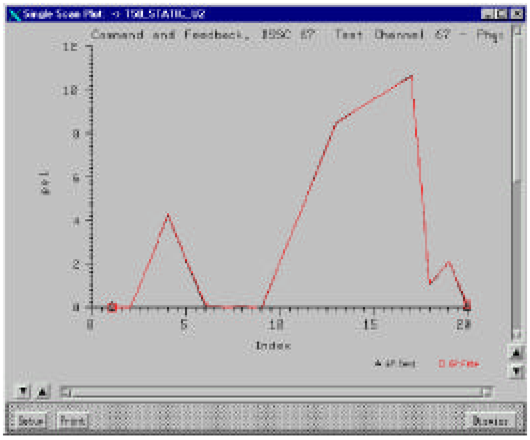

그림 16. 설계시험 하중형상 선도

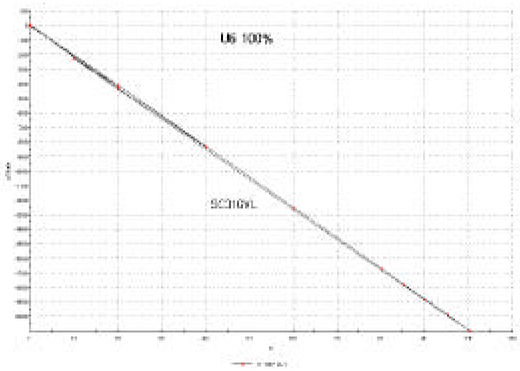

그림 17. 대표적 하중-변형률 선도

시험결과들은 시험 시스템과 시험체 응답성을 나타내는 스트레인과 변위 정보 그리고 하중작용 데이터등을 포함한 자료인 보고서가 작성되었다. 본 시험결과에 대해 스트레인과 변위 데이터 이상 유무, 로드빔과 엔진의 사이에 인디게이터에 중첩된 에러(error)를 검토하여 하중의 정확도를 확인하고 상기 결과와 시험체에 대한 육안검사(Visual inspection)과 중요부위의 비파괴검사(NDI)를 통해시험체의 이상유무를 판단하게 된다. .

3. 결 론

본 논문에서는 전기체 정적시험을 수행하기 위해 필수적인 시험장치 설계에 있어 필요한 설계기준하중 계산 방법, 시험 장치설계, 시험장치 지지구조물, 시험장비 및 과하중 방지장치 적용등에 대하여 설명하였다. 항우연에서는 개발중인 고등훈련기 전기체 정적시험 100% 설계제한 하중 조건에 대해 상기 설명자료에 따라 설계된 시험장치를 이용하여 성공적으로 수행하였으며, 이들 시험결과들은 계속적으로 진행되는 극한 하중조건에 활용될 것이다.

용어설명

DLL : Design Limit Load
DAS : Data Aquisition System
VMT : Shear Force, Bending Moment, Torsion
LTC : Laboratory Test Controller
DSSC : Digital Structural Servo Controller

참 고 문 헌

1. 황인희, 구교남, 이정진, “항공기 전기체 정적시험”, 한국항공우주학회지, 제26권, 제4호, 1998, pp. 177-184
2. 주영식 외 “기본 훈련기 실기체 내구성 시험”, 한국항공우주학회지, 제30권, 제5호, 2002, pp.

3. 심재열 외 "쌍발복합재 항공기 동체 구조시험", ADD 제4회 항공기 개발 심포지움, 1996.
4. 심재열, 이정진, 박경하, 강왕구 "쌍발복합재 항공기 주날개 구조시험", 항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 1997.
5. 심재열 외 "쌍발복합재 항공기 전기체 피로시험", 항공기기술연구소 `01 항공기술 세미나, 2001.
6. 심재열, 구교남, 강왕구, 황인희 "중형항공기 전기체 피로시험 기술", ADD 제6회 항공기 개발 심포지움, 1998.
7. 심재열, 황인희, 류정주 "항공기 全機體 구조시험 설비", 항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 1999.
8. 황인희, 심재열, 최익현, 강왕구 "항공기 전기체 피로시험", 한국항공우주학회지, 제26권, 제4호, 1998, pp185-192
9. 최익현, 황인희 " 항공기 전기체 구조시험 위치/자세 제어방법 분석", 한국항공우주학회 추계학술대회, 1999.
10. 심재열 외 "항공기 시험평가시설 설치 운영", 한국항공우주연구원, 1999.
11. 김성찬, 김성준, 김태욱, 신정우, 심재열 외 "T-50 Airframe Static Test Report-Summary Report for 1st Flight", 한국항공우주연구원, 2002.