

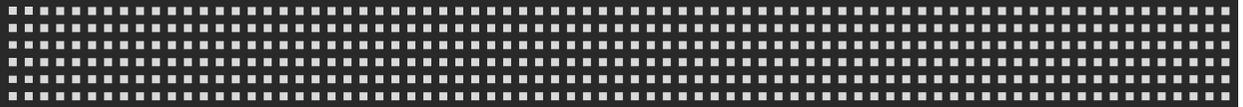
# 4D STUDIO

## Blade twist angle optimization

2004008396 장헌길  
2005057711 박정규



# CONTENTS



- **PROBLEM STATEMENT**
- **DATA INFORMATION**
- **OBJECTIVE FUNCTION**
- **CONSTRAINTS**
- **GRAPHICAL SOLVE**
- **REFERENCE**



# PROJECT STATEMENT

■ 도심 상공을 비행하며 교통상황 등의 정찰 임무를 수행하는 비행체의 팬을 설계한다.

1) 깃의 트위스트 각 결정

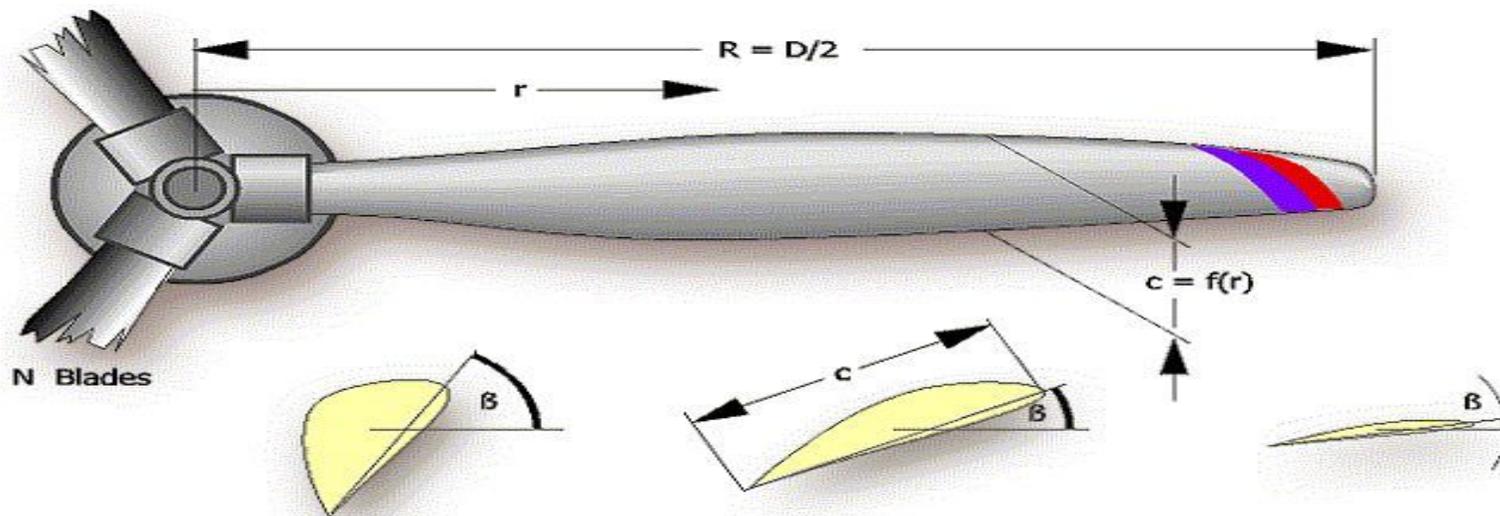
2) 테이퍼 비를 변경하여 최종 형상 결정

■ 설계 요구사항

- 직경 : 15Cm ~ 25Cm
- 덕트팬 개수 : 2
- 순항시 RPM : 10,000
- 정지 추력 :  $\geq 10\text{N}$  / Each
- 효율 :  $\geq 80\%$

# PROJECT STATEMENT

- 덕트팬의 피치각은 고정
  - 깃의 비틀림(twist) 각과 형상을 설계
  - 환풍기와 비슷한 형상

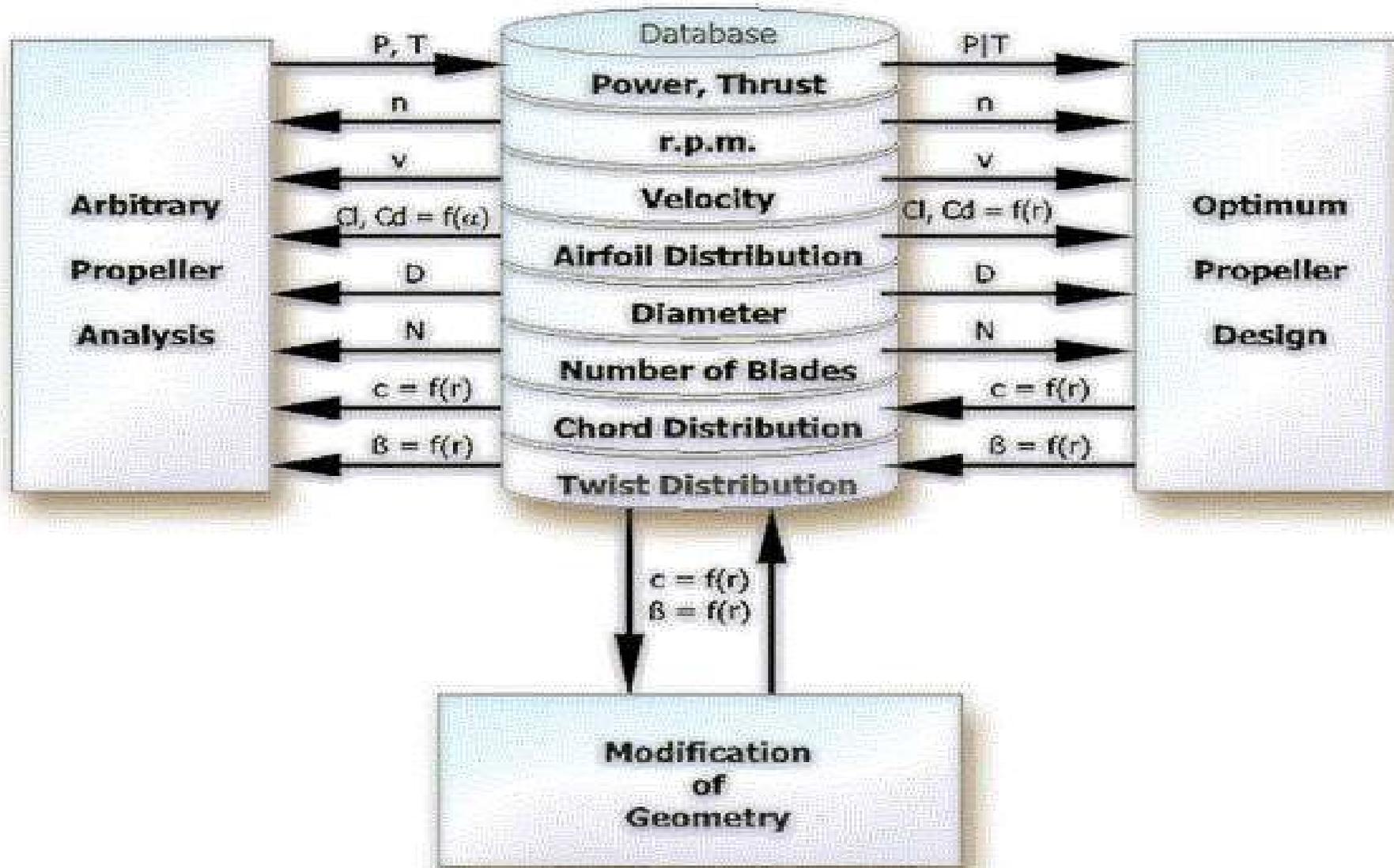


- 비틀림 각이 필요한 이유 : 선속도 때문

# PROJECT STATEMENT



# DATA INFORMATION



## Lift Force

$$\frac{1}{2} C_L \rho_f S \int_0^L v^2 dr \times n$$

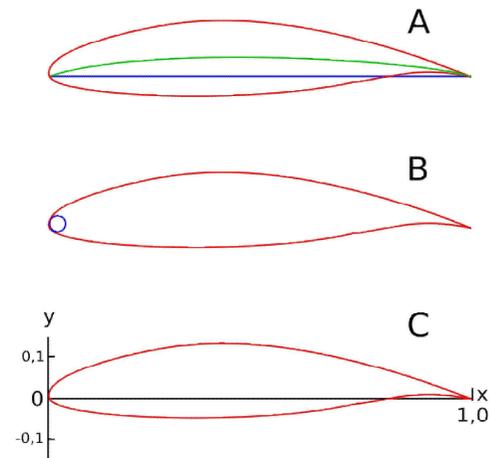
- ◆ 변수설명
- $C_L$ : 양력계수
- $\rho$ : 공기밀도
- $S$ : 날개면적
- $v$ : 속도
- $n$ : 블레이드 개수

## Drag Force

$$\frac{1}{2} C_D \rho_f S \int_0^L v^2 dr \times n$$

- ◆ 변수설명
- $C_D$ : 항력계수
- $\rho$ : 공기밀도
- $S$ : 날개면적
- $v$ : 속도
- $n$ : 블레이드 갯수

## Airfoil



## Thrust

$$T = \dot{m}(V_{jo} - V_a) = \frac{\rho \pi D^2}{8} (V_{jo} - V_a)(V_{jo} + V_a) \quad \dot{m} = \frac{\rho \pi D^2}{4} \left( \frac{V_{jo} + V_a}{2} \right)$$

$$L.F. \times \cos \theta - D.F. \times \sin \theta = \frac{1}{2} \rho_f v^2 S L (C_L \cos \theta - C_D \sin \theta)$$

### Airfoil : NACA0012

※ 위의 형태와 무관

$$\begin{aligned} \rho &= 1.205 \text{ kg} / \text{m}^3, \\ \omega &= 10,000 \text{ rpm}, \\ D &= 15 \sim 25 \text{ Cm} \end{aligned}$$

# OBJECTIVE FUNCTION

## ■ 목적함수

- 깃 뿌리에서 끝까지 발생하는 추력(양력)이 일정
- 깃을 20개의 부분으로 나누어서 계산
- 각 부분별 추력의 편차가 크지 않아야 한다

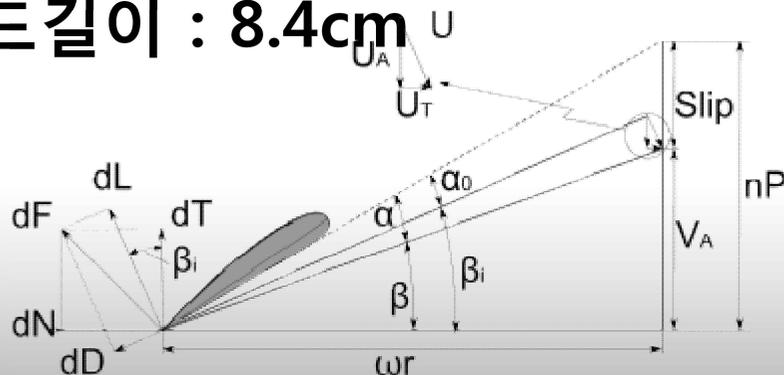
$$L.F. \times \cos \theta - D.F. \times \sin \theta = \frac{1}{2} \rho_f v^2 SL (C_L \cos \theta - C_D \sin \theta)$$

## ■ 목표값(이상적인 경우)

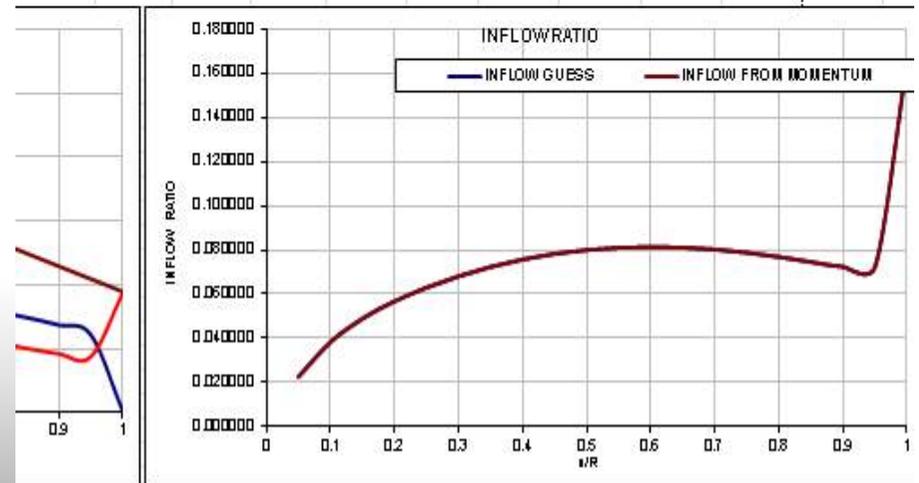


# CONSTRAINTS

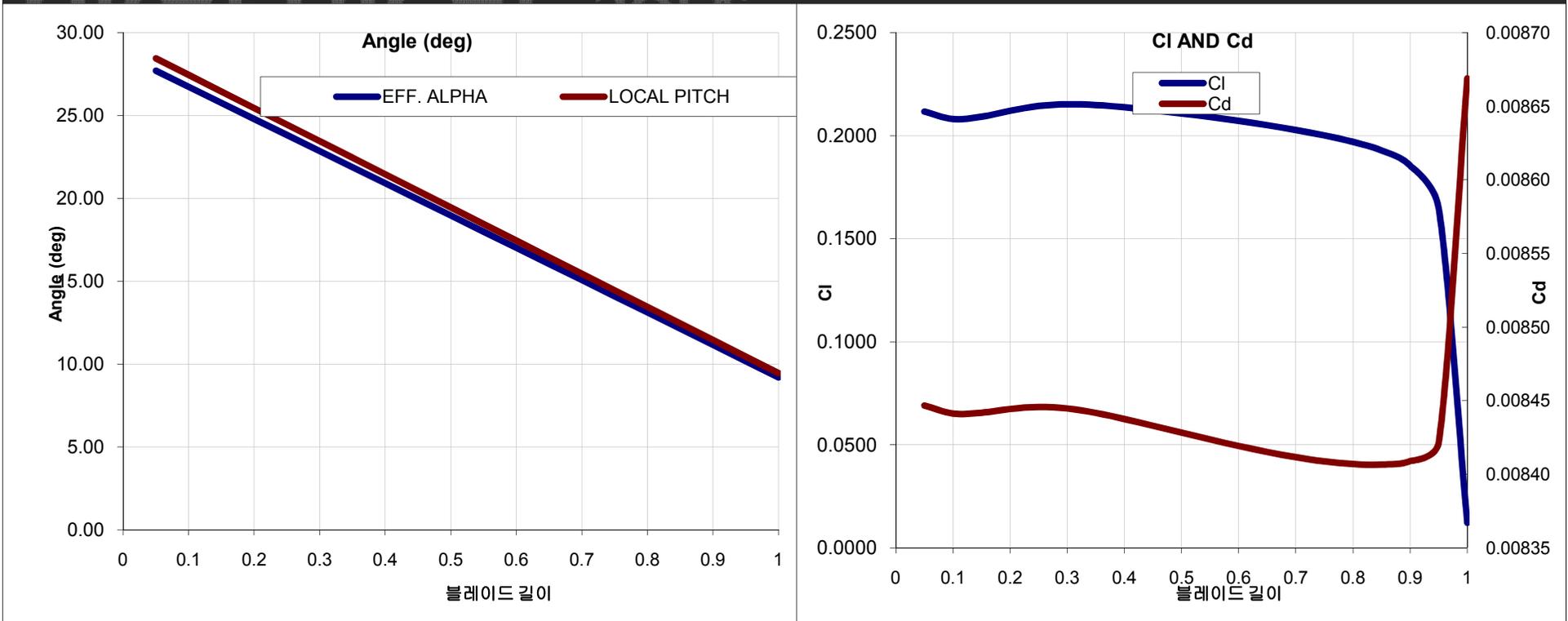
- 효율 :  $\eta = \frac{VT}{P} \geq 0.8$
- 공기밀도 :  $\rho = 1.205 \text{ kg} / \text{m}^3$ ,
- 팬 직경 :  $15 \leq D \leq 25$
- RPM :  $\omega = 10,000$
- 정지추력 :  $T \geq 10 \text{ N}$
- 코드길이 :  $8.4 \text{ cm}$



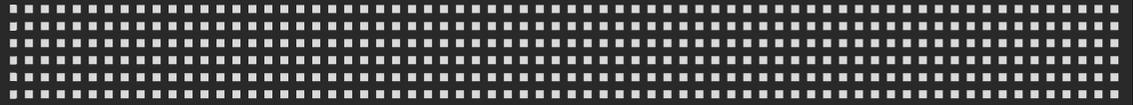
phi_tip	6.208	deg.	For Ideal Twist
beta_tip	0.10835	rad.	
beta_75	14.452	deg.	For Linear Twist
beta_twist	-20	deg.	
Blades, Nb	4	Nb	
Radius, R	0.8	ft	0.24384 m
r_root cut	0	ft	0 m
Diam.	1.6	ft	0.48768 m
Root Chord	0.1	in	0.00254 m
Tip Chord	0.033333	in	0.0008467 m
r_element	20		
Omega, RPM	10000	rev/min	
Omega, RPS	166.6667	rev/s	
Omega, rad/s	1047.198	rad/s	
V_tip	837.758	ft/s	
M_tip	0.73	compressible	
K_tsr	#DIV/0!	tip speed ratio	
V_inf	0.000	mph	0 m/s
V_inf	0.000	ft/s	
yc	0.0000	(V_inf)/QR	



# GRAPHICAL SOLV.



- $\theta$  값을 변화시키면서  $C_L$  값과,  $C_D$  값을 관찰
- $C_L$  값은 양력(추력)에 직접적 영향
- 향후 변수를 추가하여 Thrst 및 taper ratio 값 결정



## ■ BOOKS

- Fundamentals of aerodynamics / John D. Anderson
- Introduction to Flight / John D. Anderson
- 항공기 어떻게 나는가 / 김승조 외 3명

## ■ PEOPLE

- 한양대학교 응용공기역학 연구실

## ■ WEB

- [www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org)
- [www.uav-propeller.com](http://www.uav-propeller.com)

