

# 구조안전과 구조시험

李 成 根

대전기계창 선임연구원



● 1951년 9월 5일생  
● 피로 및 파괴역학을 전공하였으며, 항공구조의 관련 구조시험과 구조 수명예측 연구에 주력하고 있다.

## 1. 머리 말

사람이 타고 하늘을 나르는 구조물 즉 항공기 또는 유인우주선은 그 구조적결함이 곧 구조전체와 인명의 손실로 직결된다. 이러한 사고를 방지하기 위해 또한 구조설계 및 해석의 확인과 구조해석으로 밝히기 어려운 취약부위를 실험적으로 찾아내고 사용수명기간, 구조개선편안 또는 정비계획에 필요한 정보를 위해 구조시험이 필수적으로 요구되고 있다. 구조시험은 항공구조뿐 아니라 지상의 차량구조와 같이 경량화와 동시에 안전을 요구하는 기계구조에도 적용되어 제품의 고급화와 신뢰도 향상에 기여할 수 있는 수단이 된다.

여기서는 항공기를 위시한 기계구조물 구조시험의 전반적 업무소개와 구조시험으로부터 정확한 정보를 얻기위해 필요한 일들을 다루었다.

## 2. 구조시험 개요

### 2.1 구조시험의 정의

항공 및 기계구조물의 개발 또는 개조시 설계사용시와 유사한조건 즉, 하중상태, 사용회수, 온도등 사용환경조건하에서 구조적안전성, 내구성 및 동적안정성등을 미리 시험하여 설계의 확인 또는 설계보완을 위한 자료를 제공하게 하는 실험적방법이다.

### 2.2 구조시험의 목적

- (1) 정적하중 또는 피로하중에 대한 구조취약부의 판단
- (2) 구조동특성과파악, 동적파라미터들의 측정과 이들을 이용한 동적최적설계에의 응용
- (3) 구조해석결과와 확인으로 해석수단의 적합성판단 및 실험과 상호보완기능
- (4) 개발초기에 경제적 구조개선책제시
- (5) 제작 및 조립과정에서의 여러가지 영향과 복잡한 형상으로 이론적 해석이 곤란한 부분의 구조안전 점검
- (6) 사용시간경과에 따른 구조적 손상성장정도를 미리 파악하여 정비및 검사계획의 수립

### 2.3 구조시험이 타 시험 방법에 비해 유리한 점(항공기의 경우)

- (1) 하중부가; 대체로 정확한 공력하중 및 관성하중의 부가가 용이하고, 극심한 하중부가 가능
- (2) 시험환경; 공력가열 및 냉각이 쉬우며 극심한 환경하에서도 안전
- (3) 응력시뮬레이션; 만족할 만한 정도
- (4) 시험중 계측; 쉽고 정확성 있음
- (5) 시험경비; 시간단축이 가능하며 경제적
- (6) 안전측면; 시험인원 및 장비안전

### 2.4 구조설계에서 구조시험의 위치 및 역할

유인항공기의 경우, 미공군에서는 MIL-A

-8861-8865 규격으로 비행중 또는 지상하중들을 제시하고, MIL-A-8866~8870 규격에서는 지상에서 여러가지 구조시험을 수행 후 안전 및 안전성을 보이도록 요구하고 있다. 지상장비들에 대해서도 TOP2-2-808 또는 SQAP 등 규격에서 시험을 통한 안전 및 내구성 확인을 요구하고, 군용차량의 경우는 TOP 1-1-0011에서 제시하는 주행시험장에서 주행시험을 실시하고 여러가지 성능자료들과 하중자료를 구하여 부품개발 및 설계변경에 필요한 자료로 쓰게 한다.

항공기나 차량구조의 개발시, 설계-응력해석-구조시험-설계수정의 반복되는 흐름도는 그림 1과 같다. 설계가 확정되기 까지는 시행착오와 수정을 거쳐, 제작 및 운영상 경제적이고 더 이상의 수정이 없을 시 설계가 확정된다. 항공기설계의 경우, 1960년대까지는 Safe-Life로 설계하고, 전기체 구조시험을 통해 실험적 수명이 설계수명의 4배가 되도록 요구하였다. 1969년 주의 피팅의 초기결함으로 인한 F-111기의 추락사고 이후 설계개념 및 구조시험방법이 바뀌었다. 비행안전관련구조의 새로운 설계개념은 제작공정상 또는 검사에서 누락될 수 있는 초기균열이 있는 상태에서 시작하여 설계수명기간 동안 안전하게 사용할 수 있도록 하는 손상여유설계방법이다. 이 방법에 따른 구체적인 항공기구조안전계획수립은 MIL-STD-1530A(1975)에서 제시하고 손상여유 해석과 구조시험을 통해 증명하도록 요구한다. 초기균열의 크기와 형상 및 균열성장중 잔류강도의 규정 및 검사주기등은 MIL-A-83444에서 규정하고 있다. 전기체구조시험은 비행대비행하중스펙트럼으로 행하여 설계수명의 2배가 넘도록 요구하고 있다. 시험결과를 통하여 손상여유 평가방법을 확인하게하고, 비행시간에 따른 균열성장길이를 점검하여 검사 및 정비계획과 사용수명연장계획을 세운다. 민간항공기의 경우도 FAR 25, AC 25.571, JAR 25.571 및 ACJ 25.571에서 손상여유설계를 요구하고 구조시험으로 증명하도록 요구하고 있다.

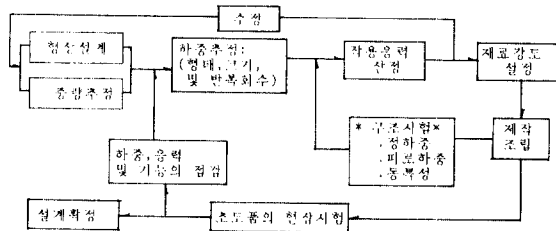


그림 1 구조설계-시험 흐름도

## 2.5 구조시험의 분류

### (1) 목적에 따라

- (가) 구조형상개발시험
- (나) 양산설계확정시험
- (다) 강도확인(proof load) 시험
- (라) 전체조립(full scale vehicle) 시험
- (마) Fail-safe 시험

### (2) 환경조건에 따라

- (가) 고온구조시험
- (나) 부식환경시험(기체 또는 액체)
- (다) 방사능시험(원자력발전소 플랜트)
- (라) 저온시험

### (3) 하중부가형태에 따라

- (가) 정하중시험
- (나) 동하중(transient load) 시험
- (다) 진동시험
- (라) 충격하중시험
- (마) 음향피로시험

### (4) 조립상태에 따라

- (가) 부품시험
- (나) 체결부 시험
- (다) 부분조립체시험
- (라) 전체조립구조시험 등으로 구분된다.

## 2.6 구조시험 발전사 및 선진국 구조 시험 실 소개

항공기 발명과 함께 시작된 구조시험(재료 또는 부품수준의 강도 및 피로시험과 구분)의 역사적 발전과정은 다음과 같다.

1901년 ; Wright Brothers, Otto Lillienthal, Samuel Langley 등 구조강도시험을

최초로 시작, 모래주머니 이용 하중부가 (1903년 항공기 발명)

1908년 : 최초의 균용기 Wright Flier 추락으로 2명 사망

1912년 ; 독일 DVL이 최초의 구조시험실 건립

1913년 ; 영국에서 구조시험방법, 검사방법 개발(Prandtl, Karman 활동시기)

1917년 ; 미국 Ohio주 Dayton에 R & D Lab 건립

1917~1926년 ; McCook Field가 가장 훌륭한 항공시험실로 다방면 기술개발, 완전 금속재 항공기, 터보-슈퍼차저, 헬리콥터 등 개발

1947년 ; 미국공군 독립, Aircraft Lab에서 모든 항공기 구조시험 수행, 복합재료연구 시작, 음속돌파

1950년 ; 미국 민간항공기회사 구조시험 업무시작

1952년 ; F-89 등 잦은 항공기사고 이후 항공기 피로시험 중요성 대두

1953년 ; 미국, 로켓 추진 연구시작

1957년 ; 소련 Sptunik 발사성공, 고온구조시험 기술개발 요인, 박관 스트레인게이지 발달, 유압하중제어장비의 발달로 구조시험 하중제어 자동화 Mil-Spec 제정, 민간항공사에 구조시험업무 대폭이양

1969년 ; 7월 20일 Apollo 1호 달착륙, F-111 사고이후 손상여유 설계개념도입 이후 복합재료연구 다시활기

1978~1982년 ; 전체조립 구조시험없이 Space Shuttle 개발

1985년 ; Challenger호 발사시 공중폭발사고 선진국 주요 항공구조시험장의 크기는 다음과 같다.

\* Wright Aeronautics Lab, Wright Patterson Air Force Base ; 73.5m×51m×36.3m 높이

\* McDonell Douglas 항공사 ; 지름 60m×27.5m 높이

\* Boeing 항공사 ; 1607m<sup>2</sup>(500평) 2개소, 4500

m<sup>2</sup>(1400평) 옥외 1개소

\* 불란서 ; Toulouse Lab ; 44m×63.4m×20m (높이), Concord 시험장

\* 영국, 일본, 화란, 소련, 중공, 인도, 이스라엘, 브라질 등 항공기 생산국들은 구조시험 시설을 갖추고 개발항공기의 구조시험을 수행하고 있다.

이들 항공기구조시험실은 시험제어 및 자료 획득처리를 주로 컴퓨터로 수행하며 하중제어 채널용량은 20~100여 채널, 자료획득채널수는 200-1000여 채널에 이른다.

### 3. 구조시험하중과 시험설계

#### 3.1 하중의 정의

(1) 기본하중(basic load) : 운전중 예상 최대 하중

(2) 설계 한계하중(design limit load) : 전 수명기간중 예상할 수 있는 최대하중. 기본하중에 설계하중계수(통상 1.2)를 곱한 하중으로 응력해석 기본하중

(3) 극한 하중(ultimate load) : 설계 하중에 안전계수(S.F)를 곱한 하중, 통상 미사일 구조에는 S.F=1.25, 항공기에 S.F=1.5를 적용

(4) 피로시험 하중 : 사용중 반복작용하는 크고 작은 하중들로 단순반복(sinusoidal) 형태와 스펙트럼 형태가 있다.

#### 3.2 피로 시험 하중

(1) 피로 시험 하중의 구비조건

- 가능한 모든 운전 조건에 따른 하중과 그 크기에 따른 반복회수를 포함할것.

- 최악의 운전조건에서 예상되는 최대 및 최소하중을 포함.

- 사용 환경조건에서 예상되는 최대 및 최소 하중을 포함.

- 실제 사용구조와 시험시편의 파단부위 및 그 모우드가 동일할것.

(2) 피로 시험하중 스펙트럼 구성 방법

- 기존의 유사한 구조의 하중 데이터를 이용

(예: 각 항공회사의 하중 스펙트럼 데이터 베이스)

- 주어진 시험 규격 사용(예: 차량의 Axle housing은 SQAP에서 차량중량의 2배의 하중으로 30만번 부가 요구)
- 시제품의 운행 또는 비행시험시 가속도계 또는 스트레인 게이지로 부터 측정된 기록
- 계산에 의해 구하는 방법(예: 운전 조건에 따른 하중 계수 X 반복 회수)
- 표준 시험 하중 또는 응력 스펙트럼

예: SAE Transmission, Suspension, Bracket Load Spectrum

TWIST (A Standardized Load Sequence for Flight Simulation Tests on Transport Aircraft Wing Structures, NLR-73029U)

FALSTAFF (Fighter Aircraft Loading Standard For Fatigue, NLR-MP-75017U) 등에 의거하여 시험한다.

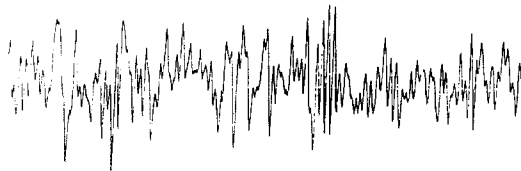
### 3.3 하중 데이터 획득, 분석, 시험 스펙트럼 구성기술

하중의 크기, 반복수 및 하중속도(또는 주파수)를 실제 구조에서 측정시에는 여러가지 가능한 운전조건과극한 상황까지 포함하여 측정하여야 하며, 취약부위 또는 큰하중이 부가되는 요소에 스트레인 게이지 가속도계, 변위계 및 하중계를 부착하여 자기 기록제나 디지털 레코더에 신호를 기록한다. (예: V-G-H Recorder, Instrumentation Van, Telemetry 등)

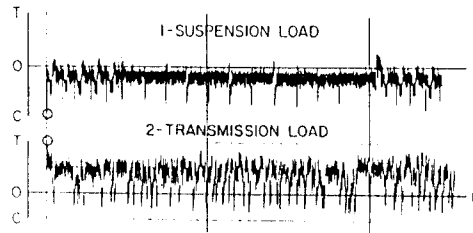
측정된 하중 스펙트럼의 예로 항공기체의 날개뿌리(wing root)부의 하중추적 결과는 그림 2와 같이 나타났다. 이 실제 스펙트럼을 그림 3과 같이 level crossing count로 히스토그램을 만들던가 사이클계산으로 피로해석에 필요한 진폭(amplitude)-반복수(repeat number) 데이터로 분석하게 된다. 하중 스펙트럼 구성은 시험장비의 성능에 따라, 또한 하중간의 간섭

영향 정도에 따라 그림 4에서와 같이, 측정된 스펙트럼을 그대로 적용하는 방법, 저-고-저 블록 스펙트럼화, 통계분석 결과 랜덤계수를 이용해 랜덤신호를 유사하게 만들어 쓰던가, 대등한 일정진폭의 피로하중으로 변환하여 시험에 이용하게 된다.

항공기 피로시험 하중 구성은 그림 5와 같이 임무 수행 순서에 해당하는 하중으로 된 스펙트럼을 만들어 썼으나, 최근에는 손상 여유설계 요구조건에 의해 비행형태와 임무 수행에 따른 비행대비행 스펙트럼을 부가하여 피로시험 하도록 요구하여 각 항공기 회사들은 제각기 다른 비행스펙트럼자료를 데이터 베이스로



(a) 항공기 날개뿌리 위치의 하중 추적상태



(b) SAE 자동차하중

그림 2 항공기와 자동차의 위치에 따른 하중 특성(ASD-TR-435, SAE Fatigue under Complex Loadings, Vol. 6)

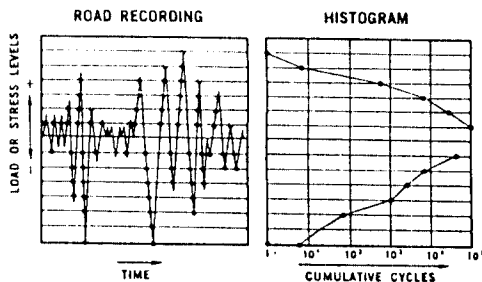


그림 3 운행기록으로부터 하중 레벨 누적 반복수를 구하여 히스토그램을 만드는 방법

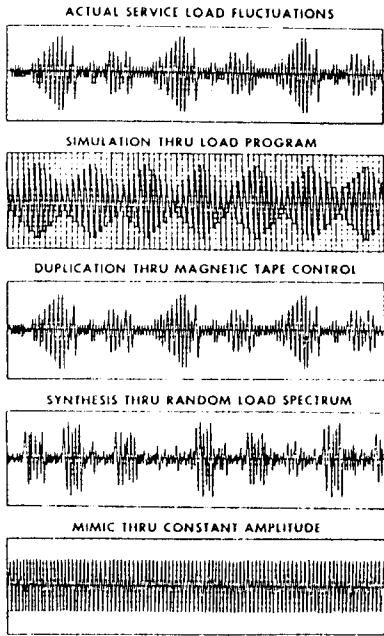


그림 4 시험을 위한 유사하중 구성방법

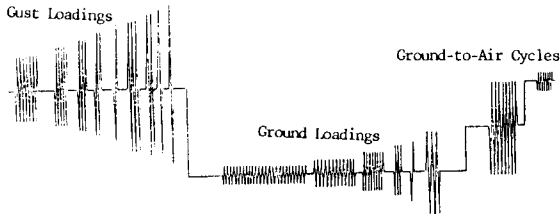


그림 5 항공기의 임무에 따른 하중으로 구성된 시험 스펙트럼

보유하고 있다.

자동차의 경우는 주요부위에서 측정된 신호(스트레인, 가속도, 변위 등)들을 입력으로 하여, 차륜지지부에서 유압 가진기에 필요한 제어 신호를 만들어 주요부위에서 측정된 데이터(spectra)와 거의 유사한 출력이 나오도록 제어가 가능한 주행 시뮬레이터(예: MTS road simulator)를 이용하기도 한다.

### 3.4 구조 시험 설계

구조시험 설계란 구조물 부품이나 전체조립 시편이 주어진 하중상태와 가장 유사하게 시험할 수 있도록 하중치구의 배열, 가열장치의 배

열, 센서위치 결정과 시험조립에 따른 전반적 계획이다. 항공기의 경우 기체에 작용하는 외력은 공력하중으로 날개에서 양력으로 작용하고 관성력과 평형을 이루고 공기저항과 추진력이 또한 등체축 방향으로 작용한다.

이러한 힘을 부가하여 시험하기 위한 조립상 태는 그림 6과 같이 될 것이다. 정확한 하중을 부가하기 위해서는 하중분포 형상에 따라 하중 부가 위치와 크기를 정하여야 하는데, 주요부 위나 취약부에서는 정확하게 그리고 나머지 부 분에서는 오차를 최소화 하는 방식으로 시뮬레 이션 행한다. 예를 들어 그림 6의 등체 부분은 전단력과 굽힘 모우먼트 분포를 최대한 일치 시키기 위해 여러곳에서 shear strap으로 전단 력이 부가되도록 하고, 날개의 경우처럼 분포 된 하중은 tension patch를 이용하여 해당면적 에 대등한 하중을 부가한다. 이때 whiplle tree와 시편 자체의 무게는 반대 방향의 사하 중(dead weight)으로 보상한다.

부분 조립 구조나 부품의 강도 또는 피로 시 험시에는 치구와 시편사이의 연결부에서 치구 의 영향이 시험결과에 영향을 주지 않도록 고 려되어야 하고, 실제 상태와 동일 하도록 경계 부분을 설계해야 한다. 온도분포가 다른 여러 지역의 온도제어를 위한 가열램프의 배열간격 은 최대 가열속도와 그 지역의 시편 두께와 열 적성질로부터 계산하여 결정된다.

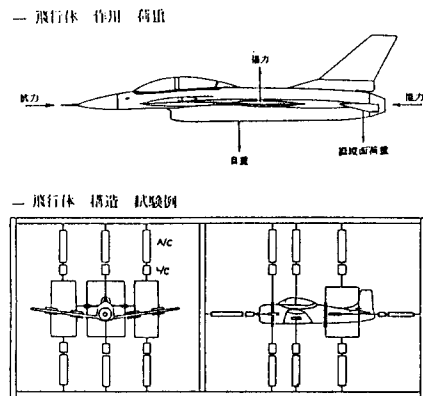


그림 6 항공기체에 작용하는 하중과 시험조립도

### 3.5 계측(Instrumentation) 및 자료 처리

구조시험중 가장 중요한 파라메타인 하중의 제어 및 측정을 위하여서는 하중계(load cell)를 이용한다. 하중계는 하중 감지부에 스트레인 게이지를 부착하여 온도보상 및 타하중 성분보상이 가능토록 bridge 결성을 한것으로 인장(압축)용과 토-크 측정용이 있다.

고온 시험시 온도 측정 및 제어용 센서는 열전대(thermocouple)를 이용하며 구조시험용으로는 alumel-chromel(K-type)을 많이 쓴다. 구조물에 작용하는 응력은 직접 측정이 어려우므로 스트레인 게이지를 쓴다. 이 게이지는 인장이나 압축시 저항 변화가 스트레인에 비례하는 증착박판(금속합금)으로 만든 것이다. 스트레인 게이지는 유효 게이지 길이가 0.4mm~48mm에 이르는 여러가지 크기가 있으며 부착부분의 공간과 응력 변화 정도에 따라 선택하며 시편의 종류(base metal)에 따라 온도보상이 가능한 자동온도보상(STC) 게이지를 선정하여 쓴다. 응력측정 부분의 응력상태가 분명하지 않은 경우는 2축 또는 3축( $\Delta$ , Y, Z 형태) 게이지를 부착하여 각 방향으로 측정된 스트레인 값으로부터 주응력들과 그 방향을 계산한다. 구조시험시 하중에 대해 종합적 영향으로 나타나는 변위(displacement)의 측정은 작은 변위의 경우는 다이얼게이지, 200mm 정도까지는 스프링하중을 스트레인 게이지로 측정하여 변환하는 게이지 그 이상은 포텐쇼메타 등을 쓴다. 구조 강도시험의 경우는 관심부위의 스트레인과 변위를 시험중 계속 관찰 검토하며 시편의 보호조치 및 시험계속여부의 판단을 내린다.

피로시험의 경우는 균열발생 가능 지역 또는 균열발생으로 인해 스트레인변화가 생길 가능성이 있는 부분의 스트레인 게이지나 변위계의 데이터는 계속적인 점검이 요구되므로 CRT 화면이나 터미널에 나타나게하고 어느 한계치 이상의 경우는 경보를 보내도록하여 안전 및 보호조치 결정을 내리게 한다.

항공기의 경우처럼 하중제어, 온도제어 등 시험제어 채널수가 많고 시험자료 획득 채널수가 많아지면 전산기를 이용한 시험수행자동화가 필요하게 된다. 이것은 시험중 하중상태에 따른 여러가지 자료를 점검하고 다음 하중에서의 자료들의 변화를 예측하여 시편이 붕괴될 위험이나 비정상적인 시험상태를 미리 막게 하기 위함이다.

## 4. 시험 수행 및 시험용 장비

### 4.1 시험수행

구조시험 소요 발생에서 시험수행, 결과보고서 작성까지 업무의 흐름은 그림 7과 같다. 시험준비가 끝난후, 시험수행은 한 시편으로 여러가지 시험의 경우 아래의 순서에 따름이 유리하다.

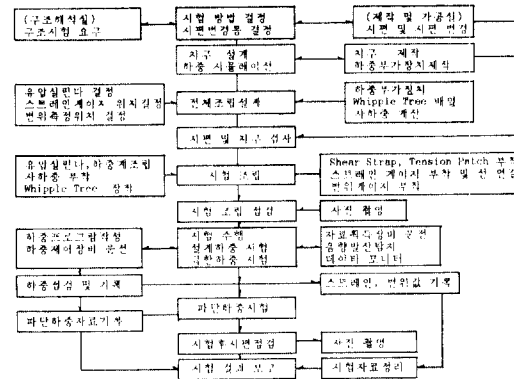


그림 7 구조 시험업무의 흐름도

- 하중이 낮은것에서 높은순(설계하중-극한 하중-파단하중 시험순)
- 한번의 시험조립으로 여러가지 시험시 작은 부품에서 큰부품, 전체조립시험순
- 피로 시험이 있는 경우는 낮은 하중의 정 하중시험, 피로시험, 파단시험 순으로, 필요한 정보를 다음 시험에 이용할 수 있게, 동일시편을 계속 쓸 수 있게
- 고온시험이 있을시는 탄성역이내의 정하중시험, thermal aging이 요구되는 고온

시험, 최종적으로 피로시험을 수행한다. 시험결과 내용으로는 하중의 크기에 따른 스트레인 변화, 변위거동, 항복현상 발생부, 균열 발생 시작순서, 파단부, 파단모우드, 변형후 치수변화, 피로하중 사이클수에 대한 균열 성장길이 등을 포함한다.

#### 4.2 구조 시험용 장비

구조 시험을 수행 하는데 필요한 장비로는 하중부가 및 온도제어 즉 시험조건을 만들어 주는 장비류와 필요한 데이터를 얻어 처리하는 장비들로 구성된다. 하중제어용 장비로는 전자-유압하중제어 장비를 이용하여 정하중 및 피로시험을 수행하고 동특성 시험을 위하여서는 electro-magnetic shaker를 이용한다. 하중제어는 구조물의 형상, 크기 그리고 하중분포 형태에 따라 필요한 유압실린더 채널수가 정해진다. 안전 및 보호를 위해 각 채널에 대해 하중제한장치와 저속하중 제거 기능을 갖추게 한다.

온도, 변형을 및 변위치들을 구하여 필요한 형태의 데이터로 저장하거나 선정한 채널에 대하여서는 실시예 디스플레이를 하도록 하는 장비들을 자료획득 장비라 한다. 변위가 위험한 정도로 크게 나타나던가, 변형율, 온도등이 기대치 이상 또는 위험한 수준에 도달하면 하중제어나 온도제어 장비에 필요한 조치를 하도록 신호하게 하는 기능을 갖추어야 하며, 피로시험 등 장기간 데이터 기록이 필요한 경우는 선정된 하중이나 온도 부가시에만 기록 유지토록 하여 불필요한 데이터를 줄일수 있도록 제어장치와 연결되어 제어중 지시되는 자료를 기록하게 한다. 시험도중 균열발생 유무 및 균열진전 여부를 판단하기위해 보조적 장비로 음향 발산

탐지기(A.E.T.)장비를 겸용하기로 한다. 동특성 시험시 및 진동시험시는 Shaker에서 부가된 하중모우드와 구조 여러부분에서 측정된 가속도 자료를 기록된 가속도 스펙트럼은 모달 분석기(또는 FFT)를 이용하여 주파수에 따른 응답특성, 입력-출력 또는 출력-입력 상관관계 등이 동특성분석 및 모달정수의 산정을 행한다.

동특성시험용 장비는 적어도 두채널 데이터는 현시분석이 가능토록 구성되어 있다. 구조정하중시험이나 피로시험시의 대표적 장비구성은 그림 8에서 보는 바와 같다.

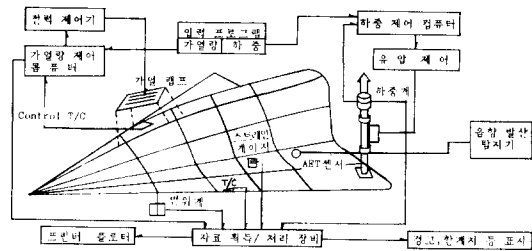


그림 8 구조시험장비 구성도

#### 5. 맺음 말

근년에 항공 산업이 많은 관심을 불러 일으키고 있음에 즈음하여 독자적인 항공기 구조개발시 구조적 안전성 확보를 위해서는 구조시험 기술의 확보가 필수적이다. 또한 구조시험 관련 기술은 다른 기계 구조물의 초기 설계단계에서 구조 강도 및 피로 강도의 확인을 위해서도 응력될 수 있어 구조물의 설계 및 제작공정 결정에 큰 도움이 될 수 있으므로 기업체나 연구소에서 충분히 응용할 수 있도록 노력을 기울여야 할 분야이다.

