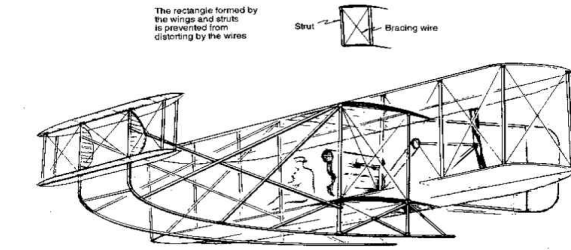
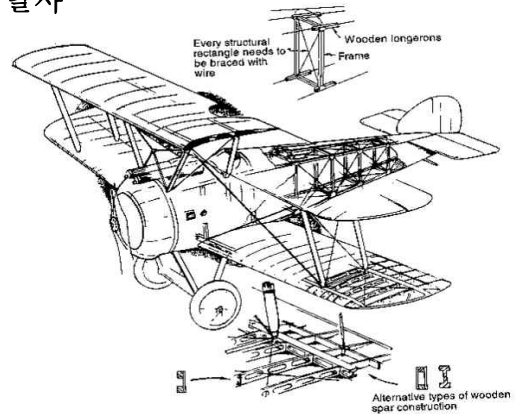


제4장 항공기 구조 및 감항성

항공기 구조 발달사

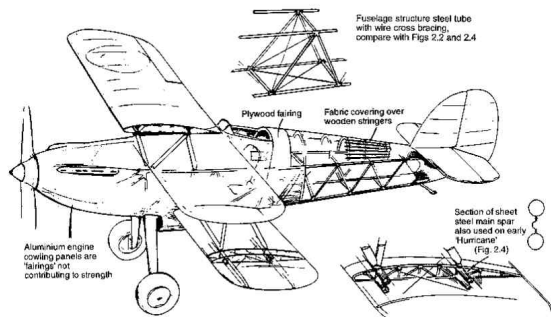


Wright Flyer (1903)

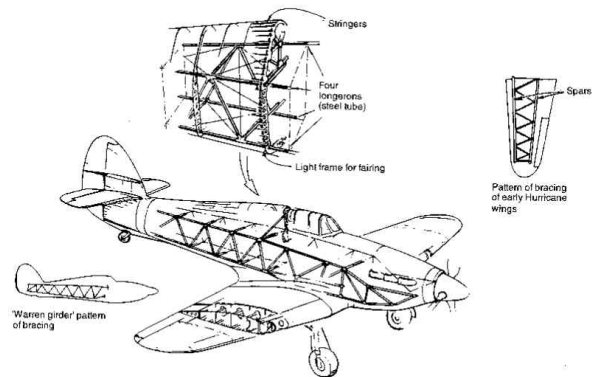


복엽기(biplane)

- Spowith Camel (1917)

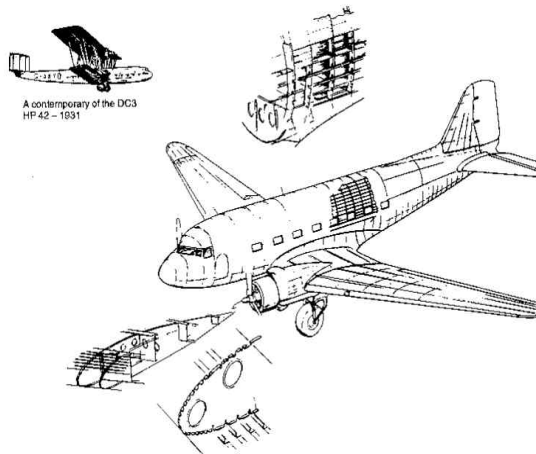


금속재료 구조로의 전환기 - Hawker Fury (1931)



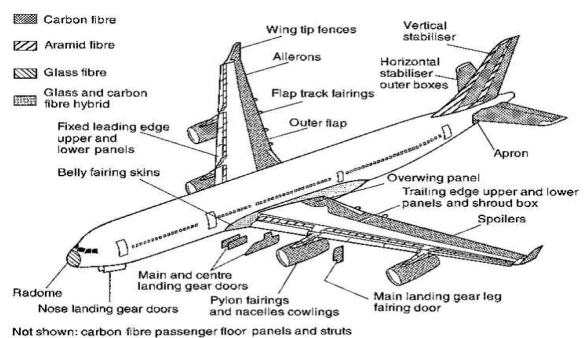
단엽기(monoplane)의 출현

- Hawker Hurricane (1935)



항공기 구조 기술의 도약 !

전금속제 응력외피구조(all-metal stressed-skin) 항공기의 출현 - Douglas DC.3 (1933)



보다 멀리, 보다 가볍게 !

복합재(composite material) 항공기의 실용화 - Airbus A340

제4장 항공기 구조 및 감항성

항공기에는 기본적으로 **양력, 항력, 중력, 추력의 네 종류의 힘**이 작용하고 비행 상태에 따라 추가적인 하중이 작용한다. 또한 돌풍(gust)등과 같은 예측하기 힘든 요소에 의한 하중이 비행 중에는 가해진다. 항공기 구조는 이러한 여러 비행 상태 중에 항공기에 작용하는 하중을 견딜 수 있도록 설계되어야 하며 동시에 항공기 구조를 설계하기 위해서는 이러한 하중의 크기를 예측 및 해석할 필요가 있다.

4.1 힘과 응력

- 힘(force) F : 물체의 운동과 변형을 일으키는 요인
- 응력(stress) $\sigma = F/A$: **단위 면적 당 작용하는 힘** (단위 : N/m^2 , lb/in^2)
같은 크기의 힘이라도 넓은 면에 작용할 때와 작은 면에 작용할 때 발생하는 변형의 크기가 다르므로 단순히 힘의 크기만으로 구조에 미치는 영향을 결정할 수 없다.

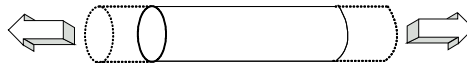
4.1.1. 외력

- 외부로부터 항공기에 작용하는 힘 - 양력, 항력, 중력, 추력
- 구조설계 시 돌풍(gust) 및 비행조건들을 고려하여 항공기가 견딜 수 있는 외력의 최대 크기인 **제한하중(limit load)**을 결정해야 한다.

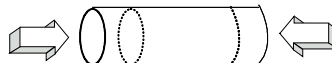
4.1.2. 내력과 응력

- 내력 : 구조물 내에서 외력에 저항하는 힘
- 하중(load) : 구조물에 작용하는 힘
 - 작용 면적에 따라 : 집중(concentrated) 하중, 분포(distributed) 하중
 - 시간에 따라 : 정적(static) 하중, 동적(dynamic) 하중

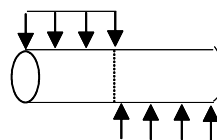
(1) 인장력(tension)



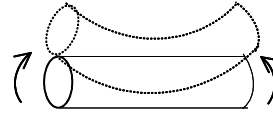
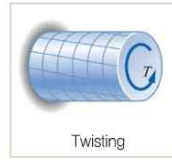
(2) 압축력(compression)



(3) 전단력(shear force)



(4) 비틀림(twisting)



(5) 굽힘 모멘트(bending moment)

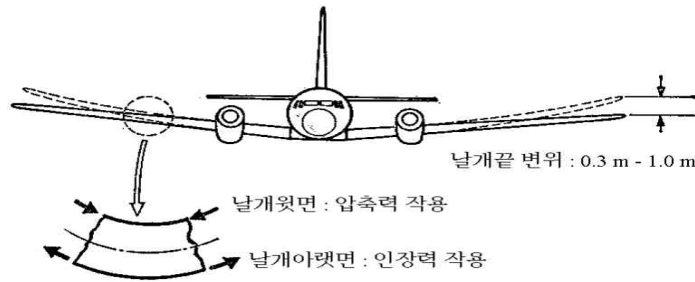


그림 4-9. 굽힘 모멘트의 예

4.1.3. 하중계수(load factor)

$$n = \frac{\text{항공기에 작용하는 힘}}{\text{공기의 무게}} = \frac{L}{W}$$

- 제한하중계수(limit load factor) : 항공기 유형에 따른 하중계수의 최대치
- 파괴하중계수(ultimate load factor) : 실제 항공기 설계에 사용하는 하중계수
파괴 하중계수 = 제한 하중계수 × 안전율(safety factor, 1.2 ~ 1.5)
- V-n diagram

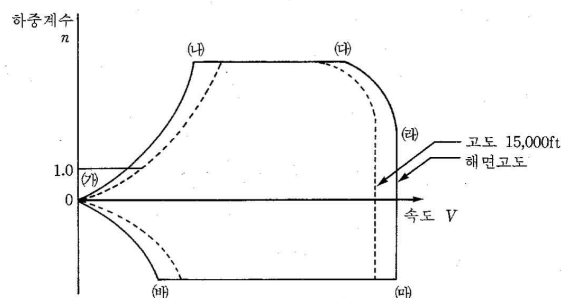


그림 4-10. V-n 선도

- (가)~(나), (가)~(바) : 실속속도에 따른 제한하중계수
- (나)~(다), (마)~(바) : 구조적 한계에 따른 제한하중계수
- (다)~(라) : 충격파의 진동인 buffet에 의한 제한하중계수
- (라)~(마) : 최대 비행속도

※ 같은 항공기라도 V-n diagram은 비행 고도에 따라 다르다.

- 돌풍(gust)에 의한 V-n diagram
 - 순간적인 돌풍에 의하여 항공기에 작용하는 공력의 변화가 발생하므로 돌풍에 따른 제한하중계수도 변하게 된다.
 - 항공기의 전체 제한하중계수는 그림 4-10과 그림 4-11의 하중계수를 합해야 한다.

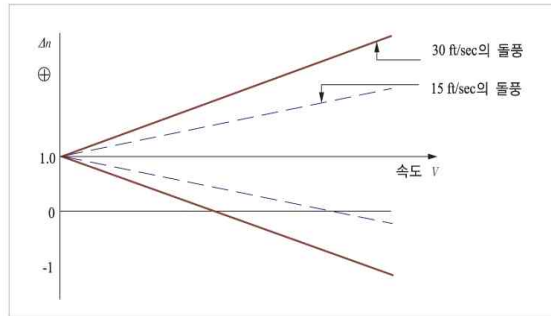
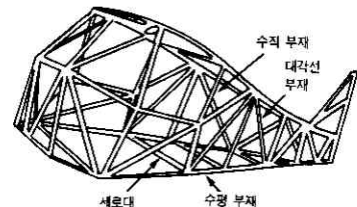


그림 4-11. 돌풍에 의한 V-n 선도

4.2 항공기 구조 형식

4.2.1. 트러스(Truss) 구조

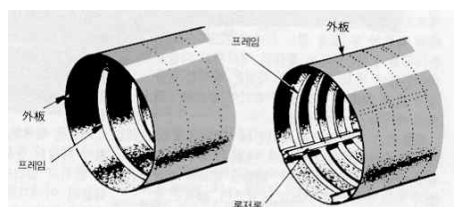
- truss(목재 or 철판) + skin(천 or 금속판)
- 하중은 truss만 받으며 외피(skin)는 공기력 전달
- 장점 : (1) 제작비용이 적다 → 소형기에 많이 사용
(2) 구조가 간단
- 단점 : (1) 내부 공간 마련이 어렵다.
(2) 외형의 각진 부분이 많아 유연하지 못하다.



< 트러스 구조 >

4.2.2. 응력 외피 구조

- 외피도 항공기에 작용하는 하중의 일부를 담당하는 구조
 - Monocoque 구조
 - (1) 골조와 외피가 일체형
 - (2) 내부 공간 마련이 쉬우나, 외피가 두꺼워 무겁고 균열에 의한 작은 손상에도 구조 전체가 약화된다.
 - Semi-monocoque 구조
 - (1) 골조와 외피를 조립하여 외피도 응력을 지지하도록 만든 구조
 - (2) monocoque에 비해 내부 공간 마련이 쉽고 외피가 얇아 전체적인 무게가 가볍다.



< Monocoque 구조와 Semi-monocoque 구조 >

4.2.3. Sandwich 구조

- [외판(facing) 사이에 심재(core)를 넣어 접착제로 접착시킨 구조
 외판 : 축 방향의 인장과 압축하중 지지
 심재 : 외판에 수직인 방향의 압축하중 지지
- 장점 (1) 단위 면적 당 강도가 높다.
 (2) 반복 하중에 강하다.
 (3) 방음, 방열 특성이 우수하다.
- 단점 : 손상상태를 파악하기 어렵고 고온에 약하다.

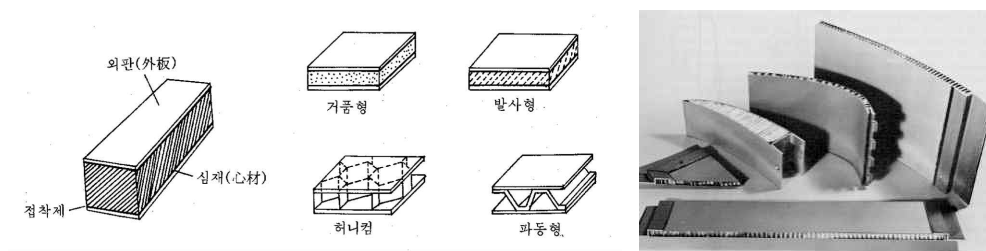
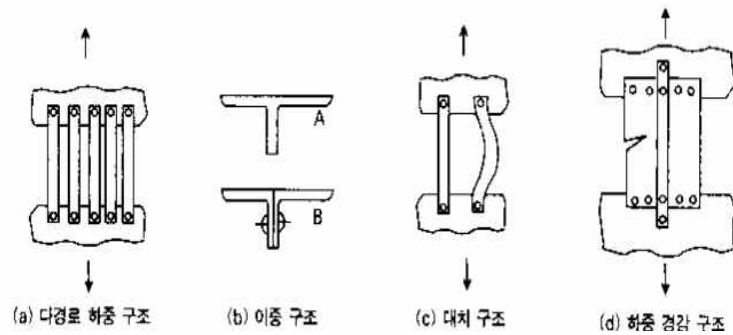


그림 4-13. 샌드위치 구조의 종류 및 실물 모형

4.2.4. Fail-safe 구조

- Fail-safe 구조의 개념
 어느 부분에 파손이 생기더라도 다른 구조 요소가 하중을 담당하게 하여 치명적인 파괴 또는 과도한 변형을 가져오지 않게 하는 구조
- (1) 다중 하중 경로 구조(redundant structure)
 - 한 부재가 파손되더라도 그 부재가 담당하던 하중을 다른 부재가 분담하는 구조
- (2) 이중 구조(double structure)
 - 하나의 큰 부재 대신 두 개 이상의 작은 부재를 사용
 - 한 부재에 균열이 발생하여 강도를 잃어도 다른 부재들이 하중을 지지
- (3) 대치 구조(back-up structure)
 - 한 부재의 파손에 대비해서 그 부재가 파손되었을 때 하중을 지지할 수 있는 예비 부재를 갖는 구조
- (4) 하중 경감 구조(load dropping structure)
 - 강성이 큰 부재는 강성이 작은 부재보다 더 많은 하중을 받는 원리를 이용
 - 어느 한 부재가 파괴되기 시작하면서 강성이 저하되고 변형이 발생할 경우, 아직 강성이 저하되지 않은 부재로 많은 하중이 전달되어 파괴가 시작된 부재의 완전 파괴를 방지하는 구조



< 페일세이프 구조의 종류 >

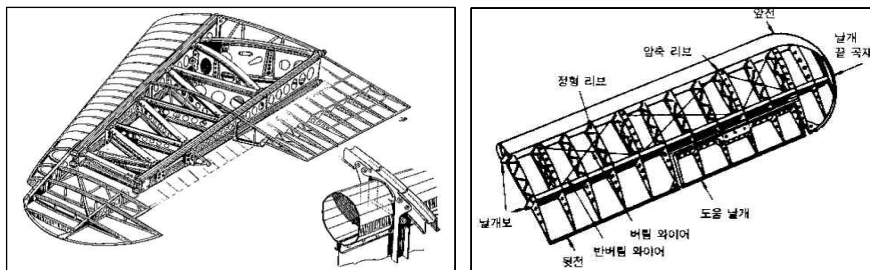
4.3. 기체구조

4.3.1. 날개(wing)

- 구성품 : 날개보(spar), 리브(rib), 스트링거(stringer), 외피(skin)
- 부속품 : 연료탱크, 나셀(nacell), 파일론(pylon), 에일러론(aileron), 착륙장치 등

(1) truss형 날개

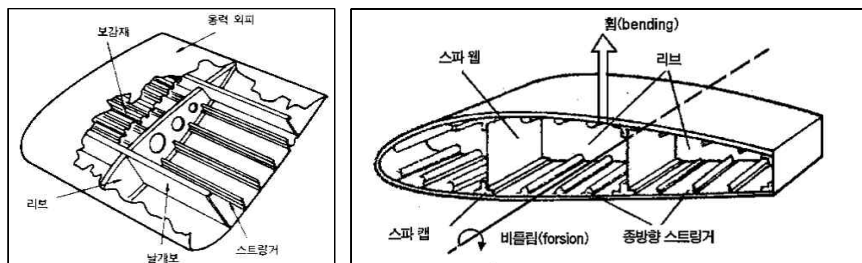
- ▶ spar - 전단력, 굽힘 및 비틀림 모멘트 담당
- ▶ rib, string, skin - 형상 유지 및 좌굴(buckling) 방지



< 트러스형 날개 >

(2) 응력외피형 날개

- ▶ 외피 : spar와 함께 전단력, 굽힘 및 비틀림 모멘트 분담



< 응력외피형 날개 >

(3) 샌드위치구조 날개

- ▶ 무게에 비하여 강성이 크고, 제작이 용이하다.
- ▶ 진동에 대한 감쇠성이 크고 단열성 및 방음성이 우수하다.

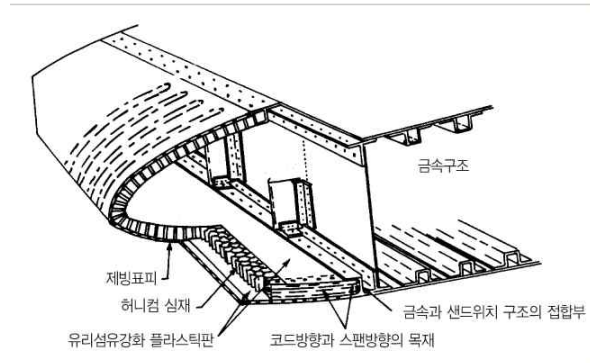


그림 4-22. 날개에 사용된 샌드위치 구조

- ※ 항공기의 날개는 truss, 응력외피, sandwich 구조 중 한 가지만을 사용하는 것이 아니라 부분적으로 여러 구조를 같이 사용한다.
- ※ 날개뿌리 : 날개에 작용하는 양력을 모아서 동체에 전달하므로 충분한 강도가 필요하다.
- ※ 날개 내부구조 : 착륙장치 및 연료탱크 공간을 포함한다.
- ※ 날개끝 : 곡선형 부재, 정형재, rib 등으로 구성된다.

4.3.2. 동체(fuselage)

- ▶ 구조형식 : truss 구조, monocoque 구조, semi-monocoque 구조
- ▶ 여압실(pressurized cabin)
 - 높은 고도에선 대기압이 낮아 항공기 객실의 압력을 외부보다 높게 만들어야 한다. 외부 압력 보다 높은 압력을 가한 객실을 여압실이라고 한다.
 - 내부와 외부의 공기 압력 차에 의한 하중이 발생하므로 정적강도와 피로파괴 특성이 좋아야 한다.
 - stringer 간격을 좁히고 강한 재료의 stringer 사용(titanium계 합금)
 - 단면은 이중거품(double bubble)형을 사용
 - 마루부재(floor member)는 다중하중경로구조 사용

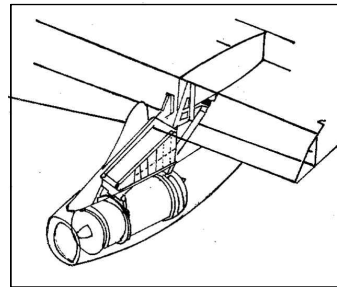
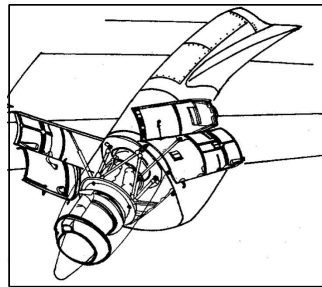
4.3.3. 꼬리날개

- ▶ 수직꼬리날개 : 수직안정판 + 러더(rudder)
- ▶ 수평꼬리날개 : 수평안정판 + 엘리베이터(elevator)

4.3.4. engine mount

- ▶ 나셀(nacelle) 형 : engine을 날개에 부착하는 경우

- ▶ 파이론(pylon) 형 : engine을 날개 아래에 매다는 경우



< 나셀형 엔진 마운트 >

< 파이론형 엔진 마운트 >

4.3.5. 착륙장치

- 사용목적에 따른 구분 : tire식, ski식, float식
- 조향방식에 따른 구분 : 앞바퀴식(안정), 뒷바퀴식(불안정)

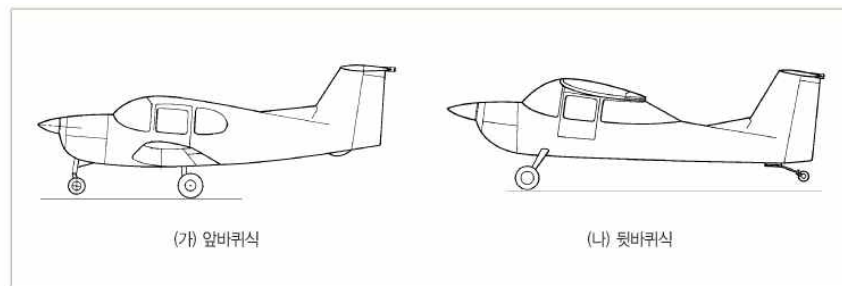


그림 4-39. 착륙장치의 조향방식 구분

- 완충장치
 - 고무 완충식(rubber absorber) : 충격 흡수와 감쇠성은 양호하나 내구성이 없다.
 - 평판 스프링식(plate spring) : 충격을 완화하지만 감쇠성이 없어 반동이 크다.
 - 공기 압력식(air pressure) : 평판 스프링식의 특성과 거의 같다.
 - 올레오(oleo)식 : 충격에너지를 열에너지로 변환하여 감쇠작용을 한다.

4.4 항공재료

4.4.1. 금속재료

- (1) 알루미늄 합금(듀랄루민) : 항공기에 가장 많이 사용되는 금속재료
 - 무게에 비하여 강도가 강하다.
 - 부식에 대한 저항성이 크다.
 - 가공성이 우수하다.

- 시효 효과(aging) : 용액을 열처리 후 실온에 방치하면 차차 강도와 경도가 최대치에 도달하는 특성
- (2) 스테인레스강 : 내열 합금으로 제트엔진의 꼬리 파이프, 엔진나셀, 방화벽에 사용
- (3) 동합금 : 매우 연하여 가공성 좋으므로 관의 형태로 유압계통에 사용
- (4) 마그네슘 합금 : 매우 가벼우나 부식이 잘된다.
- (5) 티타늄 합금 :
 - 내식성, 고강도, 내열성 \Rightarrow 마하 2.5 이상의 공력가열 현상 극복 (SR-71)
 - 제트엔진의 케이스, 가스터빈 엔진의 압축기 깃(blade) 등에 사용

4.4.2. 복합재료

- 두 종류 이상의 재료를 일체화하여 단일 재료로는 얻을 수 없는 우수한 성질을 갖도록 한 합성재료
- 강도중량비가 뛰어나 알루미늄 합금보다 15~30% 중량을 절감할 수 있다.
- 복합재의 강도는 섬유에 평행한 방향으로 매우 강하고 수직한 방향으로는 약하기 때문에 섬유의 방향성을 이용하여 구조 자체에서 요구되는 강도를 방향에 따라 줄 수 있다.
- 섬유강화수지(FRP : fiber reinforced plastic) 대표적인 복합재
 - 유리섬유계 복합재(GFRP)
 - 탄소섬유계 복합재(CFRP)
 - 아라미드섬유계 복합재(AFRP)
 - 보론섬유계 복합재(BFRP)

4.4.3. 재료의 결함검사

- (1) 마그나플럭스(magnaflux) 검사
 검사하려는 물체에 전류를 흐르게 하여 자력선을 만들면 결함이 있는 부위에 자력선이 집중된다. 철분을 물에 띄워 뿌려주면 철분이 결함 부위에 집중적으로 부착되므로 이것을 관찰하여 결함 부위를 찾는 방법이다.
- (2) 다이체크(dye check) 방법
 균열이 의심되는 부위에 특수한 감광물질을 흘려보내면 균열이 발생한 부분에만 감광물질이 스며들므로 표면을 닦아내고 자외선 불빛을 비추어 유난히 밝게 빛나는 균열부분을 찾는 방법이다.
- (3) X선 검사 및 감마선 검사
 X선 및 감마선의 투과성에 의하여 사진촬영을 하면 검게 나타나는 균열 부분을 찾는 방법이다. 철판의 경우 X선은 15cm, 감마선은 50cm 두께를 투과할 수 있다.
- (4) 초음파 검사
 초음파를 검사 물체 내부로 전파시키면 일부는 결함부위에서 반사되고 나머지는 물체 끝에서 반사되어 돌아오므로 이 반사파들을 영상화하여 결함부위를 찾는 방법이다.

4.5 구조 설계제작 및 시험

4.5.1. 구조설계

재료들은 장기간 사용하면 약화되어 비행 중 파괴의 위험성이 커지므로 이에 대한 대책과 아울러 사용 중 적절한 점검 및 정비도 고려한 설계를 해야 한다.

(1) 안전수명설계(safe life design)

항공기의 계획된 설계수명 기간 내에는 구조에 작용하는 모든 하중에 대하여 부재가 파손되지 않을 정도의 응력이 작용하도록 설계하는 기법

(2) 페일세이프설계(fail safe design)

비행 중 구조의 일부가 파손되어도 치명적인 사고가 되지 않고 최소한 착륙할 때까지는 안전하게 비행을 계속할 수 있도록 하는 설계 기법

(3) 손상허용설계(damage tolerance design)

항공기 기체의 구조에는 발견되지 않은 결함이 있다고 가정하여 피로와 부식에 의한 재료의 약화 및 불의의 파손이 발생하더라도 그것이 치명적인 사고가 되지 않도록 대비하는 설계 기법

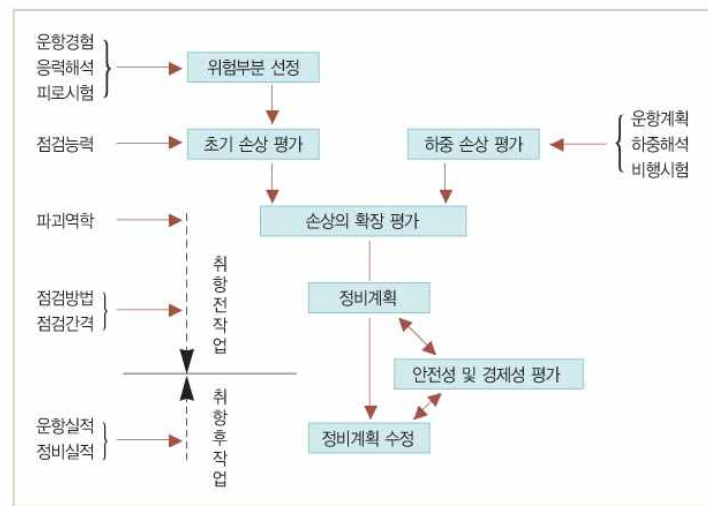
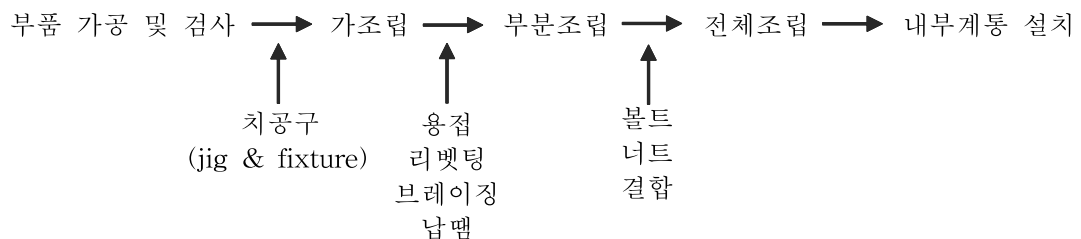


그림 4-49. 손상허용설계의 손상평가 과정

4.5.2. 제작



4.5.3. 구조시험

(1) 강도시험

제한하중 또는 파괴하중을 가하여 기체가 설계상의 강도를 실제로 갖고 있는가를 시험

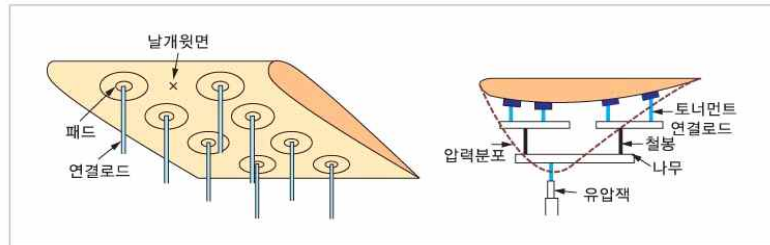


그림 4-51. 강도시험용 하중부가 장치

(2) 모형시험(mock-up test)

기체 전체 또는 일부를 실물크기의 모형으로 만들어서 조종석이나 객실 등에 복잡하게 설치되는 장비들에 대하여 조종사 시계, 배치의 적합성, 운용의 편리성 등을 시험

(3) 진동시험

엔진 작동 및 헬리콥터의 로터회전에 의한 진동과 소음, 기체구조의 고유진동수 등을 측정하여 공진특성을 조사

⇒ 공기력과 구조의 탄성이 상호작용하여 공진이 일어나는 공력탄성 현상을 방지

(4) 피로시험

반복적인 비행하중의 크기와 횟수를 장기간 기록 분석하여 항공기의 운용 중에 받는 진동하중에 대한 기체의 수명을 예측

(5) 비행시험

시험제작 항공기를 실제로 비행하면서 기체구조의 각 부분에 작용하는 응력을 원격 무선 송신하여 측정

⇒ 항공기에 작용하는 전체적인 실제 응력을 측정하여 기체의 안전성을 입증