

[해설]

## 비행기의 중량에 관한 고찰\*\*

박 용 한\*

### 목 차

- I. 비행중량의 제한은 어떻게 하는가?
- II. 구조상의 제한
- III. 성능상의 제한
- IV. 운항상의 제한
- V. 실제로는 어떻게 이륙중량을 결정하는가?
- VI. 운항상의 기본이 되는 중량의 정의

\* 한국항공대학교 항공운항학과 교수

\*\* 일본 항공기술협회가 발간한 「항공기술, 1992년 2월호」 중 “비행기 중량 (저자: 中村實治)”을 참조하여  
번역한 것임

## 비행기의 중량

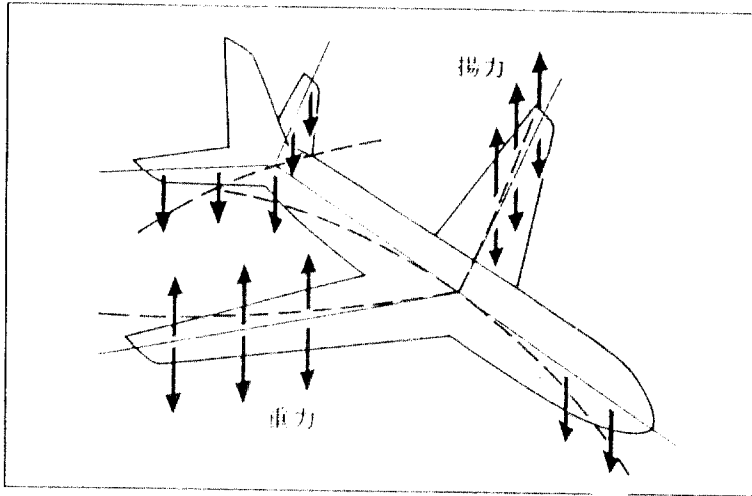
비행기의 중량은 기체 강도상의 문제, 실속속도, 이륙속도, 순항속도등 운항전반에 걸쳐 큰 영향을 미친다. 그래서 같은 비행기, 같은 활주로일지라도 아침과 낮의 기온차이 정도로도 이륙할 수 있는 비행중량은 크게 달라지게 되며, 그 결정방법 또한 대단히 복잡하다. 그렇기 때문에 안전성을 고려하여 비행중량을 결정하는데에는 법적으로 엄하게 규제가 되고 있다.

법적 제한 내에서 비행기 중량의 결정은 그 비행기를 운항하는 회사의 정책이 가장 크게 관여하며, 각 운항회사의 숨씨가 발휘되는 것이다. 그 때문에 법적인 제한 이외의 중량에 관한 정의는 운항회사 마다 미묘하게 달라지고 있어서 이해하기 어려운 점이 있다. 그래서 그들 중량의 정의와 실제 비행기의 중량 결정을 어떻게 하고 있는가를 간단히 살펴 보기로 하겠다.

### 1. 비행중량의 제한은 어떻게 하는가?

먼저 대형 자동차의 중량을 생각해 보면, 무거운 중량을 견딜 수 있는 자체구조, 충분한 마력과 연비를 고려한 엔진, 성능이 좋은 브레이크 그리고 NOx등의 배기가스나 소음등의 환경문제,또 도로에 따라 주행할 수 있는 최대 중량이 정해져 있는 것 등 여러 가지 요소로써 중량이 정해짐을 알 수 있다.

비행기의 경우도 자동차와 마찬가지로 비행기는 하늘을 나르는 것이므로 자동차와 같이 지상하중만을 생각해서는 안되고, 또 엔진에 고장이 났다고 해서 정지해서 살펴볼 수 있는 것도 아니다.



〈그림 1〉 비행중에 받은 하중

비행중인 비행기에는 모든 부위에 중력이 작용하지만, 비행중량을 지탱하는 양력이 발생하는 주익은 주의 자체의 중량, 연료 및 엔진의 중량과 양력의 차이인 상향의 하중을 받는다. 동체에는 양력이 거의 발생하지 않으므로 하향의 중력만을 받는다. 그리하여 가속, 선회, 잡아당김 조작등을 했을 때 또는, 돌풍을 받았을 때에는 통상일 때보다 많은 하중을 받는다.

비행기의 환경조건은 지상에 있을 때와 또한 비행중 고도에 따라 크게 달라지기 때문에 같은 중량일지라도 그 조건에 따라서 비행기에 걸리는 하중이 달라지게 된다.(그림 1) 또 사용하고자 하는 활주로의 길이, 비행하고자 하는 고도와 항로등의 제한된 범위내에서 엔진에 고장이 발생하여도 안전하게 비행할 수 있는 중량이 어야 한다. 비행기가 운항중일 때 중량이 어떻게 제한 받는가는 감항성 검사 요령에서 비행기의 운용조건, 환경조건 및 탑재조건에 대응하는 최대중량의 제한으로서 크게 다음과 같이 3가지로 나누어진다.

- 1) 구조상의 제한
- 2) 성능상의 제한
- 3) 소음상의 제한

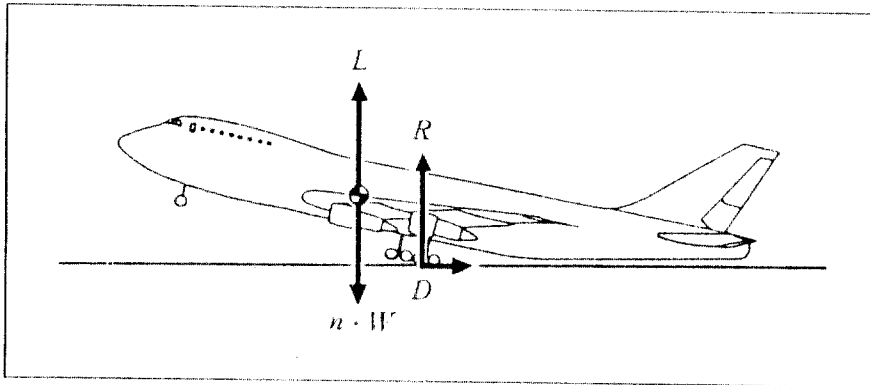
위의 조건 중에서 소음상의 제한은 구조상의 제한으로 확인되어 있기 때문에 실제로는 1)또는 2)의 어느쪽에 따라 제한 된다. 그래서 감항성 검사요령에는 비행기의 중량에 따라서 달라지는 착륙료등의 문제를 고려하여 다음의 기술하는 최대이륙중량이나 최대착륙중량을 구조상의 제한인 비행기 원래의 설계상의 최대의 것보다 작은 중량으로 선정하는 경우도 있다.

## II. 구조상의 제한

항공기 구조상의 제한은 기체의 설계강도(주로 주익이나 착륙장치의 지상하중 및 비행하중)를 기반으로 하여 제한되는 것이며 간단하게 살펴보면 다음과 같다.

### (1) 최대이륙중량

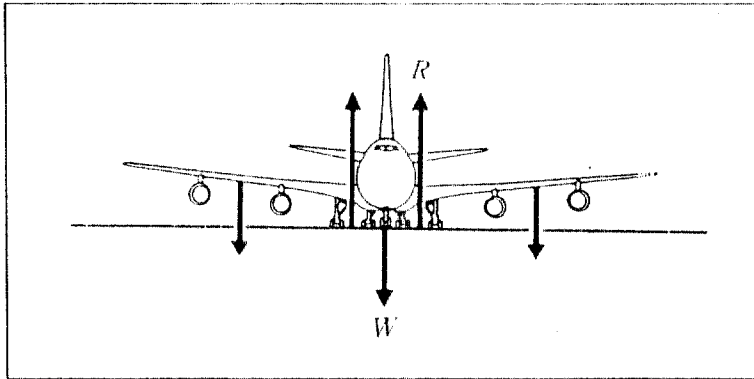
이륙하기 위하여 지상활주 또는 이륙활주를 시작했을 때에 제한되는 설계상의 최대중량으로서 주로 착륙장치의 강도에 기반하여 설계되고 있다. 즉 정해진 강하율(6ft/s : 360ft/min)로 착륙하여도 설계 강도상 기체에 문제가 없는 중량을 말한다.(그림 2) 운용상으로는 이륙활주를 시작하기 위하여 브레이크를 풀었을 때의 중량이며 최대 브레이크 릴리스 중량이라고도 한다.



〈그림 2〉 접지시에 받는 하중

비행기가 일정 중량 및 강하율로써 접지할 때 받는 하중(관성하중)은 수평방향과 수직방향으로 나누어 진다. 수직 방향의 하중제한으로는 접지하는 강하율이 10ft/s(3m/s)라는 위치 에너지로 환산되며, 약 46cm의 높이에서 자연낙하 시키더라도 지면반력에 대하여 착륙장치 및 기체의 각 구조상의 강도에 문제가 없는 것이다. 수직 방향의 하중은 착륙장치의 완충장치에 의해서 흡수되며, 수평방향의 하중은 타이어와 지면의 마찰, 즉 브레이크와 스포일러등의 공기저항에 의하여 흡수된다.

최대이륙중량과는 별도로 주기장에서 활주로까지 지상 활주중 소비되는 연료의 무게를 더한 것으로서, 주로 착륙장치의 지상하중으로 제한되는 최대램프중량 또는 최대 지상활주 중량이라고 불리우는 것이 있다.(그림 3)



〈그림 3〉 지상 활주시에 받는 하중

지상에서는 주익에 양력이 발생하지 않으므로 하중은 모두 착륙장치에 부과되지만, 주익에는 주의 자신의 중량, 엔진의 중량 및 연료의 중량에 의거 하향의 중량이 걸린다.

이와같은 중량에서 중심위치가 너무 전방에 있는 경우에는 전륜의 타이어와 착륙장치의 강도로, 너무 후방에 있을 경우에는 주착륙장치의 강도나 전륜조작의 성능 저하를 일으키기 때문에 중량이 더욱 제한을 받을 수 있다.

또한 탑재 연료량을 무게로 환산하고 있기 때문에 연료의 비중이 소정의 수치이 하일 경우에는 주익강도상의 문제로 인하여 제한되는 경우도 있다.

#### (2) 최대착륙중량

착륙할 때에 제한되는 설계상의 최대중량으로써 정하여진 강하율(10ft/s : 600ft/min)로 착륙하더라도 설계강도상 기체에 문제가 없는 중량을 말한다. 운용상에는 이 중량 이상에서 착륙하지 못하도록 해 놓은 중량이다. 따라서 이 중량이상에서 이륙한 비행기가 긴급하게 착륙할 때를 대비하여 연료를 방출하여 중량을 경감해 주는 장치를 가지고 있다.

그러나 최대이륙중량일지라도 360ft/min이하의 강하율로 착륙하면 구조상에 문제가 없는 것이다. 다시 말하면, 이륙할 수 있는 중량이하일 것 같으면, 어떠한 중량일지라도 착륙할 수 있도록 설정해 둔 것이다.

#### (3) 최대제로연료중량

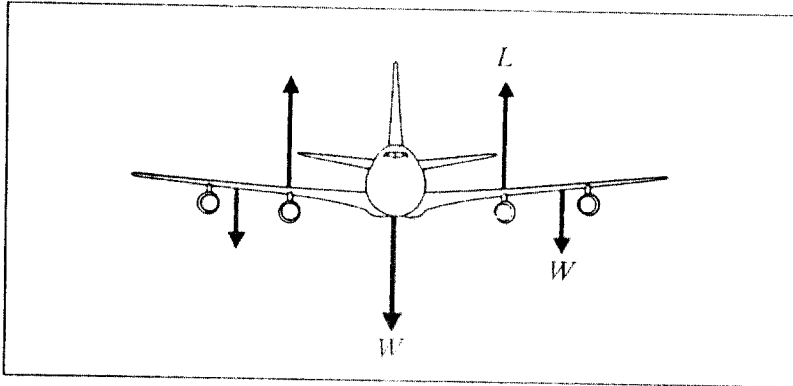
주익 취부의 구부림 모멘트는 주익내의 연료가 소모해감에 따라 커져서 연료가 전혀 없어졌을 때에 최대가 된다. 따라서 주익내의 연료가 0으로 되었을 때도 주익의 강도를 유지할 수 있도록 중량을 제한하여야 한다. 이와같은 중량을 최대제로연료중량이라고 한다.(그림 4)

#### (4) 최대비행중량

주로 주익의 강도에 기반한 것으로 플랩을 내렸을 때 2.0G까지의 하중에 견딜

수 있는 강도로써 결정되며, 플랩각의 위치에 따라서 제한중량은 달라진다. 이것은 플랩각이 이륙위치일 경우에는 최대이륙중량, 또 착륙위치일 경우는 최대비행중량 이상이 된다.

실제로 플랩이 착륙위치일 경우에는 최대착륙중량이 될 때가 많다.



<그림 4> 주익이 받는 하중

양력에 의한 상항의 힘은 주익내의 연료중량에 의해서 적어진다. 그러나 연료량이 적어지면 주익에 걸리는 하중은 크게 된다. 또한 주익에 엔진이 장착되어 있는 비행기는 엔진의 중량만큼 하중이 적게 되어 유리하다.

### III. 성능상의 제한

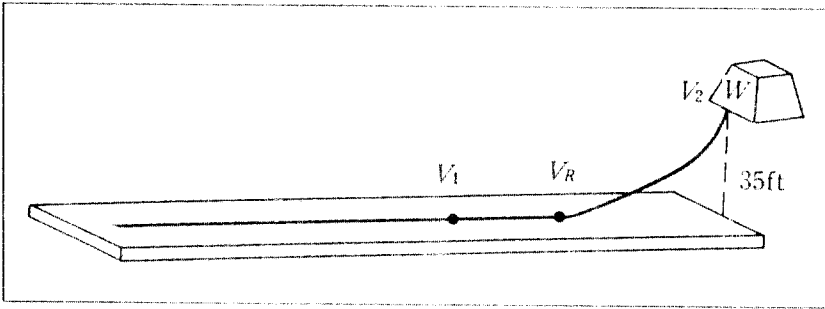
성능상의 제한에 의한 중량은 이륙 또는 착륙하려는 활주로 상태, 그리고 항로상의 조건등에 대하여 아래에 기술되는 조건을 충족시키는 최소의 것이 된다.

#### (1) 활주로에 의한 제한

이륙하려는 활주로 상태에 의거하여 제한받는 중량을 말한다. 즉 이륙하려는 활주로의 길이, 강도, 구배, 미끄러움, 풍향, 풍속, 온도 및 기압고도 등을 기반으로 이륙중에 엔진고장으로 이륙을 단념했을 경우에 그 활주로 내에서 정지할 수 있는가, 또 이륙을 계속했을 경우에는 활주로 말단에서 정해진 고도 및 속도로 통과할 수 있는 중량이 되겠는가하는 점에서의 제한이다.(그림5)

이상을 더욱 자세히 설명하면, 활주로 길이에 따른 이륙중량은 다음의 4가지 조건을 모두 충족시키는 중량이 되는 것이다.

- 1) 모든 엔진이 정상 작동인 상태에서 이륙하여 활주로 말단에서 35ft의 고도를  $V_2$ 이상의 속도로 통과 할 수 있는 수평거리의 1.15배가 되는 거리에서 마칠 수 있는 이륙중량



〈그림 5〉 활주로 길이에 의한 제한

- 2) 이륙중 1엔진이 부작동되어  $V_1$  에서 계속 이륙을 결심, 활주로 말단에서 35ft 의 고도를  $V_2$  이상의 속도로 통과할 수 있는 이륙중량
- 3) 이륙중 1엔진이 부작동되어  $V_1$  에서 이륙중지를 결심, 활주로 말단 전에서 완전히 정지할 수 있는 이륙중량
- 4) 모든 엔진이 정상 작동인 상태에서  $V_1$  에서 이륙중지를 결심, 활주로 말단 전에서 완전히 정지할 수 있는 이륙중량

이륙중에 언제 엔진 고장이 발생하더라도 남은 엔진으로 이륙할 수 있다면 문제가 없지만, 엔진 추력이나 방향타등의 타면이' 효과를 내기 시작하는 속도의 문제, 그리고 활주로의 길이가 한정되어 있기 때문에 이륙을 중지할 것인가, 계속 이륙할 것인가를 결정하는 속도가 필요하다.

이것을 결심하는 속도  $V_1$ 은 감항 검사요령에 그의 제한이 정해져 있으며, 그 제한치 내에서 신청자가 선정하게 되어 있다. 선정하는  $V_1$ 에 따라서 2), 3), 4)의 중량은 크게 달라진다.

즉  $V_1$ 을 느리게 하면, 이륙중지일 경우에는 유리하지만, 나머지 엔진으로 가속하여 계속 이륙할 경우에는 불리하게 된다.  $V_1$ 을 빠르게 하면 역으로 이륙중지일 경우에 불리하게 된다. 따라서  $V_1$ 의 선정에는 신청자(운항회사)가 여러 가지로 노력하고 있다.

보통의 운항에서 어느 중량이 가장 적은 것이 되는가는 당연히 비행기의 엔진의 수에 의하여 달라진다. 즉 엔진의 수가 적으면 부작동으로 인한 추력의 손실이 커지고, 이륙을 계속했을 때 35ft 이상의 고도로 비행할 수 있는 중량은 적어진다. 엔진수가 많으면 계속 이륙할 때 유리하다.

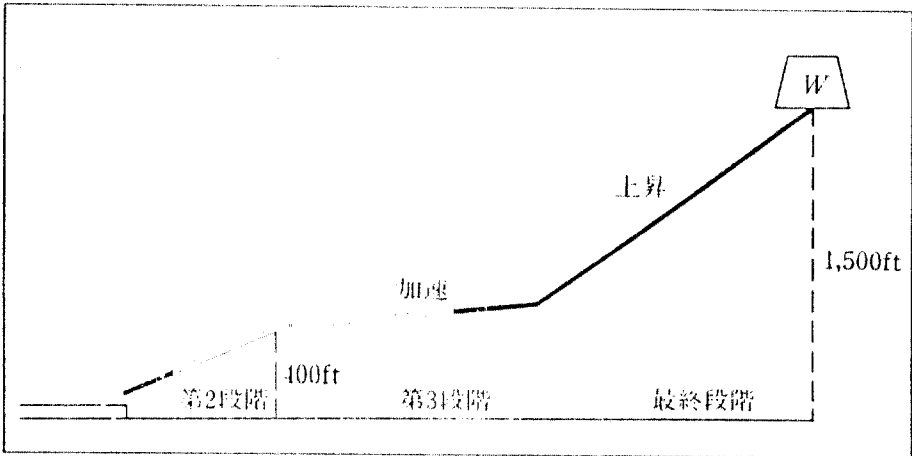
실제로, 4발기인 보잉 747은 1)에 의한 중량이 가장 적고, 쌍발기인 보잉 767은 2)의 조건이 가장 엄하게 되어 있다. 3발기인 경우에는 4발기와 쌍발기의 특성 모두를 갖고 있어서 어느 쪽이라고 할 수 없다.(DC-10은 1)

그러나 현재 4)의 조건에 적용받는 비행기는 없다.

(2) 상승구배에 의한 제한

엔진고장인 상태로 이륙을 계속했을 경우, 비행자세를 유지할 수 있어야 하며, 더욱이 일정한 상승이 되지 않으면 안전에 문제가 된다.

그래서 한엔진 부작용으로 이륙하려는 데에는 상승구배의 최저기준(엔진의 장착수에 따라 달라진다)을 정하여 그것을 만족시키도록 이륙중량을 제한하고 있다.(그림 6)



<그림 6> 상승구배에 의한 제한

이에 대한 기준은 이륙경로의 각 단계마다 설정되어 있으며, 보통은 2단계(부양 후, 착륙장치를 완전히 올리고 400ft 이상까지)의 기준이 가장 엄하게 되어 있으며 2단계가 요구하는 상승구배에 의한 제한을 받는 비행기가 많다.

(3) 장애물에 의한 제한

비행경로상에 장애물이 존재하는 경우에는 한엔진 부작용일지라도 그 장애물부터 여유있는 고도를 가지고 통과할 수 있는 중량으로 제한된다. 각 공항의 장애물의 존재는 당연히 모두 다르므로 각 공항별로 검토된다. (FAR 25, 115. ICAO ANNEX 6)

(4) 항로상의 장애물에 의한 제한

상승 또는 순항중에 한엔진 또는 두개의 엔진이 부작용 했을 경우, 요구되는 상승구배에서 얻어지는 중량으로 제한된다. 즉, 비행계획을 수립할 때에 목적지까지의 항로상에 장애가 될만한 높은산이 존재한다든지 목적지 비행장의 표고가 높을 경우에는 엔진이 부작용되어도 요구되는 상승구배를 만족하도록 이륙중량을 제한하는 것이다. 그러나 실제로는 최대이륙중량으로 이륙하더라도 이 제한을 받는 경우는 별로 없다. (FAR 25, 123, 121, 191, 193)



## (5) 타이어 속도에 의한 제한

이륙중량이 증가하면 각 이륙속도도 증가하게 되며 따라서 당연히 타이어 속도도 증가하게 되고, 그 속도에는 한계가 있어서 그 한계에 의하여 제한을 받는 중량이다.

## (6) 브레이크의 성능에 의한 제한

이륙을 단념하는 경우 최대 브레이크를 사용했을 때, 그 브레이크가 에너지를 흡수할 수 있는 능력에 의하여 제한되는 중량이다.

## IV. 운항상의 제한

실제로 이륙중량은 이상에서의 법적인 요구 이외에 운항상(비행계획상)의 요건인 연료 탑재량에 따라서도 제한은 받는다. 즉, 목적지에 도착해서도 구조상의 제한인 최대착륙중량(또는 착륙하는 활주로에 의하여 제한되는 착륙중량이나 진입복행 및 착륙복행할 때의 요구되는 구배를 만족시킬 수 있는 중량)이하 이하여야 한다. 따라서 최대착륙중량에 출발지부터 목적지까지의 소비연료를 더한 중량 이하로 제한된다. 또 이륙중량부터 탑재연료를 뺀 중량은 구조상의 제한이 되는 최대제로연료중량 이하이어야 한다.

운항상의 여건에 의한 제한은

$$(\text{이륙중량}) - (\text{소비연료}) = (\text{최대착륙중량})$$

$$(\text{이륙중량}) - (\text{탑재연료}) = (\text{최대제로연료중량}) \text{이 된다.}$$

## V. 실제로는 어떻게 이륙중량을 결정하는가?

이상을 정리해 보면, 이륙중량에는 법적인 제한과 운항상의 제한이 있으며

- 1) 최대이륙중량 (구조상의 제한)
  - 2) 최대이륙중량 (성능상의 제한)
  - 3) 최대이륙중량 + 목적지까지의 소비연료
  - 4) 최대제로연료중량 + 탑재연료
- 이중에서 가장 적은 중량이 된다.

이들 중에서 1)은 일정한 중량이며, 3)과 4)는 목적지까지의 비행경로, 고도, 속도를 결정하면 소비연료가 산출되고 그것에 따라 탑재연료가 정해짐으로써 비교적 쉽게 산출할 수 있다.

2)의 성능상의 제한에 의한 중량은 구조상의 제한중량만으로도 충족되는 것이지만, 활주로등의 조건에 의하여 크게 변하는 것이다. 예를 들면 보잉 747-200의 경

우 표준대기상태에서 활주로의 길이가 약 3,300m 이상이면 구조상의 제한중량 일지라도 충분히 만족한다.

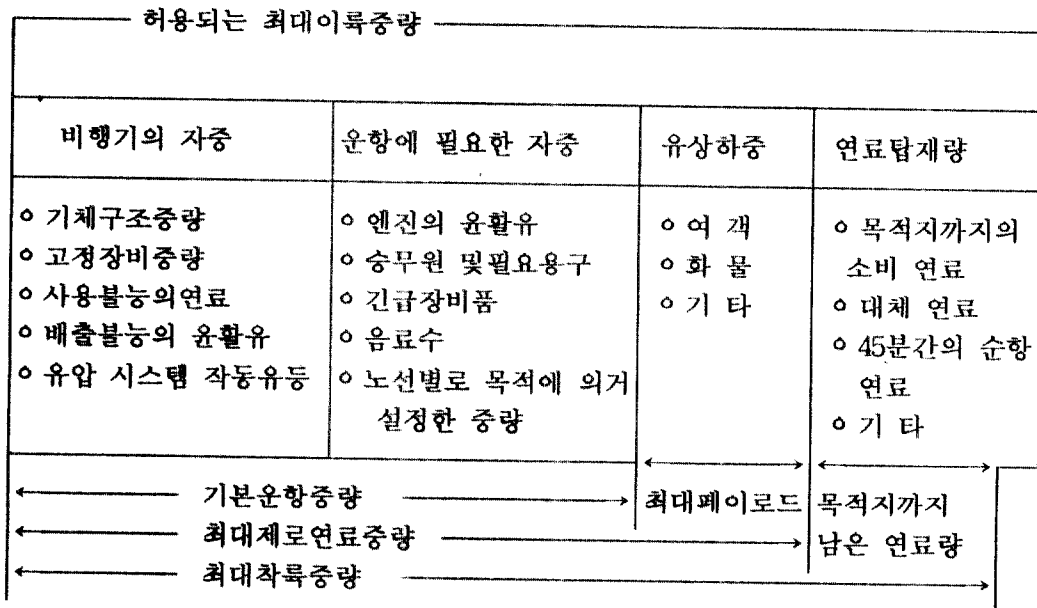
그러나 표고가 높은 공항에서는 활주로 길이에 의한 제한은 만족하더라도 고도가 높은 만큼의 엔진 추력이 적어짐으로 구조상의 제한중량 이하가 되지 않으면, 상승구배에 의한 제한을 충족시키지 못하는 경우가 많다. 또 홍콩과 같이 공항주변에 높은 건물이 많을 경우는 장애물에 의한 제한을 받게 된다.

일반적으로 성능에 의한 제한은 활주로의 길이, 상승구배 및 장애물 3가지가 있으며, 그 밖의 것은 기체고장(브레이크 또는 유압장치등의 부분적인 고장)이 없는 한 제한받지 않는 비행기가 많다. 그래서 이들 3가지의 제한은 이륙추력, 플랩의 각 이륙속도(특히  $V_1$ 과  $V_2$ )에 의해서도 크게 영향을 받으므로 최적의 조합이 중요하게 된다.

이상과 같이 성능상의 제한은 복잡하기 때문에 이 제한에 의한 이륙중량은 외기 온도, 기압, 바람, 활주로의 상태, 장애물 등에 대하여 각 공항별로 산출해 두는 것이다.

## VI. 운항상의 기본이 되는 중량의 정의

중량이나 중심위치의 법적 제한 아래서의 실제 이륙중량은 이상과 같이 결정되지만, 이륙중량을 결정하는 목적은 무엇이며, 운항상의 기본이 되는 중량의 정의를 생각해 보기로 한다.(그림 7)



<그림 7> 중량분포

## A. 운항상의 기본적인 중량

### (1) 비행기 자체중량

무엇보다도 가장 기본이 되는 중량은 비행기 자체 중량이며, 자중 또는 공허중량이라고 한다. 이 중량은 기체구조중량, 고정장비중량 및 설계시점부터 기체의 일부로 보는 기타의 장비중량(사용불능의 연료, 배출불능의 윤활유, 유압시스템의 작동유등은 포함된다)을 합계한 기체중량을 말한다.

### (2) 운항상의 기본중량

비행기의 자중에다 운항에 필요한 중량을 더해준 것을 표준운항중량 또는 운항공허중량이라고 한다. 운항에 필요한 중량이란 엔진의 윤활유, 승무원 및 그에 필요한 용구, 긴급장비품, 음료수, 여객 서비스용품, 식사 등을 그 노선마다 혹은 목적에 의거 설정한 중량등이 있으며, 각 회사별로 그 명칭과 중량이 미묘하게 다르다.

### (3) 총중량

운항상의 기본중량과 법에 의거 성해진 양의 연료, 여객 및 화물을 탑재한 것이 실제의 중량이 되지만, 이러한 중량을 '모든 중량의 총화'라는 의미로 총중량(Gross Weight)라고 부른다.

이 총중량이 전술한 법적으로 요구되는 제한에 대하여 허용될 수 있는가 하는 것을 'Allowable'이란 용어를 사용한다. 실제 이륙시 최대로 허용되는 중량을 운항상의 용어로 '허용이륙총중량(Allowable Gross Take-off Weight)', '최대허용이륙중량(Maximum Allowable Take-off Weight)', 혹은 '최대이륙총중량(Maximum Take-off Gross Weight)' 등으로 각 회사마다 다른 용어를 사용하고 있다.

## B. 유상하중

이륙중량을 결정하는 목적이 무엇인가를 다시 한번 생각해 보면 보다많은 승객과 화물, 즉 유상하중(또는 ACL : Allowable Cabin Load)을 확보하는 것이다.

그 유상하중은 다음과 같은 것이다.

$$\text{유상하중} = \text{허용이륙중량} - (\text{운항상의 기본중량} + \text{탑재연료})$$

따라서 유상하중이 최대로 되는 것은 최대제로연료중량(연료를 탑재하지 않았을 때의 최대중량)에 의하여 제한을 받게 됨을 알 수 있으며, 반드시 최대허용이륙중량에서 유상하중이 최대가 되는 것이 아님을 알 수 있다.

다음 예에서 살펴보면

최대(설계)이륙중량	830,000Lb
최대(설계)착륙중량	600,000Lb
최대(설계)제로연료중량	540,000Lb
운항기본중량	360,000Lb

(1) 탑재연료 300,000Lb일 경우는

① 구조상의 제한 및 성능상의 제한

$$830,000\text{Lb}$$

② 최대착륙중량에 의한 제한

$$600,000 + 260,000 = 840,000\text{Lb}$$

③ 최대제로연료에 의한 제한

$$540,000 + 300,000 = 840,000\text{Lb}$$

이들 중에서 최소의 중량, 즉 허용이륙중량은 830,000Lb로 되고, 유상하중은  $830,000 - (360,000 + 300,000) = 170,000\text{Lb}$ 로 된다.

(2) 탑재연료 280,000Lb, 소비연료 240,000Lb일 경우(같은 목적지일지라도 소비연료가 적을 경우)에는

① 830,000Lb

②  $600,000 + 240,000 = 840,000\text{Lb}$

③  $540,000 + 280,000 = 820,000\text{Lb}$

따라서, 최소의 중량은 ③의 820,000Lb로 되며, (1)의 경우와 비교하여 허용이륙중량은 10,000Lb 적은 중량이 된다. 그러나, 페이로드는

$$820,000 - (360,000 + 280,000) = 180,000\text{Lb}$$

로 되어 오히려 크게 된다는 것을 알 수 있다.

이와같이 페이로드는 소비연료의 양(법적으로 정해진 탑재연료의 양을 포함)에 의하여 크게 좌우된다. 비행기는 소비하는 연료만큼의 중량을 스스로 실어 날라야 한다. 따라서 소비하는 연료량을 될 수 있는 한 적게하는 비행항로 및 고도와 속도를 선정하는 것이 중요하다. 비행항로나 고도등을 잘못 선정하면 탑재연료량이 많아져서 그만큼의 비행중량이 무거워서 비행기 자체가 소모하는 연료만 실어 날오는 모양이 되고 만다.

한편, (1)과 (2)에서 성능에 의한 제한이 가장 적은 중량일 경우, 예를 들면 성능에 의한 제한이 750,000Lb라면,

①  $750,000 - (360,000 + 300,000) = 90,000\text{Lb}$

②  $750,000 - (360,000 + 280,000) = 110,000\text{Lb}$

로서 페이로드는 적어진다. 따라서, 활주로에 적설(이륙하는 활주로만이 아니고 목적지의 활주로에서도 착륙중량이 제한됨으로 같은 것이다) 등으로 인하여 성능에 의한 제한이 엄할 경우는 유상하중이 적어져서, 500명 타는 비행기가 400명밖에 탈 수 없는 경우가 있다. 이것을 페이로드 만석 또는 ACL 만석이라고 한다.