

## 항공기 안전도 설계



김철\*

### 1. 서론

전투기나 여객기 등과 같은 고가의 매우 정교한 항공기의 구조를 설계한다는 것은 서로 상반되는 설계개념인 "가볍고 튼튼한 구조설계"를 만족시키는 것이다. 대개 가벼운 구조는 약하며 튼튼한 구조는 무겁기 때문에 이를 달성하는 것은 구조설계자에게는 매우 골치 아픈 일이다. 항공기설계분야만큼 경량화가 강조되는 분야도 아마 드물 것이다. 무게는 항공기 설계조건 중 가장 중요한 요소이다. 태평양횡단 여객기에서 1kg의 무게감소는 바로 엄청난 양의 연료절약으로 이어지며, 전투기에게는 선회반경 등의 기동성과 직결된다.

항공기구조는 운용중에 만날 수 있는 모든 종류의 외부하중에 견딜 수 있도록 설계된다. 외부하중에는 비행기의 거동(수평비행, 급상승, 급강하, 급선회, 이륙 등 기종에 따라 50~500 종류)과 관련된 비행하중(공력 및 관성력), 착륙시

landing gear로부터 동체에 전달되는 착륙하중, 보조연료탱크나 미사일/폭탄 pylon으로부터 동체나 날개구조로 전달되는 store loads, 엔진추력이 구조물에 미치는 하중, 연료의 출력거림에 의한 연료하중, 재급유 및 공중급유에 의한 연료압, 객실이나 조종석내의 압력 등 수많은 종류의 하중이 존재하며, 구조물의 종류 및 위치에 따라 적절한 설계하중을 선택하여 강도설계를 하게된다.

항공기구조는 내구성 및 손상허용성해석(durability and damage tolerance analysis)에 근거하여 설계된다. 운용중 반복하중을 받거나 균열의 발생/진전가능성이 높은 구조물은 그 목록이 작성되어 특별 관리되며 파괴역학이론에 근거한 수명계산에 의하여 구조물 두께 및 모양 등이 결정된다.

항공기구조는 공탄성해석(aeroelasticity)에 근거하여 여러 가지 불안정성(divergence, flutter 등)이 발생하지 않도록 설계된다. 항공기날개, 수평미익, Rudder, 동체 및 날개 외피(skin) 등

\* 경북대학교 공과대학 기계공학부, 조교수

은 특히 이러한 공탄성적 불안정성이 발생하지 않도록 충분한 강성(stiffness)을 갖도록 설계한다.

항공기 구조설계 및 구조물배치 시에는 미리 가공 가능한 최저두께, 리벳이나 볼트 등 체결요소의 헤드높이 등과 같은 가공성(manufacturability)을 고려한다. 또 전투기 같은 경우에는 동체의 대부분이 연료탱크로 사용되기 때문에 탱크내부를 수리 및 점검할 수 있도록 수많은 점검창(service door)이 있는데 이런 점검창의 모양 및 배치설계 시에는 정교한 해석을 수행하여야 한다. 많은 균열(crack)이 점검창의 구석에서 발생하기 때문이다. 부품의 교환이나 연료의 주입 등을 위해서 사람의 손이 접근 가능하도록 구조 배치를 하여야 한다.

항공기 설계과정은 전체 구조설계 사이클이 여러 번 반복되면서 횡수가 더해갈수록 점점 정교해지도록 하는 반복설계방법(iterative design)을 택하고 있다. 같은 사이클 내에서나 그 다음 사이클에서 여러 분야가 서로 맞물려 있어서 한 분야의 부실한 데이터는 타 분야의 계산결과까지도 연쇄반응에 의해서 부정확하게 만들 수 있다. 연쇄반응에 의한 오차는 설계의 반복횟수가 증가함에 따라 반드시 수렴되어야 한다. 그림 1은 이런 반복설계 과정을 도식화하여 보여주고 있다.

다음 장부터 상기한 일반적인 설계고려사항을 좀더 자세히 살펴해보도록 한다.

## 2. FE Modeling 및 내력

항공기의 구조는 근본적으로 곡면의 패널에 많

은 보강재가 부착된 semi-monocoque 구조이다. 그러나 한 단계 더 자세히 들여다보면 매우 많은 구조요소들이 서로 복잡하게 연결되어 있어 부정정 구조를 이루고 있음을 깨닫게 된다. 따라서 그 설계 및 해석방법도 다른 운송기계와 달리 매우 특이하다. 항공기 구조해석은 복잡한 구조 때문에 전통적인 해석적 계산방법 보다는 CAE(computer aided engineering)기법이 널리 활용되고 있다<sup>1)</sup>.

항공기 해석의 출발점은 전기체를 형성하면서 하중을 감당하는 구조부재들을 그 특성에 따라 적절하게 해의 정확도를 해치지 않으면서도 단순한 유한요소를 사용하여 모델링하는 것이다. 이를 전기체 Coarse-Grid Finite Element Model이라 부른다. 전기체 유한요소모델을 구성할 때 복잡한 요소나 상세모델링을 하면 요소의 수가 너무 많아 계산시간이 급증하고(정확도는 비슷한 반면) 수 많은 요소들의 후처리에 많은 시간을 낭비하게 된다. 전기체 Coarse-Grid Finite Element Model(대개 30000-60000 요소가 사용됨)을 구성할 때는 여러 가지 특별한 기법이 사용된다. 예를 들면 각종 service door(점검창, landing gear doors 등)나 removable skin 등은 하중을 100% 감당할 수 없기 때문에 경험 및 시험에 근거하여 낮아진 강성계수 등을 사용한다. 또 동체와 날개, 동체와 수직 및 수평 꼬리날개 등과 같은 주요 체결부위에서는 하중전달이 확실히 되도록 적절한 요소(예를 들면 spring 요소)가 선택되어야 한다. Coarse-Grid Finite Element Modeling 기술은 항공기 설계기술 중에서 핵심중에 한 가지이다.

항공기의 설계단계는 크게 3가지 단계로 구분되는데 이는 개념설계(conceptual design), 기본설계(preliminary design), 상세설계(detail design) 단계이다. 기본설계단계에서는 항공기의 형상이 주기적으로 변하면서 최적의 형태로 진화를 하게 된다. 새로운 형상이 나오면 CATIA 등의 CAD를 사용하여 구조배치도를 그리며, 해석자는 이런 컴퓨터파일을 PATRAN 등으로 불러들여서 전기체 유한요소 모델링을 하게 된다. 해석프로그램

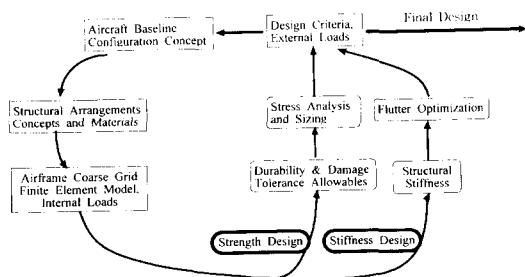


그림 1 항공기 구조해석/설계 사이클

램으로 항공업계에서는 NASTRAN을 주로 사용한다. 대개 평면 및 곡면 패널구조는 굽힘강성이 없는 membrane 요소나 굽힘강성을 갖는 shell 요소로 모델링하며, 주로 전단력을 지지하는 패널은 shear 요소로 모델링한다. 예를 들면 I-beam 구조를 모델링 할 경우에는 이 구조물이 주 하중 경로 내지는 큰 하중을 받는다면 플랜지는 2차원요소인 membrane 이나 shell로 모델링하며, 웹은 shear 요소로 모델링한다. 그러나 이 구조물의 역할이 중요하지 않으면 플랜지는 1차원요소(rod, bar, beam)로 모델링된다. 그림 2는 약 38000개의 유한요소로 이루어진 skin을 제거한 전투기의 Coarse-Grid Finite Element Model 을 나타내고 있다.

전기체 유한요소모델이 완성되면 항공기의 운용중에 만나는 온갖 종류의 외력(external load)을 FE Model의 절점에 분포시켜서 모든 경우에 대하여 유한요소프로그램을 실행시켜서 초기 구조물의 치수(두께, 면적 등)를 계산하고 각 구조부재에 작용하는 유한요소별 내력(internal load)을 계산한다. 이때 치수최적화기법이 사용된다. 설계구속조건(design constraints)으로는 강도, 최소두께, buckling 요구조건 등이 있다. 먼저 강도 구속조건을 부여하기 위해서 최적화 진행중 계산되는 각 구조요소에 작용하는 응력이 허용응력(allowables)을 초과하지 않아야 한다. FAR(federal aviation regulations), JAR(joint

airworthiness requirements), BR(Boeing requirements) 등에 명시된 여객기 설계조건을 만족시키기 위하여 다음과 같은 최소두께 조건이 사용된다. 낙뢰와 우박의 충격을 고려한 위 외피의 최소두께는 0.08in이고, 아래 외피는 countersunk Fastener의 머리 높이가 외피 두께의 2/3보다 작아야 한다. 좌굴을 고려한 설계구속조건으로는, 날개 외피에는 제한하중(limit load) 하에서는 좌굴이 발생하면 안되며, 갑작스런 파괴를 방지하기 위해서 극한하중(ultimate load) 하에서 보강된 외피에 좌굴이 발생하면 안된다<sup>1)</sup>. 따라서 날개 및 수평/수직 미익의 외피의 두께는 좌굴이 발생하지 않도록 설계된다. 날개에서 좌굴이 발생하면 이는 곧 양력(lift)의 감소로 이어져 항공기를 잃을 수 있는 상황이 발생할 수 있다. 그러나 동체 외피의 좌굴은 허용된다. 대개 그 한계는 비행조건과 연결되어 있어, 전투기의 경우는 군 요구도 와도 관련이 있다. 군용기의 강도요구조건은 MIL-STD-1530A Aircraft Structural Integrity Program(ASIP)에 명시되어 있다.

이렇게 하여 각 구조요소별로 적절한 초기치수(initial sizing)가 계산되면, 이 치수에 근거한 유한요소별 내력(internal load)이 계산된다. 유한요소별 내력은 본격적인 상세치수계산(detail sizing)의 시발점이 된다. 위에서 언급한 치수최적화에서 계산된 치수들은 말 그대로 초기 값에 불과하다. 이런 초기 값들은 상세치수계산 단계를 거치면서 더 복잡한 설계조건, 생산조건 등을 고려하여 현실적인 값에 수렴하며, 몇 번의 사이클을 돌아야 한다. 초기 치수계산과정은 주로 NASTRAN의 최적화 모듈이나 직접 coding한 프로그램을 사용하여 자동화 되어있다. 대개 상세치수계산 과정은 설계변수 및 구속조건이 너무 많아서 일률적인 컴퓨터 프로그램에 의한 수많은 유한요소별 최적화를 수행하기가 쉽지 않다. 따라서 설계자 개개인의 능력에 따라 하는 방법이 조금씩 차이가 있다. 해석상의 통일을 기하기 위해서 각 항공사는 표준 해석매뉴얼을 갖고 있다. 이 매뉴얼은 단지 표준적 방법을 제시하며 설계자 개개인이 독창성을 발휘하여 내력에 근거한

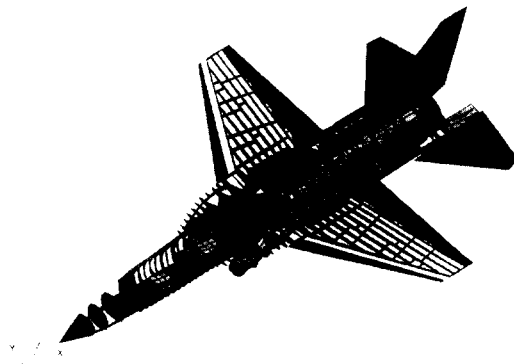


그림 2 전형적인 전기체 Coarse-Grid FE Model

spread sheet 프로그램이나 보조프로그램들을 활용하고 있다. 이 단계에서 많은 인력과 시간이 소요된다.

전세계의 어떤 항공사도 컴퓨터 프로그램만을 사용하여 항공기의 형상(configuration) 및 구조설계를 일시에 신속하게 수행하지 않는다. 설계자가 컴퓨터에 최적화에 필요한 데이터만 입력하면 모든 구조설계 및 치수가 계산되어 나오면 항공기의 개발일정이 엄청나게 단축될 것이다. 현재 1개의 기종을 개발하는 데는 10~15년 정도가 소요된다. 최근 들어서 학교를 중심으로 다분야를 고려한 최적설계(multi-disciplinary design optimization)가 연구되고 있으나 부분적 설계조건만을 고려한 것이 대부분이다. 성공적인 최적화를 위해서는 방대한 설계조건에 대한 data base가 구축되어야 하며, 컴퓨터 성능 등도 발전해야 할 것이다. 또 인명을 다루는 항공기설계분야는 보수적이기 때문에 새로운 기술이 개발되었다고 해도 제품설계로 직결되지는 않는다. 오랜 동안 검증을 거쳐서 안전에 문제가 없다고 인정이 되면 항공기설계에 적용되는 것이 일반적이다.

### 3. 상세치수계산

내력이 계산되어 나오면 그 다음 단계는 각 구조요소별로 치수를 계산하는 것이다. 즉 하중전달경로를 고려하여 각 각의 하중을 견디도록 두께나 면적 등을 계산하는 일이다. 이 설계단계가 응력해석자에게는 가장 바쁜 시기이며, 또 응력해석자의 수가 정점에 도달한다.

FEM을 실행하면 수집에서 많으면 수백가지 외력에 대한 각 유한요소의 내력이 외력 종류별로 구분되어 산출된다. 응력해석자는 이 중에서 설계에 가장 중요한 내력(주로 단위는 stress/length)을 선택해야 한다. 한 개의 4각형 유한요소를 예를 들자. 이 요소에는 모든 종류의 내력(방향별 인장력, 방향별 압축력, 방향별 전단력)이 작용한다. 우선 각 외력중 이 유한요소에 가장 큰 인장력을 초래하는 한 개의 외력을 찾아낸다. 이 인장응력을 이 요소의 허용인장응력(대개

반복하중을 받는 피로취약부가 아니면 재질의 ultimate strength 값)과 비교하여 같도록 두께를 계산한다.

이때 안전여유(margin of safety) 개념을 사용하며 단일 응력, 복합 응력, 좌굴 등에 따라 10가지 이상 있으나 여기서는 그 개념만 소개하기 위해서 가장 단순한 식을 소개한다<sup>2)</sup>.

$$MS = \frac{F_{allowable}}{f_{applied}} - 1$$

여기서 분자의 F는 허용값으로 재료에 따라 다르며, 피로취약부위는 재료관련 값의 약 55%, 좌굴에 약한 경우는 critical stress가 사용되며, 분모의 f는 실제 작용하는 응력(또는 힘)이다.

압축력에 대해서도 각 외력중 같은 유한요소에게 가장 큰 압축력을 초래하는 한 개의 외력을 찾아낸다. 우선 압축응력을 이 요소의 허용압축응력(대개 반복하중을 받는 피로취약부가 아니면 재질의 yield strength 값)과 비교하여 같도록 두께를 계산한다. 또 압축력인 경우는 좌굴 및 crippling에 관해서도 점검을 해야한다. 이때는 좌굴 및 crippling 허용응력과 작용응력을 비교한다. 전단력에 대해서도 압축력인 경우와 비슷하게 한다. 전단허용응력과 전단좌굴(shear buckling)허용응력과 비교하여 MS가 0.0이 되도록 치수계산을 한다. 한 개의 유한요소에 대하여 위와 같이 응력종류별로 계산한 후 가장 두꺼운 치수가 이 요소의 최종치수로 결정되는 것이다. 설계단계에 따라서 위와 같은 작업을 수차례 반복하며, MS는 대개 0.25~0.00이 사용되나 도면배포시에 행하는 최종 치수계산시에는 0.0을 사용한다. 이 값이 음수가 나오면 안되며 새로 해야한다.

최종적으로 구조요소의 치수를 확정하기 위해서 치수계산단계에서는 DaDT(durability and damage tolerance) 개념이 고려되어 구조물의 수명계산을 하여 항공기의 정해진 수명기간(25년)내에 파괴가 발생하지 않도록 치수가 결정된다. 또 공탄성적 불안정 현상인 flutter가 운용속도 내에서 발생하지 않도록 강성계수 EI, GJ의 값을 조

절하며 따라서 치수계산(I, J)에 반영된다. 상기의 치수계산 과정이 그림 3에 예시되어 있다.

또 항공기구조의 치수는 이러한 이론적 계산에만 의존하지 않고 각종 구조시험을 통하여 그 결과를 반영하는 재설계과정이 있다.

#### 4. 구조시험

항공기설계가 진행되면서 이론적 설계를 뒷받침하는 설계개발시험 (design development test)이 동시에 진행되며, 시험용 기체 (전기체 정적시험, 전기체 피로시험, 비행시험)가 제작 완료되면 최종적으로 기체의 구조건전성을 평가하기 위하여 각종 전기체 차원의 시험들이 수행된다. 그 절차는 여객기의 경우는 미연방항공국 (FAA)의 FAR에 기술되어 있고, 군용기는 MIL-STD-1530A에 기술되어 있다.

설계개발시험의 목적은 재료 및 체결부위의 허

용치를 정립하고, 해석절차를 입증하고, 응력해석 및 재료선택의 적절성을 평가하고, 풍동시험을 통하여 플러터 특성을 파악하며, 구조요소의 DaDT를 점검하는 데 있다<sup>3)</sup>. 이 시험에는 작은 시편시험에서 큰 component 시험까지 있다. 특히 joint, fitting 등 체결부위의 구조물시험이 많이 수행된다. 정적시험도 있지만 대부분이 피로 시험이다. 내구성 (durability)은 정해진 기간동안 구조물이 균열, 부식, 열성퇴화, 충전분리, 마모 및 외부물질에 의한 손상(FOD)의 영향에 견딜수 있는 능력을 의미한다. 대개 여러 요인에 의하여 균열이 발생하는 시점까지가 이에 속한다.

손상허용성 (damage tolerance)은 일정기간동안 수리하지 않은 상태에서 균열 등의 손상에 구조물이 견디는 능력을 이른다.

전기체 차원의 구조시험은 각종 구조시험의 절정을 이룬다. 전기체 구조시험을 구성하는 요소들로서는 실물항공기, 시험용지지 구조물, 모든

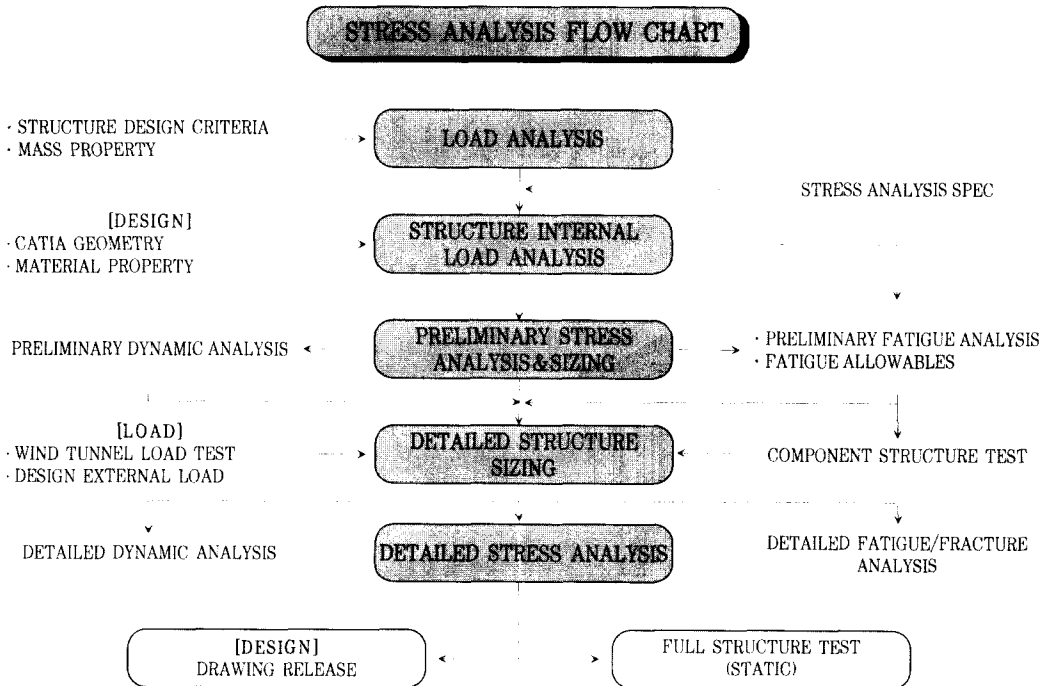


그림 3 전형적인 항공기구조 치수계산 흐름도

종류의 외력을 가하는 작동기 및 방법, 수천개의 스트레인 게이지 및 데이터 기록장치, 시험 전후 검사 등이 있다. 그림 4는 여객기의 전기체 정적 시험을 위한 항공기와 하중을 가하기 위한 지지 구조물을 나타낸다.

전기체 구조시험을 수행하기 전에는 수천개에 달하는 스트레인 게이지의 위치가 하중경로를 고려하여 먼저 선정되어야 한다. 위치 선정을 위해서는 lug, fitting 등 체결부 주변의 취약부위, 주 하중 경로상의 응력/하중집중지역 등 내력 및 응력해석 결과와 이전 기종에 대한 경험적 정보에 의존하게 된다. 스트레인 게이지 로체트가 사용되어야 하는 곳과 단일 게이지가 사용되는 곳이 분류되어야 한다. 또 항공기의 내부와 외부에 부착할 스트레인 게이지가 구분되어야 한다. 특히 내부에 부착되는 경우에는 매우 부피가 커질 수도 있는 회로선 묶음이 통과할 구멍이 있어야 하는데, 추가로 뚫어야 할지 아니면 다른 목적을 위해서 존재하는 기존의 구멍이 사용될 수 있는지를 판단하여 시험제작에 반영되어야 한다. 가능하다면 강도를 해치지 않는 범위에서 필요시 새 구멍이 만들어져야 한다.

전기체 피로시험에는 실제 항공기 운영조건이 하중으로 가해진다. 즉 항공기가 이륙할 때 작용하는 하중 스펙트럼, 비행중 겪게되는 난류에 의한 진동, 항공기 거동 스펙트럼, 착륙시 작용하는 스펙트럼 등을 다 고려한 하중을 가한다. 이 때문에 시간이 오래 걸려서 여객기의 경우에는

이 시험이 끝나기도 전에 항공사에 인도되어서 사용중에도 계속 시험이 진행중인 경우도 있다.

전기체 정적시험의 목적은 군용기의 경우에는 고객인 정부에, 여객기인 경우에는 FAA/JAA에게 시험 생산된 항공기가 design limit load하에서 모든 구조물에 소성변형이 일어나지 않을 것을 보여주어 양산이나 판매허가 등을 얻기 위한 것이다. 여객기의 경우 이 시험을 통과 못하면 미주 및 유럽시장의 판로를 얻지 못한다.

설계개발시험 및 전기체 정적/피로시험, 비행 시험 등이 끝나면 시험결과는 철저하게 분석되며, 해석결과와 다량의 시험결과와 비교된다. 이상이 있을 때는 시험결과를 반영한 설계변경이 발생한다.

## 5. 결 론

항공기 구조설계시 사용되는 안전계수는 대개 1.5이다. 이보다 낮은 안전계수를 사용하는 물체로는 1.2~1.3을 사용하며 한번 사용 후 버리는 설계개념을 가진 미사일이나 군사용 로켓이 있다. 또 항공기는 대당 가격이 매우 높고 한번에 많은 승객을 태우거나 또는 한 국가의 군사력 면에서 중요한 비율을 차지하고 있기 때문에 구조적 결함에 의한 손실은 수많은 인명의 희생이나 군사력의 저하, 재산손실을 초래한다. 게다가 기동력을 증가시키고 연료절감 등 운영비를 줄이기 위해서 요구되는 강도 및 강성을 만족시킬 수 있는 최소의 치수로 최적설계되어야 한다.

항공기 안전도 설계를 위해서 그 방법이 인증된 매우 정교한 설계기법이 사용되며, 일정한 주기로 설계가 진화하면서 이에 따른 해석이 반복적으로 수행되며 구조물의 치수가 최적치로 수렴한다. 해석상이나 공학수식의 오차를 보정하기 위하여 재료시험, 부품수준의 구조시험, 전기체 정적시험, 전기체 피로시험, 최종적으로 비행시험을 거치게 된다. 모든 시험결과는 설계로 feed-back되어서 필요시 설계변경을 하여 구조의 건진성을 유지하게 한다. 대개 상기한 모든 과정을 다 거치고 최종 인증을 받기까지 평균 10년 이상

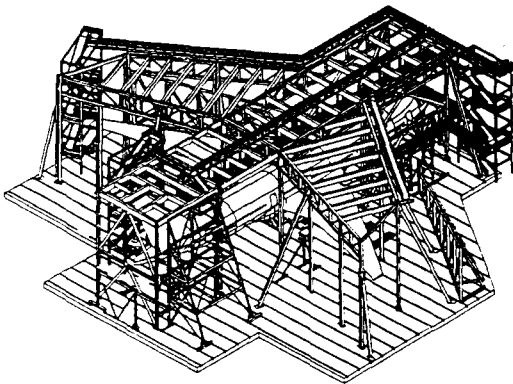


그림 4 전기체 정적시험 설치도

이 소요된다.

이상의 과정을 살펴볼 때 항공기는 첨단 의 해석 및 시험과정이 도입되어 매우 안전하도록 설계되고 있음을 알 수 있다.

### 참 고 문 헌

1. 김철, 조중찬, "많은 설계변수를 가진 항공기 Wing Box의 치수 최적설계 및 응력해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제2호, 1998, pp. 73~82
2. Niu, M. C. Y., *Airframe Stress Analysis and Sizing*, Conmilit Press Co., 1997
3. 주영식, 정병우, "기본훈련기급 항공기의 설계 개발시험-제1부 : 개요", 한국항공우주학회지, 제26권, 제5호, 1998, pp.134~142 