

# 항공기 구조 안전 기술



황 인 희(한국항공우주연구소 기체구조연구그룹)

- '80 서울대학교 항공공학과(학사)
- '82 서울대학교 항공공학과(석사)
- '90 Univ. of Washington 항공공학(박사)
- '90-현재 한국항공우주연구소 기체연구연구그룹장

## 1. 서 론

1960년대부터 1980년대까지 20년간의 비행사고와 관련된 통계 자료를 보면, 전체 사고 중에서 기체와 계기의 고장이나 파손에 의한 사고가 30%를 차지하고 나머지 70%는 인간의 실수에 기인한다. 항공기의 운항 임무별로는 착륙시에 가장 많은 사고가 발생한다(약 57%). 항공기의 안전에 영향을 미치는 요소는 기후, 공항 시스템, 조종사의 작동, 엔진고장, 조종계통 및 기타 세부계통의 기능, 구조물의 강도, 정비상태 등 다양하다. 그 중에서도 구조물의 파손은 전체 항공기 사고중 10-15%의 원인이 될 만큼 중요하다. 따라서 항공기를 개발할 때는, 세부계통의 기능 보장과 함께 기체 구조물의 안전을 확보하기 위해 많은 시간과 노력을 투자하게 된다. 군용기의 경우 군사규격<sup>[1-7]</sup>에서, 민항기의 경우 항공규정<sup>[8, 9]</sup>에서 구조물의 설계 및 강도 기준을 제시하고 있다. 군용기와 민항기는 그 사용 목적과 임무에 따른 항공기준에 차이가 있을 뿐, 구조물의 강도를 확보하기 위한 근본적인 방법론은 큰 차이가 없다. 실제로 미국의 군사규격과 연방항공규정은 서로 많은 교류를 갖고 보완적인 관계로 발전해 오고 있다. 민간 항공규정은 미국과 유럽이, 최근에는 러시아가 참여하여 조율을 위한 노력을 하고 있다.

본 논문에서는 민간 항공규정인 FAR 25를 중심으로 구조물의 안전과 관련한 주요한 설계 요구사항 및 하중조건을 기술하고, 설계 개발된 구조물의 정적강도, 피로강도, 공탄성을 입증하기 위한 해석 및 시험적 방법을 소개하고자 한다.

## 2. 구조 설계 요구사항

### 2.1 날개

#### 2.1.1 중앙부

날개 상자의 중앙부는 객실압력 안전밸브(Relief Valve)에 설정된 압력의 1.5배와 바깥쪽 날개에서 오는 외력을 함께 고려하여 설계한다. 여압만을 고려할 때는 안전밸브에 설정된 압력의 2.0배인 극한 여압조건을 고려하여 설계하여야 한다. FAR 25.561의 비상 착륙조건에 대해서도 설계하여야 한다.

#### 2.1.2 표피(Skin)

윗 표피 판넬은 압축력 및 전단력을 고려하여 설계하여야 한다. 압축력과 전단력이 복합적으로 작용할 때, 적절한 좌굴 기준식을 적용하여야 한다. 아래 표피도 압축력에 대해 동일한 기준을 적용한다. 제한하중 이하에서 스파 웹이 좌굴되어 연료 탱크를 손상할 가능성이 있을 경우, 웹의 체결부 선(Fastener Line)에서 좌굴되는 것을 막기 위해 체결부 선을 보강해야 한다.

#### 2.1.3 리브(Rib)

탱크 경계 리브의 보강재를 포함한 모든 보강재 끝의 부착 구조물은 충분한 안전 여유계수를 갖도록 한다. 리브의 변형이 판넬의 곡면에 크게 영향을 주거나 리브를 압착(Crush)하는 힘을 지나치게 증가시킬 때는, 2차적인 압착하중을 고려하여야 한다. 착륙장치, 플랩, 그리고 나셀 등을 지지하기 위한 리브는 표피에 전단 구속으로 부착한다. 이때, 리브의 굽힘에 의해 유발되는 표피의 응력은, 날개 상자가 정적으로 혹은 반복적으로 받는 응력과 복합적으로 고려하여야 한다.

#### 2.1.4 날개 조종면

스포일러(Spoiler), 에어러론(Aileron), 앞전, 그리고 뒷전 조종면을 포함한 날개의 조종면은

FAR 25.675와 25.671(c)의 기준을 적용해야 한다. 모든 조종면과 지지 구조물은 정적 강도와 강성 기준을 만족하여야 한다. 운항, 유지 혹은 보수하는 동안 마모될 수 있는 날개 조종면은 교체할 수 있도록 설계한다. 스포일러와 지지 구조물 그리고 유압 작동기의 부착 구조물은, 최대 작동유압 조건에 해당하는 하중에 맞추어 설계해야 한다. 에어러론은 비틀림 강성이 플러터를 견디고, 비행 안정성과 조종성을 유지할 수 있도록 설계하여야 한다. 에어러론과 플래퍼론 그리고 지지 구조물의 제한 하중은 날개의 변형을 고려하여 산출하여야 한다. 에어러론과 플래퍼론은 극한 횡하중 계수를 18로 설계한다.

#### 2.1.5 플랩

플랩은 손상허용을 고려한 설계를 해야 한다(FAR25.571). 착륙장치 뒷부근의 플랩은 물이나 외부 물체의 충돌에 견디도록 설계해야 한다. 앞전플랩은 우박에 견디도록 해야 한다. 플랩과 지지 구조물은 종하중계수 20, 횡하중계수 18을 각각 극한하중으로 하고 비상 착륙시 과도한 하중이 걸리더라도 날개 상자를 파괴하지 않아야 한다.

## 2.2 동체

### 2.2.1 객실

객실 여압은 1,500 - 2,400m로 한다. 압력 조절 장치가 작동하지 못할 때 안전밸브가 압력을 제한할 수 있어야 한다. 여압만을 고려할 때의 극한 하중은 안전밸브에 작용할 수 있는 최대압력의 2배가 된다. 비행하중을 함께 고려할 때는 안전밸브의 최대 압력의 1.5배로 설계해야 한다. 동체 구조물은 1.86 입방미터 크기의 구멍에 의한 압력 방출을 고려하여 설계하여야 한다. 모든 여압 칸막이는 환기구멍을 두어, 갑작스런 압력 방출에 의한 압력차를 구조물이 견딜 수 있도록 한다. 문에 불시착시, 여압이 된 동체나 연료 칸의 문이나 중간 보강 구조물이 파괴되어서는 안된다.

### 2.2.2 내부 지지 구조물

취사장이나 승객과 승무원이 있는 칸은 비상 착륙시, 앞방향 9g, 밑으로 6g, 위로 3g, 측방향 3g, 뒷방향 1.5g를 극한하중계수로 한다. 좌석을 부착하는 구조물은 위의 하중 계수에 1.33을 곱한다. 플로어와 프레임을 설계할 때는 하부 지지대에 걸리는 화물 하중을 고려해야 한다. 플로어 빔은 비상 착륙시와 모든 비행하중, 지상하중 조건의 관성력에 대해 설계한다.

### 2.2.3 창문 및 문

유리나 플라스틱으로 된 모든 창문은 여압만을 견딜 수 있으면 된다. 조종사 바로 앞의 바람막이 창문과 비행계어계통 앞에 위치하는 지지 구조물은 1.8kg 무게의 새가 충돌할 때 뚫고 들어오지 않도록 견디어야 한다. 모든 문은 손상허용 설계를 해야 하고 동체의 변형에서 오는 하중을 견디어야 하며 구조적인 변형이 잠금이나 열림 장치를 작동하게 해서는 안된다. 문 주위에는 구조물의 연결부를 두지 않는다.

## 2.3 미익부

미익부는 FAR 25.331, 25.351, 그리고 25.427의 하중 조건에 대해 설계한다. 수평미익과 수직미익의 뒷전 판넬과 빔은 피로하중을 견디도록 강성을 갖도록 한다. 미익부 조종면과 지지 구조물은 검사/유지하고 수리할 수 있도록 점검창을 둔다. 미익부 조종면의 구조물은 작동에 의한 마모를 고려하여 설계해야 한다.

## 2.4 나셀 및 엔진 지지 구조물

나셀과 엔진 지지 구조물의 정적 강도는 FAR 25.361, 25.363, 25.367 그리고 25.371을 고려한다. 나셀과 엔진 지지 구조물은 동적하중을 고려해야 한다. 상세한 해석 결과가 없을 때는 유사한 항공기에 대한 데이터를 활용할 수 있다. 엔진

지지 구조물은 손상허용 설계를 해야 한다. 전체적인 혹은 부분적인 파손이 일어날 때 나머지 구조물이 손상허용 하중을 견디어야 한다.

## 3. 하중 조건

### 3.1 비행하중

비행하중은 크게 균형하중과 기동하중 그리고 돌풍하중으로 나뉜다. 기본형상, 이륙형상, 고항력형상, 접근(Approach)형상, 착륙형상 등을 고려하여야 한다. 항공기의 설계중량과 무게중심 선도를 고려하여야 한다. 설계플랩속도, 설계기동속도, 설계순항속도, 설계급강하속도, 설계착륙속도 등을 고려하여야 한다. 항공기의 최대 제한하중계수는 FAR 25.337(b)에 따라 2.5로 정하고, 최저 제한하중계수는 설계순항속도까지는 -1.0, 설계급강하속도까지는 0으로 정한다. 해석결과로 얻는 하중은 제한하중이며, 모든 양력과 관성력은 힘과 모멘트의 균형을 유지해야 한다. 여기서는 주로 균형하중과 기동하중을 기술하기로 한다. 상세한 해석방법은 참고문헌<sup>[10]</sup>에 기술되어 있다.

#### 3.1.1 균형기동

균형기동은 주어진 기동/돌풍 하중계수에 대해 공기력과 관성력에 의한 힘과 피치모멘트가 균형을 이룬다. FAR 25.331(b), 25.333(b), 25.337, 25.341, 25.343, 그리고 25.345등이 해당 규정이다. FAR 25.333의 V-n 선도상의 조건들을 고려해야 한다. 날개 및 동체 구조물의 중요 설계조건이 된다. 피치속도의 영향을 고려한다. 엔진추력은 0와 최대 연속추력 모두를 포함한다. 고항력형상에서는, 착륙장치가 퍼진 경우를 포함하여 고려하여야 하고, 다른 요구조건들은 기본형상과 동일하다. 스포일러만 퍼진 경우 속도 제한은 기본형상과 같다. 이륙형상, 접근형상, 착륙형상의 요구조건은 속도와 하중계수를 제외하

고는 기본 형상과 같다.

### 3.1.2 피치 기동

수평 정상 비행상태에 있는 항공기를 고려한다. 설계기동속도부터 설계급강하속도까지를 고려한다. 기본형상 혹은 고항력형상을 고려한다. 피치 조종간을 급격히 당겼다가 원래 위치로 되돌린다. 피치 조종을 램프형으로 가정한다. 제한하중계수를 초과할 때는, 피치 조종면의 최대 변위보다 더 낮은 값으로 피치 조종을 작동할 수 있다. 필요하다면 일정시간동안 최대 변위값으로 피치 조종간을 고정할 수 있다. 최대하중계수를 넘지 않도록 조종간을 원위치로 작동한다. 이때, 피치 가속도가 FAR 25.331(c)(2)에서 제시하는 가속도보다 커야 한다.

### 3.1.3 롤 기동

하중계수 0 혹은 최대하중계수의 2/3를 고려한다. 피치와 러더 조종은 초기트림(Initial Trim) 위치에 고정한다. 제한하중 해석에는 안정성 증대시스템 (Stability Augmentation System)을 적용하지 않는다. 스포일러의 일부가 롤 조종에 사용된다면 이를 고려한다. 최대 롤 속도와 가속도의 경우를 고려한다. 설계기동속도, 설계순항속도, 설계급강하속도의 각각에 대해 하중을 해석한다.

### 3.1.4 요 기동

수평 정상 비행상태의 항공기를 고려한다. 최소 제어가능속도부터 설계급강하속도까지 요 속도를 0으로 간주한다. 요 조종을 램프형으로 가정한다. 제한하중 해석을 위해서는 안정성 증대 시스템은 작동하지 않는 것으로 간주한다. 최소 설계비행중량부터 최대 설계비행중량까지의 기본형상 혹은 고항력형상을 고려한다. 자이로 영향을 고려한다. 엔진파워는 0과 최대연속파워를 고려한다. 최대 러더변위와 제로 옆미끄럼각 (Sideslip Angle), 최대 옆미끄럼각, 그리고 정적

옆미끄럼각의 경우를 각각 해석한다.

### 3.1.5 엔진 고장

수평 정상비행을 하는 기본형상의 항공기를 고려한다. 최소 제어가능속도부터 설계급강하속도까지에서 한쪽 엔진에 연료 공급중단이 일어난 것으로 간주한다. 조종사 보정동작(Pilot Corrective Action)은 최대 요 속도에서 시작하는 것으로 가정하되, 엔진 고장후 2초가 경과해야 한다. 러더 조종을 램프형으로 가정한다. 수평비행을 유지하기 위해 롤과 피치 조종을 러더 조종과 함께 한다. 제한하중 해석을 위해서는 안정성 증대 시스템은 작동하지 않는 것으로 간주한다. 최소 설계비행중량부터 최대 설계비행중량까지를 고려한다. 엔진의 순항파워를 고려한다.

## 3.2 지상하중

지상하중은 크게 착륙하중과 지상취급하중으로 구분할 수 있다. 착륙하중에는 수평착륙, 미익하향 착륙, 한쪽휠 착륙, 측력, 반동착륙이 있고, 지상취급하중에는 이륙주행, 제동롤, 터닝, 후방 휠 요잉, 전방 휠 요잉, 피보팅, 역제동, 견인하중 등이 있다. 각 착륙장치에 대한 최대 설계하중을 얻을 수 있도록 임계(Critical) 무게중심을 선정해야 한다. 전후, 수직 그리고 횡방향의 무게중심을 고려하여야 한다. 설계착륙중량에서 제한하강속도는 3.05m/sec이다. 설계이륙중량에서는 1.83m/sec이다. 착륙시에 항공기 중량보다 크지 않은 양력이 무게중심에 작용하는 것으로 가정할 수 있다. 해석결과로 얻는 하중은 제한하중이며, 착륙장치에 작용하는 외력은 양력, 선형 및 회전 관성력과 평형을 이루어야 한다. 여기서는 수평 착륙조건과 미익 하향조건만을 간단히 소개하기로 한다. 상세한 지상하중조건과 해석방법 등은 참고문헌<sup>[8, 9, 11]</sup>에 기술되어 있다.

### 3.2.1 수평 착륙조건

항공기가 수평자세로 지면에 착륙할 때의 착륙 속도를 고려한다. 수직반력과 저항력의 합력은 액슬(Axle)의 중심선에 작용한다고 가정한다. 최대 휠스핀업 하중조건에서는 휠 회전부를 착륙속도까지 가속시키는 최대 저항력과 그 때의 수직반력을 동시에 고려해야 한다. 마찰계수는 0.8보다 클 필요는 없다. 최대 수직력 조건에서는 최대 수직반력과 그 때 후방으로 작용하는 저항력을 동시에 고려해야 한다. 이 때, 저항력은 최대 수직력의 25%보다 커야 한다. 최대 스프링백 하중조건에서는 전방으로 작용하는 수평력의 최대치와 그 때의 수직반력을 동시에 고려해야 한다.

### 3.2.2 미익하향(Tail-Down) 착륙조건

항공기가 미익하향 자세로 지면에 착륙할 때를 고려한다. 후방 착륙장치를 갖는 항공기의 경우, 주 착륙장치와 후방 착륙장치의 휠이 동시에 지면에 닿는 것으로 가정한다. 후방 휠에 작용하는 지상반력은 지면에 수직방향 그리고 지면에 위와 후방으로 45° 방향의 2가지를 고려한다. 전방 착륙장치를 갖는 항공기의 경우, 실속각이나 지면에 닿지 않는 최대각에 해당하는 자세를 가정한다.

## 4. 구조해석

### 4.1 응력해석

응력해석은 초기단계 구조물의 사이징(Sizing)을 결정하고 항공규정이 요구하는 안전성과 건전성을 입증하기 위해 수행한다. 구조물의 안전성과 건전성을 입증하기 위해서는 손상없는 상태와 페일 세이프(Fail-Safe) 상태를 고려해야 한다. 역학적인 하중뿐만 아니라 온도와 습도 등의 환경조건을 고려하는 것이 중요하다. 응력해석에 적용한 가정, 방법 및 모델링이 설계 내용과 부합해야 한다. 제한하중에서 손상을 유발하

는 영구변형 여부, 그리고 변형에 의한 구조물간의 간섭과 시스템의 기능 이상 여부를 평가하여야 한다. 극한하중에서 작용응력과 구조물의 강도를 비교하여 안전여유계수를 산출해야 한다. 이때 적절한 설계허용치를 적용하는 것이 무엇보다 중요하다. 금속재료는 MIL-HDBK-5G<sup>[12]</sup>에 등재된 설계허용치를 적용하는 것이 일반적이다. 다중(Redundant) 구조물에는 B-값을 쓰고 그 밖에는 S-값을 쓰면 된다. 복합재료의 경우는 설계허용치의 구축을 위해 많은 항목의 인증시험이 요구되고 있다.<sup>[13, 14, 15, 16]</sup>

응력해석은 크게 전체 해석(Global Analysis)과 국지 해석(Local Analysis)으로 구분할 수 있다. 전체 해석에서는 유한요소 변위법(Finite Element Displacement Method)을 주로 쓴다. 유한요소 변위법은 이웃 요소간에 변위가 공통 절점(Node)에서 일치하며, 절점에서의 하중이 외부 작용하중과 평형을 이룬다. 이웃하는 요소간에 응력의 연속성은 보장되지 않기 때문에 응력보다는 변위를 더 정확하게 계산할 수 있다. 정확한 유한요소 해석을 위해서는 구조물을 이해하고 올바른 모델링을 하여야 한다. 구조물이 하나의 연속체인지 단품들의 조립인지를 결정하고 구조물의 작용하중, 지지 개념, 주요 하중경로, 대칭성 여부, 2차원으로 단순화 가능여부, 예상되는 구조물의 반응, 불연속성, 비선형 정도 등을 파악하여야 한다. 주로 사용하는 요소의 유형으로는 축방향의 인장/압축을 고려하는 로드 요소, 축방향, 굽힘, 그리고 비틀림을 고려하는 보 요소, 면내 전단과 압축/인장을 고려하는 박막(Membrane) 요소, 면내 전단만을 고려하는 전단박막 요소, 면내 압축/인장과 굽힘을 고려하는 굽힘평판 요소, 그리고 3차원의 고형(Solid) 요소 등이 있다. 유한요소 모델링 및 해석을 위해 상용 전산 프로그램인 PATRAN과 NASTRAN을 많이 쓰고 있다. 상세한 유한요소 모델링의 방법 및 절차, 그리고 해법은 참고문헌<sup>[17]</sup>에 기술되어 있다. 전체 해석을 통하여 내부하중과 유한요소

전반에 대한 안전여유계수를 얻을 수 있다. 내부 하중 해석에서는 구조부위간 연결부 혹은 구조 단품에 작용하는 하중, 요소내의 응력, 해당 구조물 경계에서의 변위를 구할 수 있다.

국지 해석에서는 내부하중을 근거로 하여 세부 구조물의 정적강도와 좌굴 등을 상세히 해석하게 된다. 국지 해석에서는 정교한 유한요소 모델링을 통한 해석을 하거나 수계산에 의존한다. 이때의 유한요소법이나 수계산법을 위한 전산 프로그램은 설계자가 자체 개발한 것을 쓰는 수가 많다. 상세 해석의 예로는 러그해석, 볼트체결 해석, 접착체결 해석, 소성굽힘 해석, 컷아웃 해석, 인장/압축/전단, 그리고 굽힘/비틀림의 단일 혹은 복합작용시 해석, 표면의 국지좌굴 해석, 스트링거의 보 좌굴해석, 스트링거로 보강된 패널의 좌굴해석, 크리플링(Crippling) 등을 꼽을 수 있다. 복합재 구조물을 해석할 때는 파손기준 및 형태를 설정하기가 쉽지 않기 때문에 섬세한 주의가 필요하다.

## 4.2 내구성 및 손상허용 해석

항공기 구조물이 운항중에 받는 반복하중과 환경 스펙트럼의 작용하에서 파손되지 않도록 하기 위해서는 내구성/손상허용 평가가 필수적이다. 내구성 해석은 피로균열의 발생 부위와 시기를 예측하며, 항공기 기체의 경제수명이 운항수명을 능가하는지를 평가할 수 있게 한다. 내구성 설계 및 해석을 통하여 균열의 발생과 재료의 쇠퇴(Degradation)를 최소화하여 구조적 안전성을 확보하고, 연료의 누수, 조종성 저하, 조종석 혹은 객실의 압력 손실로 인해 과도한 유지비가 소요되는 것을 방지하고자 한다. 내구성 해석에서는 구조물의 형상을 고려하여 적절한 응력집중 계수를 얻는 것이 중요하다. 해석법으로는 피로손상을 단순히 선형적으로 누적하는 Miner-Palmgren법과 응력 스펙트럼의 순서가 미치는 영향을 고려하는 Neuber법을 주로 쓰고

있다. Miner-Palmgren법에서는 하중/응력 스펙트럼으로부터 응력집중 계수를 계산하여 해당 재료의 S-N(Stress-Life)곡선을 적용한다. 각 하중/응력에 대한 손상의 비를 선형적으로 합하여 그 값이 1이 되면 피로손상이 발생하는 것으로 간주한다. Neuber법에서는 재료의 탄성이력(Hysteresis)를 고려하여 변형율-수명(Strain-Life)곡선을 써서 응력의 작용순서를 고려한다는 것이 Miner-Palmgren법과의 차이다. Neuber법이 좀더 좋은 결과를 줄 수 있다.

손상허용 평가는 검사와 유지/보수에 의존하여 구조물의 안전을 확보한다는 면에서 내구성과 차이가 있다. 손상허용 평가는 주요 구조요소(Principal Structural Element)를 대상으로 한다. 주요 구조요소는 다음을 꼽을 수 있다.<sup>[18]</sup> 날개와 미익부에서는 조종면과 지지구조물, 일체형 보강판넬, 일차 체결부, 주요 연결부, 불연속 혹은 컷아웃을 보강한 구조물, 표면과 스트링거의 조합, 스파 캡과 웹, 동체에서는 프레임과 인접 표면, 문과 창문 보강 프레임, 여압 격벽, 컷아웃을 보강한 구조물, 표면 연결부, 그리고 착륙장치와 지지 구조물, 엔진 장착 구조물 등이다. 주요 구조요소에 대해 피로, 사고, 부식에 의한 균열이 파손을 일으키는 크기까지 전파하기 전에 발견할 수 있도록 검사 프로그램을 제공하는 것이 가장 중요한 목표이다. 검사 장비와 방법, 처음 검사시점과 검사주기를 설정해 주어야 한다. 손상허용 해석에서는 피로손상의 적절한 부위와 형태의 결정이 필수적이다. 그런 결정은 운항경험과 시험결과와 잘 일치하는 해석법에 근거하여야 한다. 먼저 초기 균열의 길이를 가정한다. 각 균열 길이에 대해 기하학적 보정계수를 구해야 한다. 응력 스펙트럼에 해당하는 응력강도계수(Stress Intensity Factor)를 구한다. 응력강도계수는 균열 길이의 함수가 된다. 응력강도계수의 증분과 응력 사이클의 비(R-Ratio)에 대한 균열 전파속도는 재료의 특성 데이터에서 얻는다. 선형 성장모델 혹은 가속/감속 성장모델을

적용하여 성장속도를 계산한다. 상세한 해석방법은 참고문헌<sup>[16]</sup>에 기술되어 있다.

### 4.3 공탄성 해석

공탄성은 정적 공탄성과 동적 공탄성으로 구분할 수 있다. 정적 공탄성에서는 다이버전스(Divergence)와 조중면 반전(Reversal) 등을 해석할 수 있다. 정적 공탄성 모델은 구조물 변형에 의한 공기력 변화를 고려하는 하중해석에 유용하게 쓰일 수 있다. 동적 공탄성은 플러터를 의미할 수 있다. 플러터는 구조탄성, 질량, 공기력이 복합적으로 작용하여 항공기가 일정속도 이상으로 비행할 때 동안정성을 잃고 과도한 진동이 발생하는 현상이다. 항공규정<sup>[89]</sup>에서는 설계급강하속도의 1.15배내에서 플러터가 일어나서는 안된다고 명시하고 있다. 상세한 플러터의 기준, 고려사항, 해석법 등은 참고문헌<sup>[11,20,21]</sup>을 참조하고 여기서는 기술하지 않기로 한다.

## 5. 구조시험

항공기 구조안전성을 확보하기 위한 시험에는 설계개발 시험, 구조단품 시험, 全機體 정적시험과 피로시험, 지상진동 시험, 플러터 시험, 비행하중 시험 등이 있다. 여기서는 설계개발 시험, 全機體 정적시험과 피로시험만을 간략히 소개하기로 한다.

### 5.1 설계개발 시험

설계개발 시험은 정적강도와 내구성 및 손상 허용성을 조기에 평가하기 위해서 한다. 이러한 시험은 항공기 구조물의 건전성을 확보하기 위한 전체 프로그램의 일부로서 수행된다. 설계개념을 설정하고 허용강도와 응력/변형율의 관계를 얻고 유한요소법 등 해석방법을 입증한다. 또, 해석 및 全機體 시험결과와 연계해 구조물의

안전성을 확보하는데 유용한 결과를 제공한다. 특히 내구성 및 손상허용과 관련한 설계개발 시험은 균열의 발생과 성장특성에 관한 데이터를 얻고, 검사주기를 설정하는데 유용하다. 이때, 실제 운용을 나타내는 비행 대 비행 하중스펙트럼을 쓰는 것이 중요하다. 시험 대상부위는 앞의 내구성 및 손상허용 해석에서 언급한 주요 구조요소를 주대상으로 하지만, 항공기의 특성, 구조설계의 개념, 설계개발의 경험, 해석결과 등에 따라 달라질 수 있다. 시험업무는 상세한 시험계획, 시험의 설계/제작, 치구 및 모조구조물의 설계/제작, 제작, 시험, 검사, 그리고 보고서 작성을 포함한다.

### 5.2 全機體 정적시험

全機 정적시험은 기체구조의 안전성을 평가하기 위한 가장 직접적인 수단이다. 제한하중에서 손상을 일으키는 영구변형이 없고 극한하중에서 파손되지 않고 3초간을 견딜 수 있음을 입증해야 한다. 또, 해석적으로 얻은 내부하중의 분포와 강성의 타당성을 확인한다. 마지막 단계에서는 파손시험을 하여 파손하중과 형태를 결정한다. 정적시험용 시험체는 생산도면과 기술에 따라 제작하여 운항 항공기와 구조적으로 동일하여야 한다. 일부 구조 구성품을 별도로 시험할 경우는 모조구조물로 대체하여 장착하게 된다. 세부 계통 등 비구조물은 일반적으로 시험체에서 제외한다. 全機 정적시험을 통해 기체구조의 안전성을 입증하기 위해서는 정확한 시험하중 조건의 선정이 중요하다. 항공규정에 근거하여 일차적으로 얻는 비행하중과 지상하중 조건은 1,000가지 이상이 된다. 구조물에 작용하는 굽힘 모멘트, 전단력, 그리고 비틀림 모멘트 분포를 구한 후, 주요 구조물의 각 부위에서 이들을 비교하여 임계하중 조건을 선정할 수 있다. 이때 통상적으로 수백가지의 조건을 얻는다. 유한요소 해석에 의한 내부하중과 응력해석 결과 등을 고려하여, 최종적

으로 선정되는 조건은 수십 가지로 압축될 수 있다. 이러한 시험하중들을 시험체에 모사하기 위해 60-80개의 유압작동기를 쓰며, 유압을 공급하기 위한 유압펌프와 배관 등이 필요하다. 중앙제어 시스템과 시험결과를 처리하기 위한 데이터 획득장치 등이 요구된다. 상세한 시험 절차 및 방법은 참고문헌<sup>[22]</sup>에 기술되어 있다.

### 5.3 全機體 피로시험

항공기 개발 프로그램에서 全機體 피로시험이 형식증명 획득을 위한 요구사항은 아니지만, 내구성 및 손상 허용성의 입증에 그 중요성이 강조된다. 시험의 주요 목적은 첫째, 반복하중에 의해 균열이 발생할 수 있는 부위를 선정하는 것이다. 취약한 설계부위를 발견하여 조기에 설계를 수정하기 위하여 실제 운항보다 가속화하여 시험한다. 둘째, 균열 성장률에 대한 정보를 얻고 해석적인 예측과 연계하여 비교 및 분석을 한다. 시험결과로부터 내구성 및 손상허용의 해석 수단이 적절함을 판단할 수 있으며 기체의 보수방법과 검사주기를 결정한다. 시험체 요구조건은 정적시험과 유사하지만 대형항공기의 경우 전방동체, 중앙동체 및 날개, 후방동체 및 미익부로 나누어 시험하기도 한다. 이때 나누는 부위의 경계조건을 정확히 구현해 주는 것이 중요하다. 복잡성을 줄이고 시험기간을 단축하기 위하여 착륙장치, 에어러론, 스포일러 등 일부 조종면은 별도로 시험하는 것이 보편적이다. 시험하중 스펙트럼은 운항수명 중에 구조물에 누적되는 피로를 적절히 반영할 수 있도록 비행대 비행 스펙트럼을 적용한다. 피로스펙트럼을 해석하기 위하여 먼저 비행 임무와 목적을 고려하여 비행 프로파일(flight profile)을 결정한다. 비행 프로파일은 일반적으로 지상 운용, 활주, 이륙, 상승, 순항, 하강, 착륙 등의 임무구획으로 구성된다. 각 임무구획에 대한 비행고도, 비행속도, 기동조건, 조종면 변위, 엔진추력, 받음각, 중

량, 그리고 무게중심 등을 결정하며 필요한 상온도와 습도 등의 환경변수도 고려한다. 피로시험 하중스펙트럼을 해석하기 위한 상세한 절차는 참고문헌<sup>[23]</sup>에 기술되어 있다. 구체적인 시험 절차, 방법, 설비 등은 참고문헌<sup>[24]</sup>에 나와 있다.

## 6. 결 론

구조물의 안전이 항공기 사고에 미치는 영향은 약 15%이고 항공기 개발비중에서 구조물의 설계개발과 직접 관련되는 비용이 약 40% 이상을 차지하고 있다. 구조물의 안전에 관한 기준을 민간 항공규정과 군사규격에서 정하고 있으며, 구체적인 방법론 등의 기술은 각 항공기 제작사를 중심으로 개발되어 왔다. 이러한 기술들의 많은 부분이 항공 선진국을 중심으로 보편화되어 공유되고 있다. 그러나, 개발경험과 개발비 투자가 빈약한 항공 후발국으로서는 기술에 대한 접근이 용이하지 않으며, 개발된 기술을 체계화하여 상품화하는 수준에는 이르지 못하고 있다. 따라서 자체적인 기술개발의 노력이 필요하며, 이를 위해 많은 연구개발 투자가 필수적이다.

민간 항공규정을 중심으로 항공기 구조물의 설계 요구사항과 하중조건을 간략히 기술하고, 구조물의 안전성을 입증하기 위한 정적강도, 피로강도, 공탄성의 해석 및 시험적 방법의 개요를 소개하였다. 상세한 해석과 시험의 기준, 절차, 방법 등은 지면 관계상 기술하지 못하였으므로 참고문헌을 중심으로 파악해야 할 것이다.

## 참 고 문 헌

- [1] AFGS-87221A "Aircraft Structures, General Specification for," 1990.
- [2] MIL-STD-1530A "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements," 1975.
- [3] MIL-A-008860A "Airplane Strength and



- Rigidity, General Specifications for," 1971.
- [4] MIL-A-008861A "Airplane Strength and Rigidity - Flight Loads," 1986.
- [5] MIL-A-008862A "Airplane Strength and Rigidity, Landing and Ground Handling Loads," 1971.
- [6] MIL-A-008862A "Airplane Strength and Rigidity - Ground Tests," 1987.
- [7] MIL-A-8870B "Airplane Strength and Rigidity - Vibration, Flutter, and Divergence," 1987.
- [8] Federal Aviation Administration "Federal Aviation Regulations, Part 25 - Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes," 1994.
- [9] Joint Aviation Authorities, "Joint Aviation Requirement, Part 25 Large Aeroplane", 1996.
- [10] 중형항공기 개발사업 (II) - 설계검증, 2차년도 중간보고서, KCDP TR-95-202, 한국항공우주연구소, 1996, 8.
- [11] 중형항공기 개발사업 (III) - 설계검증, 3차년도 중간보고서, KCDP TR-96-201-4, 한국항공우주연구소, 1997, 8.
- [12] MIL-HDBK-5G, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures," 1991.
- [13] MIL-HDBK-17-1D, "Polymer Matrix Composites," Volume 1, Guidelines, 1991, 2.
- [14] Federal Aviation Administration, AC 20-107A, "Composite Aircraft Structure," 1984, 4.
- [15] 류정주의 4인, "감항성 인증을 고려한 복합재 응용 항공 구조의 설계 해석 기법 연구," ASDC-401-93405, 국방과학연구소, 1993, 6.
- [16] Joseph R. Soderquist, "Design/Certification Considerations in Civil Composite Aircraft Structure," SAE Technical Paper Series 871846, 1988.
- [17] NASTRAN USER' S GUIDE, "MSC/NASTRAN Version 64 Handbook for Linear Analysis", 1985.
- [18] Federal Aviation Administration, AC 25-571-1, "Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure," 1978, 9.
- [19] T. Swift, "Verification of Methods for Damage Tolerance Evaluation of Aircraft Structures to FAA Requirements," Presented to 12th International Committee on Aeronautical Fatigue, Toulouse, France, 1983, 5.
- [20] NASTRAN USER' S GUIDE, "MSC/NASTRAN Version 65 Handbook for Aeroelastic Analysis", 1987.
- [21] Earl H. Dowell, Howard C. Curtiss, Jr., Robert H. Scanlan, and Fernando Sisto, "A Modern Course in Aeroelasticity," Sijthoff & Noordhoff, 1980.
- [22] 황인희, 구교남, 이정진, "항공기 전체 정적시험," 한국항공우주학회지, 제 26권, 제4호, 1998.
- [23] Kevin R. Fowler and Roy T. Watanabe, "Development of Jet Transport Airframe Fatigue Test Spectra," ASTM STP 1006, American Society for Testing and Materials, 1989, pp. 36-64.
- [24] 황인희, 심재열, 최익현, 강왕구, "항공기 전체 피로시험," 한국항공우주학회지, 제 26권, 제4호, 1998.