



LESSON 12 *Wing I*

공군사관학교 항공우주공학과

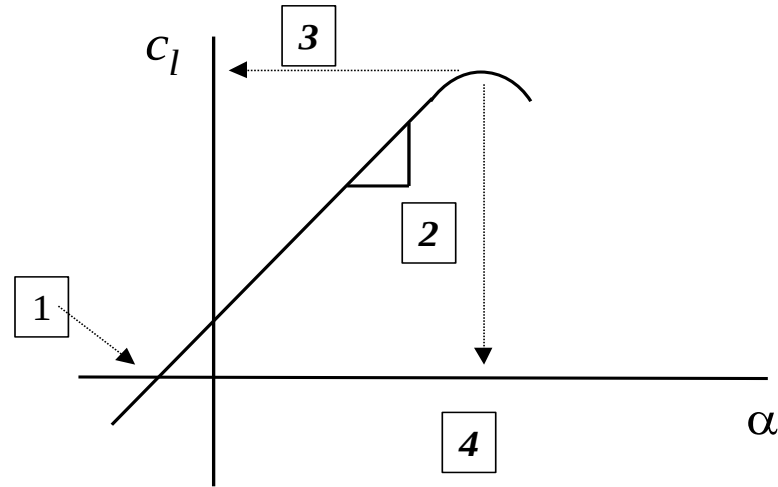


Lesson Outcomes

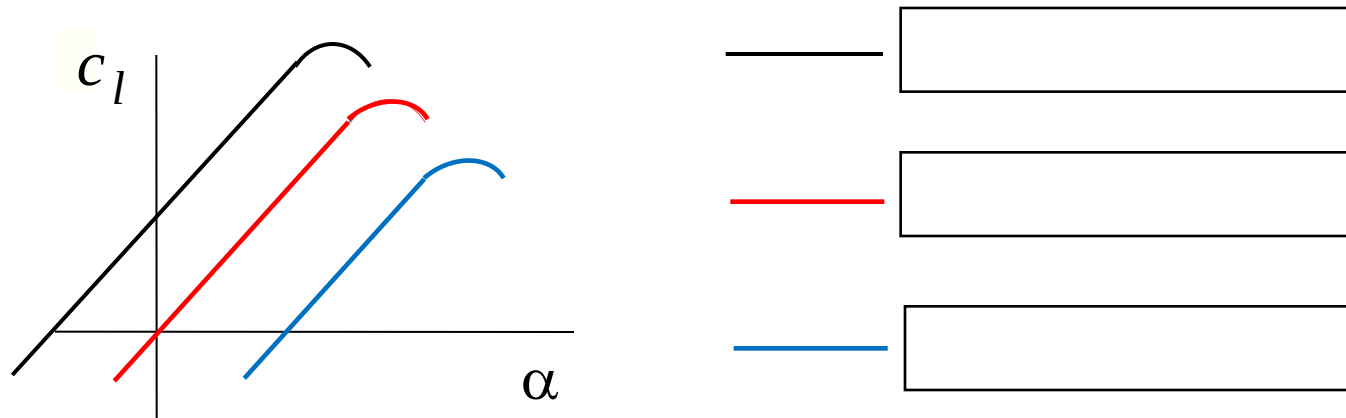
1. Airfoil Chart Review
2. Definitions
 - Wing Geometry
 - Aspect Ratio
3. Wing (3-D) vs. Airfoil (2-D)
4. Induced Drag
5. Span Efficiency Factor (e)

복습문제

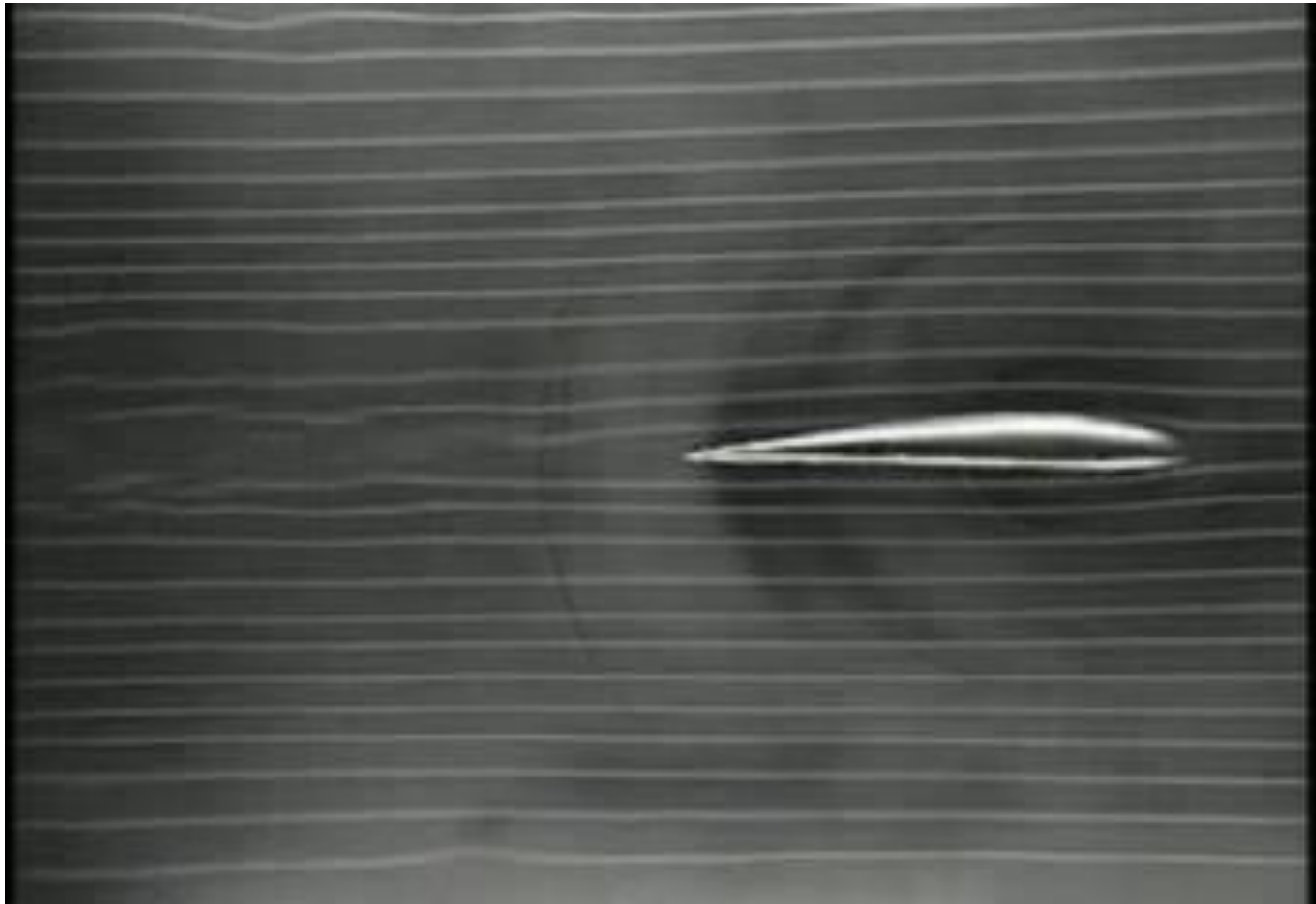
❖ 양력곡선의 각각의 명칭(의미)는?



❖ 캠버에 따른 변화



동영상에 나타난 현상은 왜??



What impact does it have on aircraft?

What can be done to minimize the impact?

How does it change our calculations of C_l , C_d , C_m ?

Wings vs. Airfoils

Airfoils (2-D Flow): c_l, c_d, c_m

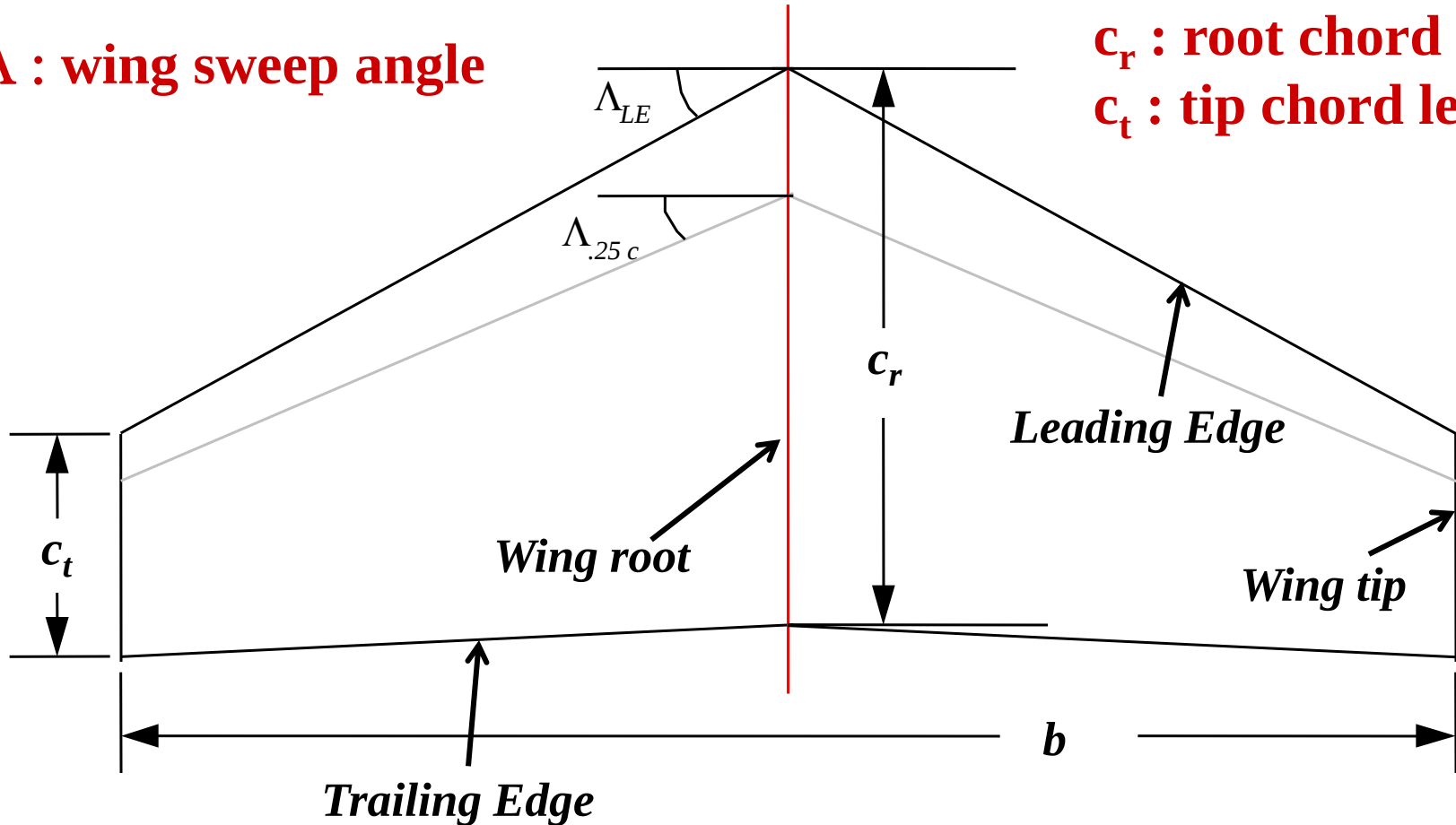
Wings (3-D Flow): C_L, C_D, C_M

무엇이 3D Flow를 만드는가?

유한 날개 기하 (Finite Wing Geometry)

Λ : wing sweep angle

c_r : root chord length
 c_t : tip chord length



b : wing span(날개길이)

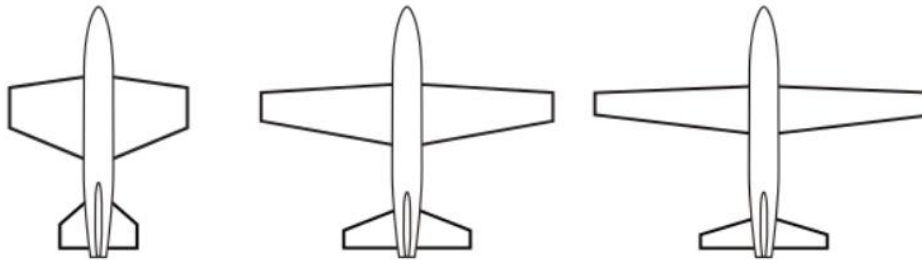
λ : taper ratio = c_t / c_r

날개 기하 - Aspect Ratio (가로세로비)

Aspect Ratio (AR):

- 스패น과 평균시위와의 비
- 날개의 가장 중요한 형상특성 중 하나
 - 항공기 형상 (구조) 및 공력특성에 큰 영향

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



Low aspect ratio

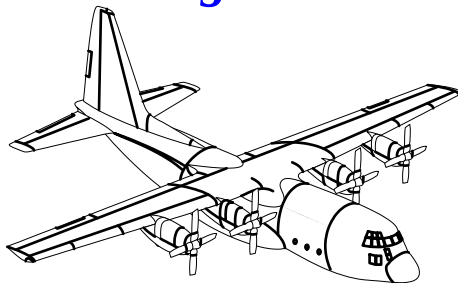
Moderate aspect ratio

High aspect ratio

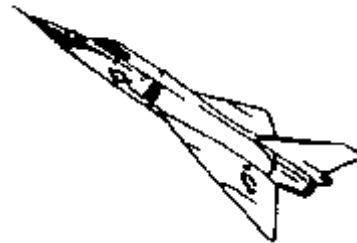
$$S = b * c \text{ (planform Area)}$$

Note: $AR = b/c$ for rectangular wings.

High AR



Low AR



Typical Values

Fighters: 2-5

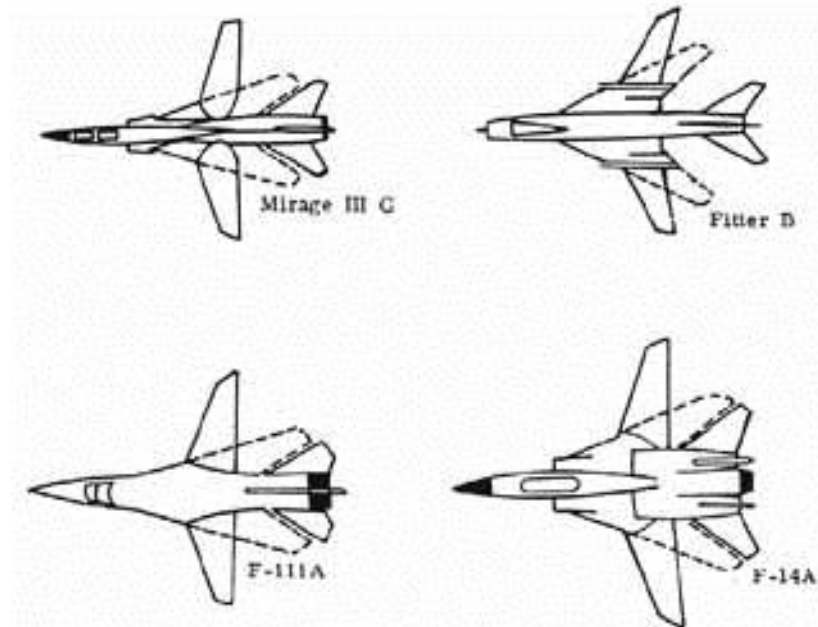
Transports: 6-10

Gliders: 10-15

날개 기하 - Sweep Angle

Sweep Angle(후퇴각)

- 고속에서의 항력 감소(Wave Drag) 효과
- 비행 안정성(Yawing, Rolling)을 향상시키는 효과
- 그러나, 양력발생 감소 → 전투기와 같이 고속비행을 위해 후퇴각을 크게 주어야 하는데 이착륙시와 같이 저속에서 양력성능이 저하되어 문제발생
- 해결방안 : **Variable Sweep Wing** → 무게증가(요즘은 사용??)



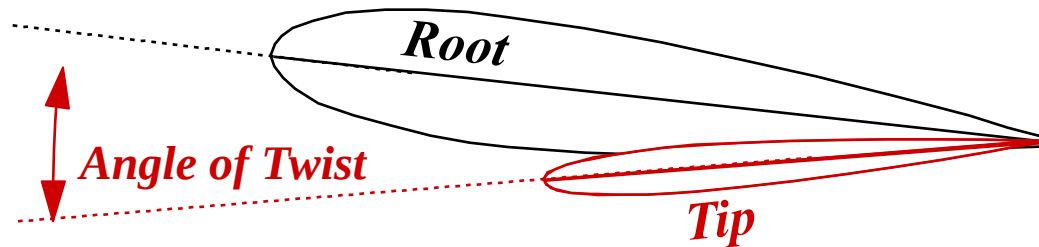
날개 기하 - Twist Angle (비틀림각)

❖ 목적

- 날개 끝부분에서의 실속을 지연

❖ 종류

- 기하학적 비틀림(Geometric Twist)
 - 날개 길이방향으로 에어포일의 상대적인 자세각을 변화하여 날개 제작
 - 날개 끝으로 갈수록 일반적으로 낮은 받음각이 되도록 적용

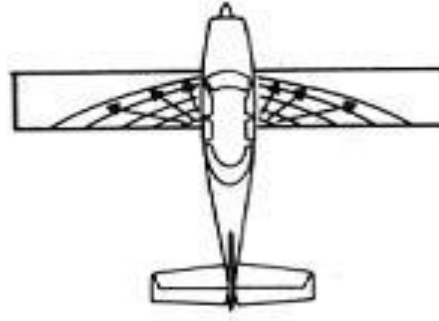


- 공기역학적 비틀림(Aerodynamic Twist)
 - 날개 길이방향 각 단면에 다른 종류의 에어포일을 이용
 - 날개 끝으로 갈수록 일반적으로 실속 받음각이 큰 에어포일 사용

날개 형태에 따른 유동박리의 진행 형태



ELLIPTICAL WING



RECTANGULAR WING



MODERATE TAPER WING



HIGH TAPER WING



POINTED TIP WING



SWEEPBACK WING

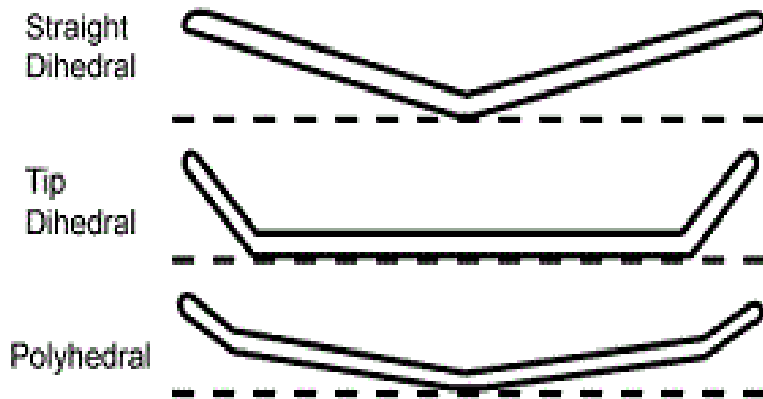
대부분의 여객기, 전투기

- 후퇴익 적용
- Wing Tip Stall 경향성
- Twist Angle 적용하여
실속 지연 노력

날개 기하 – Dihedral Angle(상반각) / High Wing vs Low Wing

❖ 항공기의 가로안정성 (Rolling 방향)을 증가시키는 방법

– Dihedral Angle(상반각)



– High Wing

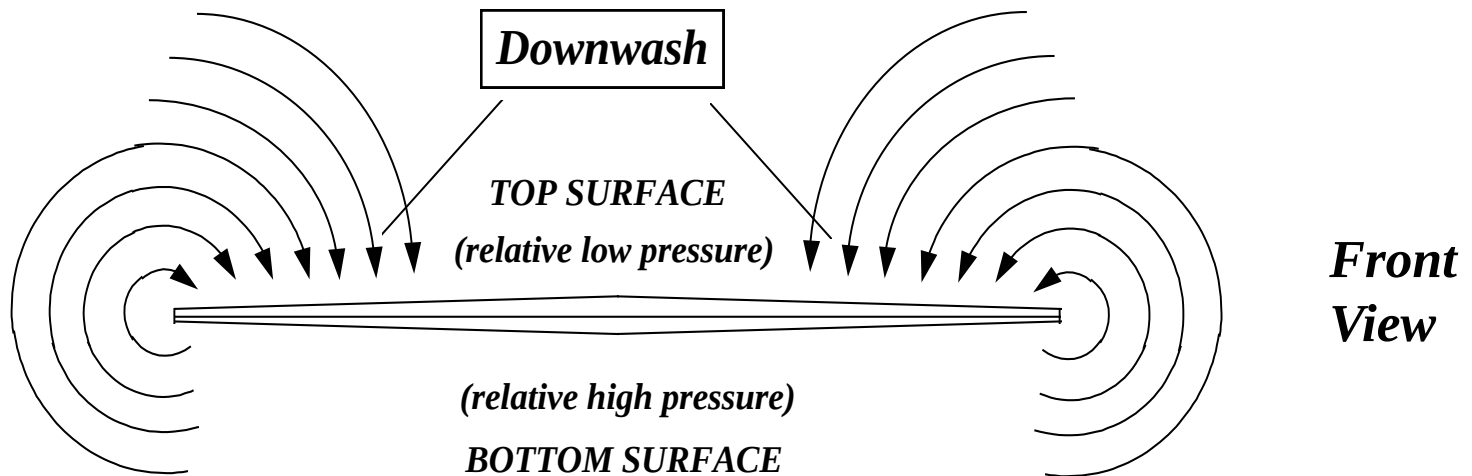


- * 가로안정성을 너무 크게 증가시키면 오히려 비행안정성이 저해됨
→ High Wing 항공기의 경우 상반각을 반대로 주는
Anhedral angle 적용 (위 C-17과 같은 형상)

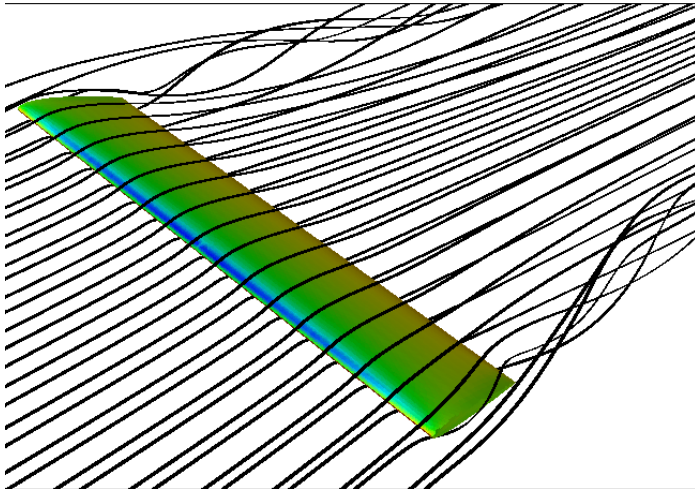
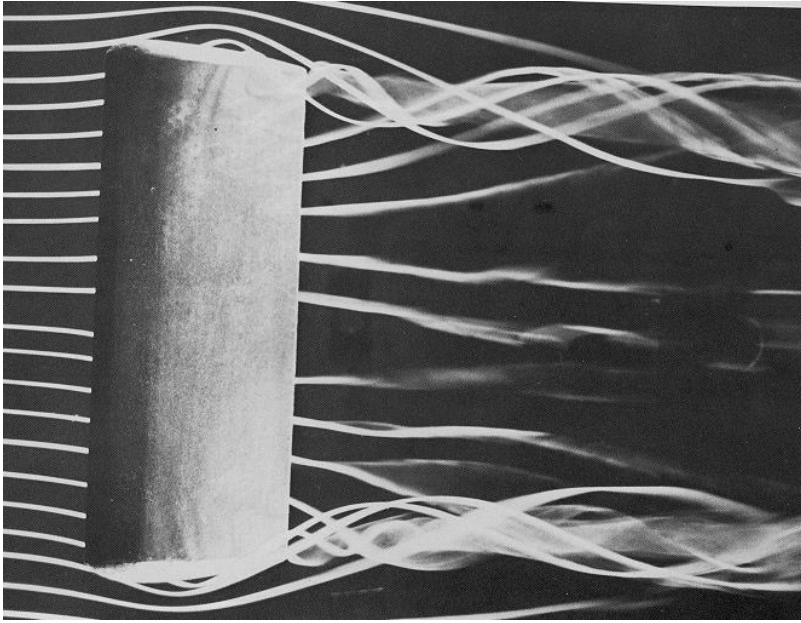
날개끝 와류 (Wingtip Vortex)

❖ 원인

- 날개 아랫면은 압력이 높고 윗면은 낮음
- 날개 끝에서 아랫면으로부터 윗면으로 돌아나가는 공기흐름발생



날개끝 와류 (Wingtip Vortex) – 계속



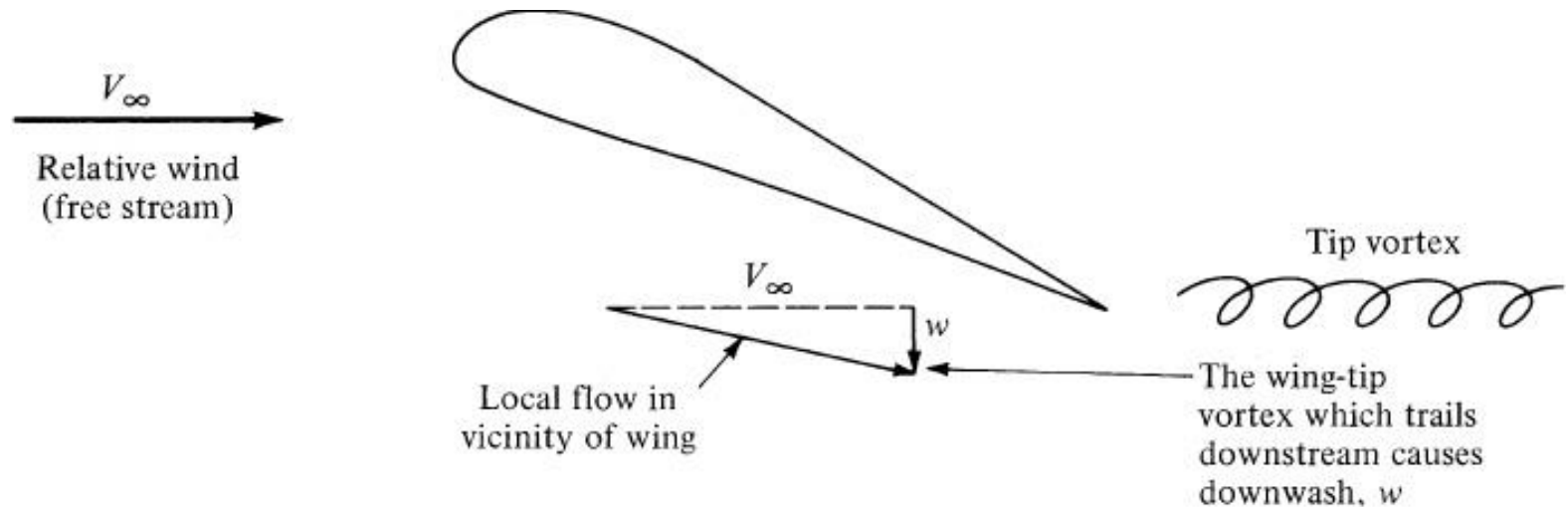
❖ 날개끝 와류 (Wingtip Vortex) – 계속



내리흐름 (Downwash)

❖ 날개끝 와류 효과

- 날개끝 와류에 의해 날개 주위 유동에 아랫 방향 속도가 유도 → Downwash
- Downwash에 의해 날개 주위 유동이 아래로 기울어지는 현상 발생
→ 받음각 감소 효과



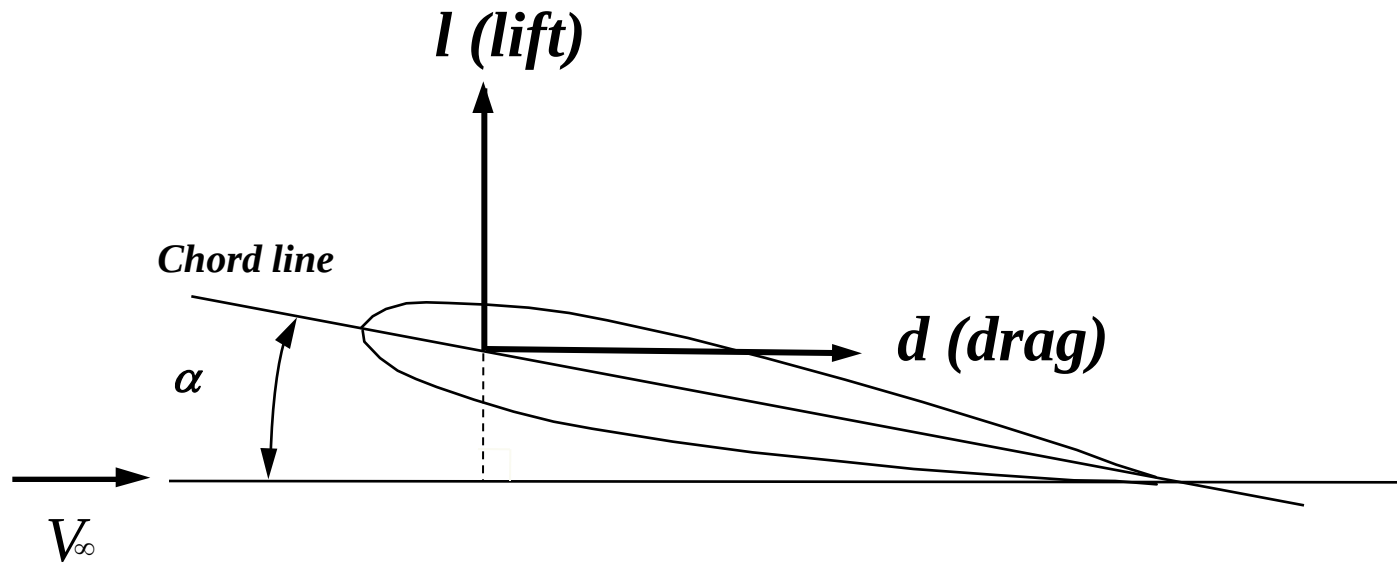
※ 내리흐름의 효과

→ 받음각 감소

→ 같은 받음각에서 에어포일에 비해 날개의 양력계수 감소

2-D Wing(airfoil) Lift& Drag

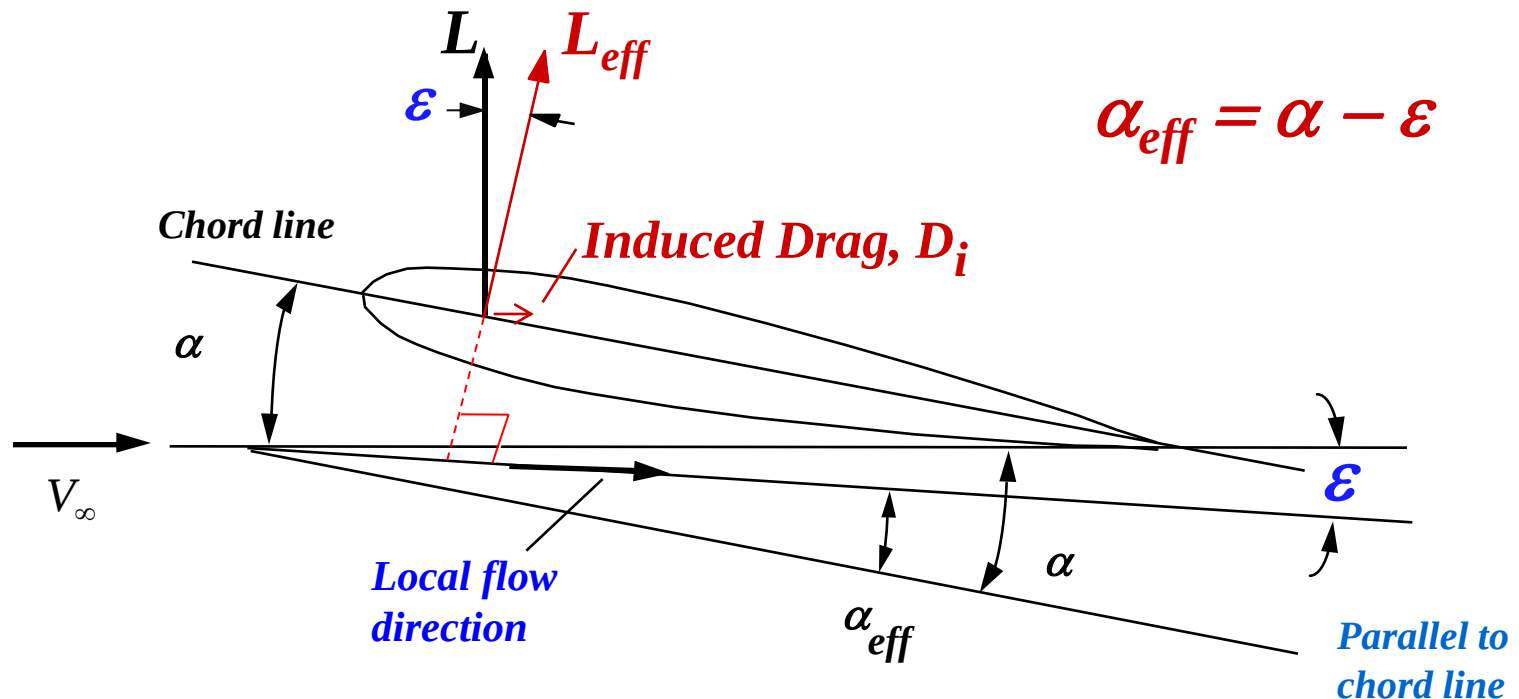
Flow around 2-D wing (airfoil)



3-D Wing Lift& Drag (Induced Drag, 유도항력)

❖ 내리흐름(Downwash) 분석

- 내리흐름에 의해 감소된 받음각에 따른 양력벡터를 다시 그리면 뒤쪽으로 기울어지는 효과 발생
- 기울어진 양력 벡터 성분 중 자유류에 평행한 성분은 항력 성분이 되며 이를 유도항력(Induced Drag)이라 함



날개끝 와류 효과

❖ 날개끝 와류 효과에 의해 내리흐름 발생

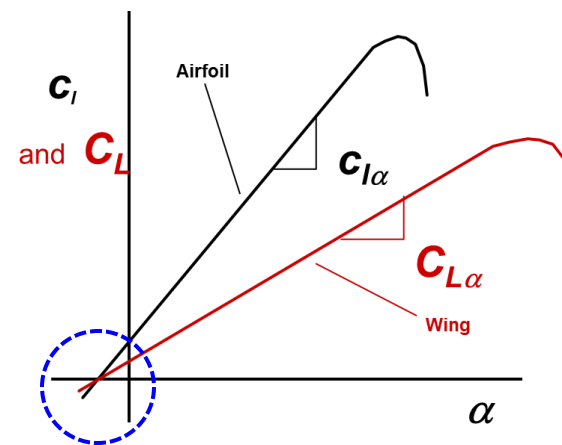
- 양력 감소 : 양력 벡터의 기울어짐
- 항력 증가 : 유도 항력

❖ 유도 항력의 효과가 큰 비행상황

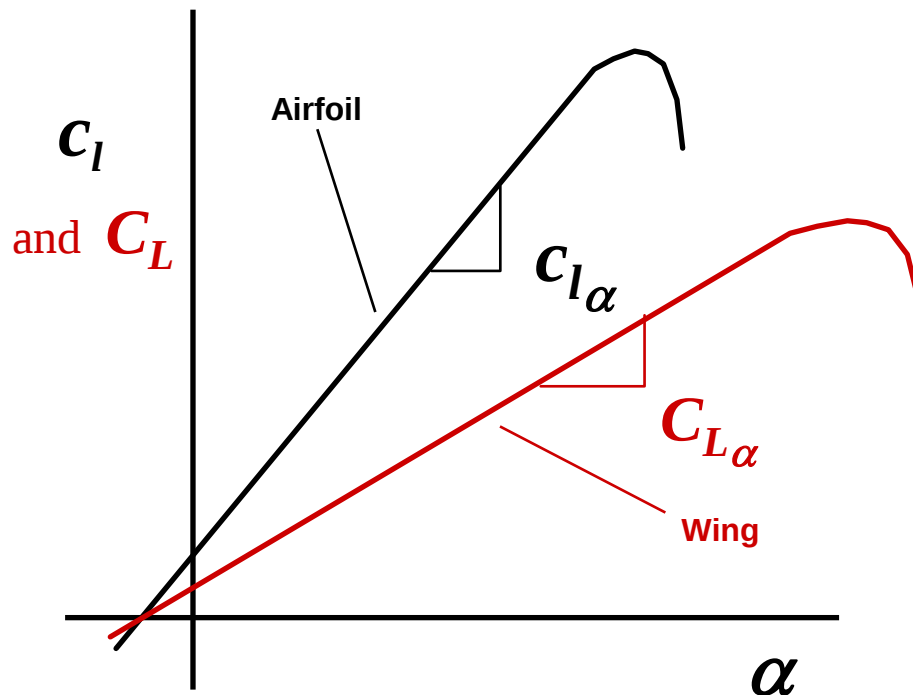
- 날개의 윗면과 아랫면의 압력차가 큰 경우
→ 고 받음각 기동
→ 이착륙 시와 같은 저속비행 시

❖ 유도 항력이 0인 경우

- 윗면과 아랫면의 압력차가 없는 경우
→ 영양력 받음각 시
→ airfoil과 wing의 영양력 받음각이 같은 이유



3-D Wing 양력 곡선



Notice the slope is decreased for the wing and the zero lift angle of attack is unchanged

- Wing Lift Coefficient

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_{l=0})$$

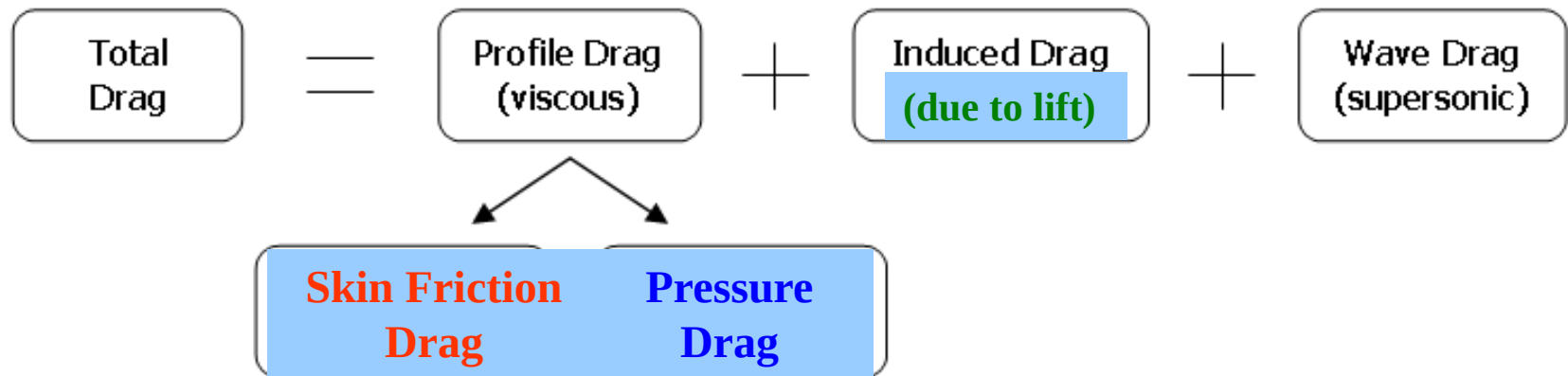
- we can find (with a little algebra) the 3-D lift slope:

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \left(\frac{57.3 C_{l\alpha}}{\pi e AR} \right)}$$

unit : /deg

3-D Wing 항력

Types of Drag:



- Skin Friction Drag: “Drag due to **shear stress**”
- Pressure Drag: “Drag due to **separation**”
- Induced Drag: “Drag due to **lift**”
- Wave Drag: “Drag due to Shock Wave”

타원형 날개의 유도항력 (Induced Drag)

Induced Drag:

$$D_i = L \sin \varepsilon \quad \Rightarrow \quad C_{Di} = C_L \sin \varepsilon$$

Since ε is generally small,

$$C_{Di} = C_L \varepsilon \quad (\text{for } \varepsilon \text{ in radians})$$

It can be shown that for elliptical lift distributions (또는 타원형 날개)

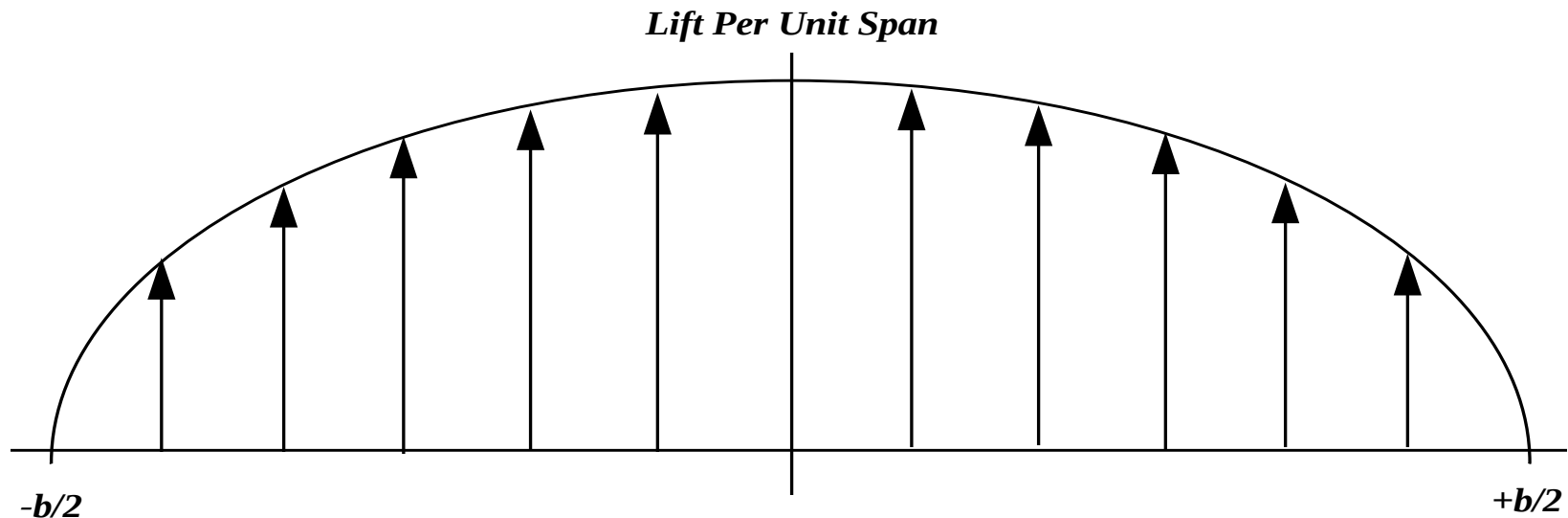
$$\varepsilon = \frac{C_L}{\pi AR}$$

i.e.,

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

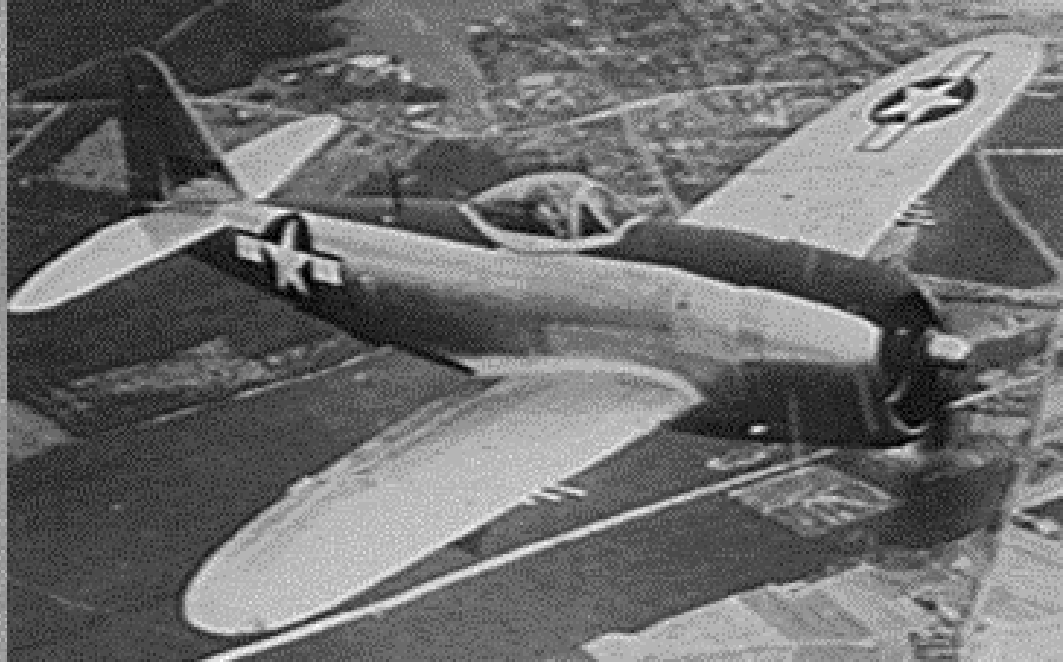
유도항력 – Elliptical Lift Distribution

- 날개 길이 방향으로 양력이 타원형으로 분포
- Root에서 양력 최대, Tip에서 최소 (타원형으로 변화)



그러면 어떻게 타원형 양력분포를 발생시킬 수 있는가??

- 타원형 형상의 날개가 타원형 양력분포 발생
- 유도항력이 최소 (전투기 기동성능에 큰 도움)
- ex) 2차대전 영국 Spitfire, 미국 P-47



The Supermarine Spitfire and Republic P-47 Thunderbolt Fighter Aircraft of World War II Both Had Elliptical Wing Planforms
(National Air and Space Museum)

일반적인 날개의 유도항력 (Induced Drag)

- ❖ 일반적인 날개의 경우 타원형 양력 분포를 가지지 않음
 - 유도 항력이 타원형 날개보다 증가
 - 이를 적용하기 위해 유도 항력 계산 시 스펠 효율계수 도입
- ❖ 팬 효율 계수(Span Efficiency Factor, e)
 - 타원형 날개 대비 일반날개의 유도항력 효율성을 나타내는 척도
- ❖ 일반적인 날개의 유도항력

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

where $e = 1$ for elliptical planforms (가장 효율적인 형상)
 $e < 1$ for non-elliptical planforms
(typically $0.85 < e < 0.95$)

Why Tapered Wing?

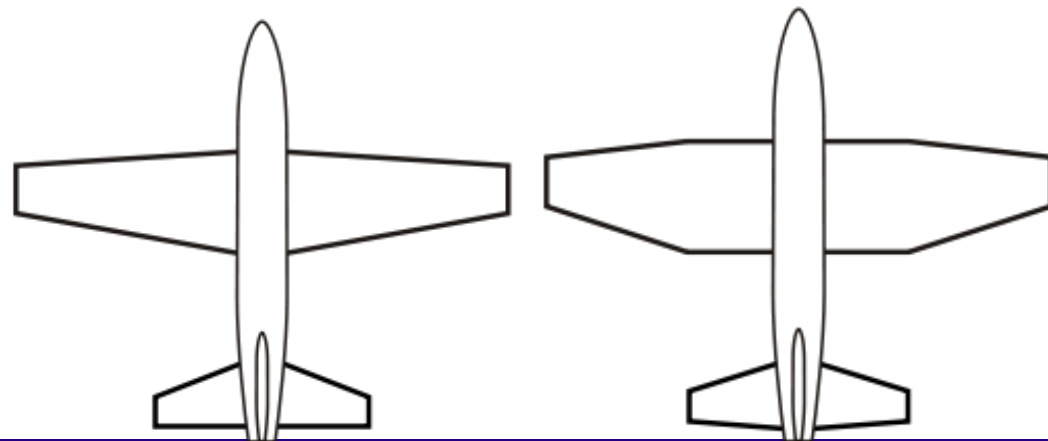
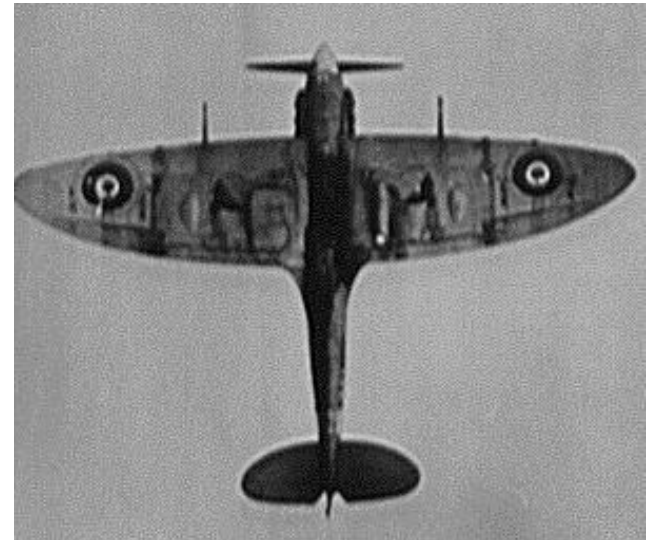
최근 항공기는 왜 타원형으로 만들지 않는가???

Elliptical Wing의 단점 :

- 구조적 제작 어려움
- 제작단가/기간 증가

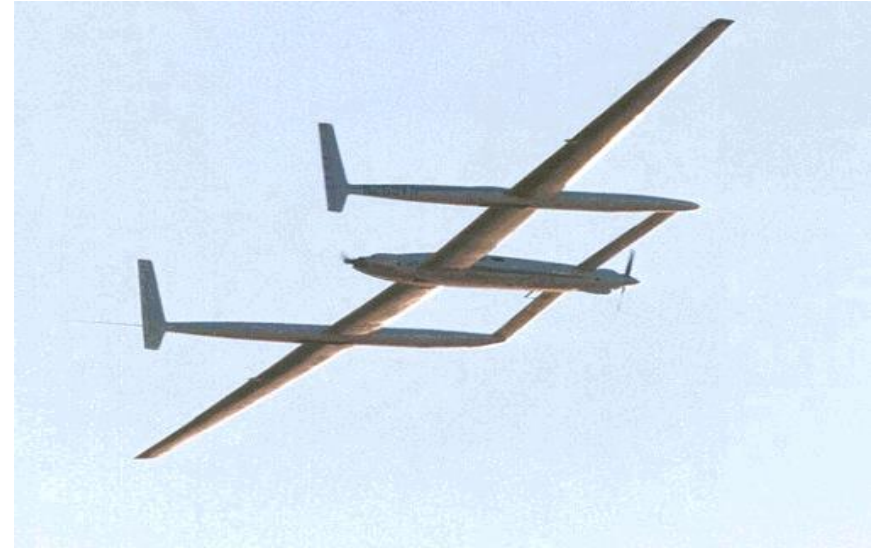
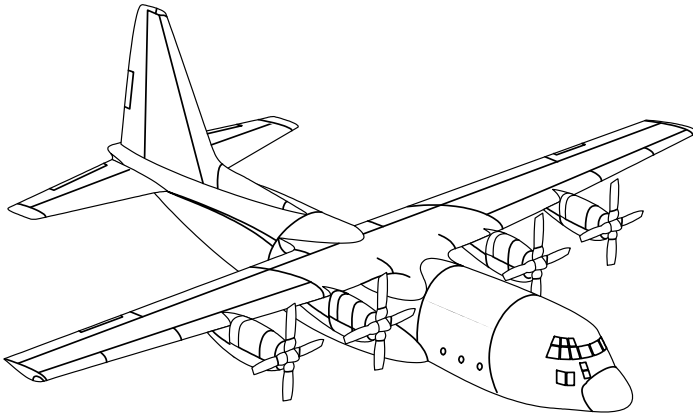
Tapered Wing:

- Elliptical Wing형상 모사
→ 유도항력 최소 성능 근사
- 구조적 제작 용이
→ 제작단가/기간 감소효과



유도 항력 감소 방법

❖ 높은 가로세로비



$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

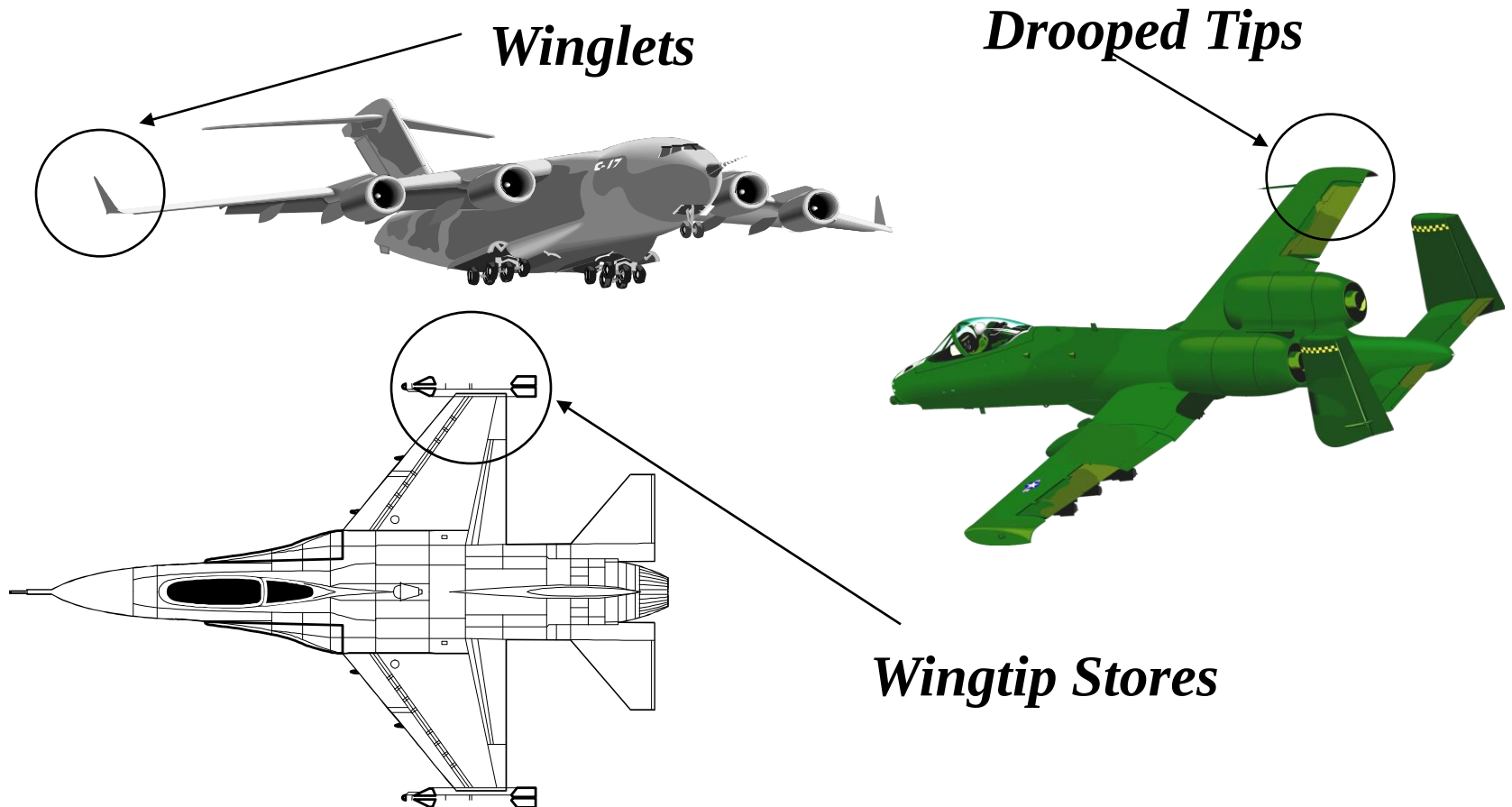
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

- ❖ Span efficiency (e)를 1에 가깝게 날개 형상 설계
 - 타원형에 가까운 날개 제작
 - 스펜방향으로 에어포일을 변화시켜 타원형 양력 분포 구현

유도 항력 감소 방법 – 계속

❖ Winglets, Drooped Tips, Wingtip Stores

- 날개 아랫면에서 돌아나오는 흐름을 방해함으로써 날개끝 와류의 형성을 저해



날개 전체 항력

❖ 날개 항력 = 형상 항력 + 유도 항력

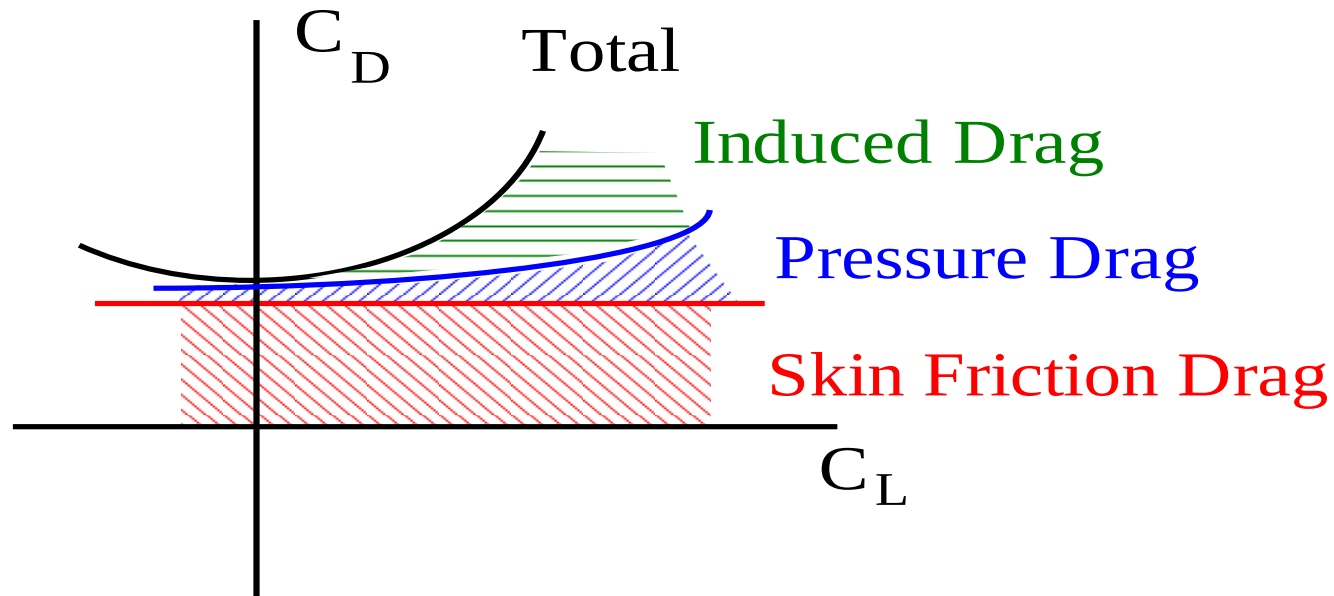
- 형상항력 = 표면마찰항력 (skin friction drag) + 압력항력 (pressure drag)
- 유도 항력

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Total Drag

Profile Drag
(from 2-D chart)

Induced Drag



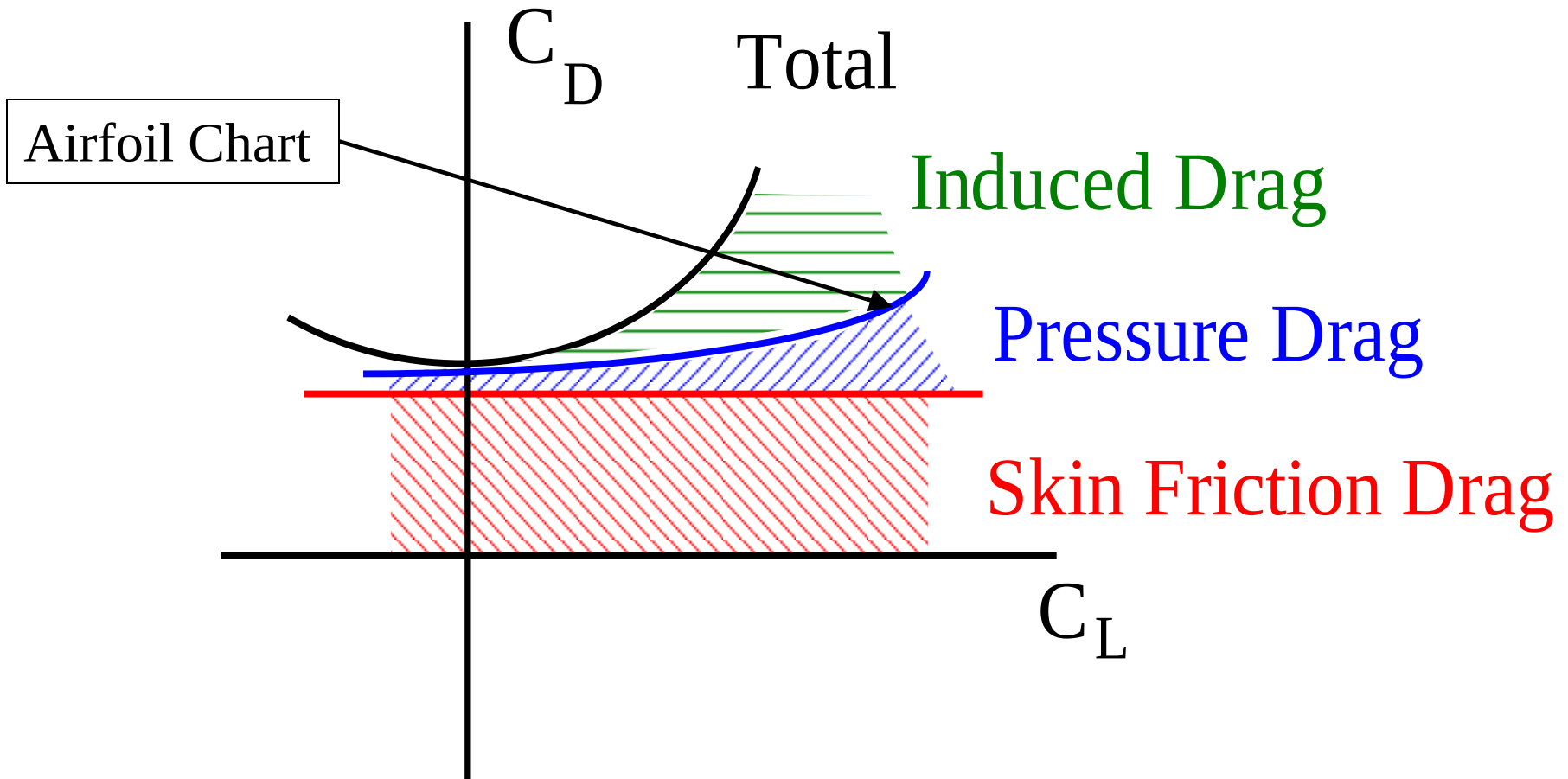
날개 전체 항력

- ❖ 날개 전체 항력 = 형상항력(profile drag) + 유도항력(induced drag)
 - 형상항력 = 표면마찰항력(skin friction) + 압력항력(pressure drag)
 - 유도항력 : 날개의 양력에 의한 항력
- ❖ Wing Drag Coefficient

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Total Drag **Profile Drag**
(from 2-D chart) **Induced Drag**

날개 전체 항력 그래프(C_D vs C_L)



날개의 양력 및 항력 계수의 계산

$$C_{L\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{1 + \left(\frac{57.3 c_{l\alpha}}{\pi e AR} \right)}$$

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_{L=0})$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

$$C_D = c_d + C_{D_i} = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Find 3-D lift curve
slope ($c_{l\alpha}$ from NACA chart)

Find 3-D lift coefficient
($\alpha_{L=0}$ from NACA chart)

Find induced drag coeff.
(계산)

Find total drag coeff.
(c_d from NACA chart)

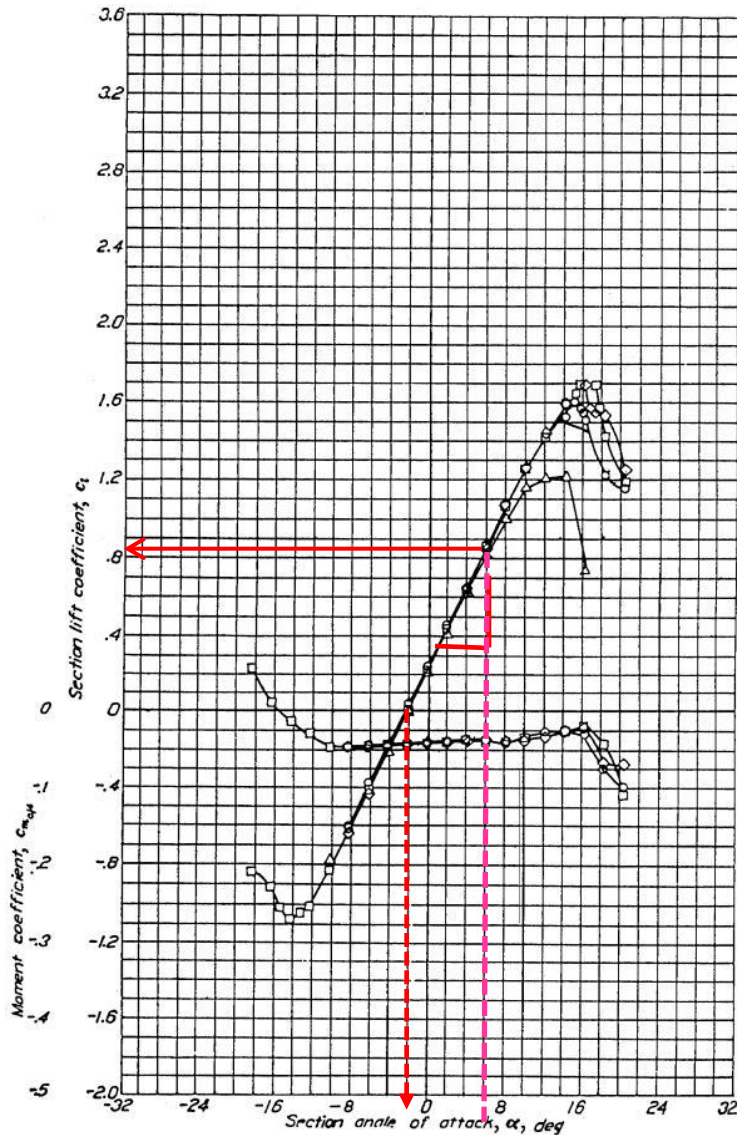
날개 양력 및 항력 계수 계산 문제

❖ Flying Wing Aircraft

- 날개의 단면이 NACA2412 에어포일이며 날개 면적은 250ft^2 , 날개 스패น은 50ft , 스패น 효율 계수는 0.9 이다. 만약 6° 의 받음각으로 비행하고 있으며 레이놀즈 수가 약 9×10^6 이라고 할 때 양력 계수와 항력 계수는 얼마인가?
- 비행고도가 해수면 고도이며 비행속도가 280ft/s 일때 Flying Wing Aircraft에 작용하는 전체 양력 및 항력은 얼마인가?

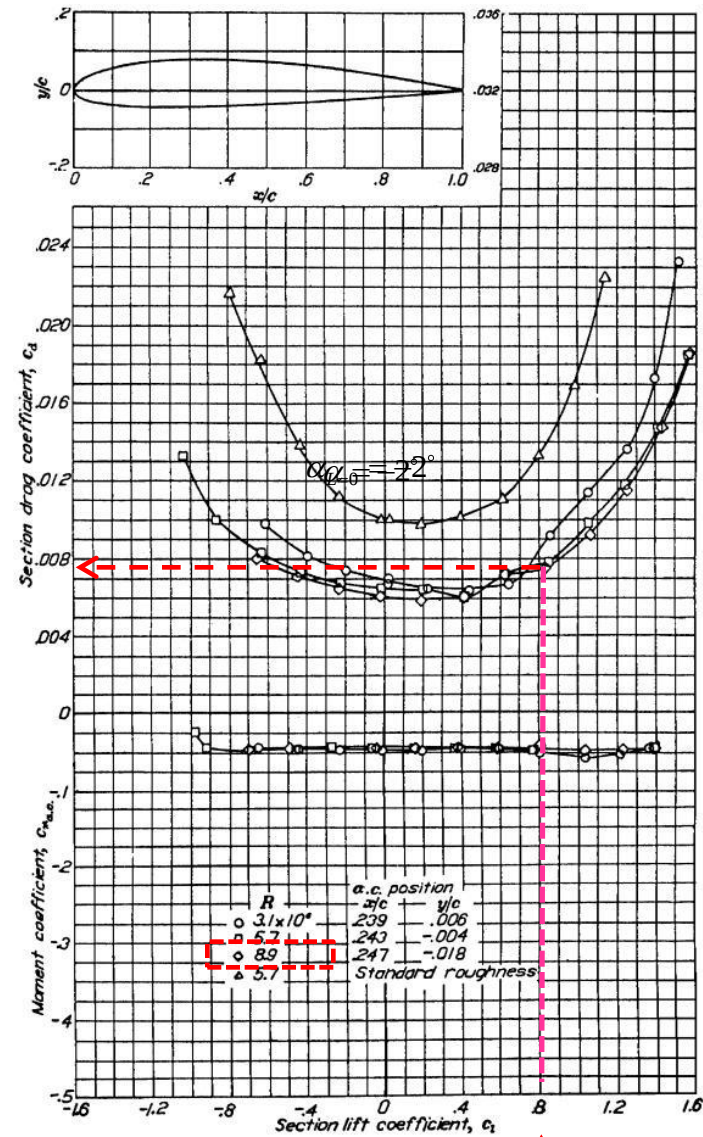
NACA2412 에어포일 데이터

C_l



$\alpha_{L=0} = -2^\circ$

C_d



a.c. position	
x/c	y/c
239	.006
243	-.004
247	-.018
Standard roughness	

날개 양력 및 항력 계수 계산 문제 – 해답

$$c_{l\alpha} = (1.24 - 0)/(10 - (-2)) = 0.103 / \text{deg}$$

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{50^2}{250} = 10$$

$$\left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)_{3D} C_{L\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{1 + \frac{57.3c_{l\alpha}}{\pi e AR}} = \frac{0.103}{1 + \frac{57.3(0.103)}{(3.14)(0.9)(10)}} = 0.0852/\text{deg} \quad : \text{Lift curve 3d}$$

From NACA 2412 chart $\triangleright \alpha_{l=0} = \alpha_{L=0} = -2 \text{ deg}$, $c_l = .85$ $c_d = 0.0078$

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_{L=0}) = 0.0852(6 - (-2)) = 0.6816$$

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR} = 0.0078 + \frac{0.6816^2}{(3.14)(0.9)(10)} = 0.0242$$

$$\text{At sea level, } \rho_\infty = 0.002377 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3}$$

$$L = C_L q S = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S = (0.6816) \left(\frac{1}{2} \right) (0.002377) (280^2) (250) = 15,878 \text{ lb}$$

$$D = C_D q S = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S = (0.0242) \left(\frac{1}{2} \right) (0.002377) (280^2) (250) = 563.7 \text{ lb}$$