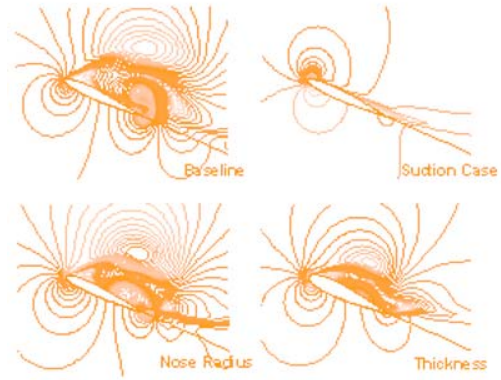
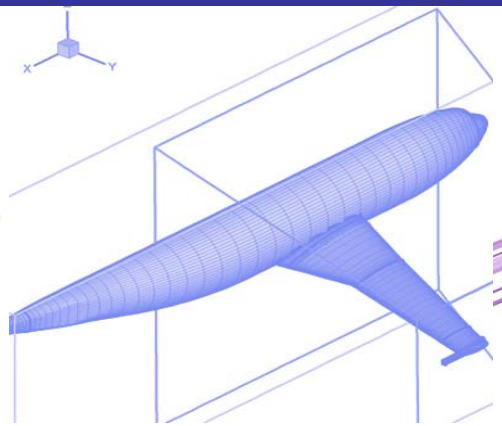
항공우주공학개론
2장 비행원리



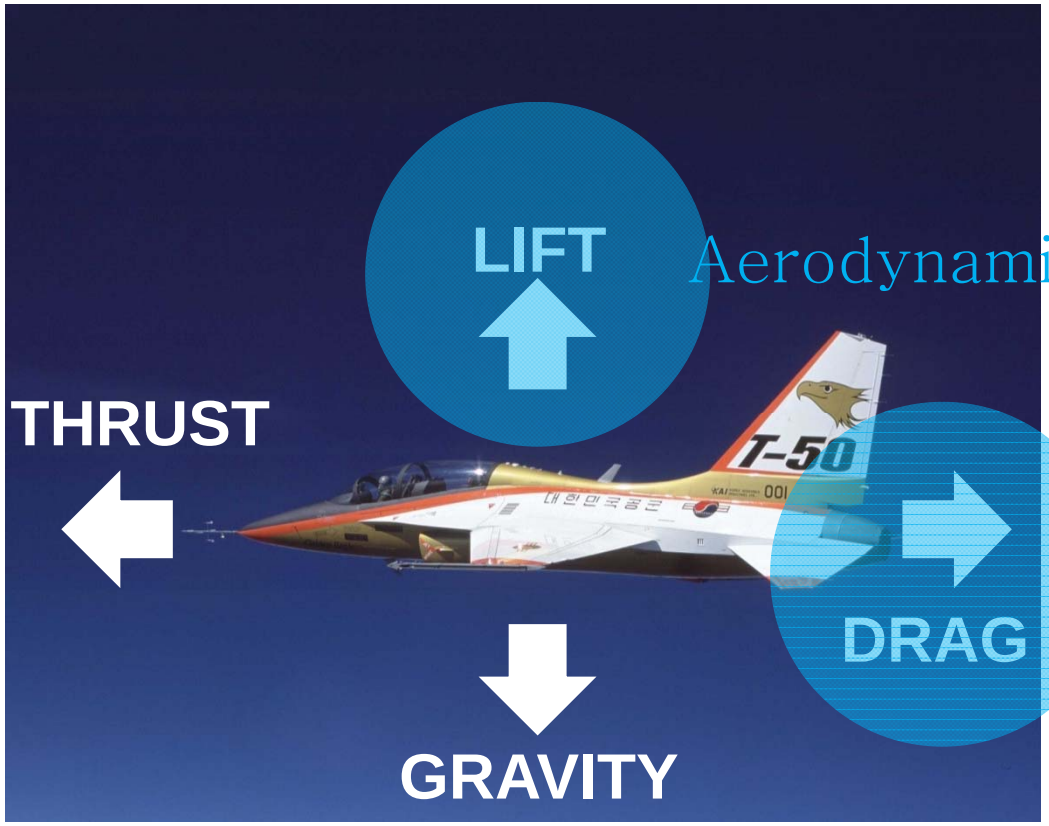


서울대학교
기계항공공학부
공력 시뮬레이션 & 디자인 연구실
부교수 김 종 암

비행 원리

- 항공기에 작용하는 네 가지 힘
  - 양력
  - 항력
  - 추력
  - 중력

공기역학적 힘



비행 원리

- **Aerodynamics?**
  - 비행기에 작용하는 공기역학적 힘을 연구하는 유체 역학의 한 분야
  - 비행체 설계 및 성능 해석에 있어서 가장 기초가 됨

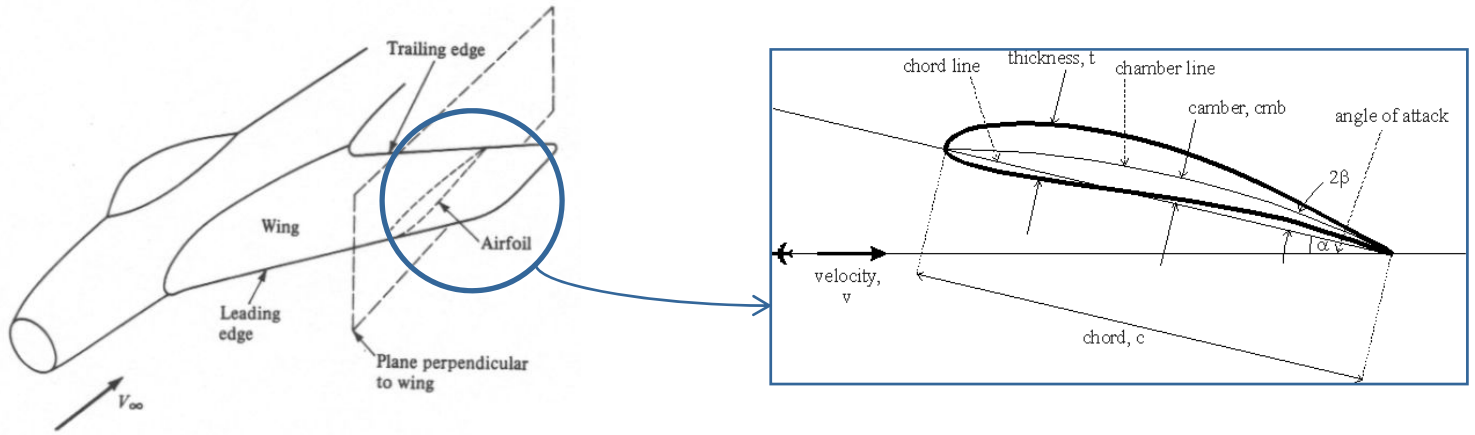
- **공기 역학적 힘의 발생 원리 이해**
  - 공기 흐름에 관련된 기본 법칙 소개
  - 에어포일과 날개에 대한 일반적인 사항과 간단한 이론 소개
  - 비행 속도에 따라 나타나는 날개의 공력 특성 소개
  - 날개의 공력 성능 향상 및 변화를 위한 방법 소개

- **강의 구성**
  - 에어포일과 공기력의 발생 원리
  - 날개에 작용하는 공기력
  - 공기 흐름의 성질 (점성 유동)

에어포일과 공기력의 발생 원리

에어포일과 공기력의 발생원리

- **에어포일 (Airfoil)**
  - 비행기의 날개를 수직으로 자른 단면 형상
    - 항공기의 날개(wing), 보조익(aileron), 승강타(elevator), 방향타(rudder)와 같은 단면(section)을 학술적으로 정의하는 데 사용

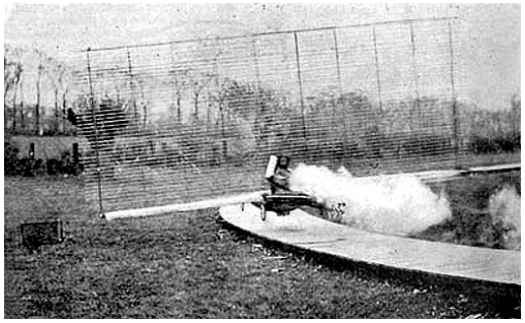


에어포일

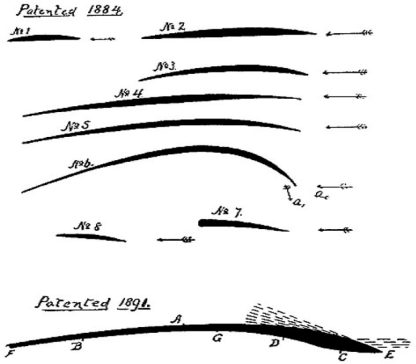
- 형상은 유선형
- 공기 중을 운동하면서 날개에 큰 양력과 적은 항력, 모멘트를 발생시키는 역할

에어포일과 공기력의 발생원리

- 에어포일의 역사
  - **1884**년, 영국인 **Horatio F. Phillips**에 의해 에어포일 형상에 대한 실험이 수행됨

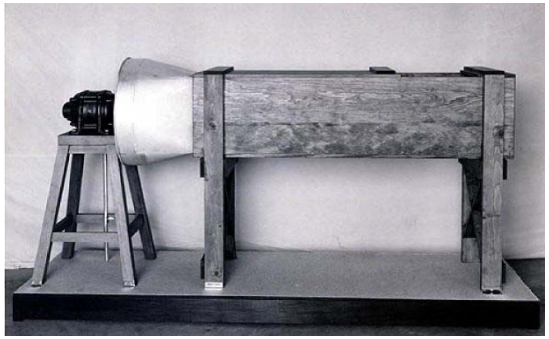


Phillips가 제작한 **Flying Machines**



Phillips가 고안한 에어포일 형상

  - **1902**년, 라이트 형제는 자체 풍동 실험을 거쳐 개선된 에어포일을 사용

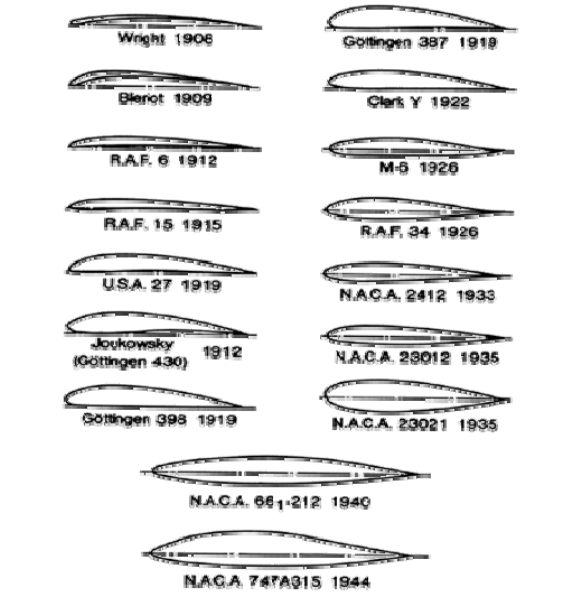


라이트 형제의 풍동 실험 장비

라이트 형제의 비행 실험

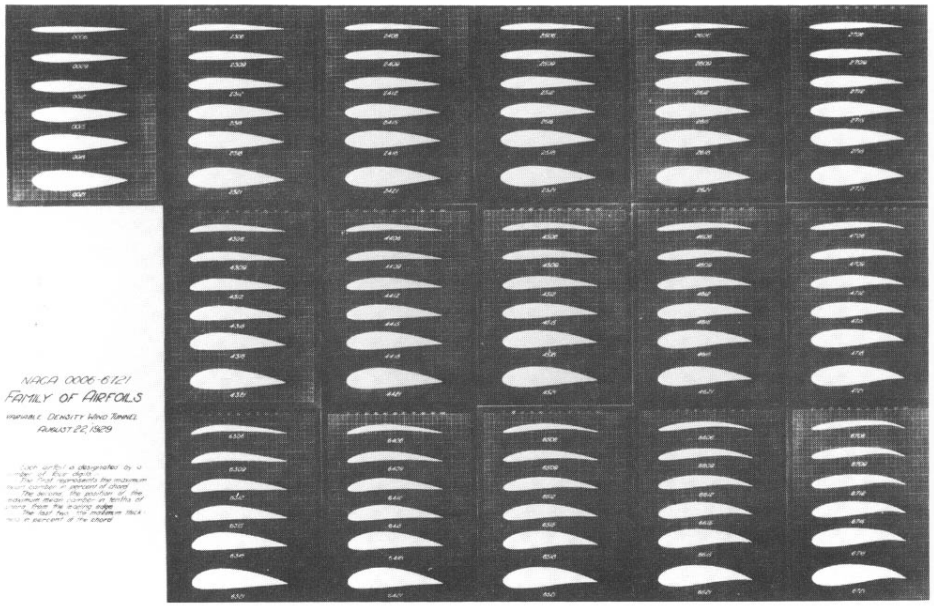
에어포일과 공기력의 발생원리

- **1930년대, 미국의 NACA(National Advisory Committee for Aeronautics, 국립항공자문위원회)에서 에어포일의 형상 변수들을 정의**
  - 이전까지 사용된 에어포일의 형상은 표준이 없이 개발자에 따라 여러 형태로 사용
  - 비례적이고 체계적인 에어포일 설계 및 실험 수행
  - 현재까지도 이들의 형상과 실험결과들이 사용되고 있음



The historical evolution of airfoil sections, 1908–1944. The last two shapes (N.A.C.A. 66$_1$-212 and N.A.C.A. 747A315) are low-drag sections designed to have laminar flow over 60 to 70 percent of chord on both the upper and the lower surface. Note that the laminar flow sections are thickest near the center of their chords.

초기 개발된 에어포일



NACA 에어포일의 종류

에어포일과 공기력의 발생원리

- **NACA 에어포일의 명칭**
  - 4자리 계열
    예) NACA 2415
    - 첫째 자리 : 평균 캠버선의 최대 캠버 (최대 캠버가 시위길이의 2%)
    - 둘째 자리 : 최대 캠버의 위치 (앞전에서부터 시위길이의 40%)
    - 셋째, 넷째 자리 : 최대 두께 (에어포일의 최대 두께가 시위길이의 15%)
  - 5자리 계열
    예) NACA 23015
    - 첫째 자리 : 평균 캠버선의 최대 캠버 (최대 캠버가 시위길이의 2%)
    - 둘째, 셋째 자리 : 최대 캠버의 위치를 시위길이 비의 두 배로 나타냄
      (앞전에서부터 시위선의 15%(15 X 2 = 30) 위치에 최대 캠버가 위치)
    - 넷째, 다섯째 자리 : 최대 두께 (에어포일의 최대 두께가 시위길이의 15%)
  - 그 외 1자리, 6자리 계열이 존재

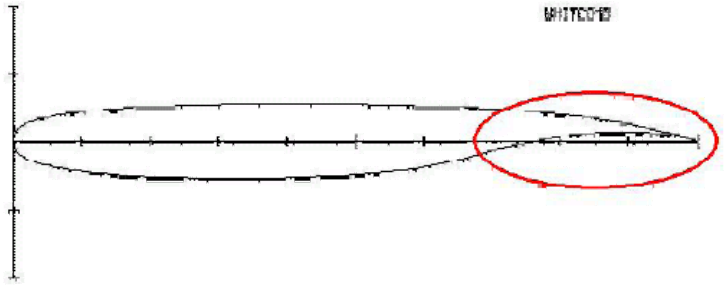
- **NACA 4자리 계열 에어포일 외형 구성식**

$$\pm\frac{y}{c}=\frac{t}{0.2c}[0.296\sqrt{x/c}-0.126(x/c)-0.3516(x/c)^2$$
$$+0.2843(x/c)^3-0.1015(x/c)^4]$$

x축 : 시위선
y축 : 시위선에 수직 방향
t : 최대두께
c : 시위 길이

에어포일과 공기력의 발생원리

- **Modern airfoil**
  - Supercritical airfoil (R.T. Whitcomb)
    - Well-rounded L.E 사용으로 Cl_{max} 극대화
    - 윗면은 편평하고 T.E 부근에서 굽어져 있는 형상
    - 초음속 항공기 보다 천음속 영역을 비행하는 항공기에 유리



Supercritical airfoil

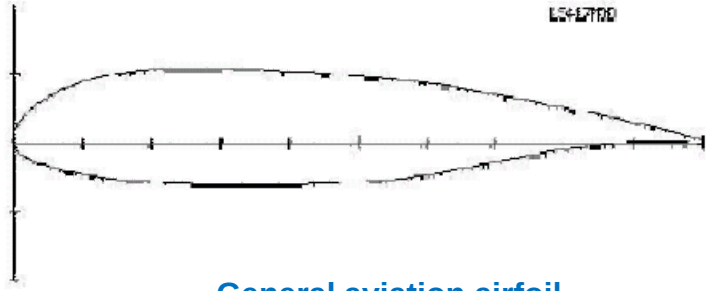
  - General aviation airfoil
    - Supercritical airfoil의 저속 영역에서의 변형
    - 양력 계수를 높이고 항력 계수를 낮게 함
    - Ex) LS(1)-0417

LS : Low Speed

1 : Designates the family

04: Design lift coefficient

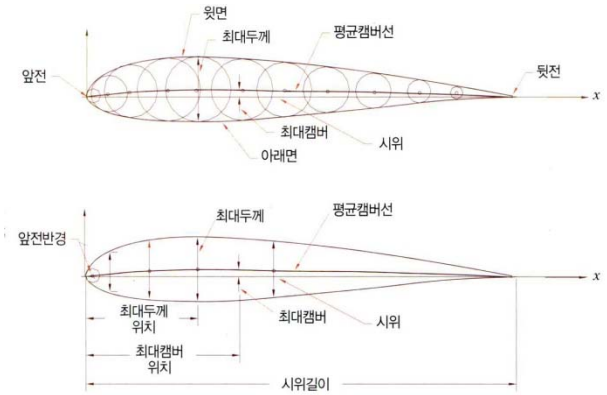
17 : 17% thickness



General aviation airfoil

에어포일과 공기력의 발생원리

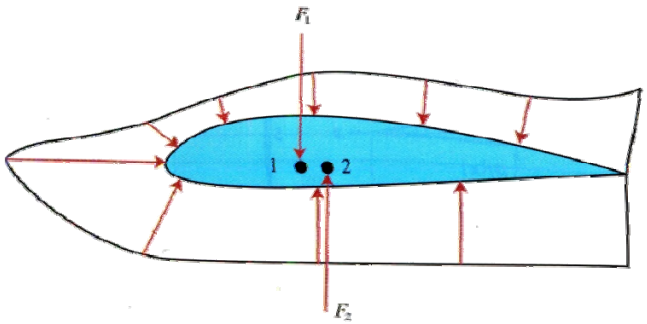
- 에어포일의 각 부분의 명칭



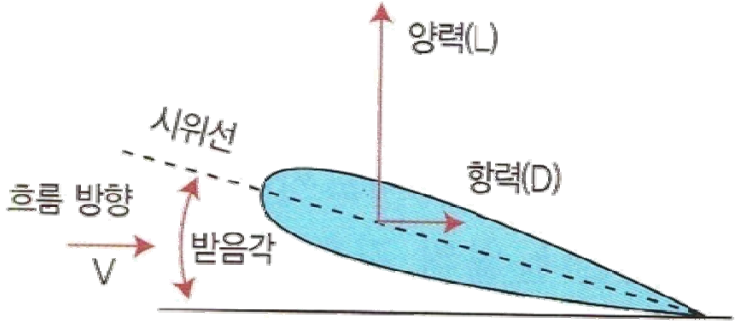
- 앞전(leading edge) : 에어포일의 둥근 앞부분
- 뒷전(trailing edge) : 에어포일의 뒤 끝 부분
- 시위(chord) : 앞전과 뒷전을 연결한 선
- 시위 길이(chord length) : 앞전에서 뒷전까지의 거리
- 평균 캠버 선(mean camber line) : 아래 면과 윗면의 중심점 또는 윗면과 아래 면에 내접하는 원을 그렸을 때 이 원의 중심점들을 연결한 선
- 캠버(camber) : 시위선과 평균 캠버 선과의 높이 차
- 최대 두께(maximum thickness) : 윗면과 아래 면의 높이차이 또는 윗면과 아래 면에 내접하는 원을 그렸을 때 이 원의 직경을 에어포일의 두께라고 하는데, 이 두께의 최대값을 의미

에어포일과 공기력의 발생원리

- 공기력의 발생원리
  - 날개가 공기 중을 비행할 때 주위 공기 흐름에 의하여 힘과 모멘트가 발생
  - 공기력은 하나의 점에 작용하는 것이 아니라 날개 표면에 분포하는 압력에 의해 발생
  - 양력**(lift) :** 자유류의 방향에 대하여 수직으로 작용하는 힘
  - 항력**(drag):** 자유류의 방향에 대하여 수평으로 작용하는 힘
  - 받음각**(angle of attack) :** 공기흐름의 속도방향과 에어포일의 시위선**(chord)**이 이루는 각



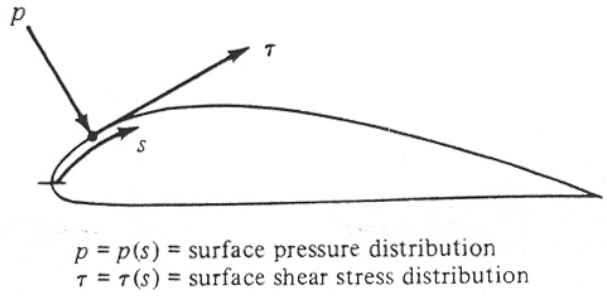
에어포일 표면에 작용하는 힘의 분포



에어포일에 작용하는 힘

에어포일과 공기력의 발생원리

- 양력과 항력의 발생 원리
  - 공기의 압력에 의한 압력 힘 + 공기의 점성에 의한 마찰력



$p = p(s)$ = surface pressure distribution
$\tau = \tau(s)$ = surface shear stress distribution

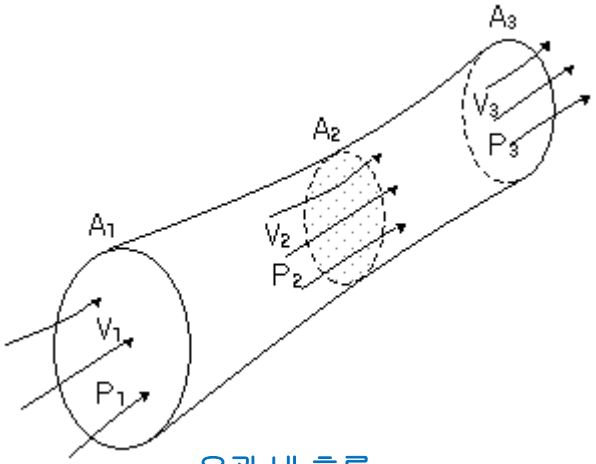
- 비점성(inviscid) 유동
  - 점성의 영향을 무시하여 마찰이 없다고 가정한 공기의 흐름

- 비압축성(incompressible) 유동
  - 흐르고 있는 공기 전체에서, 공기의 밀도가 변하지 않고 모두 같은 흐름

에어포일과 공기력의 발생원리

- **정상(steady) 유동**
  - 유체가 흐르고 있는 유동내의 어떤 한 점을 지나고 있는 유체의 성질 즉, 속도, 압력 및 밀도 등이 시간에 따라 변하지 않는 흐름

- **베르누이 방정식**
  - 비점성 및 비압축성 유동으로 가정되는 공기 흐름에서, 단면적이 다른 관 내의 유체의 흐름은 항상 전압**(total pressure)** 즉, 정압**(static pressure)**과 동압**(dynamic pressure)**의 합이 일정
  - "속도가 증가하면 압력이 감소하고, 속도가 감소하면 압력이 증가한다"



유관 내 흐름

$$P_T = P + q = const$$

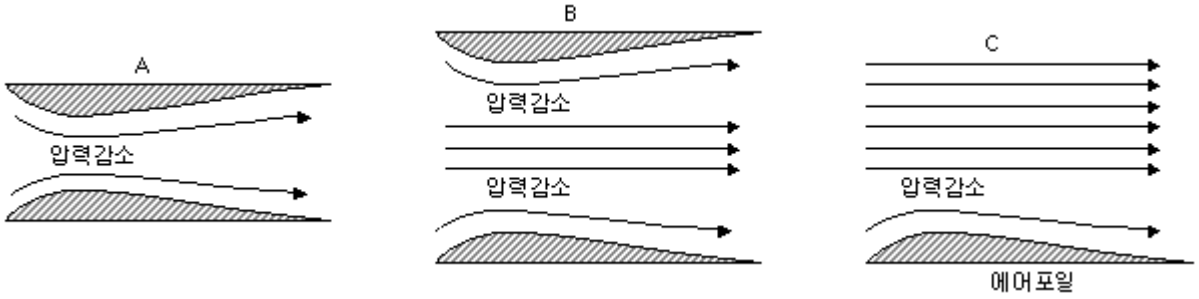
$$q = \frac{1}{2}\rho V^2$$

(P_T: 전압, P: 정압, q: 동압)

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho_1 V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho_2 V_2^2 = const$$

에어포일과 공기력의 발생원리

- 베르누이 원리
  - 에어포일의 예

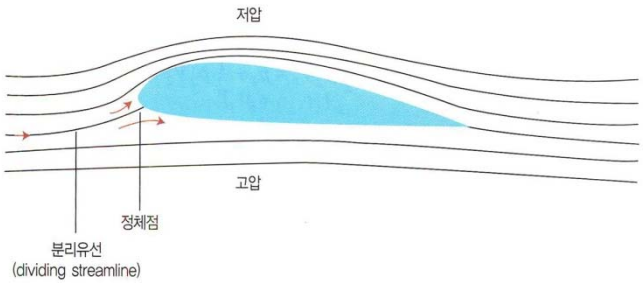


  - A : 두 곡면 주위를 지나는 공기의 흐름은 베르누이 원리에 따라 목(곡면) 부분에서 속도가 커지고 압력이 감소된다
  - B : 두 곡면이 그림 A 보다 좀 더 멀어졌을 때도 A의 경우와 마찬가지로 영향을 받는다
  - C : 위 곡면이 무한한 거리로 멀어졌을 때 즉, 위 곡면이 없을 때도 아래 곡면 윗부분의 압력은 에어포일 밑 부분의 압력보다 낮다

  - 에어포일 윗면과 아래 면의 압력차에 의해, 압력이 큰 쪽에서 작은 쪽으로 힘이 발생 ⇨ 양력

에어포일과 공기력의 발생원리

- **에어포일 주위 유동**
  - 유선**(streamline) :** 어떤 순간에 유체입자들의 속도벡터를 접선 방향으로 갖는 곡선, 물체 주위의 흐름의 모양을 나타내기 위해 사용
  - 분리 유선**(dividing streamline) :** 날개의 표면을 이루는 유선으로, 날개의 앞전에서 둘로 나뉘어 날개의 위아래 표면을 이루고 뒷전에서 다시 하나로 만나 하류로 이어진다
  - 정체점**(stagnation point) :** 공기가 에어포일에 부딪혀 속도가 **0**이 되는 점, 압력은 최대

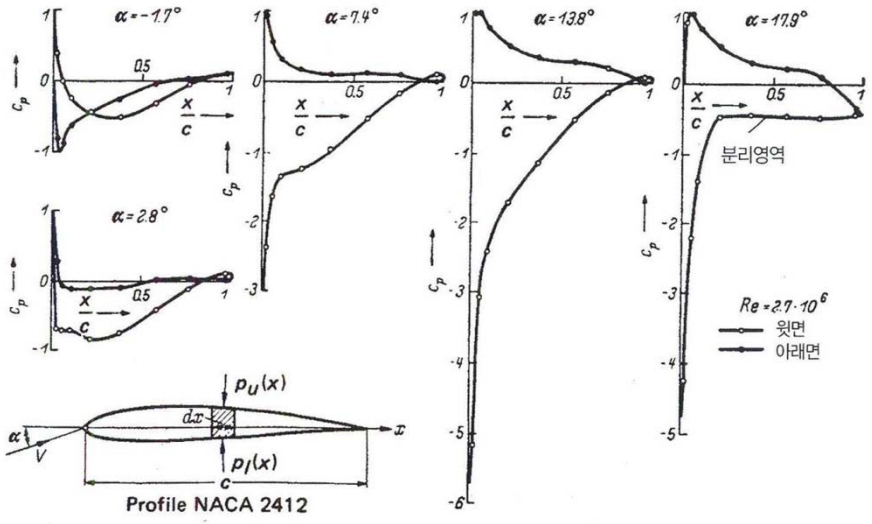


에어포일 주위의 공기의 흐름

- 날개에서 먼 상류에서 공기의 속도와 압력은 날개의 비행속도 및 대기압과 같음
- 에어포일 앞전에 다가올수록 공기의 속도는 감소하고 압력은 증가
- 정체점에서 속도는 **0**이고 압력은 전압과 같아져 최대가 됨
- 에어포일 윗면은 아랫면보다 곡률이 크므로 윗면의 속도는 아랫면보다 더 크게 되며 압력은 더 낮아짐
- 받음각이 작을 때는 최대 두께 위치 근처에서 최대속도와 최저압력
- 뒷전에서 떨어진 공기는 속도가 증가하여 자유흐름 속도와 압력으로 복원

에어포일과 공기력의 발생원리

- 에어포일 주위의 압력 분포



에어포일 주위의 압력 분포

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{1/2\rho V_\infty^{\ 2}} = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2}$$

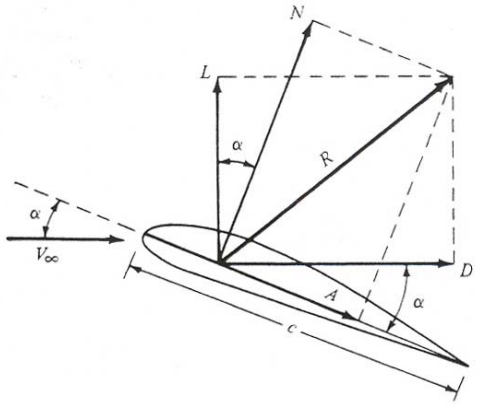
c_p : 압력계수
p_∞ : 자유류 압력
V_∞ : 자유류 속도
V : 에어포일 표면에서 속도
p : 에어포일 표면에서 정압

- c_p **< 0 :** 부**(-)**압이 작용하여 p_∞ 보다 압력이 낮고 공기의 속도는 V_∞ 보다 빠름
- c_p **> 0 :** 압력은 p_∞ 보다 높고 공기의 속도는 V_∞ 보다 느림
- 윗면과 아래 면의 압력 차를 나타내는 면적 $\propto$ 양력의 크기

날개에 작용하는 공기력

날개에 작용하는 공기력

- **날개에 작용하는 공기력**
  - 양력 : 자유류의 방향에 대하여 수직으로 작용하는 힘
  - 항력 : 자유류의 방향에 대하여 수평으로 작용하는 힘
    (형상 항력 = 압력항력 + 마찰항력)



- **양력과 항력**
  - 양력계수 : 실험에 의해 측정된 양력을 무차원화 된 계수로 표현한 것
  - 항력계수 : 측정된 항력을 무차원화된 계수로 표현한 것

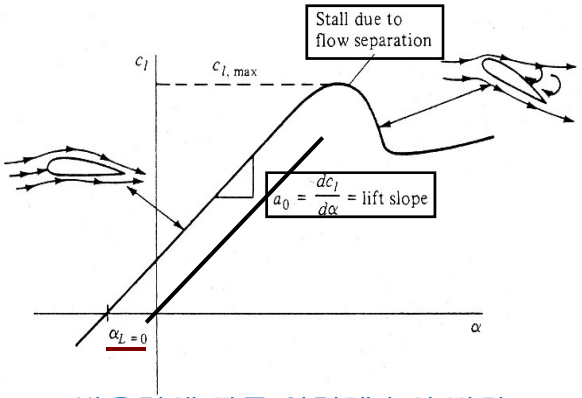
$$C_L = \frac{L}{1/2\rho_\infty V_\infty^2 S} \qquad C_D = \frac{D}{1/2\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

C_L 양력계수 L 양력

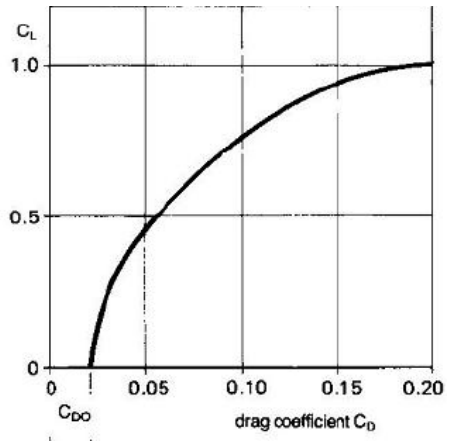
C_D 양력계수 D 항력

ρ_∞ 자유류의 밀도 V_∞ 자유류의 속도

S 날개의 면적



받음각에 따른 양력계수의 변화

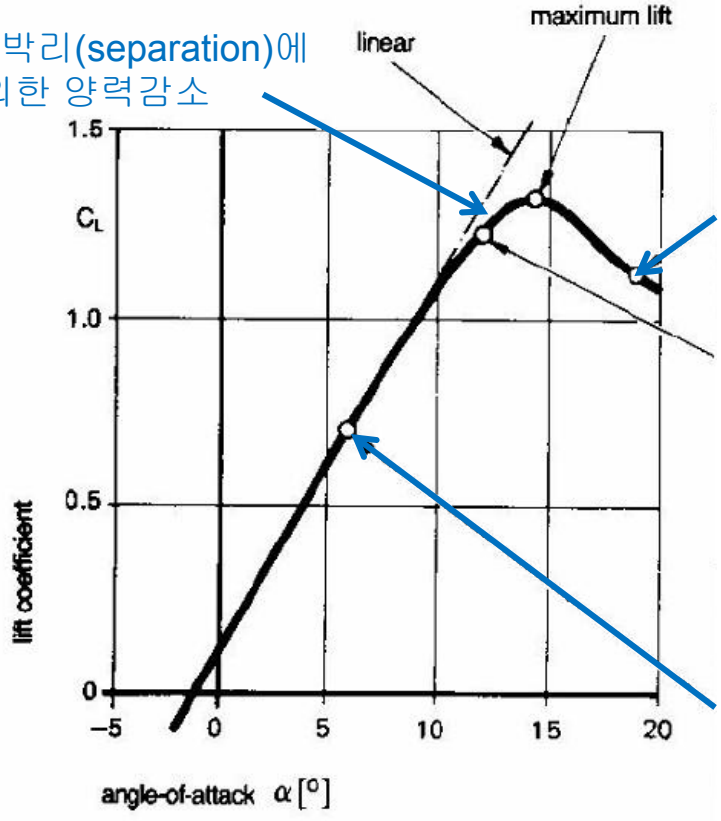


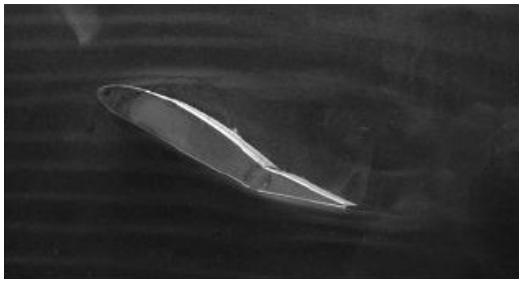
양력계수에 따른 항력계수의 변화

날개에 작용하는 공기력

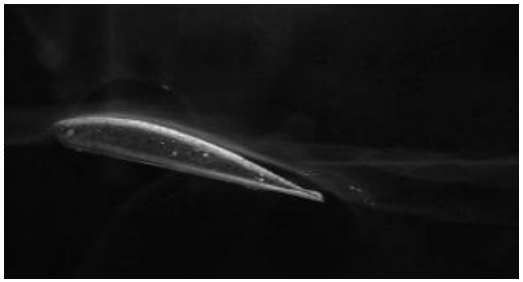
- 받음각에 따른 양력의 변화

유동의 박리(separation)에 의한 양력감소





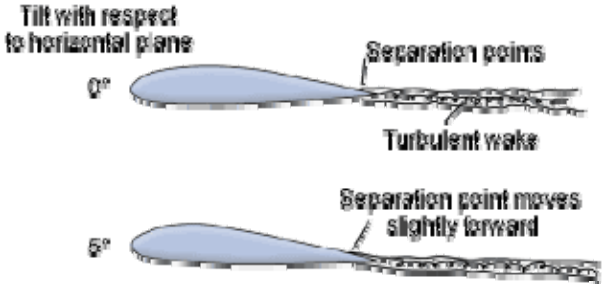
역압력구배에 의한 박리(separation) 발생 - stall



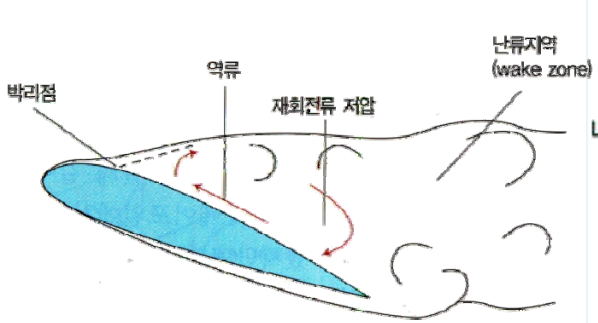
유동이 표면에 밀착하여 흐름 - attached flow

날개에 작용하는 공기력

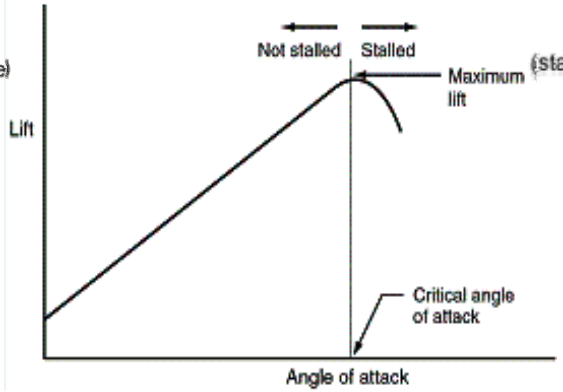
- **흐름의 박리(separation) 및 실속(stall) 현상**
  - 날개의 받음각이 증가함에 따라 양력 계수 증가
  - 날개 위 표면을 따라 흐르는 공기층이 점성 마찰력에 의해 속도가 저하되어 관성력 감소, 뒷전 부분의 높은 압력을 이기지 못하고 흐름의 역류 발생 ⇨ 흐름 박리
  - 받음각이 증가할수록 박리점이 뒷전에서 앞쪽으로 이동하여 후류에 들어간 면적이 넓어지며 특정 받음각 이상에서 양력 계수가 감소하고 항력 계수가 증가하는 현상 발생 ⇨ 실속



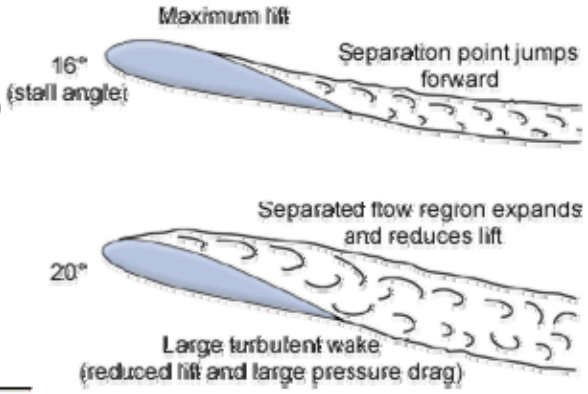
No separation



에어포일의 실속과 분리



Lift-angle of attack curve

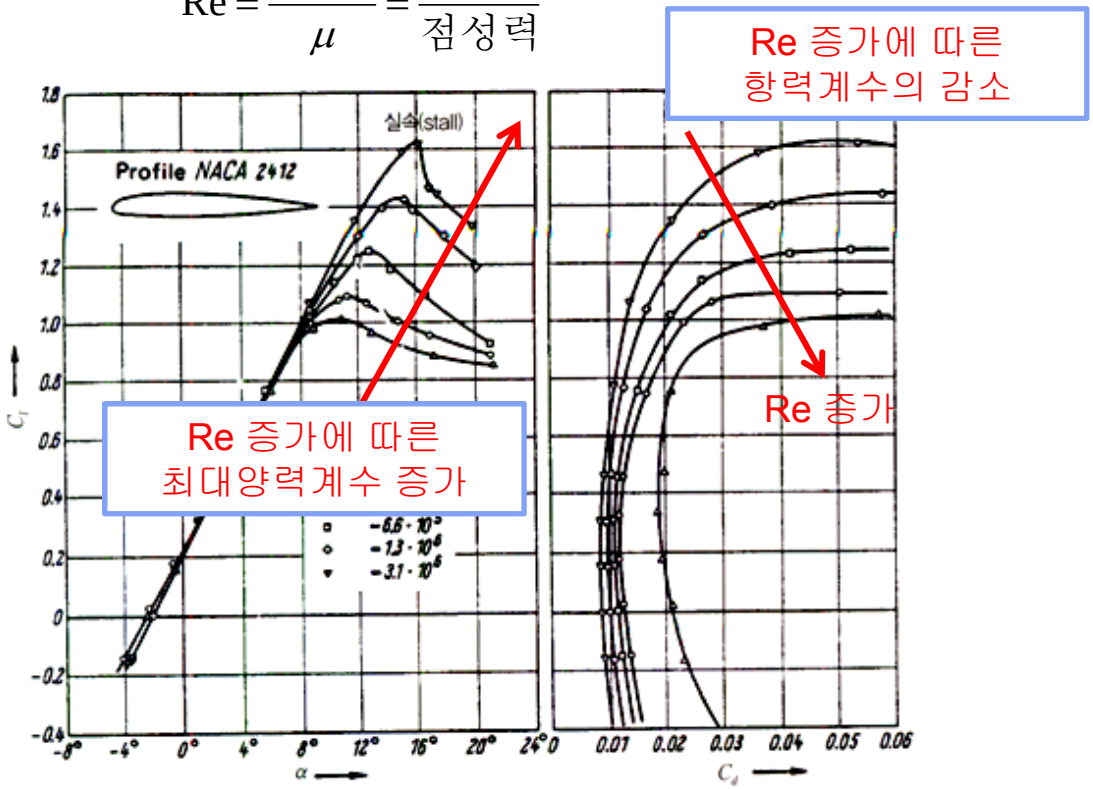


Upper surface separation

날개에 작용하는 공기력

- 레이놀즈 수와 양력 및 항력과의 관계
  - 레이놀즈 수 : 유동의 관성력과 점성력의 비를 나타내는 척도

$$\mathrm{Re} = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu} = \frac{\text{관성력}}{\text{점성력}}$$



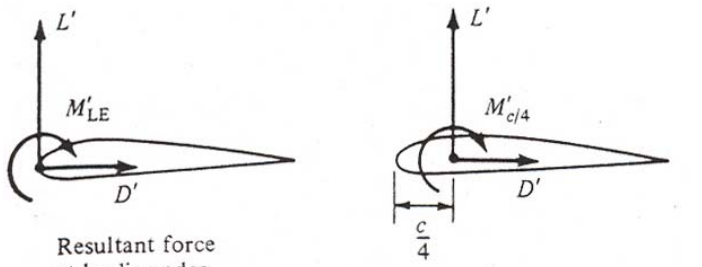
날개에 작용하는 공기력

- **압력중심과 공력중심**
  - **압력중심 (center of pressure)**
    : 에어포일 표면에 작용하는 힘이 한 점에 집중적으로 작용한다고 가상적으로 가정할 때 이 앞전으로부터 작용점까지의 거리
  - **공력중심 (aerodynamic center)**
    : 받음각이 변하여도 모멘트가 변하지 않는 기준점. 아음속 에어포일의 경우 약 C/4에 위치
  - **무차원 피칭 모멘트계수**

$$C_M = \frac{M}{1/2\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

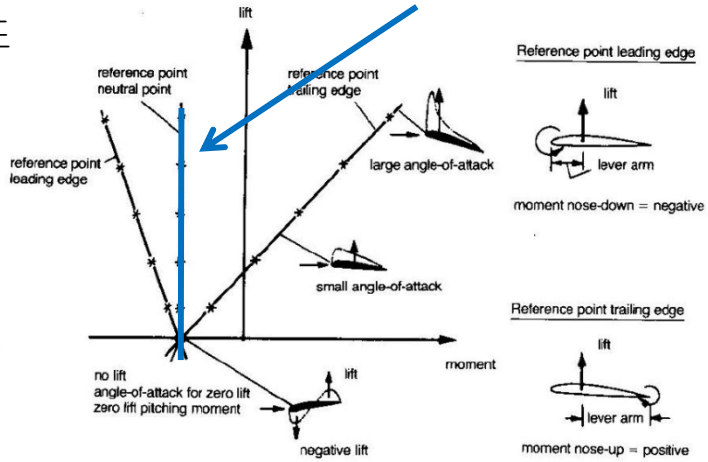
M 모멘트 $\quad \rho_\infty$ 자유류의 밀도

S 날개의 면적 $\quad V_\infty$ 자유류의 속도



압력중심의 정의

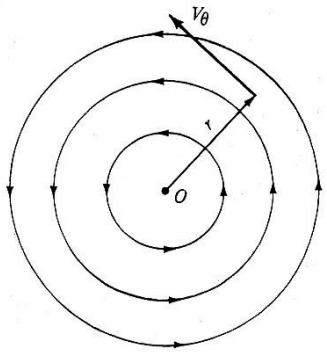
받음각이 증가해도
모멘트가 변하지 않음



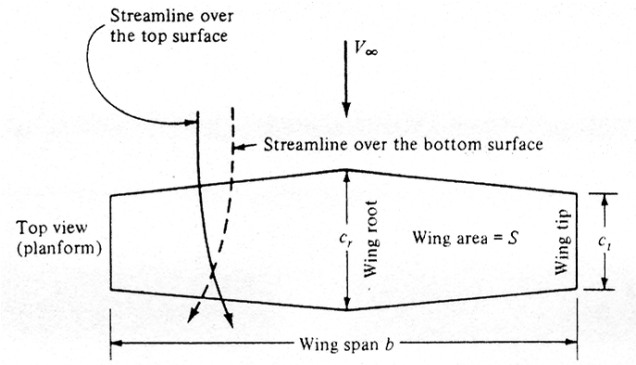
공력중심의 정의

날개에 작용하는 공기력

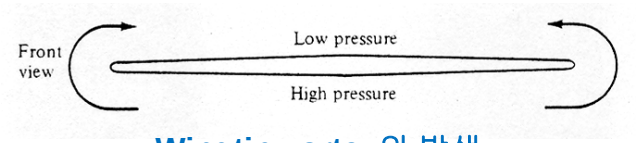
- **3차원 날개와 유도항력**
  - **Vortex**
    : 어느 한 축을 중심으로 회전하는 유동
  - **Wingtip vortex**
    : 양력을 발생하기 위한 날개 윗면과 아랫면의 압력차이가 날개 끝단에서 vortex를 형성



Vortex flow



날개 윗면과 아랫면의 압력차이에 의한 유동의 방향 변화

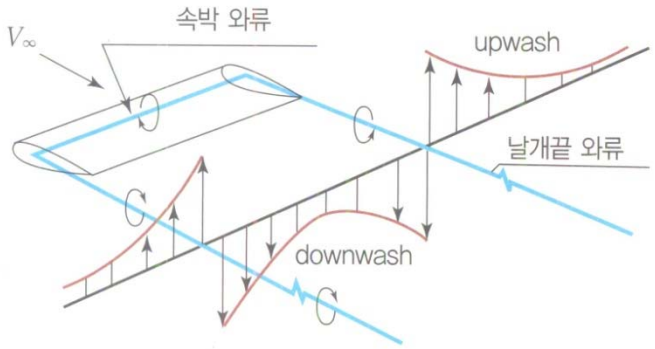


Wingtip vortex의 발생

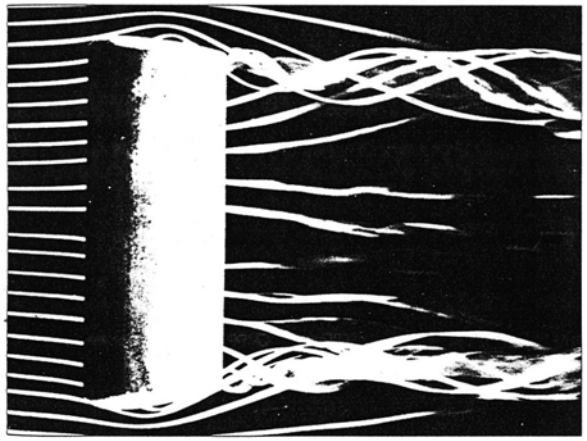
Wingtip vortex의 형성

날개에 작용하는 공기력

- **3차원 날개와 유도항력**
  - 속박와류와 말굽와류
    - 속박와류(Bound vortex)
      : 날개의 윗면과 아랫면의 속도가 다름
      ⇨ 날개에도 길이 방향으로 가상적인 와류가 있다고 가정 ⇨ 속박와류
    - 말굽와류(Horseshoe vortex)
      : 속박와류(Bound vortex)와 날개 끝 와류(wingtip vortex) 를 포함하여 말굽와류로 정의



속박와류와 말굽와류



날개 주변의 유동장

날개에 작용하는 공기력

- **3차원 날개와 유도항력**
  - 날개 주위의 유동

날개 주위의 유동장 실제 동영상

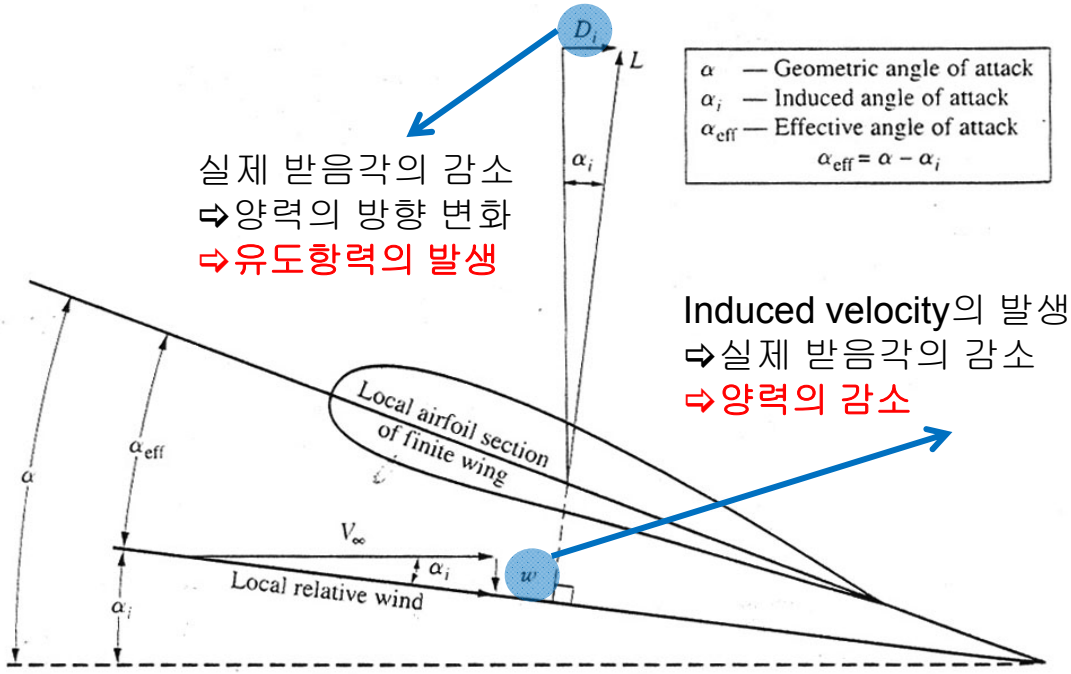
1. C-130, angel-decoy 형성, US navy
2. C-5A, wing vortex 실험, NASA
3. 747, wing vortex 실험, NASA

날개에 작용하는 공기력

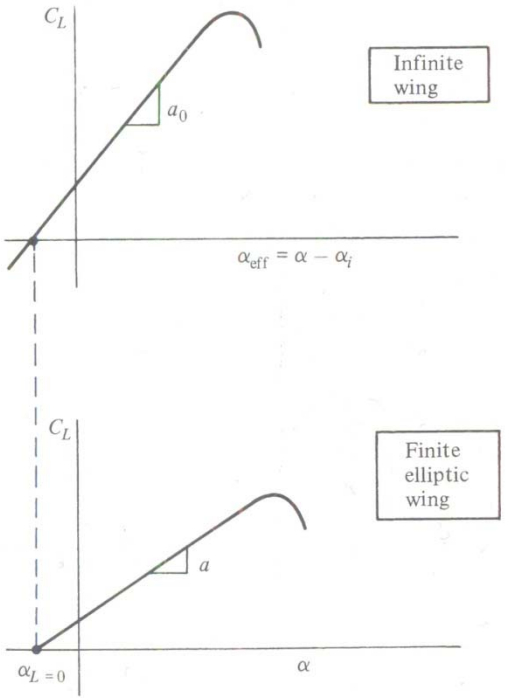
- **3차원 날개와 유도항력**
  - 유도항력의 정의

: 말굽와류에 의해 발생되는 수직방향 속도 성분(induced velocity)에 의해 발생하는 항력

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR}$$ C_L 양력계수 AR 가로세로비



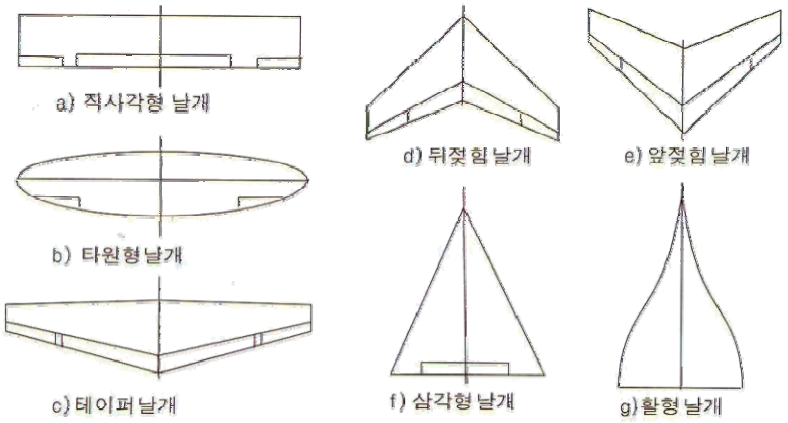
Wingtip vortex에 의한 유도항력의 발생



Airfoil과 Wing의 양력곡선 비교

날개에 작용하는 공기력

- 비행기 날개의 종류
  - 날개는 양력을 발생시켜 비행기를 공중에 떠오르게 함
  - 이차원 에어포일을 단면으로 하는 유한한 길이
  - 공기압력의 분포, 항력, 항공기 용도, 천음속, 초음속 효과 및 구조 강도를 고려하여 다양한 형태의 날개가 설계되어 있음



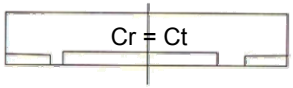
비행기 날개의 모양

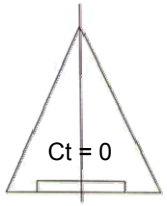
다양한 날개의 실제 적용 예

날개에 작용하는 공기력

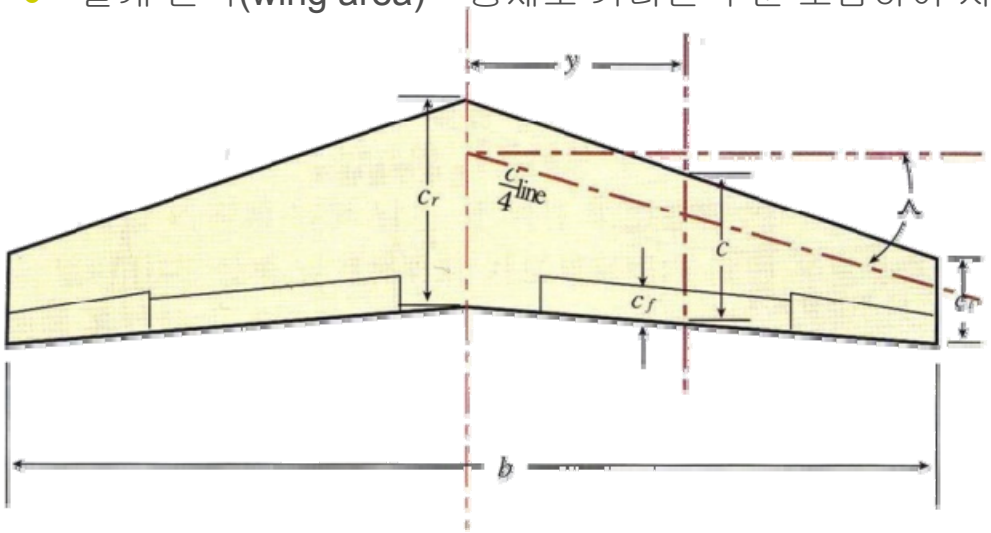
- 날개의 기하학적 형태
  - 기하학적 변수
    - 날개 길이(span) : 날개의 끝에서 다른 끝까지의 직선 길이 b
    - 날개 끝 시위 길이(tip chord length) : 날개의 길이 방향 끝에서 시위 길이, C_t
    - 뿌리 시위길이 : 날개 뿌리에서의 시위 길이, C_r
    - 테이퍼비(taper ratio) = 날개 끝 시위 길이와 뿌리 시위 길이의 비, $\frac{C_t}{C_r}$

ex) 직사각형 날개의 테이퍼비 = 1, 삼각형 날개 = 0





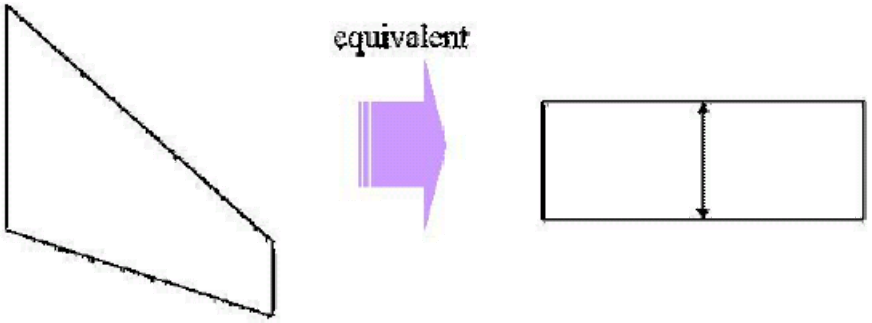
- 날개 면적(wing area) = 동체로 가려진 부분 포함하여 지면에 수직으로 투영된 날개의 면적, S



날개에 작용하는 공기력

- 날개의 기하학적 형태
  - 기하학적 변수
    - 날개 하중(wing loading) = 항공기 중량과 날개 면적의 비
      - 순항 시 양력과 중량은 같으므로 날개에 작용하는 평균압력을 의미하며 구조설계에 있어 구조강도를 결정짓는 중요한 요소가 됨
      - 날개 하중이 클 수록 구조가 튼튼해야 하므로 구조의 중량이 증가하고 항공기의 운동 반경이 커지며 날개 하중이 작으면 돌풍에 의한 영향이 커짐
    - 평균 공력 시위(MAC, mean aerodynamic chord) : 한쪽 날개의 도심을 지나는 시위 길이로서 c 로 표시하며 날개의 특성 길이로 쓰임

      날개와 동일한 양력 및 피칭 모멘트 값을 갖는 un-swept, non-tapered wing chord length



$$MAC = \bar{c} = \frac{2}{S}\int_0^{\frac{b}{2}} c^2 dy = \frac{2}{3}\left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}\right)c_{root}$$

날개에 작용하는 공기력

- 날개의 기하학적 형태
  - 기하학적 변수
    - 가로 세로 비(aspect ratio) : 날개 길이를 평균 공력 시위로 나눈 값, 또는 날개 길이의 제곱을 날개 면적으로 나눈 값, 공기 역학적 효율을 좌우하는 중요한 인자

$$AR = \frac{b}{\bar{c}} = \frac{b^2}{S}$$

    - 후퇴각(sweep back angle) : 날개가 뒤로 젖혀진 각도, 날개 길이 방향으로 변하는 시위 길이의 25% 위치를 연결한 선과 날개의 가로방향과 이루는 각
    - 전진각(sweep forward angle) : 날개가 앞으로 젖혀진 각도, 후퇴각과 동일한 방법으로 측정

날개에 작용하는 공기력

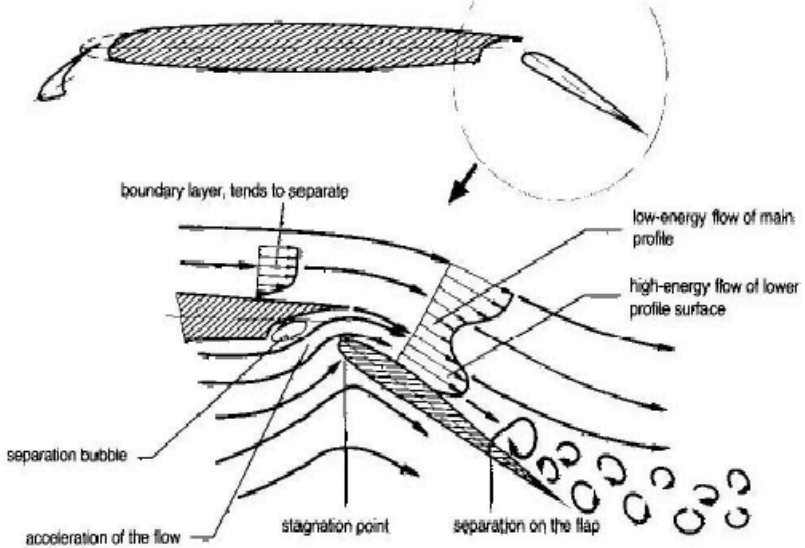
- 고양력장치
  - 저속 비행시 공기역학적인 특성을 향상시키기 위한 장치
  - 실속 속도 **(stall speed) :** 항공기가 발생시키는 양력이 항공기의 무게와 같아 고도를 유지시켜 주는 속도 , V_S
  - 접근 속도 **(approaching speed)** : 항공기가 착륙을 위해 접근하는 속도,

$$V_A = 1.2 \times V_S$$

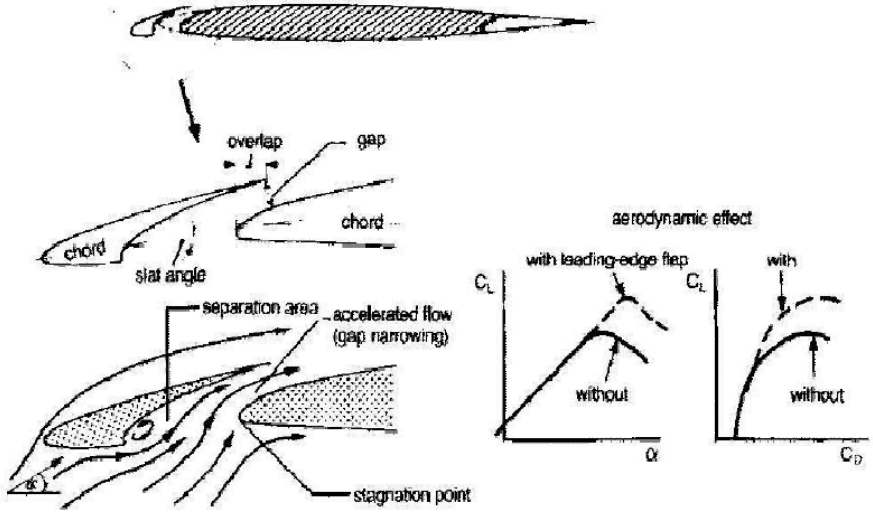
    - 접근 속도(실속 속도)를 낮출 수 있다면 항공기가 이착륙에 필요한 활주 길이가 줄어들게 되며 저속에서 이착륙이 가능하므로 항공기 운항에 안전성이 증가
    - 에어포일 자체의 양력 계수는 한계가 정해져 있고 높은 양력을 얻기 위해 날개 면적을 크게 하면 고속 비행에 불리, 이를 해결하기 위해 이착륙시와 같은 저속 비행시 날개의 양력 계수를 증가시켜 필요한 양력을 얻을 수 있게 해주는 공기역학적인 특수 장치를 고양력 장치라고 함
  - 고양력장치의 종류
    - 앞전 플랩 (leading edge flap)
    - 뒷전 플랩 (trailing edge flap)
    - 경계층 제어 장치 (boundary layer control)
    - 동력형 고양력 장치 (powered high-lift device)

날개에 작용하는 공기력

- **플랩(flap)의 기본 원리**
  - **뒷전 플랩 (trailing edge flap)**
    - 켐버를 변경시켜 더 큰 받음각에서 비행하는 효과를 얻을 수 있음 ⇨ 양력 계수의 증가
    - Flap 사이의 공기의 흐름으로 추가적인 관성력을 전달하여 박리를 지연
    - 날개 면적의 증가 효과를 통한 양력의 증가
  - **앞전 플랩 (leading edge flap)**
    - 박리를 지연시켜 더 높은 받음각에서 박리가 일어나도록 유도
    - 더 높은 받음각에서 stall 현상 없이 비행이 가능



뒷전 플랩의 기본 개념



앞전 플랩의 기본 개념

날개에 작용하는 공기력

- 뒷전 플랩형 고양력 장치
  - 평면 플랩 (plain flap) : 날개의 캠버를 바꾸어 줌으로서 받음각을 크게 해 줌
  - 스플리트 플랩 (split flap) : 날개 밑부분에 장치되어 캠버를 증가시켜 양력을 증가시키나 플랩 후류가 발생하여 항력 또한 증가되는 단점
  - 잽 플랩 (zap flap) : 스플리트 플랩과 비슷하나 날개 면적을 더 크게 할 수 있어 양력 증가의 폭이 큼
  - 슬로트 플랩 (slotted flap) : 슬로트의 수에 따라 이중 혹은 삼중 슬로트 플랩으로 구분, 캠버 및 날개 면적의 증가와 슬로트로 인한 공기 흐름의 제어 효과로 고양력 발생, 슬로트의 수가 늘어날수록 효과는 좋으나 구조적으로 복잡해진다는 단점이 있음
  - 파울러 플랩 (fowler flap) : 날개 뒷부분으로 작은 날개가 빠져나와 캠버와 날개 면적을 증가시킴, 플랩의 앞전에 틈이 생겨 흐름을 제어해 줌으로써 최대 양력 계수를 증가시킴

High-lift devices	Increase of maximum lift	Angle of bvasic aerofoil at max. lift	Remarks
Basic aerofoil	–	15°	Efftects of all high-lift devices depend on shape of basic earofoil.
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 grag.
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.
Double-slotted Fowler flap	100%	20°	Some as Fowler flap only more so. Trable silots sometimes used.

뒷전 플랩 종류

날개에 작용하는 공기력

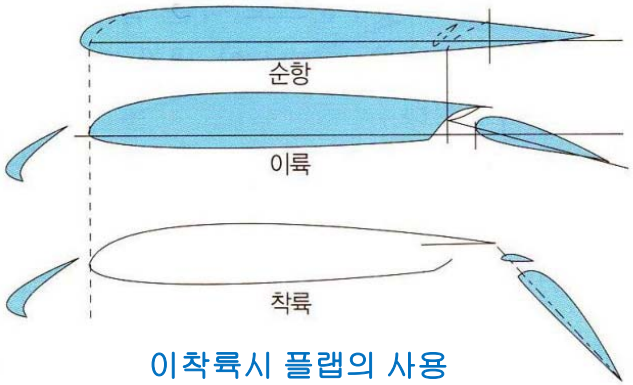
- 앞전 플랩형 고양력 장치
  - 크뤼거 플랩 (krueger flap) : nose-up 피칭 모멘트를 발생시키며 약간의 변형에서도 양력을 감소시킴
  - 슬로트 날개 (slotted wing) : 본 날개 윗면의 경계층에 추가적인 운동에너지를 전달하여 경계층을 제어, 고속 비행시 약간의 항력 증가
  - 슬랫 (fixed slat) : 슬로트 날개와 같은 원리, nose-up 피칭 모멘트를 발생시킴
  - 가동 슬랫 (movable slat) : 가장 많이 사용되는 형태, 슬랫과 동일한 역할을 하며 캠버와 날개면 및 받음각 증가의 효과, 이착륙시에만 작동시키고 고속 비행시 날개 안으로 집어넣어 고속에서의 결점을 보완

High-lift devices	Increase of maximum lift	Angle of bvasic aerofoil at	Remarks
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 epeeds. Nose-up pitching moment.
Movable slat	60%	22°	Controls boundary layer. Increases camber and area. Greater angles of attack. Nose-up pitching moment.

앞전 플랩 종류

날개에 작용하는 공기력

- **DC-9의 고양력장치**
  - 앞전에는 가동 슬랫, 뒷전에는 이중 파울러 플랩이 사용
  - 이착륙시 고양력 장치의 사용이 서로 다름
    - 이륙시 : 최대 양력 계수가 필요
    - 착륙시 : 양력 뿐만 아니라 항력도 커야 함



이착륙시 플랩의 사용

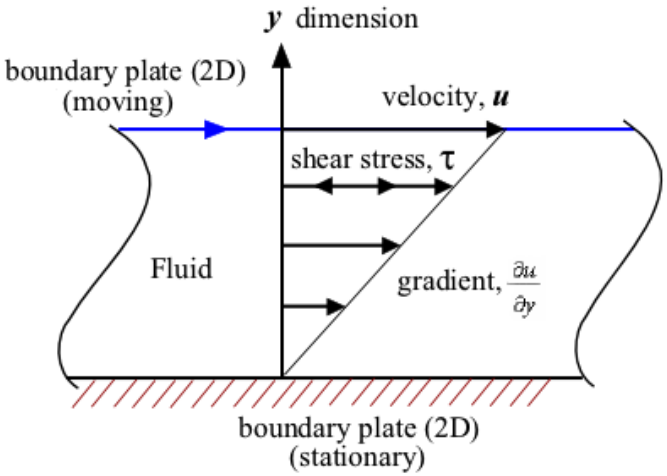
실제 동작 동영상 (이륙-순항-착륙)

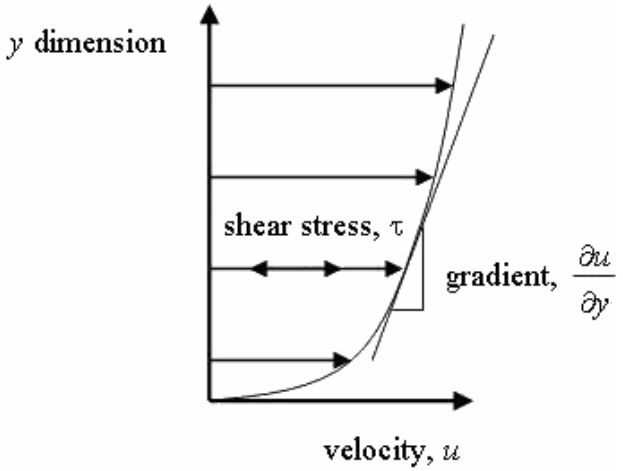
공기 흐름의 성질
(점성 유동)

공기 흐름의 성질

- **점성(viscosity)**
  - 점성이란?
    - 유동에 대한 유체의 저항을 나타내는 정량적인 치수
    - 일반적인 선형 유체에 대해서 작용된 전단응력은 속도 구배에 비례
    - 전단 응력은 유체 내의 연속적인 전단 변형의 원인

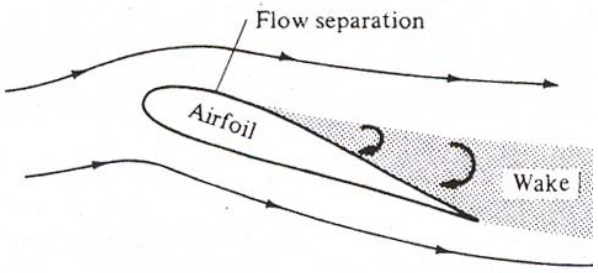
$$shear\ \ stess\ \ \tau = \mu \frac{du}{dy} \qquad (\mu : 점성\ \ 계수)$$

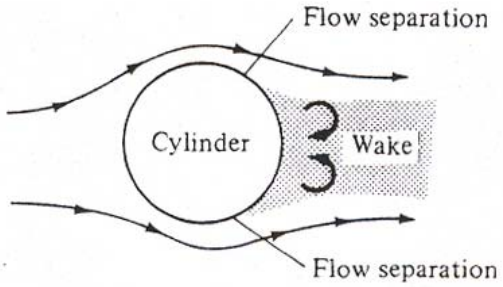




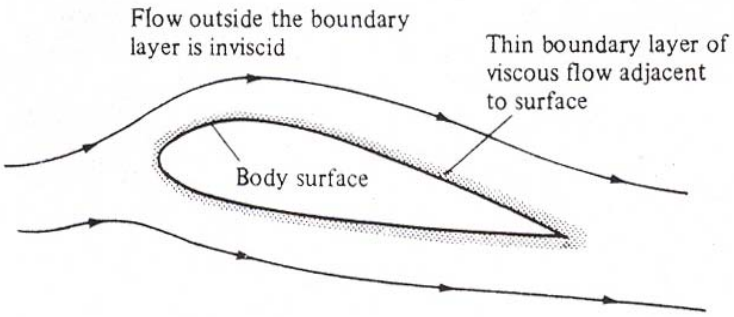
공기 흐름의 성질

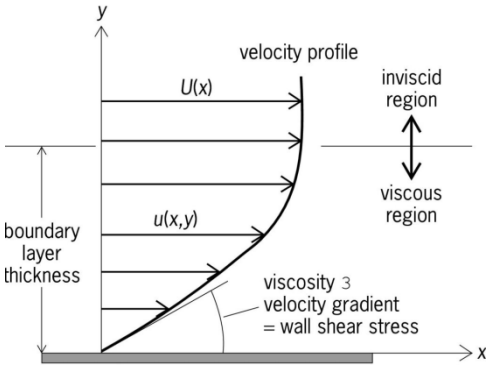
- **점성 유동 (viscous flow) vs. 비점성 유동(inviscid flow)**
  - 점성 유동의 예





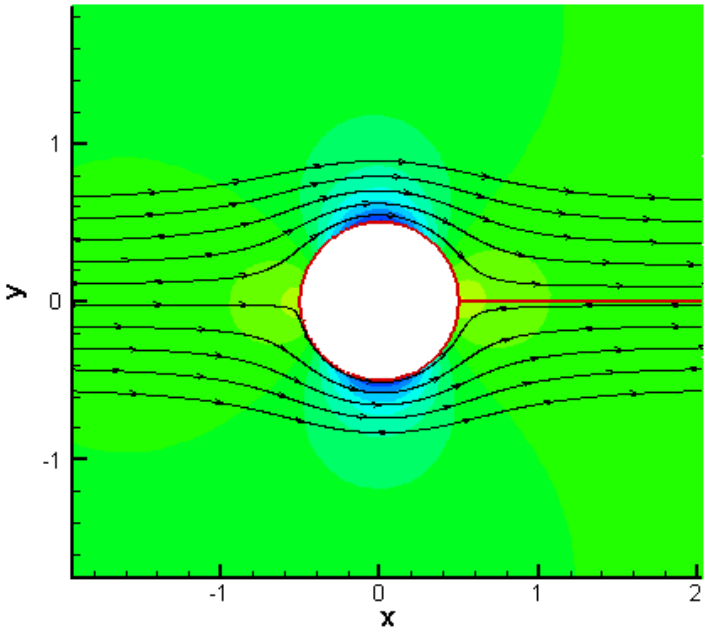
  - **Airfoil 주위의 유동**
    - 경계층 내의 유동 : 비점성 유동
    - 경계층 밖의 유동 : 점성 유동



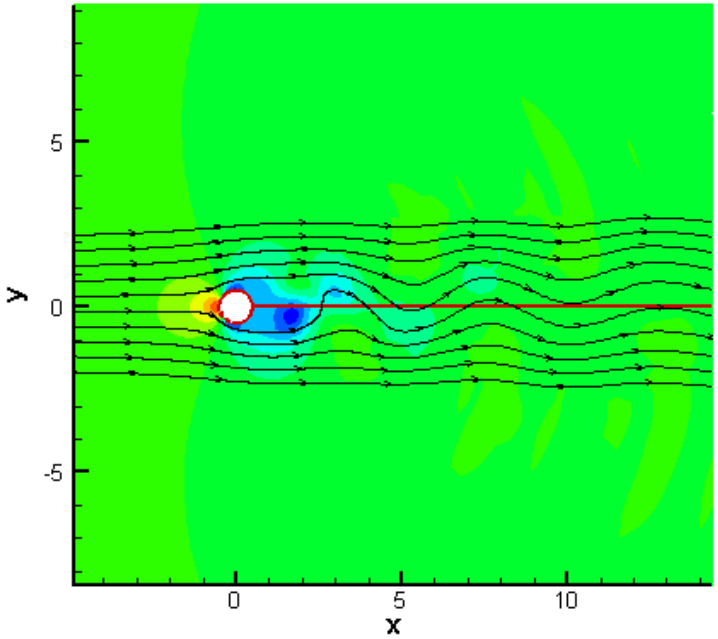


공기 흐름의 성질

- **점성 유동 (viscous flow) vs. 비점성 유동(inviscid flow)**
  - **Circular cylinder 주위의 유동**
    - 비점성 유동의 경우, 점성 효과가 없기 때문에 박리되지 않고 실린더를 따라 흐름
    - 점성 유동의 경우, 유동이 점차 박리되어 Karman Vortex를 생성

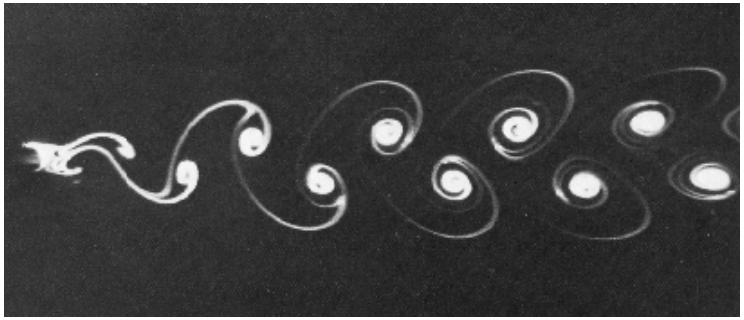


비점성 유동 (inviscid flow)

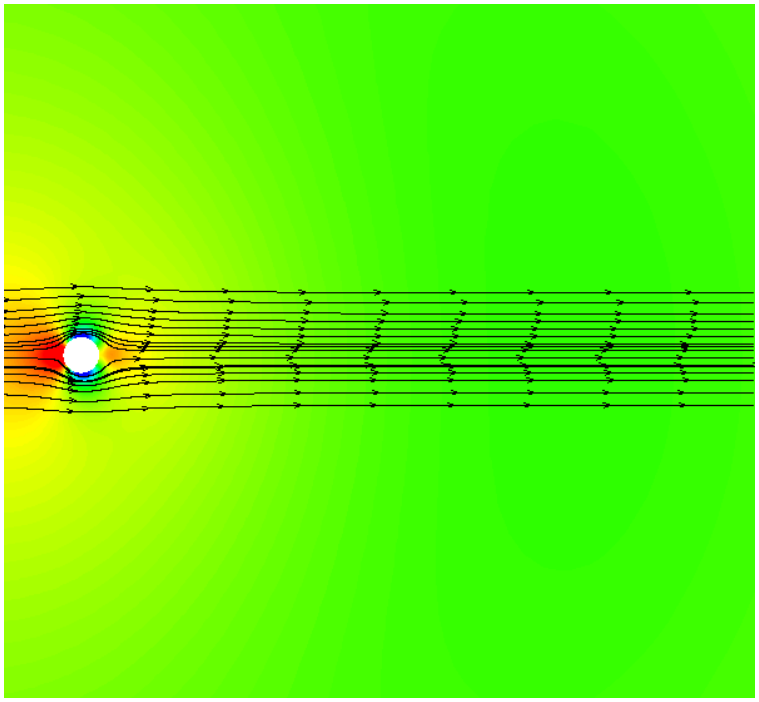


점성 유동(viscous flow), Re=1000

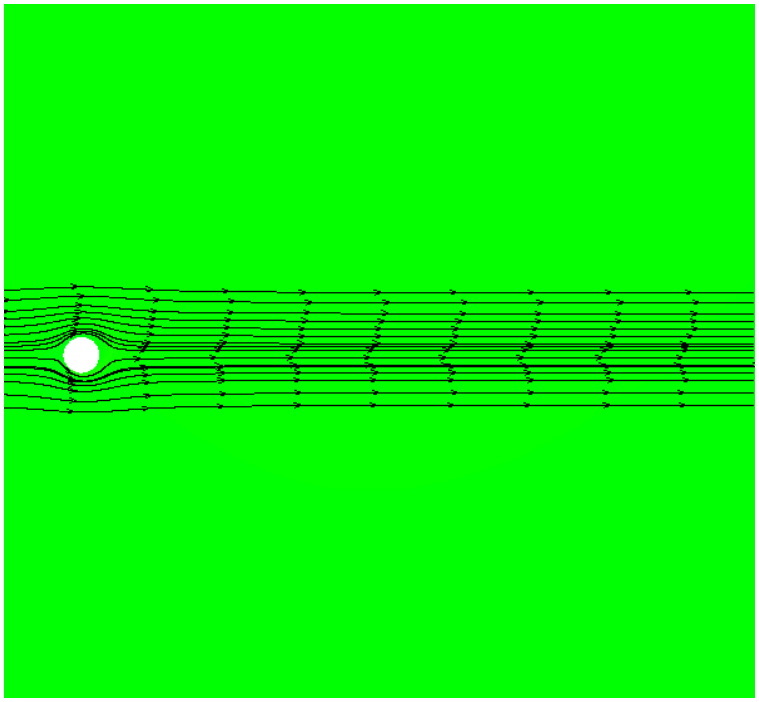
공기 흐름의 성질



Karman Vortex sheet



Pressure & streamline



Vorticity & streamline

공기 흐름의 성질

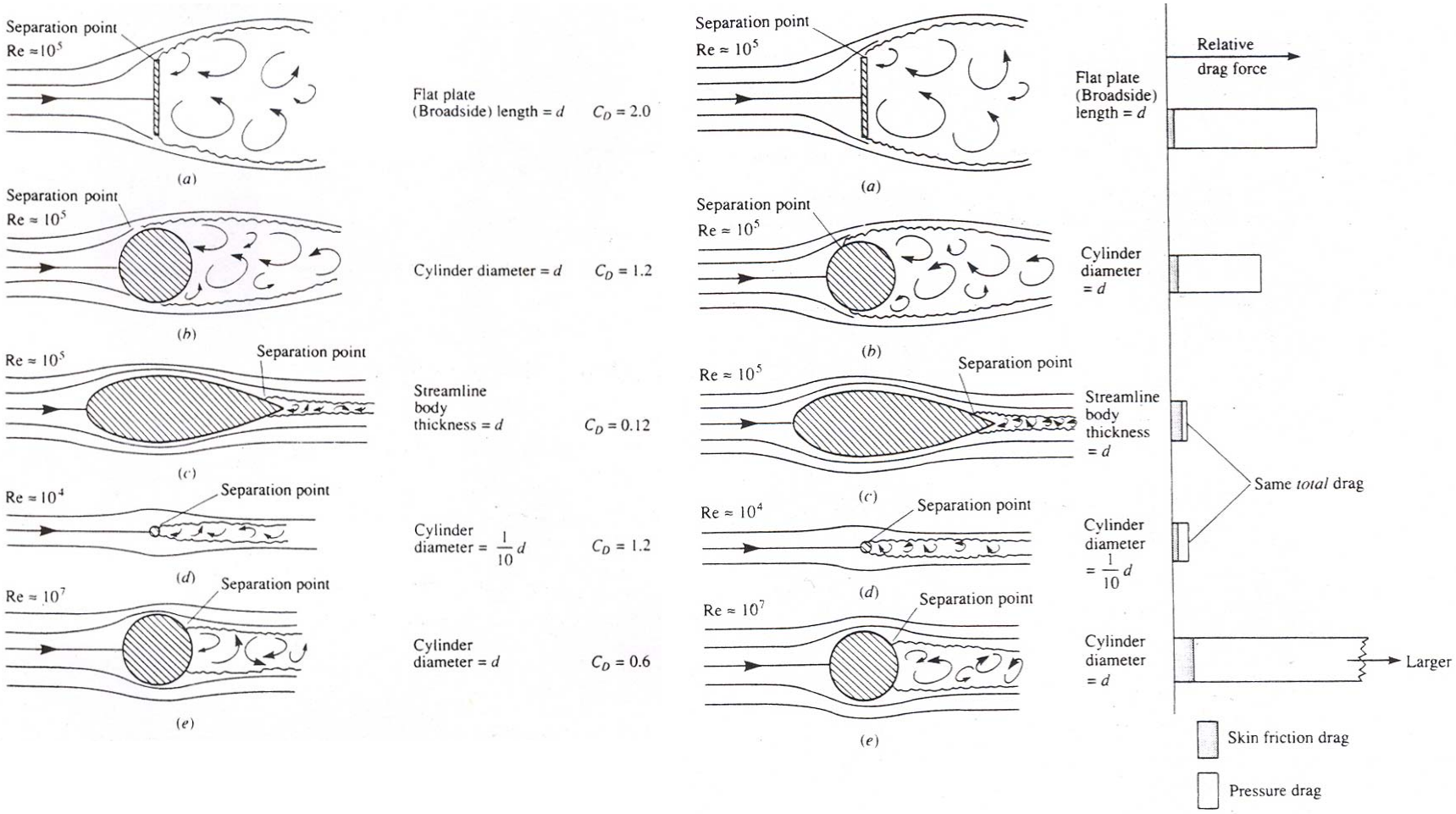
- 대표적인 무차원 수
  - 마하수 **(Mach number)**
    - 음속과 속도의 비를 나타내는 무차원 수

$$M = \frac{V}{a} \quad (a : \text{음속}, u : \text{속도})$$

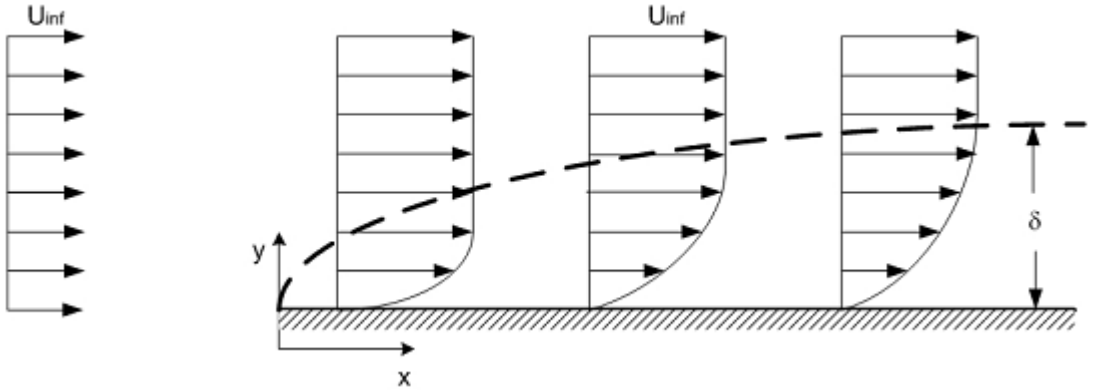
  - 레이놀즈 수 **(Reynolds number)**
    - Low Re number : 층류 유동(laminar flow) ⇨ 인접한 유체 사이에 거시적인 혼합이 없는 상태
    - High Re number : 난류 유동(turbulent flow) ⇨ 매우 불규칙한 3차원 운동

$$\mathrm{Re} = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{\text{관성력}}{\text{점성력}} \quad (\rho : \text{유체의밀도}, \mu : \text{점성계수})$$

- **Reynolds number, Drag & Drag coefficient**



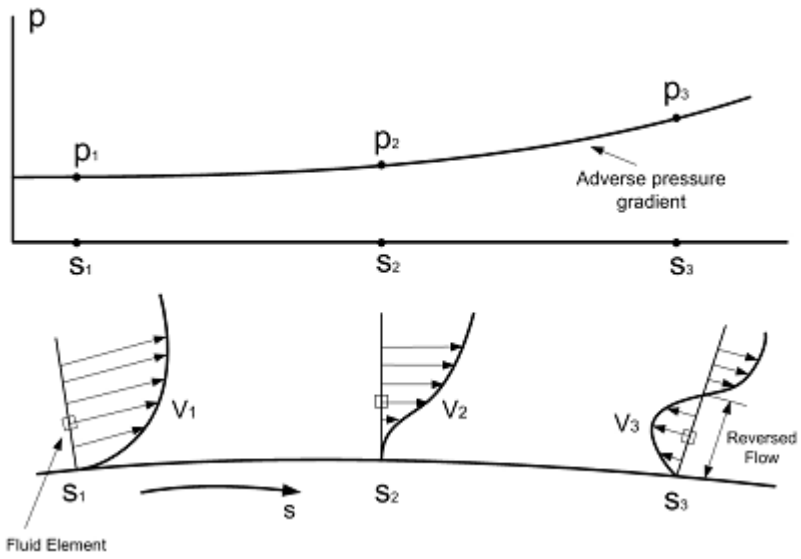
- **경계층 박리 (Boundary layer separation)**
  - 경계층 (boundary layer)
    - 물체 주위에 점성 유동이 흐를 때, 점성력에 의해서 물체 표면에서는 속도가 0이 됨 (착벽조건, No slip condition)
    - 경계층 내의 속도 u는 y가 증가함에 따라서 외부 비점성 유동 U_{inf}에 점근적으로 접근
    - 경계층 두께 (δ) : 경계층 내의 속도가 외부 유동 U_{inf}의 99%에 도달할 때 물체표면으로부터의 거리
    - 경계층 내부 : 비점성 유동
    - 경계층 외부 : 점성 유동

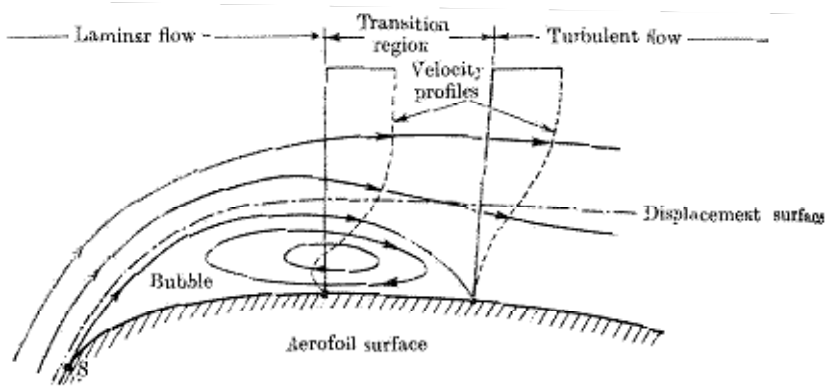


Boundary layer thickness and velocity profile

공기 흐름의 성질

- 경계층 박리의 물리적 과정
  - 경계층 박리의 필요 조건
    - 박리점을 지나면 표면을 따라서 역압력 구배 구간이 나타나게 됨
    - 경계층 내에서는 착벽조건 을 만족하여야 하는 점성 작용에 의해 속도를 잃게 되어 운동에너지를 갖지 못하고 역압력구배를 이기지 못하여 외부 유동 반대 방향으로의 유동 발생





Reversed flow in presence of an adverse pressure gradient

공기 흐름의 성질

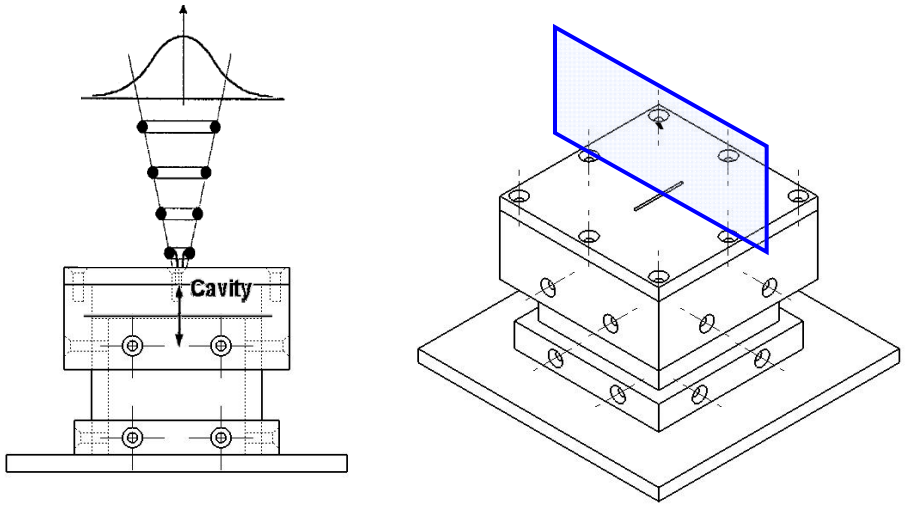
- **경계층 제어의 필요성**
  - 마찰 저항과 역압력 구배에 의한 유동의 박리를 제어
  - 공기 역학적 성능 향상과 항력 감소
  - 비행체의 경우, 고기동성을 확보 가능

- **유동 제어 방법**
  - **Passive flow control**
    - 형상 설계를 통한 방법
    - 신뢰도가 높고 안정적 이지만, 유연성이 떨어지고 각 부분이 서로 상관관계 있음
  - **Active flow control**
    - 공기역학적 장치를 이용하는 방법
    - 유연성이 있고 모듈화 가능

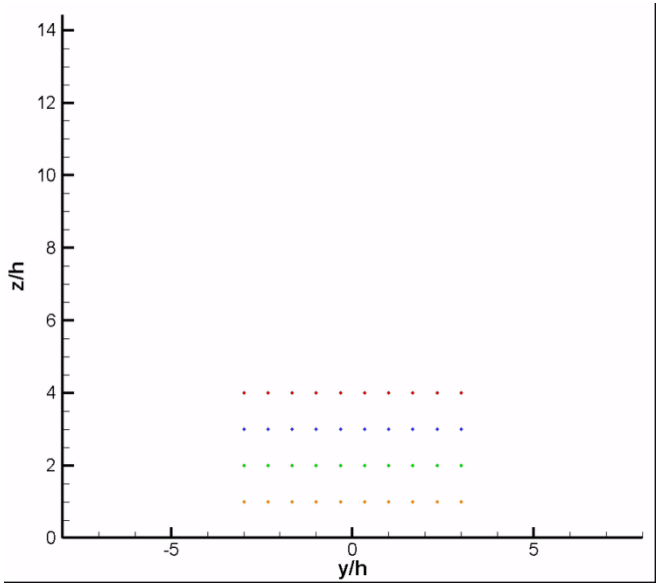
공기 흐름의 성질

- **MEMS를 이용한 flow control actuator**
  - Suction – 경계층 내의 운동량(low momentum) 흡입
  - Injection – 경계층 내에 운동량(higher momentum) 분출

➔ 경계층 내의 유동을 제어하여 양항비 증가 및 안정성 향상



Synthetic jet module

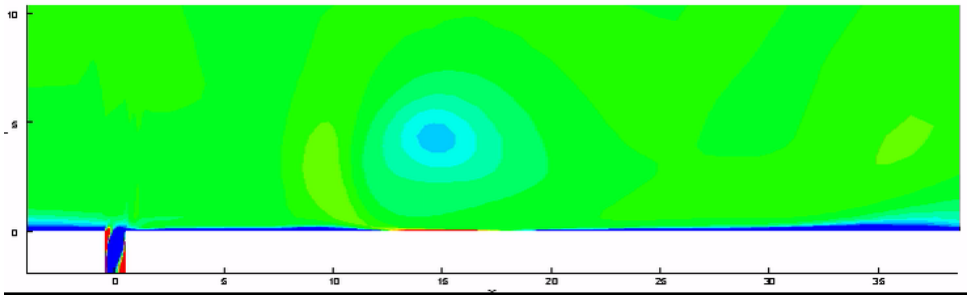


Streak line of a synthetic jet

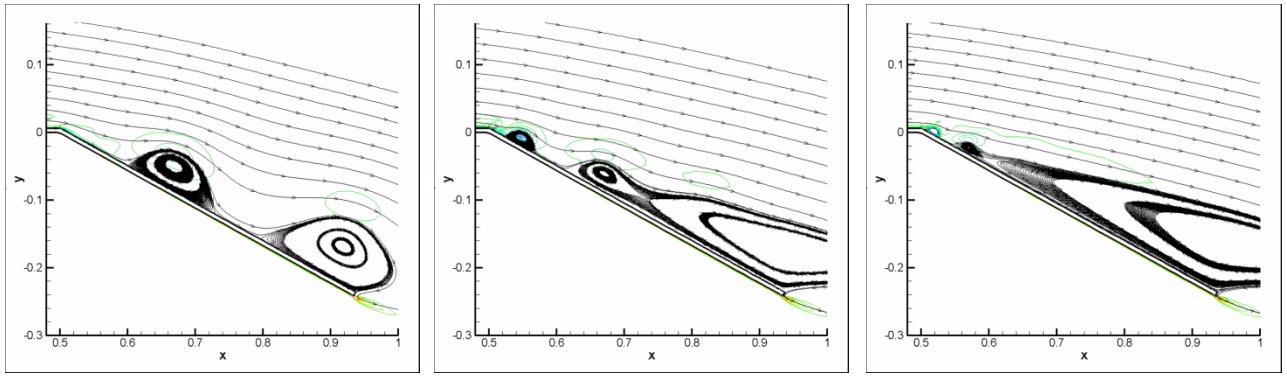
공기 흐름의 성질

- **Synthetic jet**을 이용한 평판에서의 수치해석
  - **Synthetic jet**을 이용하여 **separation vortex**의 크기를 감소시켜 공기역학적 성능을 향상

Flat plate



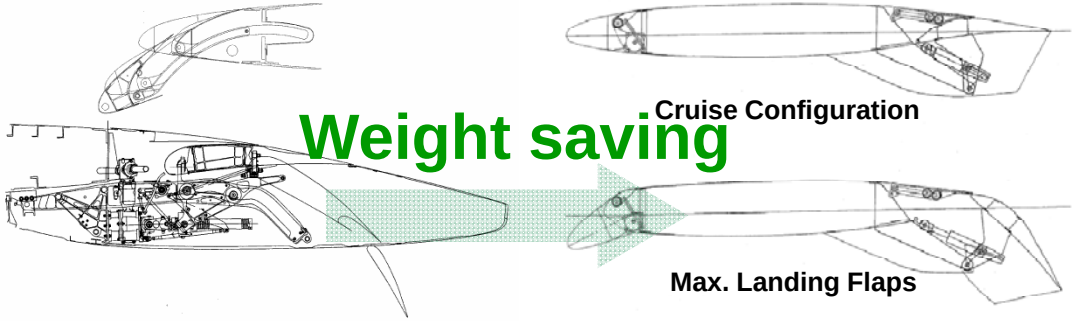
Flapped plate



50 Hz 100 Hz 200 Hz

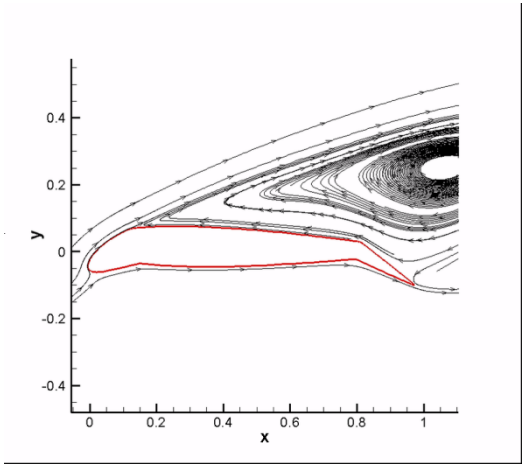
공기 흐름의 성질

- 고받음각(high angle of attack)에서의 박리 제어

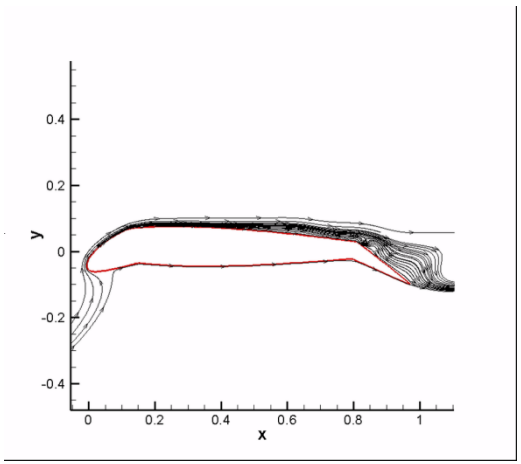


Outboard wing section of 737NG

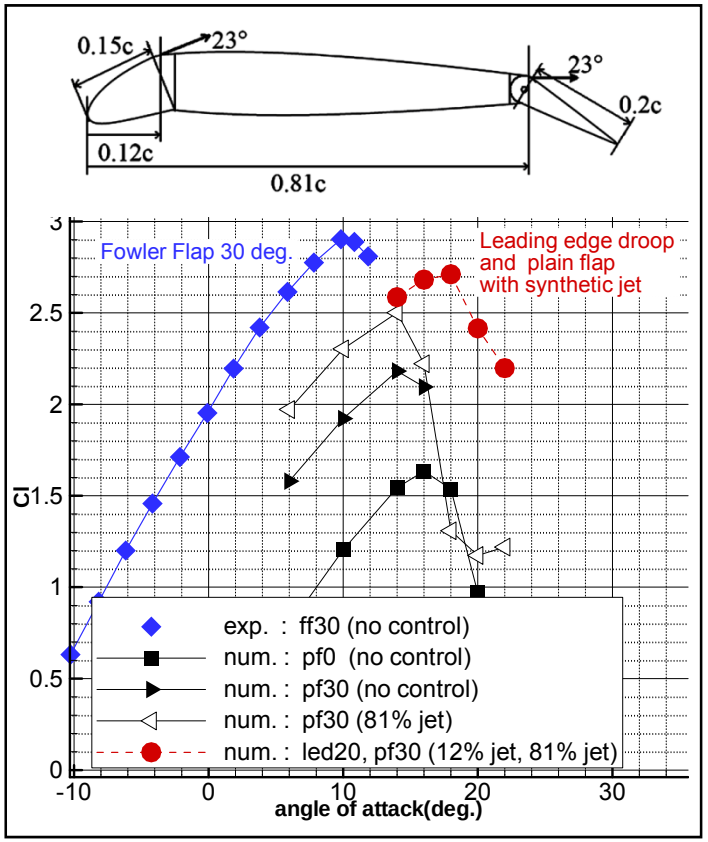
L.E. droop & plain flap system



No control

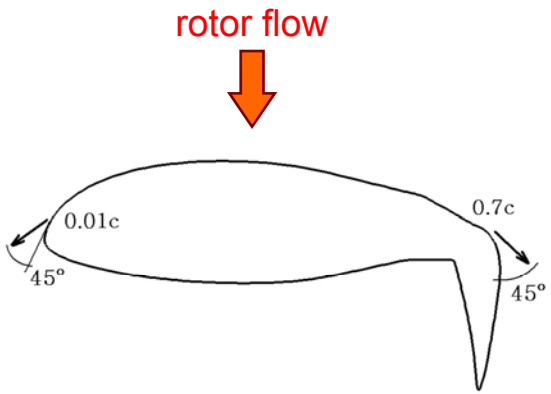


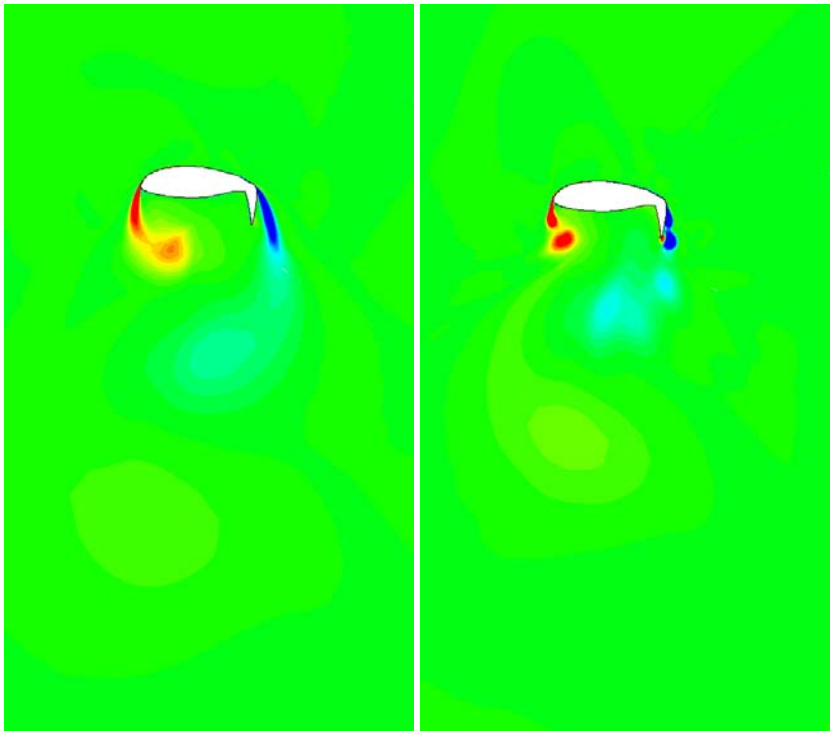
Control



공기 흐름의 성질

- **Synthetic jet 응용 (Smart UAV)**
  - 유동 제어를 이용하여 수익하중**(wing loading)** 감소 가능





No control
$C_d = 1.501$

Control
$C_d = 1.236$

Any questions?