

제2장 비행원리

항공기에 작용하는 기본적인 4가지 힘은 양력(lift), 항력(drag), 중력(weight), 추력(thrust)이다. 이 중 양력과 항력은 항공기와 항공기 주위를 흐르는 공기 사이의 공기역학적인 작용으로 발생하는 힘을 말한다.

2.1 에어포일과 공기력의 발생 원리

- 에어포일(airfoil) : 날개단면(wing section) - 2D
- 날개 : 에어포일을 단면으로 한 3차원 형태 - 3D
공기역학적인 힘 발생

2.1.1 에어포일(airfoil)

효율적인 양력 발생을 목적으로 한 날개 단면, 속도 영역에 따라 여러 가지 형태가 있다.

(1) 에어포일 각 부분의 명칭

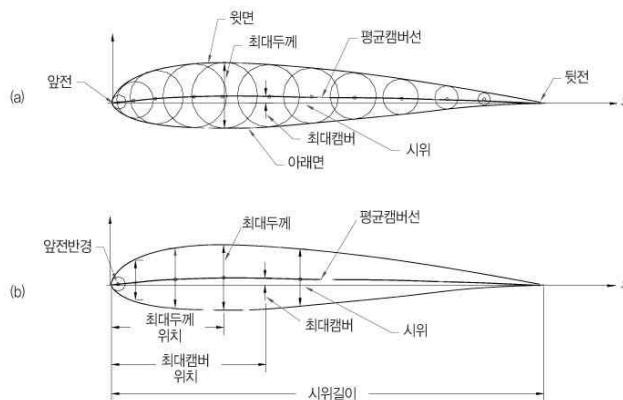


그림 2-2. 에어포일 각 부분의 명칭

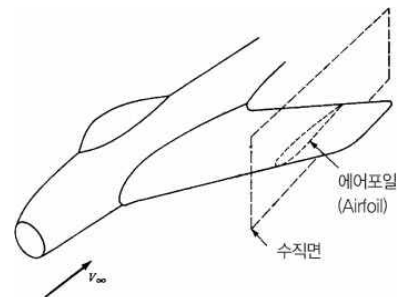


그림 2-1. 날개와 에어포일

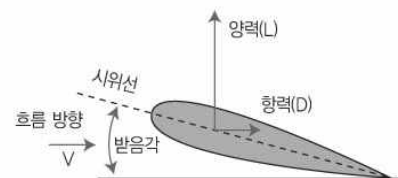


그림 2-3. 에어포일의 받음각

- ① 앞전(Leading Edge, LE) : 에어포일의 앞 끝
- ② 뒷전(Trailing Edge, TE) : 에어포일의 뒤 끝
- ③ 시위(chord), 시위선(chord line) : LE와 TE를 연결하는 직선
- ④ 시위길이(chord length, c) : 시위선의 길이
- ⑤ 두께(thickness, t) : 시위에 수직선을 그었을 때 윗면과 아래면 사이의 수직거리
- ⑥ 두께비(thickness ratio) : 두께와 시위선과의 비, %로 표시 (t/c)
- ⑦ 평균캠버선(mean camber line) : 두께의 이등분점을 연결한 선
- ⑧ 캠버(camber) : 시위선과 평균캠버선과의 높이 차로써 에어포일의 휘어진 정도를 나타냄
- ⑨ 앞전반지름(leading edge radius) : 앞전에서 평균캠버선에 그은 접선 위에 중심을 두고 앞전의 윗면과 아랫면에 접하도록 그린 원의 반지름 → 앞전의 뾰족한 정도를 나타냄.

※ 받음각(AOA : angle of attack) : 공기흐름의 속도 방향과 시위선이 만드는 사이 각

(2) 에어포일의 표준형태

미국의 국립항공자문위원회 NACA(National Advisory Committee of Aeronautics)에서 에어포일을 계열별로 분류하여 사용

① 4자리 : (ex) NACA 2 4 1 5 (기준 : 시위)

| | └─ 최대 두께가 시위길이의 15%
| └─ 최대 캠버가 LE에서 시위길이의 40%인 곳에 위치
└─ 최대 캠버가 시위길이의 2%

② 5자리 : (ex) NACA 2 3 0 1 5

| | └─ 최대 두께비 : 15%C
| └─ 최대 캠버위치의 2배 : LE에서 15%C
└─ 최대 캠버 : 2%C

③ 6자리 : (ex) NACA 6 5 3 - 2 1 8

| | | | └─ 최대 두께비 : 18%C
| | | └─ 설계양력계수 : 0.2
| | └─ 작은 항력계수 즉 바람직한 압력분포가 이루어지는
| | 양력계수 범위 : 설계양력계수 ± 0.3
| └─ 최소 압력위치 : 50%C
└─ 계열번호 : 6

※ 대칭형 에어포일

NACA 0012와 같이 처음 두 자리가 0이다. 이는 최대 캠버와 최대 캠버 위치가 모두 0임을 의미한다. 즉, 캠버가 없다는 것이다. 에어포일에 캠버가 없으면 시위선을 기준으로 시위선 위와 아래의 에어포일 모양이 대칭이 된다. 따라서 이러한 에어포일을 **대칭형 에어포일**이라고 한다. 6자 계열에서는 NACA 63-012와 같이 설계양력계수가 0이면 대칭형 에어포일을 의미한다.

2.1.2 공기력의 발생 원리

(1) 베르누이 방정식 (Bernoulli's equation)

비점성(invscid), 비압축성(incompressible) 유체 흐름의 속도와 압력의 관계를 나타내는 방정식

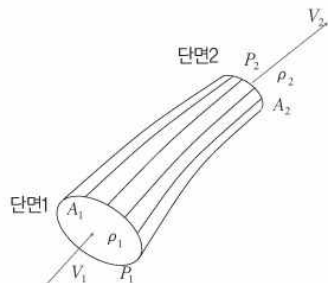


그림 2-4. 유관 내 흐름

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 = P_t = \text{constant}$$

P : 정압(static pressure)

$\frac{1}{2}\rho V^2$: 동압(dynamic pressure)

P_t : 전압

(total pressure 또는 stagnation pressure)

베르누이 방정식의 물리적 의미는 **정압과 동압의 합은 전압**으로 항상 **일정**하다는 것이다.
즉, 위의 유관(stream tube)에서 흐름의 속도가 빨라지면 압력이 감소하고 반대로 속도가 느려지면 압력이 증가한다.

※ 질량보존의 법칙과 연속 방정식(continuity equation)

- 질량보존의 법칙 : 단위시간 동안 유관으로 들어오는 질량은 나가는 질량과 같다.

- 연속 방정식 : $\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$

비압축성 유동이라고 가정하면, $A_1 V_1 = A_2 V_2$

(2) 에어포일 주위 유동

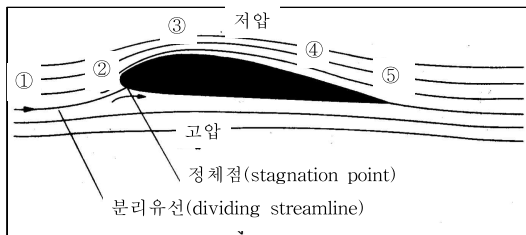


그림 2-5. 에어포일 주위의 공기의 흐름

①~② : 속도 감속, 압력 증가

(② : 정체점, 속도 0, 압력은 전압으로 최대)

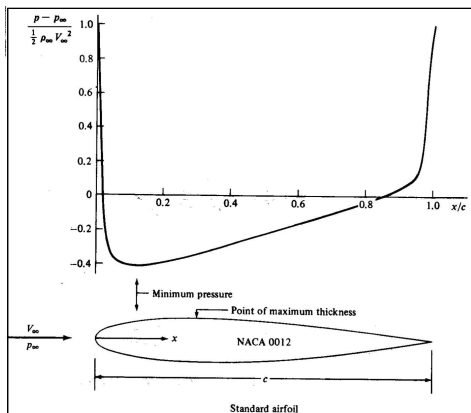
②~③ : 속도 가속, 압력 감소

(③ : 속도 최대, 압력 최소)

③~④~⑤ : 속도 감속, 압력 증가

• 압력계수 (pressure coefficient, C_p)

에어포일에 발생하는 양력 계산을 편리하게 하기 위해 압력계수를 정의



$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2}$$

그림 2-6. 에어포일 주위의 압력 분포

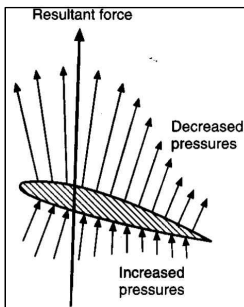
NACA 0012 에어포일의 시위방향에 따른 압력계수 곡선 (받음각 0도)

LE부터 어느 정도까지 압력계수가 감소하다가 그 뒤로는 증가하여 양수가 된다.

압력계수가 음수라는 것은 에어포일 상의 속도가 자유류의 속도 V 보다 빠르다는 것을 의미한다.

2.2 날개에 작용하는 공기력

에어포일이 받음각을 갖거나 캠버가 있는 경우



에어포일 윗면의 흐름은 가속 → 압력 감소

아래면의 흐름은 감속 → 압력 증가

에어포일 위, 아래면의 압력차에 의한 힘(공력)이 발생

이 힘의 공기흐름 방향에 수직한 성분 : 양력

공기흐름 방향에 평행한 성분 : 항력

2.2.1 양력 및 항력계수

※ 공력계수(aerodynamic coefficient)

같은 받음각과 유속에 대하여 양력과 항력은 에어포일의 형상뿐 아니라 에어포일의 크기에 따라서도 변화하지만 양력계수와 항력계수는 에어포일의 형상에만 관계되고 크기에 따라서는 변화하지 않는다. 풍동 실험을 통해 에어포일의 2차원 양력 계수와 항력 계수를 구할 수 있다.

(1) 양력계수

$$\text{에어포일 : } C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, \quad \text{날개 : } C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

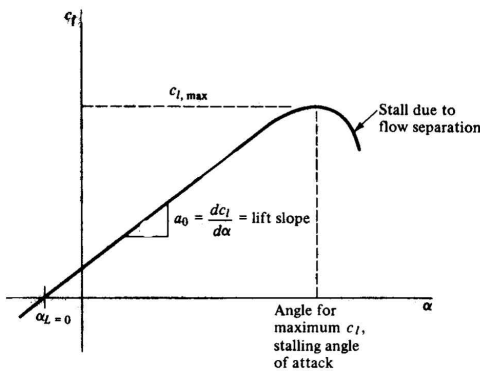


그림 2-8 양력계수 곡선

- 2차원 양력계수의 기울기
: 약 $2\pi/\text{rad}$ (= 약 $11/\text{deg}$)
- 캠버의 영향 : $\alpha = 0^\circ$ 에서 $C_l > 0$
- 영양력 받음각(zero lift a.o.a. : $\alpha_{l=0}$)
: $C_l = 0$ 인 받음각
- 실속 받음각(stall a.o.a. : α_{stall})
: 최대양력계수를 나타내는 받음각
- $\alpha > \alpha_{\text{stall}} \Rightarrow$ 흐름분리 \Rightarrow 양력감소, 항력 증가

- 실속(stall) - 받음각이 어느 크기에 이르면 날개 위의 공기흐름이 분리되어 양력이 급속하게 감소하고 항력은 급속하게 증가되는 현상

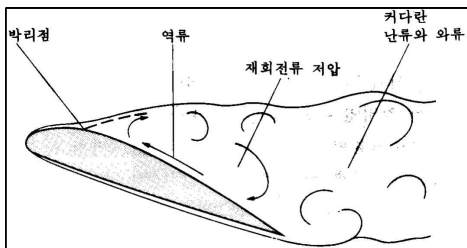
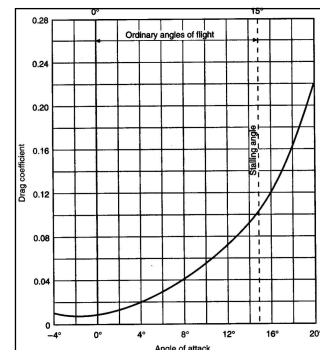


그림 2-9 에어포일의 실속과 흐름분리
받음각이 증가하면 더 이상 공기가 에어포일을 따라 흐르지 못하고 에어포일에서 떨어져 나가게 된다. 이를 흐름분리하고 하며 흐름분리가 일어나면 항공기의 양력이 급속하게 감소하는 실속 상태에 빠지게 된다.

(2) 항력계수

$$\text{에어포일 : } C_d = \frac{d}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, \quad \text{날개 : } C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

- 항력의 발생 - 압력차이, 공기의 점성에 의한 마찰력
- 항력계수곡선 ($C_d - \alpha$ 곡선)
 - 항력계수는 영양력 받음각 근처에서 최소
 - 받음각의 자승에 비례하여 증가
 - 실속이 일어나면 항력계수가 급격하게 증가



항력계수 곡선

2.2.2 압력중심과 공력중심

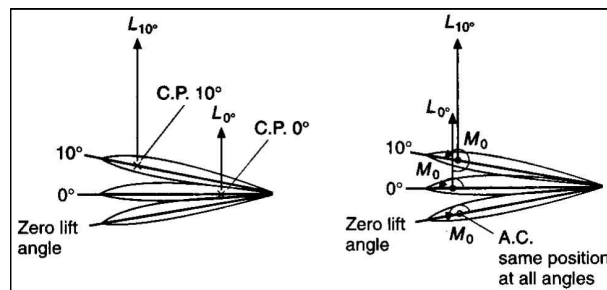
(1) 피칭모멘트

- 에어포일 주위에 분포된 압력 힘에 의하여 앞전의 상, 하 운동을 일으키는 모멘트
- 피칭모멘트 계수

$$\text{에어포일 : } C_m = \frac{m}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}}, \quad \text{날개 : } C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}}$$

(2) 압력중심 (c.p. : center of pressure)

- 압력의 분포에 의한 피칭모멘트가 0이 되는 모멘트 중심
- 받음각이 변화함에 따라 c.p.의 위치도 변화됨.



< 압력중심과 공력중심 >

(3) 공력중심 (a.c. : aerodynamic center)

받음각이 변화하더라도 피칭모멘트의 크기가 일정하게 유지되는 모멘트 중심

→ a.c.의 위치는 받음각에 관계없이 일정하다.

- 항공기 해석시에는 항공기의 무게중심을 기준으로 하여 힘과 모멘트를 계산하기 때문에 받음각에 따라 변화하는 c.p.보다는 받음각의 변화에 무관한 a.c.를 이용하는 것이 편리하다.

- 아음속영역 : $x_{a.c} = \frac{c}{4}$

- 공력중심에서의 모멘트 : $M_{a.c}$ (α 에 무관하게 일정)

- 공력중심에 대한 피칭모멘트 계수 : $C_{m,ac} = \left(\frac{x_{a.c}}{c} - \frac{x_{c.p}}{c} \right) C_l$

2.2.3 3차원 날개와 유도항력

(1) 날개끝 와류 (wing tip vortex)

- 날개 윗면과 아랫면의 압력차 때문에 날개끝에서 아랫면으로부터 윗면으로 휘감아 올리는 날개끝 와류가 발생
- 날개끝 와류는 항공기가 전진함에 따라 날개 뒤에 남겨지는데 전진속도 때문에 나선형 와류를 이룸.

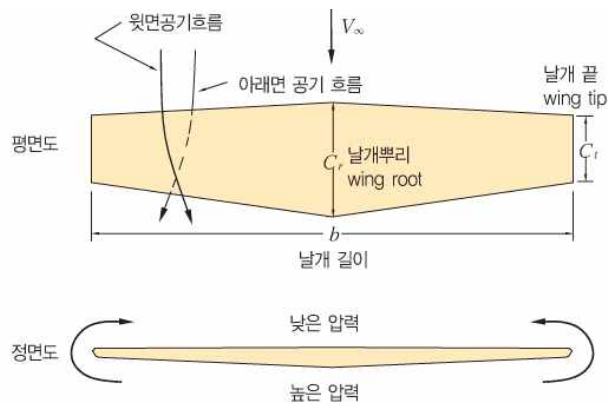


그림 2-10. 유한날개 주위의 공기흐름

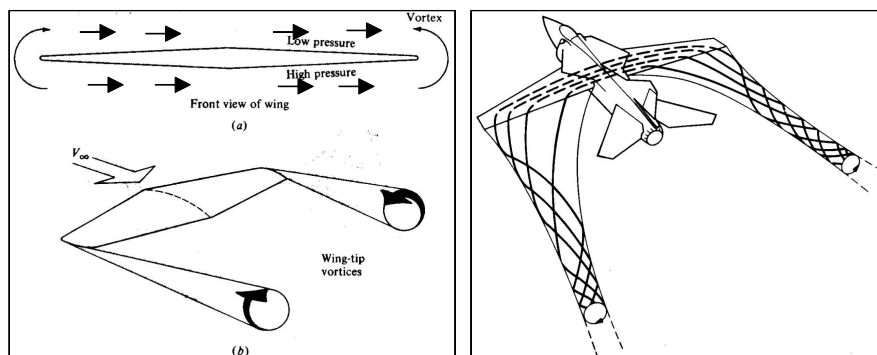
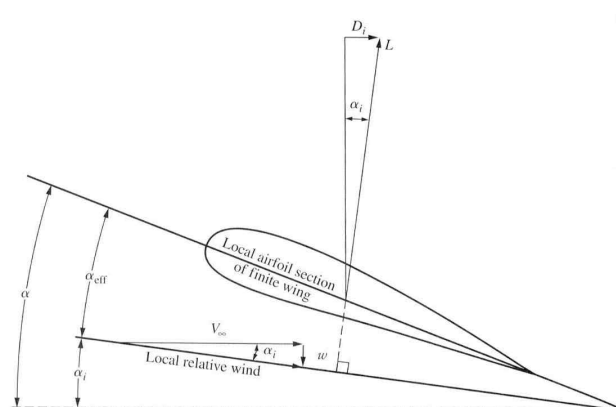


그림 2-11. 날개끝 와류

(2) 유도항력(induced drag)

- 내리썩음흐름(downwash) - 와류에 의해 비행방향의 아래방향으로 유도된 흐름
- 내리흐름은 공기 흐름의 방향을 변화시켜 양력의 방향을 뒤로 기울게 한다. 이 기울어진 양력의 수평방향 성분은 양력에 의해 유도된 항력으로 유도 항력이라고 한다.
- 날개의 가로세로비(AR : aspect ratio)가 클수록 날개 끝 와류의 영향도 거의 없어지게 되므로 유도항력 감소



< Downwash와 Induced drag >

2.2.4 비행기 날개의 종류

(1) 평면 형태

공기압력의 분포, 천음속이나 초음속 효과, 구조, 강도 등 다양한 요소를 고려하여 설계됨

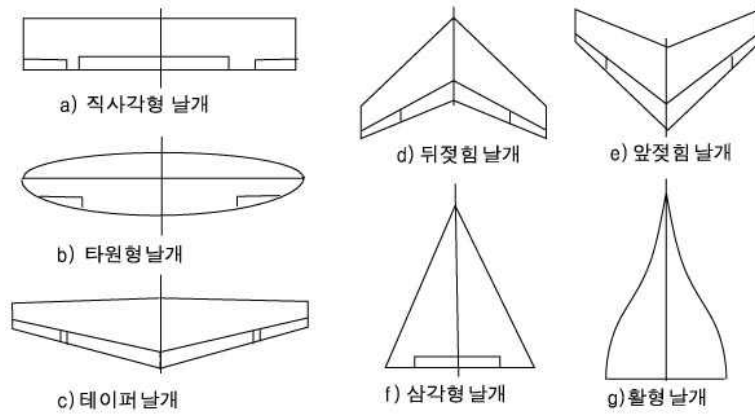


그림 2-13. 비행기 날개의 모양

(2) 기하학적 형태

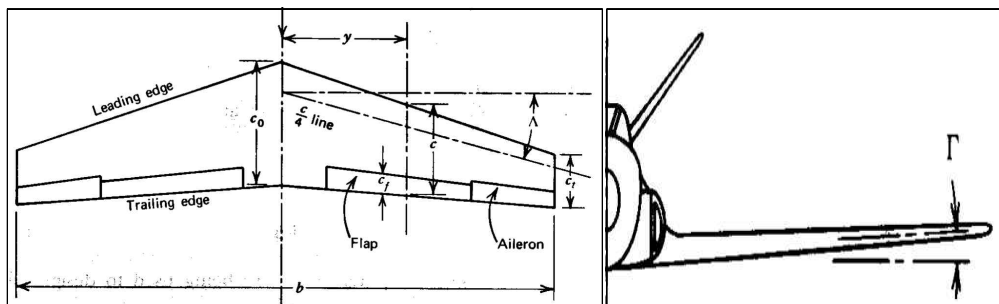








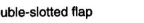
그림 2-14. 날개의 기하학적 형상과 상반각

- 날개길이 (wing span) : b
- 날개시위 (wing chord)
 - c_t : 날개끝 (wing tip) 시위
 - c_r : 날개뿌리 (wing root) 시위
 - \bar{c} : 평균공력시위 (MAC, mean aerodynamic chord)
- 날개면적 (wing area) : $S = b \bar{c}$
- 후퇴각 (swept back angle) : $\Lambda_{LE}, \Lambda_{c/4}$
- 테이퍼비 (taper ratio) : $\lambda = c_t/c_r$
- 가로세로비 (aspect ratio) : $AR = b/\bar{c} = b^2/S$
- 상반각 (dihedral angle) : Γ = 날개가 올라간 각도

2.2.5 고양력 장치 (high lift device)

이 · 착륙 시에는 저속으로 비행하기 때문에 가능한 최대 양력을 발생시킬 수 있는 장치가 필요한데, 이를 위하여 날개에 설치된 특수 장치를 고양력 장치라 한다.

● 고양력장치 종류 : 앞전 플랩형, 뒷전 플랩형

High-lift devices	Increase of maximum lift	Angle of basic aerofoil at max. lift	Remarks
 Basic aerofoil	-	15°	Effects of all high-lift devices depend on shape of basic aerofoil.
 Plain or camber flap	50%	12°	Increase camber. Much drag when fully lowered. Nose-down pitching moment.
 Split flap	60%	14°	Increase camber. Even more drag than plain flap. Nose-down pitching moment.
 Zap flap	90%	13°	Increase camber and wing area. Much drag. Nose-down pitching moment.
 Slotted flap	65%	16°	Control of boundary layer. Increase camber. Stalling delayed. Not so much drag.
 Double-slotted flap	70%	18°	Same as single-slotted flap only more so. Treble slots sometimes used.
 Fowler flap	90%	15°	Increase camber and wing area. Best flaps for lift. Complicated mechanism. Nose-down pitching moment.



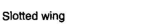






High-lift devices	Increase of maximum lift	Angle of basic aerofoil at max. lift	Remarks
 Double-slotted Fowler flap	100%	20°	Same as Fowler flap only more so. Treble slots sometimes used.
 Krueger flap	50%	25°	Nose-flap hinging about leading edge. Reduces lift at small deflections. Nose-up pitching moment.
 Slotted wing	40%	20°	Controls boundary layer. Slight extra drag at high speeds.
 Fixed slat	50%	20°	Controls boundary layer. Extra drag at high speeds. Nose-up pitching moment.
 Movable slat	60%	22°	Controls boundary layer. Increases camber and area. Greater angles of attack. Nose-up pitching moment.
 Slat and slotted flap	75%	25°	More control of boundary layer. Increased camber and area. Pitching moment can be neutralized.
 Slat and double-slotted Fowler flap	120%	28°	Complicated mechanisms. The best combination for lift; treble slots may be used. Pitching moment can be neutralized.
 Blown flap	80%	16°	Effect depends very much on details of arrangement.
 Jet flap	60%	?	Depends even more on angle and velocity of jet.

그림 2-15. 플랩형 고양력 장치

※ 이륙과 착륙시 고양력 장치 사용의 차이점

이륙시에는 최대양력계수가 이루어지되 항력이 작아야 하지만, 착륙시에서는 양력뿐만 아니라 항력도 커야 함

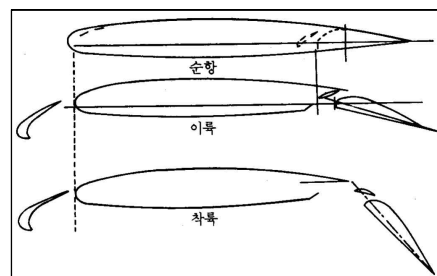


그림 2-16. DC-9 항공기의 고양력 장치

2.3 공기 흐름의 성질

2.3.1 점성 (viscosity)

(1) 점성

- 점성 : 유체흐름의 마찰, 열전도, 질량확산 등의 영향으로 나타나는 성질
- 경계층(boundary layer) : 공기 입자가 점성의 영향을 받아 속도의 변화가 생기는 얇은 층
 - 고체 표면의 수직방향으로 흐름속도의 변화율이 존재
 - 경계층 내부의 흐름층 사이에 전단력(shear stress) 발생
 - 고체 표면의 수평방향으로 표면마찰항력(skin friction drag) 발생

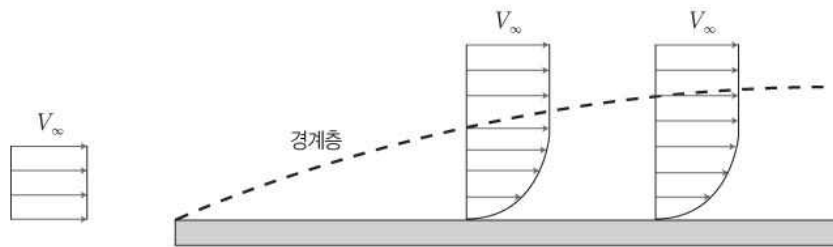


그림 2-17. 평판 위에서의 점성 유동

(2) 층류와 난류

- 층류 (laminar flow) : 공기입자가 흐름의 방향을 흐트리지 않고 흐르는 모양
- 난류 (turbulent flow) : 공기입자가 여러 방향으로 뒤섞이면서 불규칙하게 흐르는 모양
- 천이 (transition) : 층류에서 난류로 전환되는 과정
- 흐름분리 (flow separation) : 경계층 내에서 유체가 고체의 표면을 따라 흐르다가 표면으로부터 떨어지는 현상
- 분리점 (separation point) : 분리가 발생하는 지점
- 후류 (wake) : 난류경계층 뒷부분의 흐름

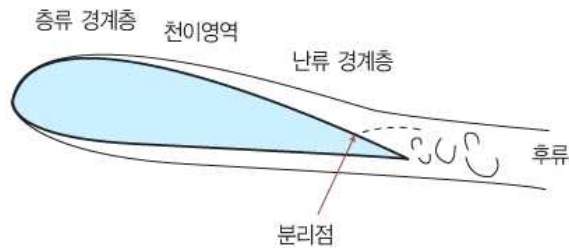


그림 2-18. 에어포일 주위의 점성유동

2.3.2 압축성 (compressibility)

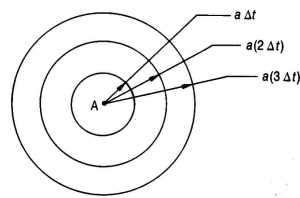
(1) 압축성

유체가 압력을 받으면 체적이 작아지면서 밀도가 커지는 현상

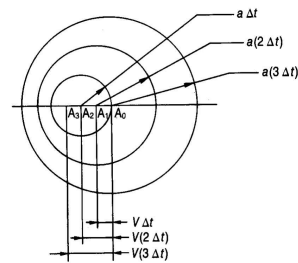
※ 항공기의 속도가 낮은 경우는 공기를 비압축성으로 생각할 수 있지만, 속도가 커지면 공기의 압축성을 반드시 고려해야 한다.

(2) 마하수 : 유체 흐름의 압축성을 나타내는 무차원 계수

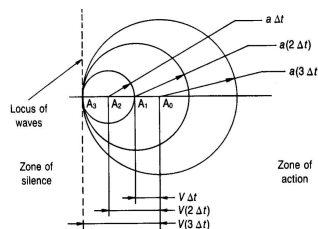
$$M = \frac{\text{속도}}{\text{속}} = \frac{V}{a}$$



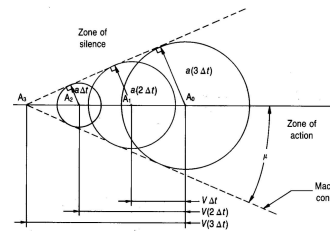
(a) 정지점에서 음파의 전파



(b) 아음속 음파의 전파



(c) 음속 음파의 전파



(d) 초음속 음파의 전파

그림 2-21. 음속과 압축성 효과

- 충격파 (shock wave) - 물체의 속도가 음속 이상인 경우 물체 앞에 미소한 압력파인 음파들이 모여 형성하는 강한 압축파로서 압력, 밀도, 온도의 불연속적인 변화를 초래한다.

(3) 속도 영역의 분류

공기흐름의 물리적 특성이 크게 달라지는 속도 영역들을 마하수를 기준으로 분류

- 아음속 (subsonic speed) : $M < 0.8$
- 천음속 (transonic speed) : $0.8 < M < 1.2$
- 초음속 (supersonic speed) : $1.2 < M < 5.0$
- 극초음속 (hypersonic speed) : $M > 5.0$

2.4 속도 영역별 비행특성

2.4.1 아음속 비행

$M < 0.3$ 인 경우 밀도의 최대 변화가 5% 미만이므로 비압축성으로 간주함
아음속 유동(subsonic flow)은 유동장 내의 모든 영역에서 마하수가 1.0보다 작음

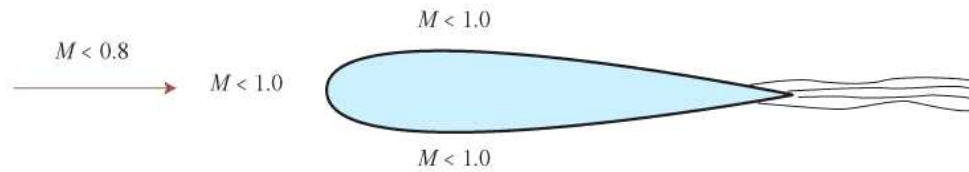


그림 2-22. 아음속 비행

2.4.2 천음속 비행

항공기가 천음속 영역에 들어가게 되면 날개 윗부분의 유속은 음속보다 빠른 부분이 생기며 압축성 효과로 인한 충격파가 발생한다.

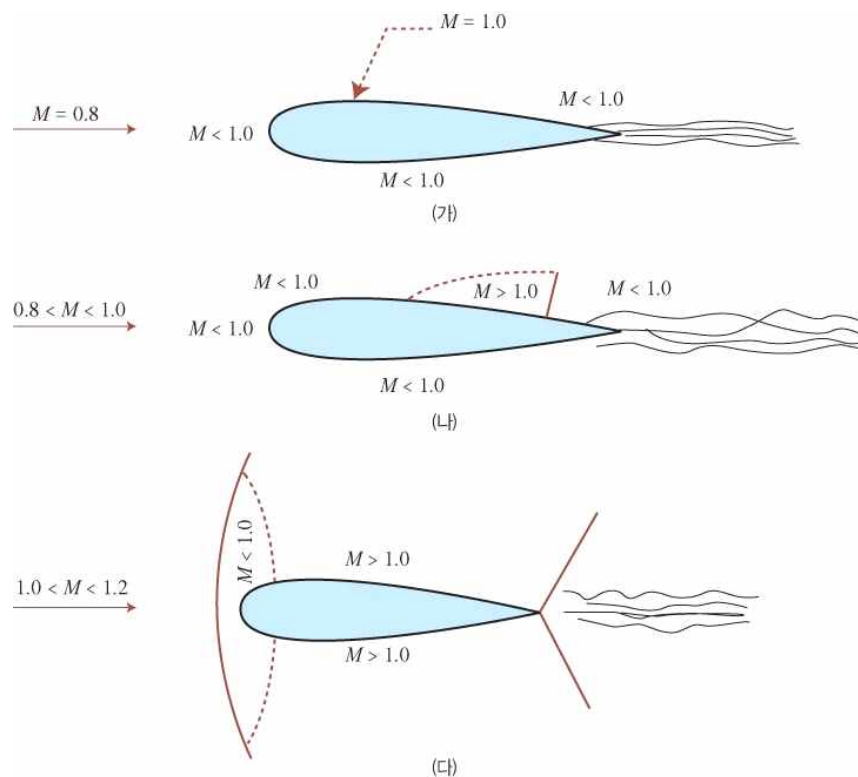


그림 2-24. 천음속 비행

- 임계 마하수 (M_{cr} , critical Mach number)
날개 윗면의 어떤 곳에서 $M = 1.0$ 인 흐름이 만들어질 때의 자유흐름의 마하수
- 분리된 충격파 (detached shock wave)
 $M > 1.0$ 이상인 경우 에어포일 앞전에서 떨어진 충격파
- 충격파 실속 (shock stall)
천음속 흐름에서 충격파에 의해 에어포일의 항력이 급격히 증가하고 양력이 현저하게 감소하는 현상
- 항력 발산 마하수 (drag divergence Mach Number)
마하수의 증가에 따라 항력이 급증하기 시작하는 마하수

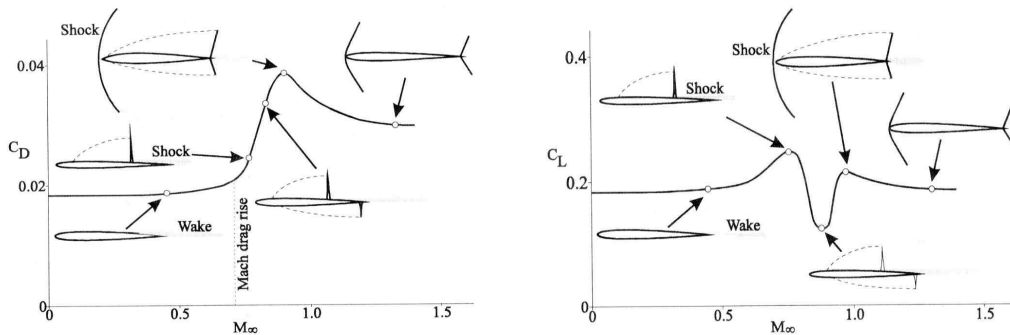


그림 2-25. 마하수에 따른 항력계수와 양력계수의 변화

- 면적 법칙 (area rule)
 - 고아음속 비행시의 압축성 효과에 의한 항력을 감소시키는 방법
 - 기체 축에 대하여 직각으로 자른 단면적 분포가 완만하게 변해야 음속부근에서 날개와 동체가 결합되는 부분에서 생기는 조파항력이 작아짐.

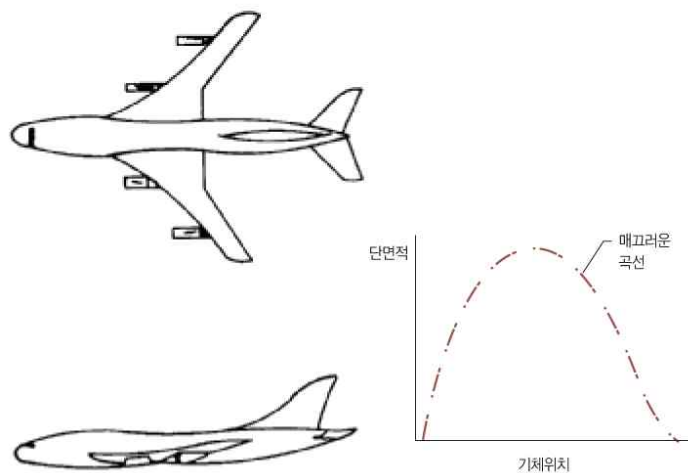


그림 2-26. 면적법칙을 적용한 여객기의 예

2.4.3 초음속 비행

- 경사충격파 (oblique shock wave)
 - 오목한 경사면을 지나는 초음속 흐름의 경우 경사면 시작점에서 경사충격파(oblique shock wave) 발생
 - 압력, 온도, 밀도는 증가하나 마하수와 속도는 감소
- 팽창파 (expansion wave)
 - 볼록한 경사면을 지나는 초음속 흐름의 경우 경사면 시작점에서 무수히 많은 팽창파(expansion wave) 발생
 - 프란틀-메이어 파(Prandtl-Meyer wave)라고도 함.
 - 압력, 온도, 밀도는 감소하나 마하수와 속도는 증가

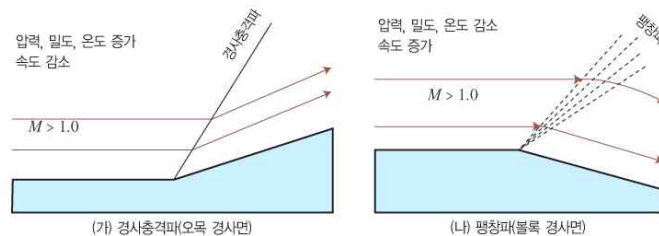


그림 2-29. 경사면을 지나는 초음속 흐름의 형태

- 다이아몬드 모양 에어포일 주위의 초음속 흐름
 - 그림 2-30에서와 같이 경사충격파와 팽창파가 동시에 발생
 - 받음각이 없는 경우 수직방향의 압력분포에 의한 힘들은 서로 상쇄되어 양력은 없으나 앞쪽과 뒤쪽의 압력분포가 다르므로 항력은 발생함
 - 받음각이 존재하면 에어포일의 윗면과 아랫면의 압력분포가 비대칭적으로 형성되어 양력과 항력 모두 발생함
 - 이와 같이 충격파에 의하여 발생하는 항력은 마찰이나 물체형상에 의한 것이 아니라 공기흐름의 압축성에 의한 것으로서 이러한 항력을 조파항력(wave drag)이라고 함.

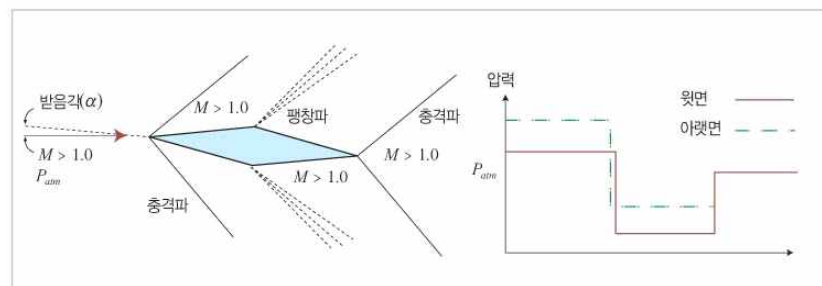


그림 2-30. 다이아몬드 모양 에어포일 주위의 초음속 흐름

- 음속폭음 (sonic boom)
 - 충격파가 지상에 도달할 때 충격파 전, 후의 압력차이로 인한 강한 폭음

2.4.4 극초음속 비행

- 우주왕복선이나 지대공 미사일과 같은 극초음속 비행물체 주위에는 매우 얇은 충격파층 (shock layer)이 형성되고, 이 내부의 공기흐름에서는 고온·화학반응이 일어남.
- 공력가열 (aerodynamic heating)
 - 충격파층 내부 공기흐름의 매우 높은 온도가 비행체 표면으로 전달되는 현상
 - 구조재료, 연료의 증발, 전기재료의 절연성 등에 많은 문제를 발생시킴.

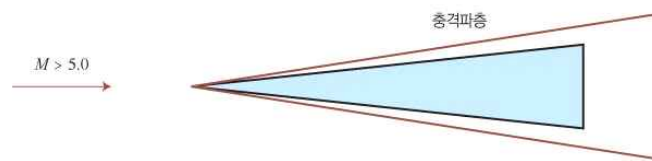


그림 2-33. 극초음속 유동

2.5 고속 날개

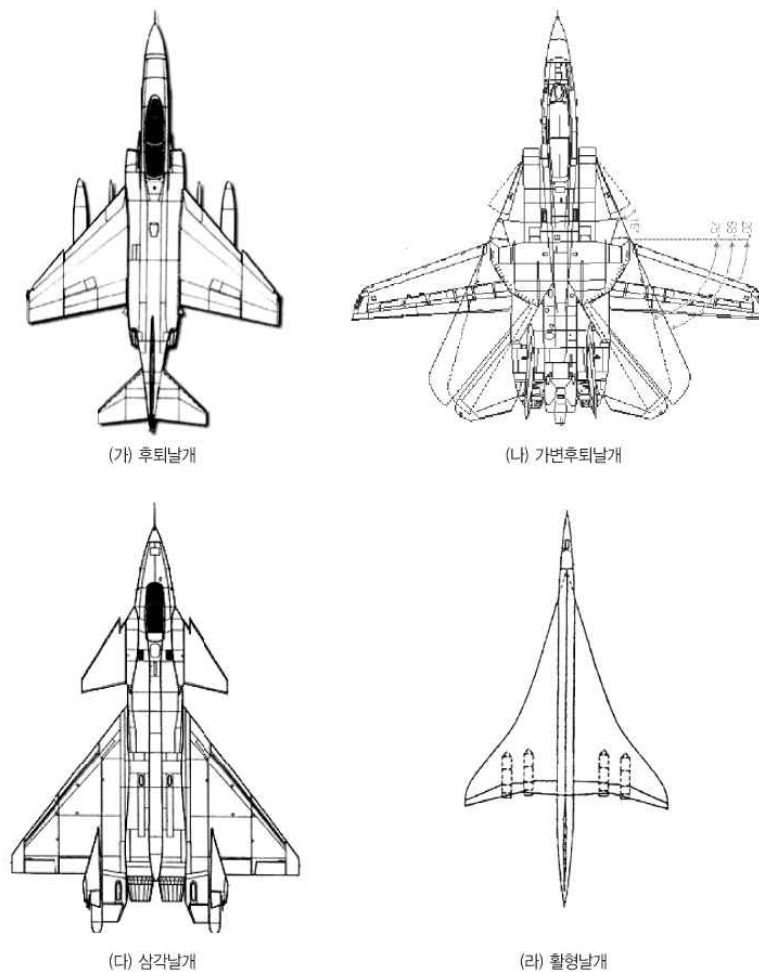


그림 2-36. 전형적인 고속 항공기의 날개 모양

2.5.1 후퇴 날개

(1) 후퇴각

- 압축성 효과를 일으키는 속도 성분은 날개 앞전에 수직인 방향의 속도 성분임
- 날개에 후퇴각을 주면 임계 마하수를 높임으로써 더 빠른 비행을 할 수 있음.

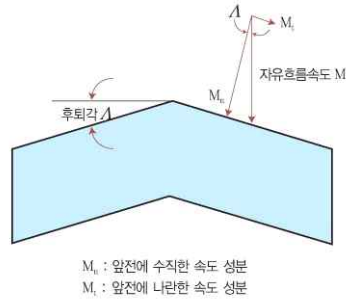


그림 2-37. 후퇴날개

- 후퇴각이 증가함에 따라 항력계수의 최대치가 감소되고 최대 항력계수가 생기는 마하수는 증가하며, 마하수가 증가할수록 최대 양력계수는 직선형 날개보다 더 크게 됨.

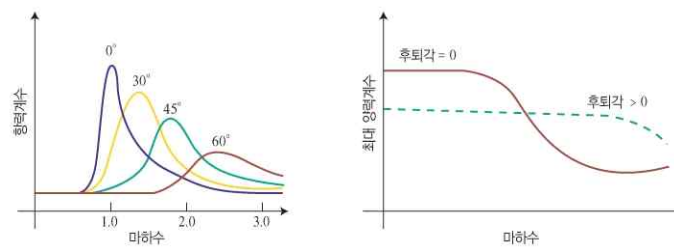


그림 2-38. 후퇴날개의 항력계수와 양력계수의 변화

(2) 날개끝 실속

- 날개끝 쪽으로 향하는 공기흐름성분 때문에 날개 끝에서 경계층이 두꺼워져 흐름분리 (flow separation) 현상이 발생하기 쉽다. 즉, 날개의 끝에서부터 실속이 일어나게 되는데, 이것은 날개끝 부분에 장착된 조종면인 aileron의 작동을 어렵게 만들 수 있다.
- 실속특성 개선방법
 - wing twist (root (+/0)angle, tip (-)angle)
 - boundary layer control (slot, suction, blow)
 - stall fence
 - vortex generator (LEX, strake, dog tooth)

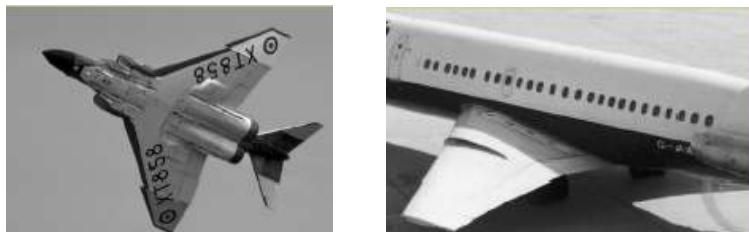


그림 2-39. 후퇴날개에서의 실속 방지 방법

(3) 초임계 에어포일 (supercritical airfoil)

고아음속 비행을 위한 에어포일로서 두께비가 크더라도 천음속 비행에서 아주 약한 충격파가 생기도록 하여 항력의 급격한 증가를 방지

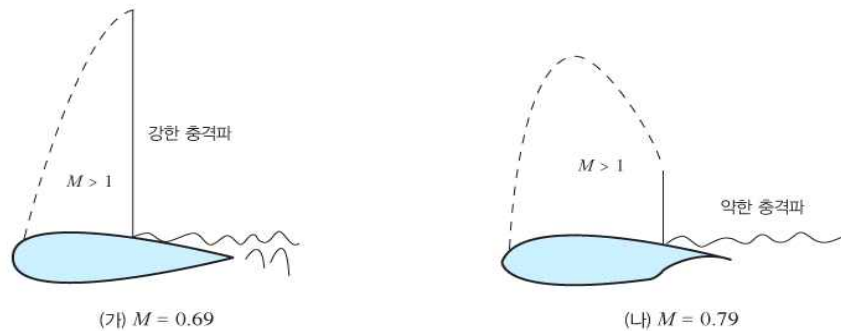


그림 2-40. 일반 에어포일과 초임계 에어포일의 충격파 비교

2.5.2 가변 후퇴날개

- 저속에서와 고속에서의 비행성능은 서로 상충적인 관계가 있는데, 이를 개선하는 방법 중의 하나가 후퇴각을 가변형으로 하는 것임.
- 저속에서는 후퇴각을 작게 하고, 고속에서는 큰 후퇴각을 갖도록 변화시킴으로써 각 속도 영역에서 최적의 비행성능을 실현시킴.
- 예 : F-14, F-111

2.5.3 삼각날개

- 후퇴날개의 경우 후퇴각이 클수록 구조적 강도가 충분하도록 설계하기가 어려움.
- 후퇴각의 공기역학적인 장점은 살리고 구조적 단점을 극복하기 위하여 삼각날개가 고안됨.
- 아음속 영역에서부터 초음속 영역까지 성능이 가장 우수한 날개 형태
- 내부 공간의 부피가 크므로 많은 연료를 탑재할 수 있음.

2.5.4 활형 날개

- 조파항력 감소 조건 : 작은 가로세로비, 시위방향으로 얇고 긴 날개
- 유도항력 감소 조건 : 큰 가로세로비, 긴 스패의 날개
- 초음속 비행에 적합한 날개의 평면형은 시위와 스패이 길고 최소의 면적을 갖는 날개