

碩士學位論文

풍력터빈용 날개의 공력해석 및  
설계에 관한 연구

濟州大學校 大學院



제주대학교 중앙도서관  
機械工學科  
JEJU NATIONAL UNIVERSITY LIBRARY

李 東 炫

1999年 12月



# **A Study on Design of Wind Turbine Blade and Aerodynamic Analysis**

**Dong-Hyun Lee**

**(Supervised by professor Jong-Chul Huh)**

A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT  
OF THE REQUIREMENTS FOR THE DEGREE OF  
MASTER OF ENGINEERING

**DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING  
GRADUATE SCHOOL  
CHEJU NATIONAL UNIVERSITY**

**1999. 12.**

# 목 차

NOMENCLATURE .....	i
SUMMARY .....	iii
I. 서 론 .....	1
II. 풍차날개의 공력설계 및 해석 .....	4
2-1. 운동량이론 .....	4
2-1-1. Actuator disk 이론 .....	5
2-1-2. Annular momentum이론 .....	9
2-2. 날개요소이론 .....	12
2-3. Strip이론 .....	15
2-4. 최적 Blade .....	21
2-5. Blade 설계 .....	23
2-6. 익형의 선정 .....	23
2-7. 평면형 설계 .....	26
2-8. 날개설계 프로그램 .....	26
III. 설계 결과 .....	28
IV. 결 론 .....	39
V. 참고문헌 .....	40

# NOMENCLATURE

$V_0$  : Free stream velocity

$u$  : Axial velocity

$u_1$  : Outlet velocity

$A$  : Swept area

$P_0, P_1$  : Atmospheric pressure

$P_2, P_3$  : Front and rear pressure of swept area

$\rho$  : Air density

$T$  : Thrust

$dT$  : Local thrust

$a$  : Axial interference factor

$a'$  : Angular interference factor

$P$  : Power

$C_P$  : Power coefficient

$C_t$  : Thrust coefficient

$C_q$  : Torque coefficient

$\Omega$  : Angular velocity

$\omega$  : Angular velocity of wake

$Q$  : Torque

$dQ$  : Local torque



$X$  : Tip speed ratio

$x$  : Local tip speed ratio

$R$  : Span

$r$  : Local span

$L$  : Lift force

$dL$  : Local lift force

$C_L$  : Lift coefficient

$D$  : Drag force

$dD$  : Local drag force

$C_D$  : Drag coefficient

$\theta$  : Pitch angle

$\alpha$  : Attack angle

$\phi$  : Flow angle

$W$  : Relative velocity

$B$  : Number of blade

$c$  : Chord length

$\alpha_s$  : Attack angle when stall occurs

$C_{Ds}$  : Drag coefficient for  $\alpha_s$

$C_{Ls}$  : Lift coefficient for  $\alpha_s$

$AR$  : Aspect ratio

$\sigma_r$  : Local solidity

$F$  : Prandtl's correction factor



# SUMMARY

The wind turbine blade is the equipment converted wind into electric energy. The effect of the blade has influence of the output power and efficiency of wind turbine.

The design of blade is considered of lift-to-drag ratio, structure, a condition of process of manufacture and stable maximum lift coefficient, etc. The design of aerodynamic blade has many methods. Most of all, The momentum theory be predicted total performance around the rotor. But momentum theory can't be considered blade weight, distribution of induced velocity, effect of blade number and a section of blade shape. The blade element theory can be analyzed a section of blade shape, effect of blade number, Reynolds' number and mach number, etc., but can't be explained the interference of all blades and effect of wake.

This study is used the simplified method for design of the aerodynamic blade and aerodynamic analysis used strip theory and Local Circulation Method. The strip theory compounds both momentum theory and blade element theory. This process is programed by C-language. The program shows two dimensional shape and three dimensional shape, and has any input values such as tip speed ratio, blade length, hub length, a section of shape and max lift-to-drag ratio. The program displays chord length and twist angle by input value and analyzes performance of the blade.

# I. 서 론

한정적인 화석연료의 문제점과 환경공해문제로 인한 새로운 에너지의 개발 필요성 때문에 대체에너지에 대한 관심은 날로 증가하고 있다. 지구로 흡수되어진 태양에너지의 30%정도는 바람의 형태로 변환된다고 알려져 있다. 태양에너지와 함께 많은 양의 에너지를 가지고 있는 바람의 효율적인 이용은 인류에게 큰 이득을 줄 수 있을 것이다. 또한 풍력에너지는 에너지 위기 이후 학문적 이론과 신기술의 도입과 집중 투자에 의하여 소형에서부터 MW급 발전 시스템에 이르기까지 많은 연구 결과를 남겼으며 이러한 연구 결과들은 상업화로 이어져 그 수요가 날로 증가하고 있으며 여러 나라에서 자체 개발 연구에 노력하고 있다 (Golding, 1977).

현재 우리 나라의 발전구조는 석유 및 석탄을 이용한 화력발전이 주를 이루고 있으며, 우리 나라의 에너지 해외 의존도는 96.7%로 대부분 에너지를 수입에 의존하고 있어 경제적인 부담은 물론 에너지 전략에서도 취약성을 안고 있는 실정이다. 이런 측면에서 대체에너지에 대한 필요성이 요구되어지고 있는데 특히 우리 나라는 삼면이 바다로 둘러싸인 다풍지역에 속하기 때문에 풍력의 이용이 유리하다 하겠다(김건훈, 1998).

풍력발전시스템에서 풍력에너지를 기계적인 에너지로 변화시켜주는 장치를 Blade라하며 Blade의 효율은 시스템의 출력특성 및 연간 전력에너지 생산량과 가동률 등에 영향을 미친다. 또한 시스템의 경제성에도 영향을 미치는 중요 인자이므로 터빈 효율을 증가시키는 연구가 계속되고 있다. 즉, 풍력발전의 핵심부분은 유체와 접하여 기계적인 일을 주거나 받는 역할을 하는 Blade라 할 수 있으며, 이것은 유동장내의 유체가 가진 동력을 기계에너지로 변환시키거나, 이의 역

변환 과정 모두에서 Blade가 가장 근원적인 역할을 담당하고 있는 것을 의미한다(Abbort, 1959). 그러므로 기존 풍력발전시스템에 대한 연구들은 Blade 형상설계를 그 주요과제로 수행되어 왔다. 일반적으로 풍력터빈용 익형은 큰 양항비, 구조 및 가공조건을 고려한 Blade 두께, 실속에서의 안정적인 최대양력계수, 소음 발생을 고려한 최대 유속점의 억제 등을 고려하여 설계되고 있다(Sharpe, 1990).

날개의 공력설계 과정은 주어진 설계조건에 대하여 공기역학적으로 최적의 형상을 얻은 후 구조설계와 연계하여 수정한 다음 다시 공력해석을 한 후 구조설계를 하는 반복과정을 거치게 된다(이춘식, 1989). 공력해석 방법에는 여러 가지 방법이 연구되어 왔는데 연구초기에는 프로펠러나 로터의 성능을 해석하기 위해 개발된 이론들 즉, 운동량이론, 날개요소이론, Strip이론등이 사용되었다. 운동량이론은 회전면에서의 속도를 균일하게 가정함으로써 전체적인 성능을 예측할 수 있으나 Blade 하중이나 유도속도의 분포등의 자세한 결과나 Blade의 수, Blade의 단면 형상에 의한 영향 등을 고려할 수 없었다. 날개요소이론에서는 Blade 단면의 형상이나 Blade 수의 영향, 레이놀드수, 마하수등을 고려하여 비교적 정확히 로터면에서의 유동을 해석할 수 있었지만 Blade 사이의 간섭이나 후류의 영향에 의해 발생하는 Blade 끝에서의 손실에 의한 하중분포를 고려할 수 없는 단점이 있다(Eggleston, 1987).

본 연구에서는 공기역학적 최적설계에 최적화이론과 Strip이론을 사용하였고, Tip loss에 대해서는 Prandtl 보정계수를 사용하였으며, 설계된 형상에 대한 공력해석에는 Azuma, A.의 국소순환방법(LCM: Local Circulation Method)을 이용하였다. 또한 이러한 과정을 프로그램화하였는데 제작된 프로그램은 설계형상을 2차원과 3차원으로 나타낼 수 있으며, 설계자의 요구사항을 직접 입력(주속비, Blade길이, Hub길이, 단면형상, 최대 양항비)할 수 있게 하였다. 또한, 입력된 설

제조조건에 따라 기본적으로 날개설계에 필요한 날개제원(Chord length, Twist angle)을 나타내고 또한 성능을 분석할 수 있으며 아울러 CAD file로의 변환이 가능함으로써 CAM 공정에 필요한 정보를 파일로 저장할 수 있게 되어 제작에 바로 적용할 수 있도록 하였다.



## II. 풍차날개의 공력설계 및 해석

최적의 Blade설계를 위해서는 정확한 공력해석을 할 수 있는 방법의 확립이 필요하다. Blade의 해석을 위한 이론은 크게 두 가지로 볼 수 있는데 하나는 운동량이론이며 다른 하나는 날개요소이론이다(Eggleston, 1987).

최근에는 회전날개로부터 발생하는 자유선회류의 개념에 의해 유동속도를 계산함으로써 계산의 정확성을 높일 수 있는 방법이 개발되고 있다. 그러나 이러한 계산방법은 후류에 의한 유도속도와 후류의 형상을 계산하는데 상당한 시간과 계산비용이 필요하여 계산시간이 적게 들고 정확한 해석법을 개발하기 위해 간단한 후류모델들이 사용되고 있다(남궁홍, 1998).

Blade의 공력 특성을 해석하고 형상을 설계하는데는 어느 한 이론만으로는 어려우며 서로 연계하여 유동장에 대한 정보를 교환함으로써 정확한 해석과 설계가 가능하다. 또한 Blade의 운전 영역 중에는 이론을 적용하기 어려운 부분이 있으므로 이 부분에 대해서는 실험을 통한 보완이 필요하다.

본 연구에서는 Blade 설계와 공력해석을 위하여 최적화이론 및 운동량이론과 날개요소이론의 조합인 Strip이론을 사용하였고 유한한 개수의 날개를 고려하기 위하여 Prandtl의 Tip loss 이론을 사용하였다(Eggleston, 1987).

### 2-1. 운동량이론

운동량이론은 Rankine에 의해서 최초로 개발되어 Froude에 의해서 개선되었다. 이 이론은 Fig. 2-1과 같은 유체유동의 검사체적에 대해서 유동에 의해 날개의 회전면에 작용하는 힘을 계산하는 것으로 이상적인 효율과 유속을 예측하는데 유용하지만 날개 주위에서의 자세한 풍속분포와 작용하는 힘의 분포를 계산

할 수 없고 단지 일반적인 값을 계산할 수 있으므로 풍차의 특성을 이론적으로 계산할 때 많이 사용하는 이론이다.

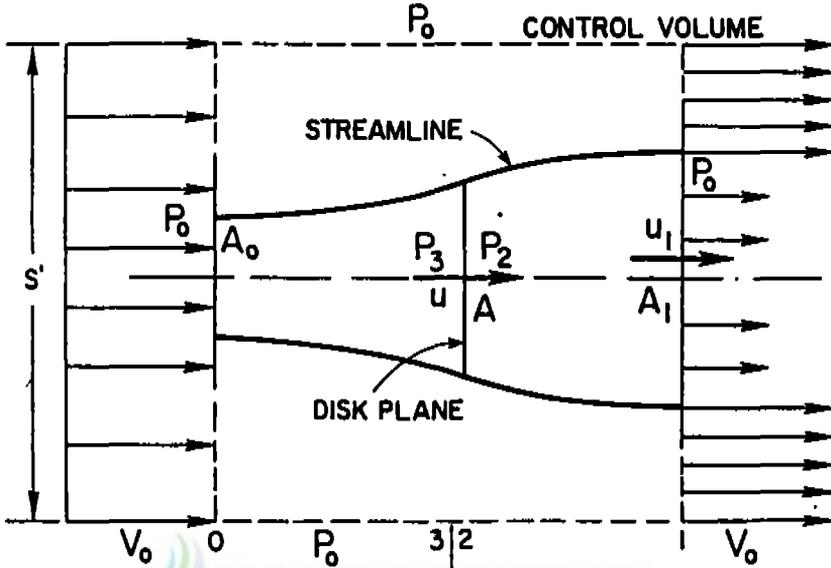


Fig. 2-1 Flow fields around actuator disk

### 2-1-1. Actuator Disk 이론

풍차는 Blade를 이용하여 바람의 운동량 변화를 일으켜 이것으로 발생하는 힘을 이용하여 에너지를 얻는 것으로 이에 대한 과정은 Fig. 2-1에 잘 나타나 있다. 여기에서 날개는 무한개로 이루어진 것으로 가정하여 하나의 Disk로 가정하여 이상화하였다. 그리고 운동량 이론을 적용하여 풍차의 공력특성을 계산하기 위하여 실제 발생하는 복잡한 물리현상을 아래와 같은 가정을 이용하여 단순화하였다.

- 1) 회전면에서의 풍속은 일정하다.

- 2) 바람은 비압축성이며 바람의 유동은 정상상태이다.
- 3) Blade에 의한 와류는 없다.
- 4) Blade의 마찰력에 의한 저항력은 없다.
- 5) Blade는 무한개의 날개로 이루어진 하나의 Disk로 단순화하였다.

이상과 같은 가정으로 풍차를 해석하기 위하여 Blade 주위를 검사체적으로 하였으며 Fig. 2-1은 이것을 도시한 것이다. 그림에서 속도  $V_0$ 인 바람이 회전면을 통과하면서 일부 에너지는 Blade에 흡수되고 이를 통과한 후의 풍속은 운동에너지 감소로  $u_1$ 으로 감속된다. 이때 Blade 전후에서 속도손실로 인하여 유선의 확장과 압력강하  $P_3 - P_2$ 가 생기며 이것은 Blade가 받는 항력으로서 Bernoulli정리와 운동량 이론으로부터 다음과 같이 계산할 수 있다.

Blade가 받는 힘(Thrust)은 압력차이로 발생하는 힘이므로

$$T = (P_3 - P_2)A$$

이다. Bernoulli 정리를 Disk 전후의 유선을 따라서 적용하면

$$P_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 = P_3 + \frac{1}{2} \rho u^2$$

$$P_2 + \frac{1}{2} \rho u^2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho u_1^2$$

이다. 이 식에서  $P_0$ 와  $P_1$ 을 대기압으로 가정하면 Blade 전후에서의 압력강하는 다음과 같이 표시될 수 있다.

$$P_3 - P_2 = \frac{1}{2} \rho (u_1^2 - V_0^2)$$

따라서 Disk가 받는 항력은

$$T = \frac{1}{2} \rho A (u_1^2 - V_0^2) \quad (2-1)$$

이다. Fig. 2-1에서 유선에 대하여 연속방정식을 적용하여 Stream tube에 대하여 축방향 운동량 이론을 적용하면 Blade에 작용하는 항력을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$T = \rho A u (u_1 - V_0) \quad (2-2)$$



제주대학교 중앙도서관  
JEJU NATIONAL UNIVERSITY LIBRARY

회전면에서의 풍속을 구하기 위하여 식 (2-1)과 식 (2-2)를 사용하면

$$u = \frac{1}{2} (V_0 + u_1)$$

이다. 이것은 입구와 출구에서 두 풍속의 산술평균이다. 그리고 상류측의 풍속에 대한 회전면을 통과할 때의 풍속 감소율은 축간섭계수라고 하고 이를

$$a = \frac{(V_0 - u)}{V_0} \quad (2-3)$$

로 정의하면 회전면과 출구면에서의 속도는

$$u = V_0(1 - a) \quad (2-4)$$

$$u_1 = V_0(1 - 2a)$$

이다. 출력은 단위 시간당 회전면으로부터 얻을 수 있는 에너지(단위 시간당 운동에너지의 변화량)로서 회전면을 통과한 질량유량에 운동량 변화를 곱한 값으로 식 (2-4)와 출력계수의 정의를 사용하여 출력과 출력계수를 구하면

$$\begin{aligned} P &= \frac{1}{2} \rho V_0^2 A u - \frac{1}{2} \rho u_1^2 A u \\ &= \frac{1}{2} \rho A_0 V_0^3 4a(1 - a) \end{aligned}$$

그리고  $C_p$ 는



$$\begin{aligned} C_p &= P / (1/2 \rho A_0 V_0^3) \\ &= 4a(1 - a) \end{aligned}$$

이다. 이론적으로 최대 풍차효율을 구하기 위해서  $C_p$  를  $a$ 에 관하여 미분하면  $a$ 가 1/3일 때  $C_p$  는 최대가 되며, 그 때의 출력계수는 16/27로서 59.3%가 된다. 이것을 Betz계수라 하며 Fig. 2-2와 같이 나타난다.

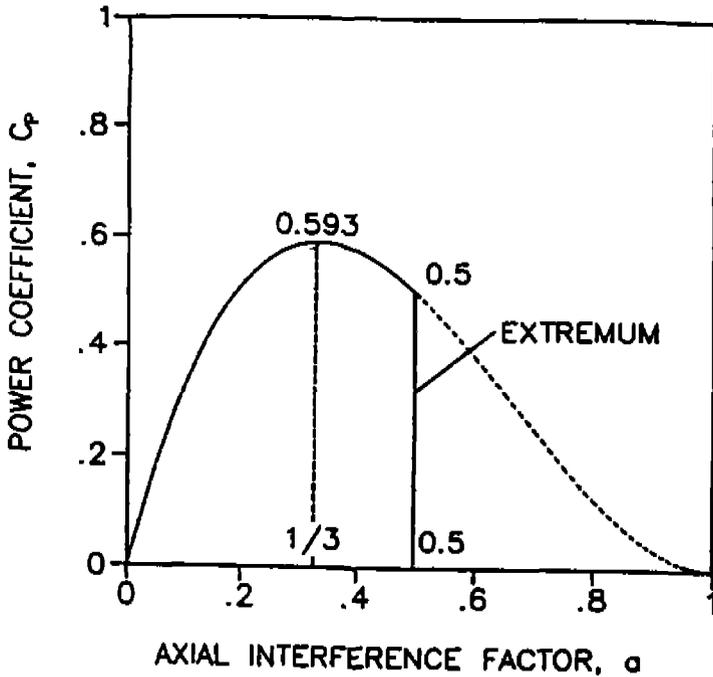


Fig. 2-2 Relation to axial interference factor and  $C_p$  in momentum theory

### 2-1-2. Annular momentum 이론

Actuator disk 이론을 유도할 때 두 가지 가정 즉, Blade의 회전이 유동에 미치는 영향과 회전면에서 속도변화가 없다는 것은 실제 현상과 다르다. 즉, Blade 주위에서 발생하는 와류의 각속도는 Blade 각속도 보다는 작은 값이지만 존재하며 이것은 에너지 손실이므로 풍차의 출력을 높이기 위해서는 와류의 크기를 줄여야 한다. 그러나 와류에 관한 식은 간단하지 않으므로 풍차의 출력을 계산하기 위해서는 필수적으로 이에 관한 식을 가정하여야 한다.

풍차의 Blade가 회전할 때 회전의 각속도를  $\Omega$ 라 하면 회전 간섭 계수 (Angular interference factor)를 정의할 수 있는데, 회전 간섭 계수는 회전자에 의해 발생하는 토크에 영향을 주는 미끄럼 흐름의 상태를 표시할 수 있는 계수로

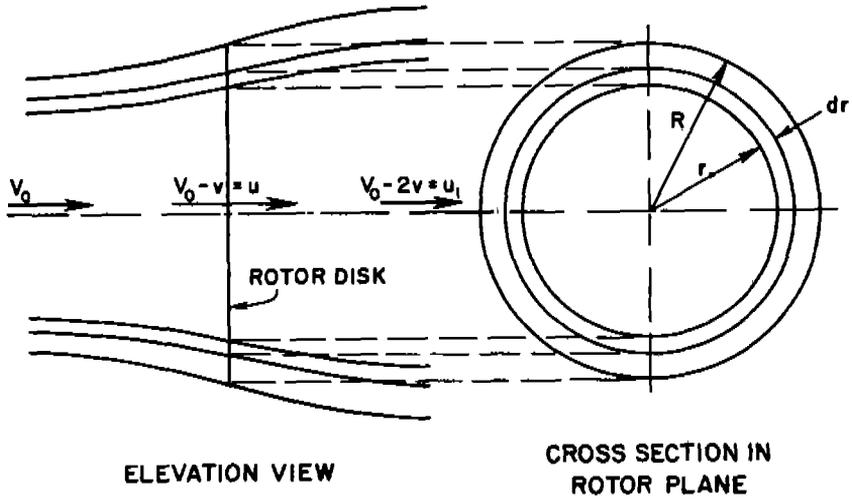


Fig. 2-3 Annular streamtube

서 회전의 각속도에 대한 회전면을 통과하는 바람 각속도의 비에 관한 식으로 다음과 같이 표시된다.

$$a' = \frac{\omega}{2\Omega} \quad (2-5)$$

위에서 언급한 것처럼 Blade의 반경 방향으로의 속도변화가 존재하므로 Fig. 2-3과 같이 검사체적을 원형미소면으로 나누고 이 미소면에 대하여 선형 운동량 이론과 각 운동량 이론을 적용하면 각 원형미소면에 대한 추력과 회전 토크를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$dT = \rho u 2\pi r (u_1 - V_0) dr$$

$$\begin{aligned}
 dQ &= r m v dr \\
 &= r (\rho A u) v dr \\
 &= \rho u 2\pi r^3 \omega dr
 \end{aligned}$$

위의 두 식을 식 (2-4)와 식 (2-5)를 이용하면  $u_1 = (1-a) V_0$  이고,  $\omega = a' 2\Omega$

이므로

$$\begin{aligned}
 dT &= 4\pi r \rho V_0^2 a(1-a) dr \\
 dQ &= 4\pi r^3 \rho V_0 a' (1-a) \Omega dr
 \end{aligned}$$

로 표현할 수 있다. 또한 이론적으로 풍차로부터 얻을 수 있는 출력은 원형 미소 요소에 대한 출력을 허브에서 날개 끝까지 적분한 것이므로

$$\begin{aligned}
 P &= \int \Omega dQ \\
 &= \int 4\pi r^3 \rho V_0 a' (1-a) \Omega^2 dr
 \end{aligned}$$

주속비( $X = \frac{R\Omega}{V_0}$ )와 국부주속비( $x = \frac{r\Omega}{V_0}$ )로부터  $dr = \frac{V_0}{\Omega} dx$ ,

$$\frac{V_0}{\Omega} = \frac{R}{X} \text{이므로}$$

$$P = \int_{x_i}^X 4\pi \rho V_0^5 \frac{x^3}{\Omega^2} a' (1-a) dx$$

$$= \frac{4 \pi \rho V_0^3 R^2}{X^2} \int_{x_1}^x a'(1-a)x^3 dx$$

이다. 또한  $C_p$ 는

$$C_p = \frac{8}{X^2} \int a'(1-a)x^3 dx \quad (2-6)$$

이다.

## 2-2. 날개요소이론

운동량 이론은 풍차의 Blade보다는 로터 전체를 고려하여 풍차의 특성을 해석한 것이므로 Blade 단면에 관한 정보나 단면 변화에 관한 출력변화의 해석은 어려운 반면, 날개요소이론은 Blade 단면의 형상, 크기, 단면변화에 대한 출력변화와 같은 계산을 할 수 있으므로 풍차의 특성을 해석할 수 있는 유용한 이론이라 할 수 있다. 날개요소이론은 Froude에 의해 시작되어 Drzewiecki에 의해서 개발되었다. 이것은 Fig. 2-4와 같이 날개요소에 작용하는 양력과 항력을 계산하여 Blade에 작용하는 힘을 계산할 수 있다. 이 이론은 Blade의 형상에 따른 힘을 계산할 수 있으나 유동장에 대한 정보를 얻을 수 없다.

Fig. 2-4는 피치각이  $\theta$  인 Blade단면에 기준을 둔 상대좌표를 사용하여 속도 삼각형을 그린 것이고 합성속도는 수직인 두 방향의 상대속도를 합성한 것으로 회전면에 대해서  $\phi$ 만큼 경사진 것을 보여주고 있다.

양력과 항력은 합성속도에 대해서 각각 평행한 성분과 수직인 성분의 힘으로서 항력계수와 양력계수를 이용하여 다음과 같이 표시할 수 있다.

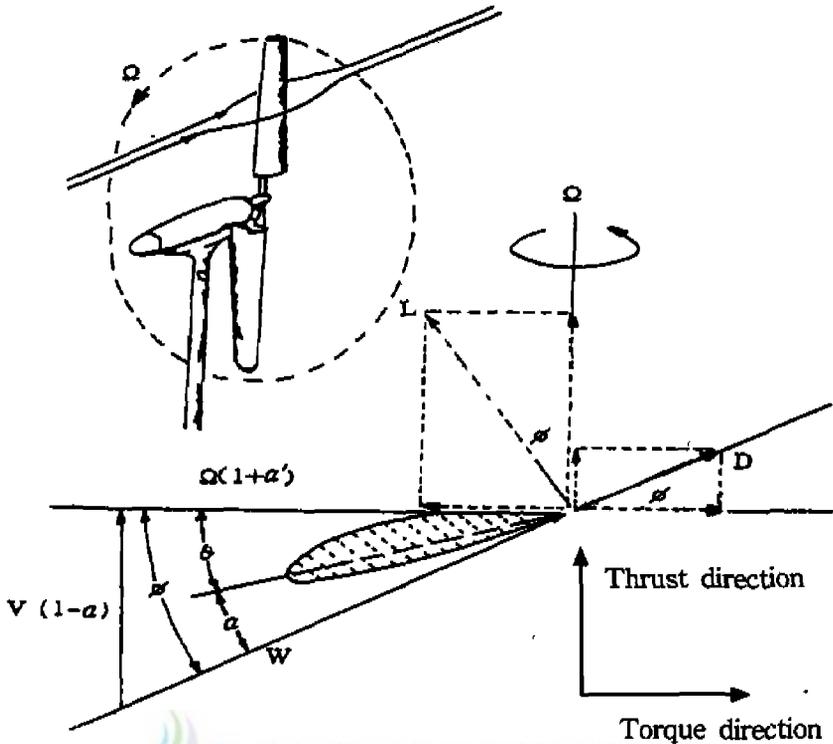


Fig. 2-4 Blade element and velocity triangle

$$dD = B c C_D \frac{1}{2} \rho W^2 dr$$

$$dL = B c C_L \frac{1}{2} \rho W^2 dr$$

여기서 합성속도는 Blade의 회전에 의한 속도와 회전면에 수직으로 불어오는 바람속도에 의해 다음과 같이 표현되어진다.

$$W = \sqrt{[V_0(1-a)]^2 + [r\Omega(1+a')]^2}$$

이다. 또한 속도 삼각형을 이용하여 미소날개 요소에 작용하는 미소 추력과 미소 토크를 구하면 다음과 같다.

$$dT = B c \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) dr \quad (2-7)$$

$$dQ = B c \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) r dr \quad (2-8)$$

여기서  $\phi$ 는 유입각도이고 속도 삼각형에서 구하면

$$\phi = \tan^{-1} \frac{(1-a)}{(1+a')x} \quad (2-9)$$

이고, 받음각은



$$\alpha = \phi - \theta \quad (2-10)$$

이다. 식 (2-7)과 식 (2-8)에서 양력계수와 항력계수는 실속(stall)이후의 영역에 대한 자료가 거의 없다. 따라서 이 영역에서 추력과 회전력을 정확히 계산하기 위해서는 실속 상태에서 양력계수와 항력계수를 계산할 수 있는 식이 필요하다. 본 연구에서는 Viterna-Corrigan이 제안한 식을 사용하였다. 즉, 실속이 발생할 때의 받음각을  $\alpha_s$ , 이 받음각에 대한 항력계수, 양력계수를  $C_{Ds}, C_{Ls}$  그리고 형상비(Aspect ratio)를  $AR = \frac{c}{R}$  라고 할 때 항력계수를  $C_{D_{max}} = 1.11 + 0.018AR$  이라고 가정하면 실속이후의 항력계수는

$$C_D = B_1 \sin^2 \alpha + B_2 \cos \alpha$$

이다. 여기에서

$$B_1 = C_{D_{\max}}$$

$$B_2 = \frac{1}{\cos \alpha_s} (C_{D_s} - C_{D_{\max}} \sin^2 \alpha_s)$$

그리고 실속 이후의 양력계수는

$$C_L = A_1 \sin^2 \alpha + A_2 \cos^2 \alpha / \sin \alpha$$

여기에서



$$A_1 = B_1/2$$

$$A_2 = (C_{L_s} - C_{D_{\max}} \sin \alpha_s \cos \alpha_s) (\sin \alpha_s / \cos^2 \alpha_s)$$

이다.

### 2-3. Strip 이론

Strip 이론은 앞에서 설명한 운동량이론과 날개요소이론을 이용하여 풍차의 공력해석을 할 수 있는 유용한 식을 얻을 수 있는 이론이다.

먼저 Blade의 중심축에서 r만큼 떨어지고 폭이 dr인 미소 날개에 대한 운동량

이론으로부터 구한 미소추력과 날개요소이론으로부터 구한 미소추력을 같다고 하면

$$4\pi r\rho V_0^2 a(1-a)dr = Bc\frac{1}{2}\rho W_2^2(C_L\cos\phi + C_D\sin\phi)dr$$

이 되고 이 식을 이용하여 Blade 단면형상과 축 방향 유동조건과의 관계를 나타내는 축간섭계수를 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} a(1-a) &= \frac{BcW^2(C_L\cos\phi + C_D\sin\phi)}{8\pi r V_0^2} \\ &= \frac{\sigma_r W^2(C_L\cos\phi + C_D\sin\phi)}{8V_0^2} \\ &= \frac{1}{8}\sigma_r(C_L\cos\phi + C_D\sin\phi)\frac{(1-a)^2}{\sin^2\phi} \\ \frac{a}{1-a} &= \frac{\sigma_r(C_L\cos\phi + C_D\sin\phi)}{8\sin^2\phi} \end{aligned} \quad (2-11)$$

이다. 같은 방법으로 허브에서 r만큼 떨어진 미소 날개에 대하여 운동량 이론과 날개 이론에서 계산한 미소 토크를 같게 놓고 회전간섭계수를 구하면

$$\begin{aligned} 4\pi r^3\rho V_0 a'(1-a)\Omega dr &= Bc\frac{1}{2}\rho W^2(C_L\sin\phi - C_D\cos\phi)rdr \\ a'(1-a) &= \frac{BcW^2(C_L\sin\phi - C_D\cos\phi)r}{8\pi r^3 V_0 \Omega} \\ &= \frac{\sigma_r(1+a')^2 r\Omega(C_L\sin\phi - C_D\cos\phi)}{8V_0\cos^2\phi} \end{aligned}$$

$$W = \frac{r\Omega(1+a')}{\cos\phi} \text{에서 } \frac{1+a'}{\cos\phi} = \frac{W}{r\Omega} \text{이므로}$$

$$\begin{aligned} a'(1-a) &= \frac{\sigma_r W^2 r\Omega (C_L \sin\phi - C_D \cos\phi)}{8 V_0 (r\Omega)^2} \\ &= \frac{\sigma_r W (C_L \sin\phi - C_D \cos\phi) (1+a')}{8 V_0 \cos\phi} \\ &= \frac{\sigma_r (1-a)(1+a')(C_L \sin\phi - C_D \cos\phi)}{8 \sin\phi \cos\phi} \\ \frac{a'}{(1+a')} &= \frac{\sigma_r (C_L \sin\phi - C_D \cos\phi)}{8 \sin\phi \cos\phi} \end{aligned} \quad (2-12)$$

이다. 그리고 날개요소이론으로부터 풍차의 특성에 관한 이론식을 구하면 추력계

수  $C_t = Thrust / (\frac{1}{2} \rho V_0^2 A)$ 이므로

$$dT = Bc \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \cos\phi + C_D \sin\phi) dr$$

$$\int_{R_i}^R dT = \int_{R_i}^R Bc \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \cos\phi + C_D \sin\phi) dr$$

Solidity의 정의와 속도삼각형으로부터  $Bc = \sigma_r \pi r$ ,  $W = \frac{V_0(1-a)}{\sin\phi}$ 이므로

$$T = \int_{R_i}^R \sigma_r \pi r \frac{1}{2} \rho \left( \frac{V_0(1-a)}{\sin\phi} \right)^2 (C_L \cos\phi + C_D \sin\phi) dr$$

위 식을 주속비에 대하여 표현하면

$$\begin{aligned}
 T &= \frac{\rho \pi r V_0^2}{2} \int_{X_1}^X \sigma_r \frac{(1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) \frac{V_0}{\Omega} dx \\
 &= \frac{\rho \pi R^2 V_0^2}{2X} \int_{X_1}^X \sigma_r \frac{(1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) dx \\
 C_t &= \frac{1}{X} \int_{X_1}^X \sigma_r \frac{(1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) dx \quad (2-13)
 \end{aligned}$$

이다.

Torque 계수  $C_q = \text{Torque} / (\frac{1}{2} \rho V_0^2 A R)$  이므로 날개요소이론으로부터

$$\begin{aligned}
 dQ &= Bc \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) r dr \\
 \int_{R_1}^R dQ &= \int_{R_1}^R Bc \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) r dr \\
 Q &= \int_{R_1}^R \sigma_r \pi r \frac{1}{2} \rho \frac{V_0^2 (1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) r dr \\
 &= \frac{1}{2} \rho \pi \frac{V_0^6}{\Omega^3} \int_{X_1}^X \sigma_r \frac{(1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) x^2 dx
 \end{aligned}$$

주속비  $X = \frac{R\Omega}{V_0}$ 로부터  $\Omega = \frac{V_0 X}{R}$  이므로  $\frac{V_0^6}{\Omega^3} = \frac{V_0^2 R^3}{X^3}$  이다. 따라서 위 식은

$$Q = \frac{1}{2} \rho \pi \frac{V_0^2 R^3}{X^3} \int_{X_1}^X \sigma_r \frac{(1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) x^2 dx$$

$$C_q = \frac{1}{X^3} \int_{x_1}^x \sigma_r \frac{(1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi) x^2 dx \quad (2-14)$$

이다.

지금까지 살펴본 스트립 이론으로부터 날개에 대한 성능을 계산해 낼 수가 있는데 그 과정을 요약하면 다음과 같다.

- (1) a, a'을 가정한다.
- (2) 식 (2-9)로부터 Flow angle( $\phi$ )을 계산한다.
- (3) 설계된 날개로부터  $\theta$ 를 얻고 (2)에서 구한  $\phi$ 로부터 받음각( $\alpha$ )을 계산한다.
- (4) (3)에서 구한 받음각에 대한  $C_D$ 와  $C_L$ 을 구한다.
- (5) 식 (2-11)과 식 (2-12)로부터 a와 a'을 계산한다.
- (6) (1)에서 가정한 a, a'값과 비교하여 같지 않으면 a와 a'을 다시 가정하고 (2)로 간다.
- (7) 가정한 a, a'이 계산된 것과 같으면 그 값을 이용하여  $C_h$ ,  $C_q$  그리고  $C_p$ 를 구한다.

이와 같이 반복적인 계산과정을 통하여 풍차의 출력특성을 구할 수 있다. 그러나 실제의 풍차에 대한 계산을 할 경우 많은 날개수에 의한 영향을 고려해야 한다. 이를 위하여 본 연구에서는 Tip loss factor를 사용하였다.

Tip loss factor는 Goldstein과 Prandtl에 의한 방법이 있다. Goldstein에 의한 보정 계수식은 Bessel 함수로 된 복잡한 식인 반면 Prandtl에 의한 식은 간단한 형태이다. 그러나 계산의 정확도는 크게 차이가 없기 때문에 본 연구에서는 Prandtl의 보정계수를 사용하였다.

보정계수는

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} e^{-f}$$

$$f = \frac{B(R-r)}{2r \sin \phi}$$

이다. 이 보정계수를 이용하여 a와 a'를 다시 구하면

$$a = \frac{P}{1+P} \quad (2-15)$$

$$P = \frac{\sigma_r (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi)}{8 F \sin^2 \phi}$$

이고, a'은



$$a' = \frac{P'}{1-P'} \quad (2-16)$$

$$P' = \frac{\sigma_r (C_L \sin \phi - C_D \cos \phi)}{8 F \sin \phi \cos \phi}$$

로 표시된다. 식 (2-15)와 식 (2-16)에서 구한 a, a'값을 이용하여 Strip 이론에서 설명한 것과 같은 방법으로 하면 유한 날개수를 가진 풍차에 대한 특성도 계산할 수 있다.

## 2-4. 최적 Blade

일반적으로 Blade의 설계에서 익형은 따로 설계하지 않고 기존의 자료로부터 구한다. 그러므로 Blade의 최적화는 공력특성이 주어진 익형에 대해서 수행된다. 최적 blade는 출력이 최대가 되는 형상을 말하며 이를 구하기 위해서 식 (2-6)의 출력계수를 최대로 하는 형상을 구하는 것이다. 그러므로  $(\partial C_p / \partial a) = 0$ 가 되는 조건을 만족하는 방정식을 구하면

$$\left(\frac{r}{XR}\right)(1-a)(1-3a) - \left(\frac{C_D}{C_L}\right)(1-2a)\left(\frac{x^2 + 2a(1-a)}{X^2}\right) = 0 \quad (2-17)$$

이다. 또한 Solidity와 회전간섭계수는 식 (2-18)과 식 (2-19)와 같이 표현될 수 있다.

$$\sigma = \frac{8a(1-a)}{XC_L \sqrt{(1-a)^2 + \frac{(1+a')^2 X^2 r^2}{R^2}}} \quad (2-18)$$

$$a' = \frac{1}{2} \left[ 1 - \sqrt{1 + \frac{4a(1-a)}{\left(r\frac{X}{R}\right)^2}} \right] \quad (2-19)$$

Fig. 2-5는 Blade의 최적형상을 설계하는 계산과정의 흐름도이다. 그 과정은 주어진 익형의 양력, 항력 특성을 이용하여 식 (2-17)을 만족하는 축간섭계수를 구한 후에 식 (2-18), 식 (2-19) 그리고 식 (2-9)를 이용하면 Solidity와 Flow angle을 구할 수 있다. 또한 주어진 익형의 공력특성 자료로부터 양항비가 최대가 되는 받음각을 구하여 식 (2-10)으로부터 반경방향으로의 피치각을 구할 수 있다.

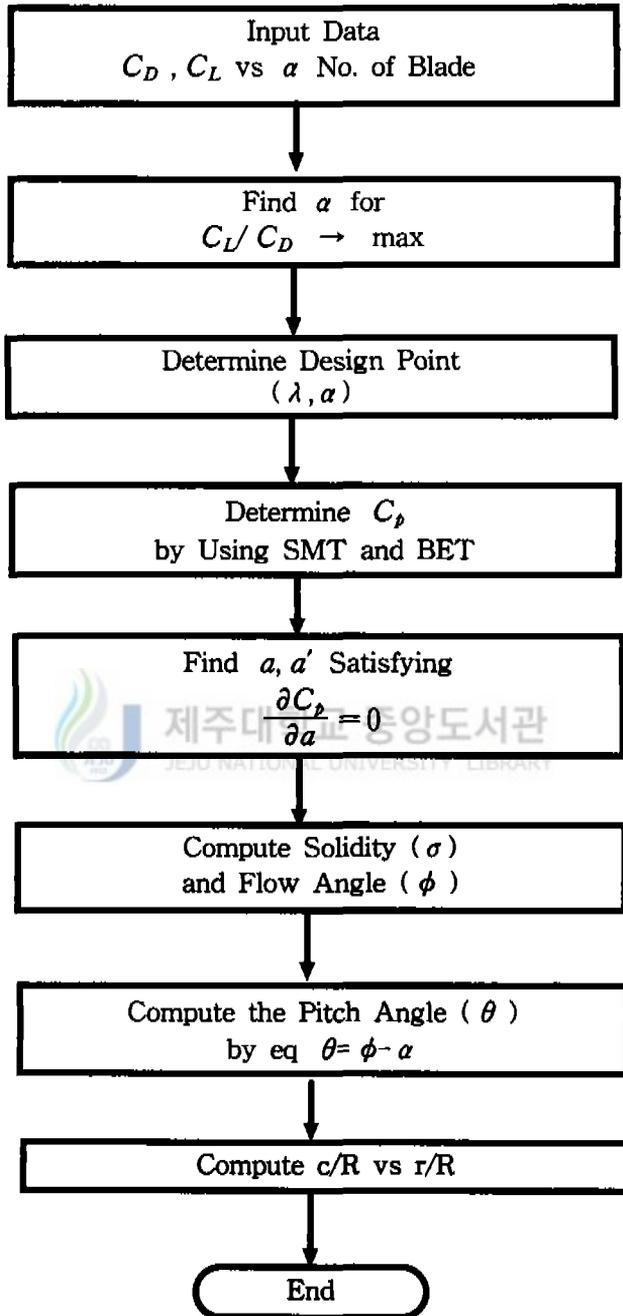


Fig. 2-5 Flow chart of optimum design

## 2-5. Blade 설계

Blade의 설계는 공력특성이 우수한 익형을 선정하여 성능계산을 통한 날개의 형을 결정한 후 날개에 작용하는 부하를 계산하여 날개의 강도 및 진동특성을 고려한 구조설계를 해야하며 이 과정은 설계 요구사항을 만족할 때까지 수정·반복하게 된다. 본 연구에서는 날개의 익형을 선정하여 최적 Blade이론과 Strip이론으로부터 날개를 설계하였고, 국소순환방법을 통하여 성능을 해석하였다. Blade의 성능특성은 익형, 날개의 두께, 날개의 수, 익형의 길이, 비틀림각 및 회전직경에 의해 결정된다.

## 2-6. 익형의 선정

풍차의 Blade 단면 형상은 새로이 설계하는 것보다 자료가 잘 알려져 있는 익형 중에서 선정하여 사용한다. 여러 익형 중에서 NACA 계열의 익형이 항공기 익형으로서 충분한 자료와 신뢰성을 가지고 있다.(이춘식, 1989)

익형의 성능은 최대양력계수, 양항비, 실속각 등으로 대표되므로 이들을 비교 평가하여 익형을 선정한다. 풍차의 운전 영역은 풍속으로 약  $4\text{m/s} \sim 20\text{m/s}$ 로서 그 범위가 크기 때문에 양력계수의 변화 폭도 커지게 되어 넓은 범위의 양력계수에 대해서 양항비가 큰 익형이 바람직하다. 또한 익형의 선정에는 이것 이외에 표면의 상태, 제작의 용이성 등을 고려해야만 한다.

본 연구에서는 최대양력계수와 실속 특성 면에서 우수한 NACA4415를 기본익형으로 택하였으며(이춘식, 1989), 그 단면형상은 Fig. 2-6에 나타내었다. Fig. 2-7과 Table. 1은 NACA4415의 양력특성 곡선과 단면 좌표를 나타내고있다.



Fig. 2-6 Section shape of NACA 4415

Table. 1 Section coordinates of NACA 4415

X(upper)	Y(upper)	X(lower)	Y(lower)
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0125	0.03070	0.0125	-0.01790
0.0250	0.04170	0.0250	-0.02480
0.0500	0.05740	0.0500	-0.03270
0.0750	0.06910	0.0750	-0.03710
0.1000	0.07840	0.1000	-0.03980
0.1500	0.09270	0.1500	-0.04180
0.2000	0.10250	0.2000	-0.04150
0.2500	0.10920	0.2500	-0.03980
0.3000	0.11250	0.3000	-0.03750
0.4000	0.11250	0.4000	-0.03250
0.5000	0.10530	0.5000	-0.02720
0.6000	0.09300	0.6000	-0.02140
0.7000	0.07630	0.7000	-0.01550
0.8000	0.05550	0.8000	-0.01030
0.9000	0.03080	0.9000	-0.00570
0.9500	0.01670	0.9500	-0.00360
1.0000	0.00000	1.0000	0.00000

Leading edge radius=2.48

Slope of radius=0.2

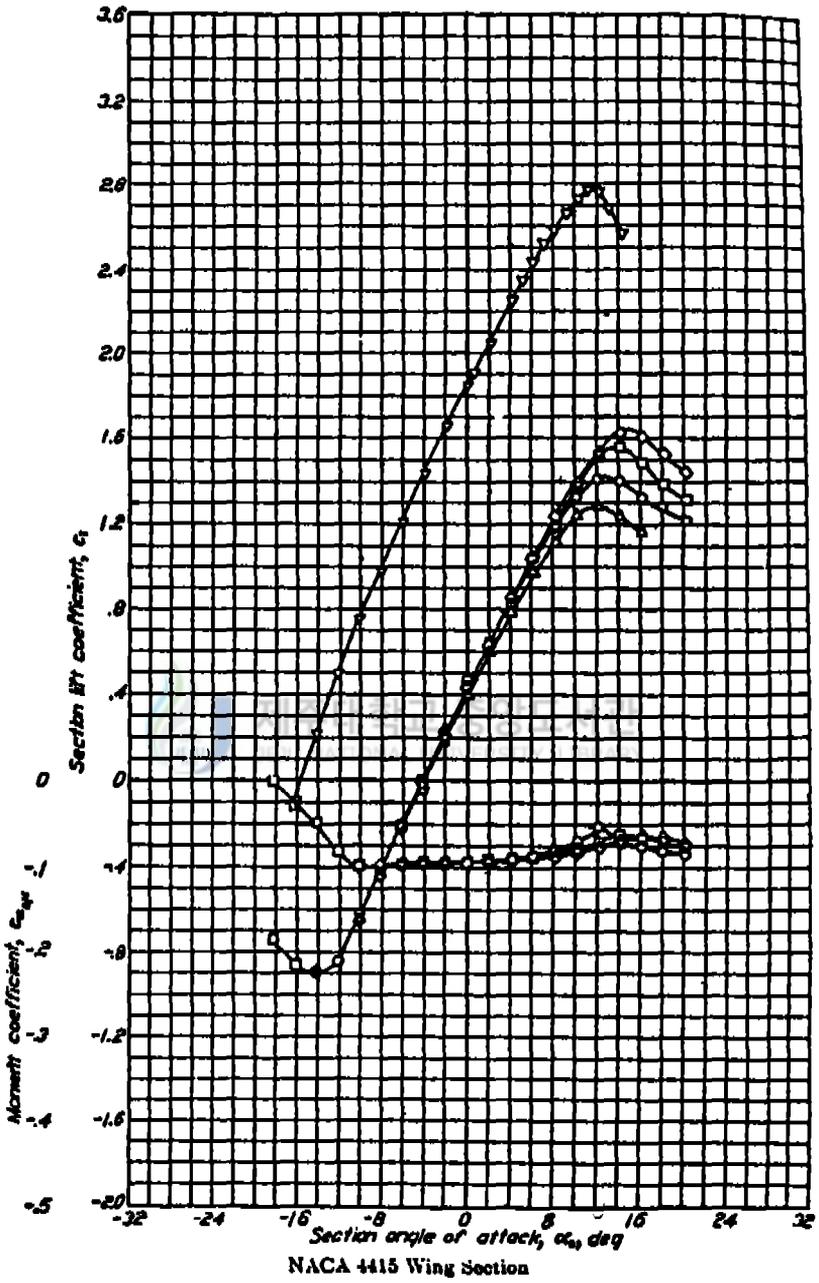


Fig. 2-7 Section lift coefficient of NACA 4415

## 2-7. 평면형 설계

날개의 평면형은 Chord length의 분포, Twist angle에 의해서 결정된다. 그러나 Blade가 풍차의 모든 운전범위에서 효율이 좋을 수는 없는데 이것은 운전조건에 따라 실속의 발생이 나타나기 때문이다. 그러므로 Blade의 설계에는 먼저 설계점으로서의 주속비를 결정해야 한다. 주속비는 날개의 크기, 회전수, 풍속에 의해 변화하며 날개의 크기와 회전수는 날개의 효율특성에 따라 변화하는 관계로 인하여 반복계산에 의해 결정되게 된다.

일반적으로 발전용 풍차의 경우 설계 주속비는 6-9로 한다. 본 연구에서는 설계 주속비를 7로 하였다.

## 2-8. 날개설계 프로그램

날개설계 프로그램은 C언어를 사용하였고, 설계프로그램은 사용자의 요구에 따라 Fig. 2-8에서와 같이 Dialogue box에서 익형과 Blade 개수, Blade의 길이, 허브의 길이, 주속비와 익형에 따른 최대 양항비에서의 받음각을 자유자재로 입력할 수 있게 되어있다. 입력된 값에 의하여 Blade는 2차원 모형과 3차원 모형으로 형상을 볼 수 있게 되어 있으며, 3차원 모형은 x, y, z 축으로 회전시키면서 그 형상을 확인할 수 있다. 그리고 설계프로그램은 Blade 형상을 표현할 뿐만 아니라 동력계수와 추력계수, 토크계수를 입력 값에 의해 자동 계산할 수 있게 되어 Blade 모형과 함께 날개의 성능도 직접 확인할 수 있다.

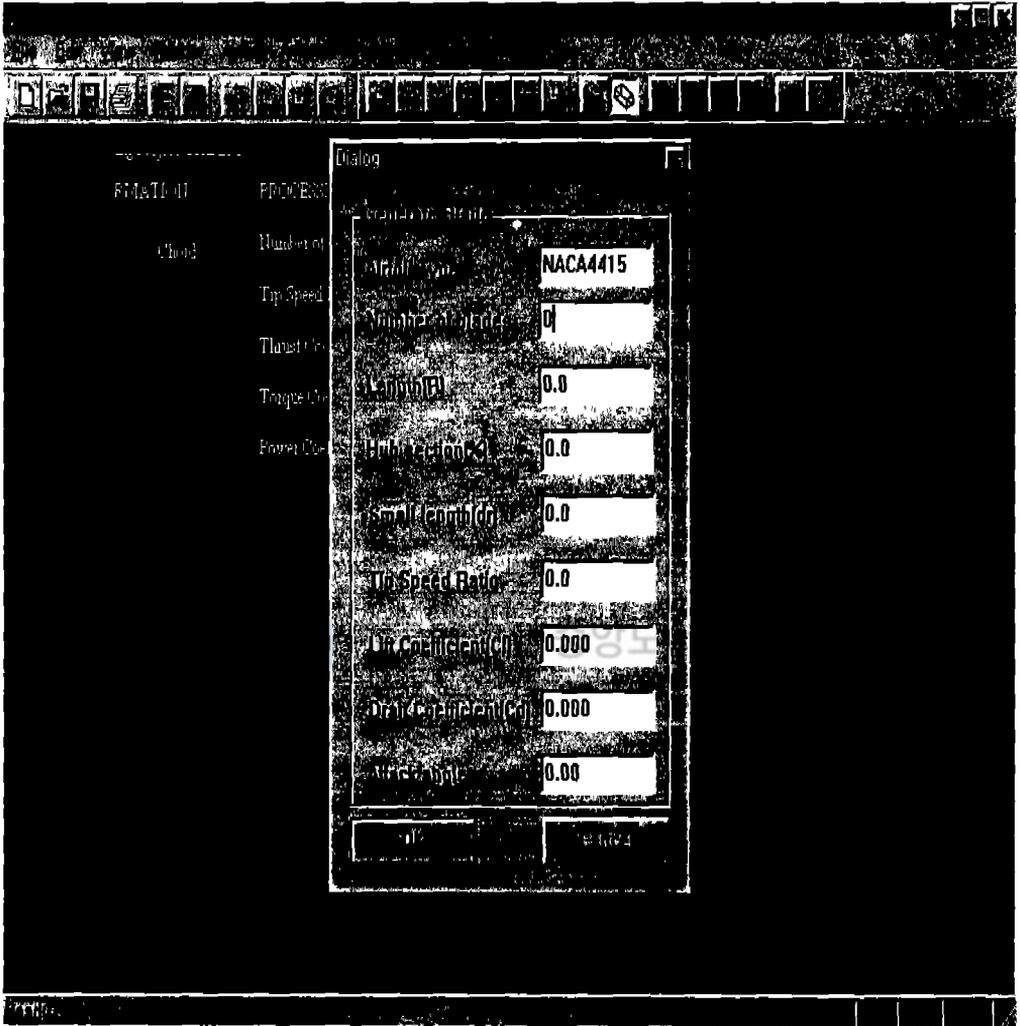


Fig. 2-8 Dialogue box of design program

### III. 설계 결과

최적의 평면형의 설계는 제 2-4절 최적 Blade에서 설명한 방법과 Strip 이론과 아울러 제 2-3절의 Tip loss를 고려하여 수행하였고, 제 2-6절에서 선정된 NACA4415를 기본 익형으로 하면서 설계 주속비를 7로 하여 날개를 설계하였다. 이렇게 설계된 Blade 외형에 대한 공력성능해석은 Azuma et. al.에 의해 개발되어 여러 연구결과에서 그 정확도가 입증된 국소순환이론(Local circulation method)에 의해 수행되었다.

Table. 2 Relation to tip speed ratio and performance coefficient

Tip speed ratio	Power coefficient	Thrust coefficient	Torque coefficient
3	0.446	0.690	0.11
4	0.475	0.739	0.083
5	0.485	0.755	0.067
6	0.485	0.759	0.055
7	0.482	0.760	0.047
8	0.478	0.759	0.040
9	0.474	0.758	0.036
10	0.469	0.756	0.032

날개의 설계결과, 성능계수는 Table 2와 같이 나타났고, 성능해석 결과, 주속비가 6일 때 Fig. 2-9에서와 같이 최고의 효율을 나타내고 있다. Fig. 2-10에서 추

력계수는 주속비에 따라 계속 증가하다가 주속비 7에서 출력계수와 마찬가지로 최고의 값을 가지며, 토크계수는 Fig. 2-11에서와 같이 주속비에 따라 계속 감소하는 경향을 보인다. 즉, 출력계수와 추력계수는 주속비와 Solidity가 증가할 때 높아지고 또한,  $C_D/C_L$ 와 Twist angle이 감소할 때 증가한다. 즉, Solidity가 증가할 때 최고치의 출력계수와 추력계수는 낮은 주속비에서 발생하기 때문에 저속의 풍력 터빈(Multibladed type)은 많은 수의 날개를 가지게 되고, 고속의 풍력 터빈(Propeller-type)은 적은 수의 날개를 갖음을 알 수 있다.

최고치의 출력계수는 같은 Solidity에 대하여 Table 2에서와 같이 최고 추력계수일 때의 주속비보다는 낮은 주속비에서 발생하고, 토크계수는 주속비의 증가와 함께 감소하며, 낮은 주속비에서 Solidity의 증가와 함께 증가한다. 그래서 상대적으로 저속의 풍력 터빈은 높은 시동 토크가 필요하고 고속의 풍력 터빈은 낮은 시동 토크가 필요하게 된다.



Table. 3 Solidity, chord and twist angle in  $X=6$

$r/R$	Solidity	Chord (mm)	Twist angle ( ° )
0.2	0.239	242.9	33.6
0.3	0.163	165.3	22.3
0.4	0.122	124.4	16.7
0.5	0.098	99.5	13.3
0.6	0.082	82.9	11.1
0.7	0.07	70.9	9.5
0.8	0.061	62.0	8.3
0.9	0.054	55.0	7.4
1.0	0.049	50.0	6.7

최적 Solidity와 Flow angle은 Fig. 2-12와 Fig. 2-13에서와 같이 주속비에 크

게 관계됨을 알 수 있으므로 운전 조건에 따라 최적 Blade의 형상을 다르게 설계해야 한다. Fig. 2-15와 Fig. 2-16은 최적 Solidity와 Twist angle로서 저속에서 회전을 시작하기에 충분한 토크를 얻기 위해 Hub부근에서 넓은 면적과 큰 설치각을 갖고 있다. Fig. 2-17과 Table. 3은 주속비가 6일 때 허브에서부터 Span의 20%지점의 Chord 길이는 24cm이고, Tip chord의 길이는 5cm라는 결과를 나타낸다.

Prandtl의 Tip loss를 고려하여 성능계수를 비교하면 Fig. 2-18과 Fig. 2-19, Fig. 2-20과 같다. 출력계수는 Tip loss를 고려하면 주속비가 6일 때 0.461에서 0.083만큼 18%감소하였고, 추력계수는 0.729에서 0.025만큼 3.4%증가하였으며, 토크계수는 0.052에서 0.007만큼 13%증가하였다.

Fig. 2-21은 설계된 Blade의 2차원 모형과 성능계수를 나타내고 있고, Fig. 2-22은 날개의 3차원 모형으로서 풍동실험을 목적으로 Span을 80cm로 하였고, Hub의 길이는 Span의 20%로 하였다. 또한 NACA 4415의 양항력 특성곡선으로부터 최대 양항비일 때의 양력계수는 1, 항력계수는 0.008이었고, 그때의 양항비는 125, 받음각은  $5^\circ$  였다. 이러한 값들을 Fig. 2-6의 Dialogue box에 대입하여 날개의 2차원 모형과 3차원 모형을 얻었다.

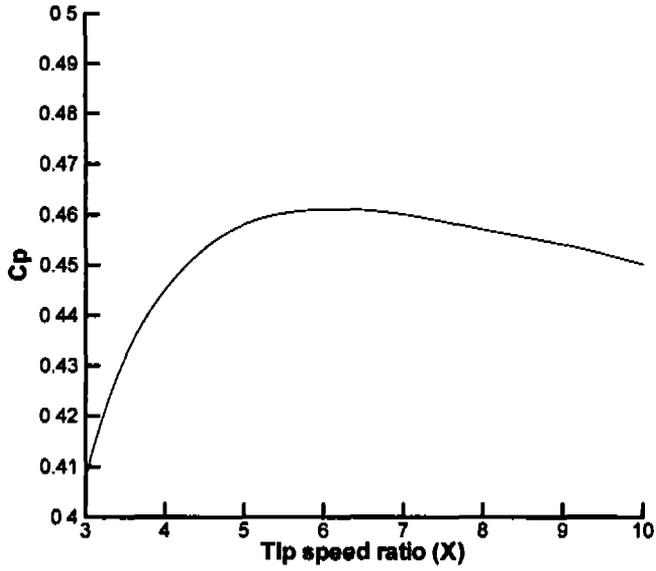


Fig. 2-9 Relation to tip speed ratio and Cp

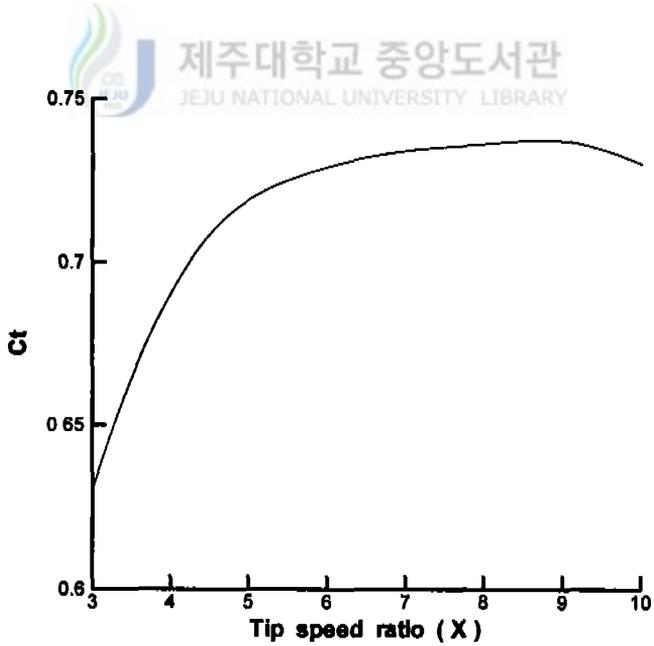


Fig. 2-10 Relation to tip speed ratio and Ct

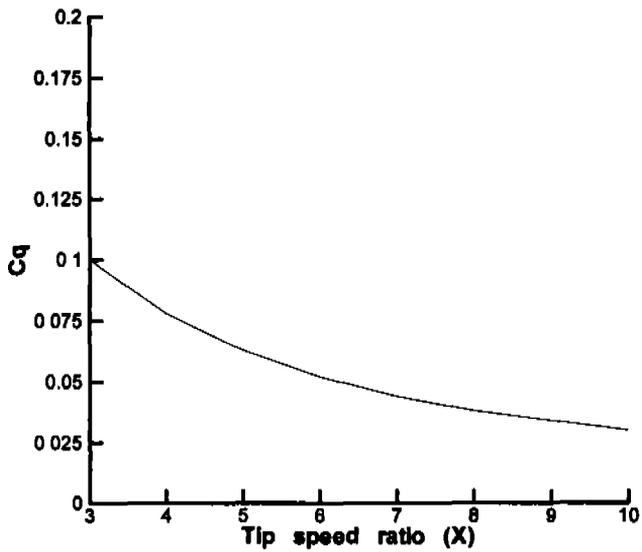


Fig. 2-11 Relation to tip speed ratio and Cq

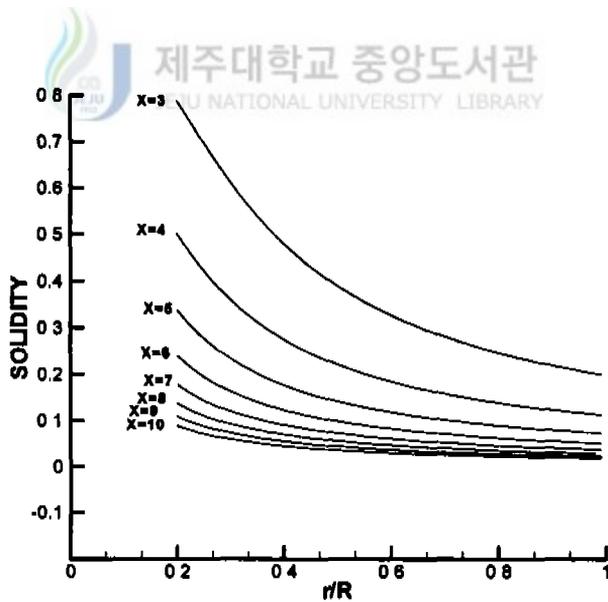


Fig. 2-12 Relation to tip speed ratio and solidity

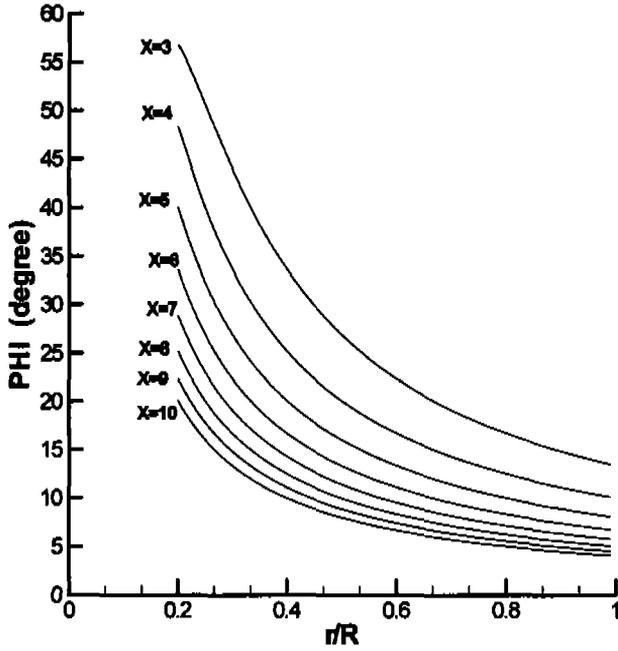


Fig. 2-13 Relation to tip speed ratio and flow angle

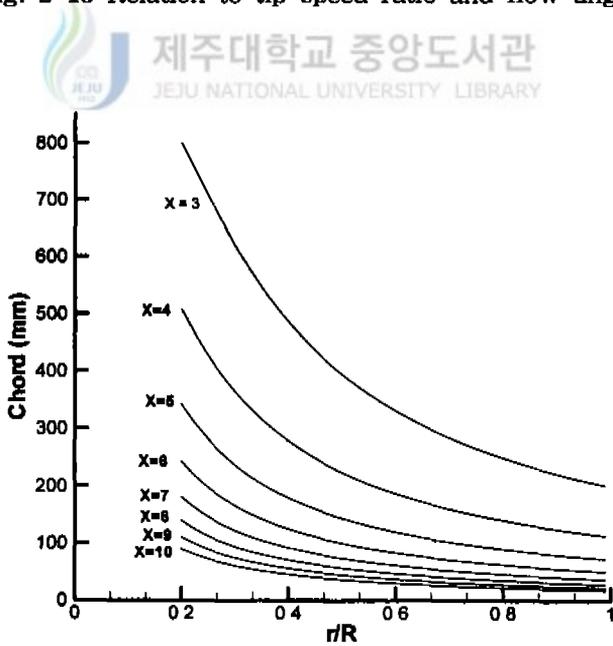


Fig. 2-14 Relation to tip speed ratio and chord length

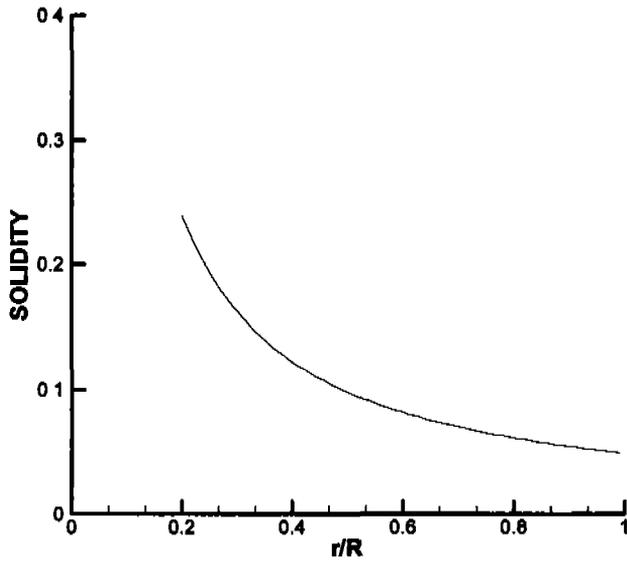


Fig. 2-15 Solidity distribution in X=6

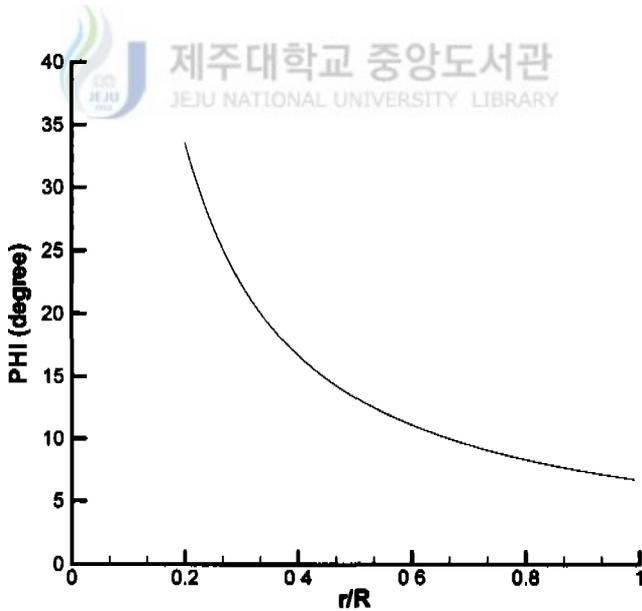


Fig. 2-16 Distribution of flow angle in X=6

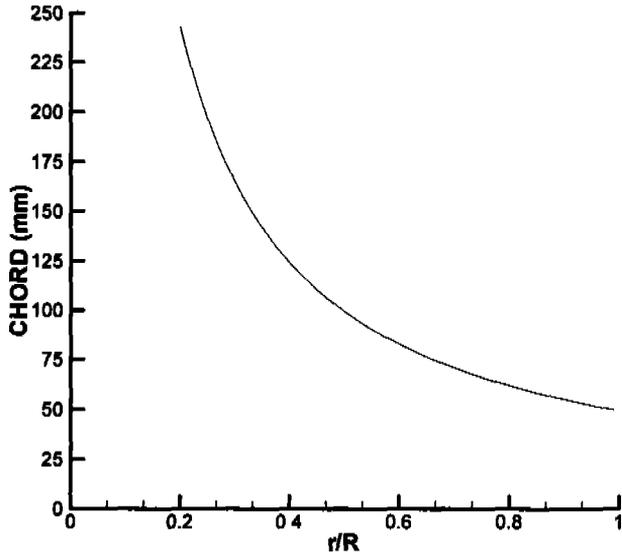


Fig. 2-17 Chord distribution in X=6

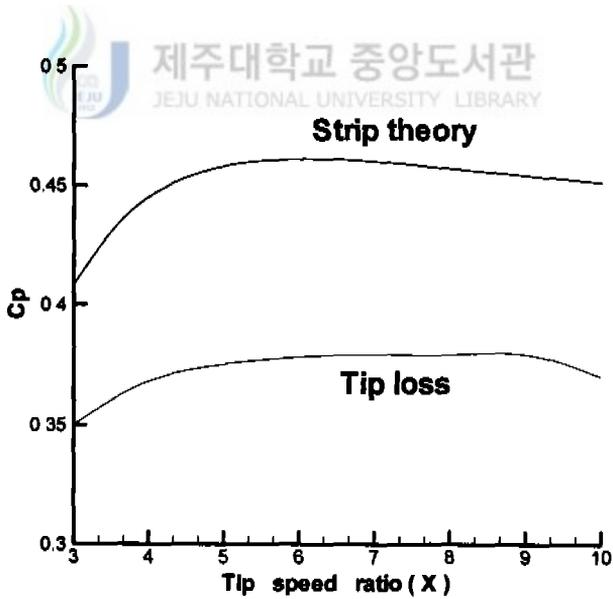


Fig. 2-18 The comparison of strip theory and prandtl tip loss for Cp

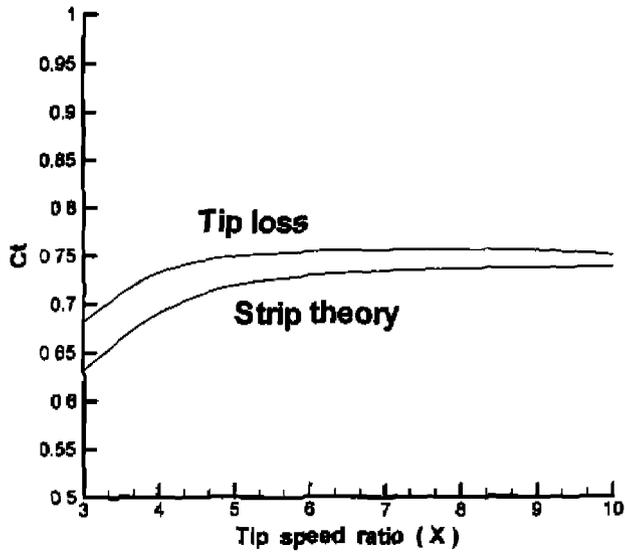


Fig. 2-19 The comparison of strip theory and prandtl tip loss for  $C_t$

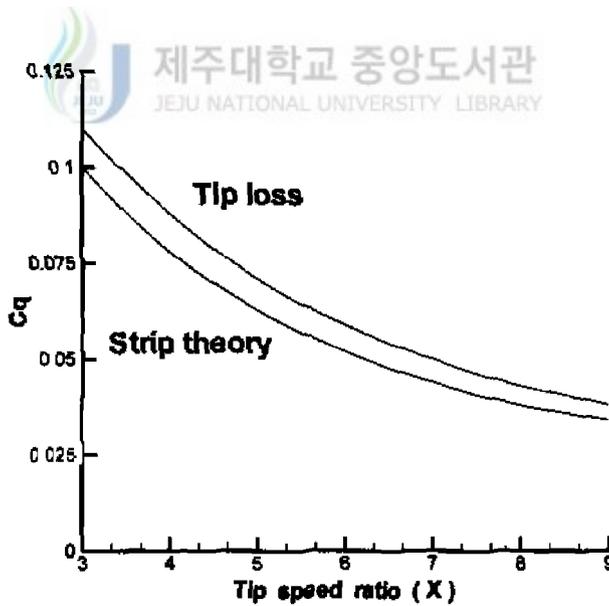


Fig. 2-20 The comparison of strip theory and prandtl tip loss for  $C_q$

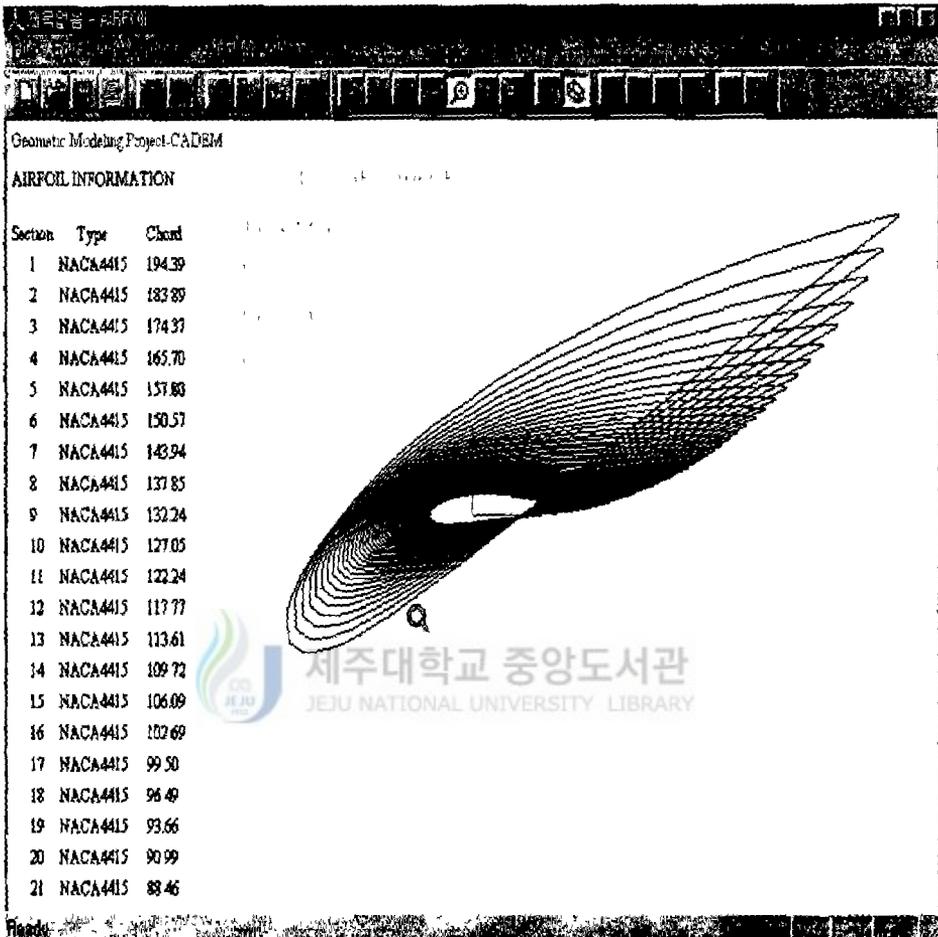


Fig. 2-21 Two dimensional shape and performance coefficient in designed blade



Fig. 2-22 Three dimensional shape in designed blade

## IV. 결 론

본 연구에서는 공기역학적 이론을 적용하여 풍차의 Blade를 설계하였다. Blade의 설계는 중요한 공기역학적인 힘의 발생이나 유동현상에 대한 보다 정확한 방법의 사용이 필요하다. 본 연구에서는 최적화이론 및 운동량이론과 날개요소이론이 함께 적용되는 Strip 이론으로 날개를 설계하였고, 성능분석은 Off-design 상태에 대해서는 계산의 정확도가 높은 국소순환방법(Local circulation method)을 이용하여 성능에 대한 계산을 수행하였다. 또한 최적화이론에서 최적상태를 찾아가는 과정과 Strip 이론 및 국소순환방법을 프로그램화하였다. 프로그램은 사용자의 요구사항에 맞게 주속비와 Blade 길이, Blade 개수, 허브 길이, Blade 단면 형상에 대하여 최대 양항비에서의 양력과 항력계수, 최적 각도를 입력하게 되어 있다. 본 연구에서는 입력된 값에 의하여 Blade의 평면형 설계에 필요한 Chord 길이와 Twist angle이 설계하였고, Blade의 성능계수 즉, 동력계수, 추력계수, 토크계수를 계산하였다. 그러나 최적화 이론에 의한 Blade 설계와 성능해석을 통해 산출된 값은 실험에 의한 수정이 필요하고, 또한 정확한 와류에 대한 고려가 필요하며, 여러 설계 방식과의 비교 검토를 통해 최적의 Blade를 설계하는 방법에 대한 고찰이 필요하다. 그리고 향후 연구를 위해서는 구조역학 및 재료 역학적인 측면에서의 고려가 공력해석과 함께 병행되어야 한다.

## V. 참고문헌

- Golding, E.W. & Harris, R.I., "The Generation of Electricity by Wind Power", Chapter 2, E. & F.N. Spon Ltd., London, 1997.
- Eldridge, F.R., "Wind Machines", 2nd ed., Van Nostrand Reinhold Company, New York, 1980.
- hütter, U., "Windenergie in Stichworten", TH Stuttgart
- Miranday, L., "Rotor/Generator Isolation for Wind Turbines" J. of Energy, 1, 3, pp.181-186, 1977.
- Eggleston, D.M. & Stoddard, F.S., "Wind Turbine Engineering Design", Van Nostrand Reinhold Company, New York, 1987.
- Justus, C.G., Hargraves, W.R. and Mikhail A., "Reference Wind Speed Distributions and Height Profiles for Wind Turbine Design and Performance Evaluation Applications", ORO/5108-76/4 UC 60, August 1976.
- Musgrove, A.R. de L., "The Optimization of Hybrid Energy Conversion Systems Using The Dynamic Programming Model-RAPSODY", International Journal of Energy Research, Vol.12, pp.447-457,1988.
- Rankine, W.J.M., Transactions, Institute of Naval Architects, Vol.6, p13, 1965.
- Froude, R.E., Transactions, Institute of Naval Architects, Vol.30, p.390, 1889.
- Froude, W., Transactions, Institute of Naval Architects, Vol.19, p.47, 1878.
- Drzewiecki, S., Bulletin del'Association Technique Maritime, 1892.
- Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E., "Theory of Wing Sections", Dover

Publications, New York, 1959.

Riegels, F.W., "Aerofoil Sections", Butterworth, London, 1961.

Azuma, A., Kawachi, K., Hayashi, T., and Ito, A., "Application of the local Circulation Method to the Flutter Analysis of Rotary Wings", 8th European Rotorcraft Forum, Aix-En-Provence, France, Paper NO.3.12, Aug.31-Sep.3, 1982.

Nasu, K., and Azuma, A., "An Experimental Verification of the Local Circulation Method for A Horizontal Axis Wind Turbine", Research on National Energy, Vol.8, SPEY 8, The Ministry of Education, Science and Culture, Japan, March 1984.

Azuma, A., Nasu, K. and Hayashi, T., "An Extension of the Local Momentum Theory to Rotors Operating in a Twisted Flow Field", Vertica, Vol.7, No.1, 1983.

Shefter, Ya. I., "Wind-Powered Machines", NASA TT F-15, 149, 1974.

Zhiqing, X., "The Coriolis and Gyroscopic Moment of Horizontal-Axis-Rotor Wind Energy Conversion System", Asian and Pacific Area Wind Energy Conference, 1-4 August 1988, Shanghai, China.

강재택, "풍력 터빈 Blade의 유동특성에 관한 실험적 연구", 제주대학교 석사학위 논문, 1997.

이춘식외, "소형 수평축 풍차 및 풍력발전시스템 개발에 관한 연구", 한국과학기술연구원, 1989

남궁홍, "수평축 풍차의 최적 공력설계에 관한 연구", 한국항공대학교 석사학위 논문, 1998.

# 감사의 글

은 세상이 하얗게 변하였습니다.

소복히 쌓인 눈을 바라보며 새삼스레 언제나 변함없는 자연의 약속과 그 시간의 흐름을 가늠해 봅니다. 갑작스런 대학원 진학과 그 2년의 시간들이 주마등처럼 지나면서 지금의 이 자리를 감사하게 되지만, 어리석은 투정처럼 돌이킬 수 없는 시간들은 많은 후회의 흔적을 간직하고 있습니다.

이번 논문 작업의 과정은 저의 부족함 들을 분명히 말해주는 시간들이었습니다. 왜 그리도 막히는 게 많고 모르는 게 많았던지..... 도저히 혼자서는 감당할 수 없었던 힘든 작업이었음을 시인하지 않을 수 없습니다. 그럼에도 불구하고 이렇게 하나의 결실을 맺게 된 것은 수많은 도움의 손길이 있었기 때문입니다.

먼저 이 모든 일을 이루시고 저를 늘 사랑하시는 주님께 감사드립니다. 또한 많은 실수와 부족함에도 인내로써 지도해주시고 이번 논문작업을 감당할 수 있게 해준 허종철 교수님과 항상 이해와 관심으로 돌보아주신 고장권 교수님, 권기린 교수님, 김귀식 교수님, 현명택 교수님, 임종환 교수님, 정동원 교수님에게도 감사드립니다. 또한 일본유학으로 바쁜 와중에서도 세미나를 같이 하며 논문의 방향과 프로그램에 대한 조언을 아끼지 않았던 김성협 교수님과 필요한 자료를 어렵게 구해주신 김건훈 박사님, 병상에서 힘든 시간을 보낼 때 자기 일처럼 걱정해준 좋은 친구 창수와 상필이형, 윤석에게도 고마움을 전합니다. 그리고 무엇보다도 지루하고 어려운 프로그래밍 작업을 묵묵히 해준 경부형에게 무어라 감사의 말을 전해야 할 지 모르겠습니다. 그 외에도, 소중한 것이 무엇인지 몰라 방황하던 나에게 다시 제자리를 찾게 해준 경애와, 늘 곁에서 힘이 되어준 친구 같은 후배 정국, 기도와 여러 조언으로 함께 해준 경숙, 위로로 함께 한 착한 동생 예수, 따뜻한 미소의 박돈수 목사님, 귀한 말씀과 사랑으로 힘이 되어주신 박용경 목사님, 그리고 기독교학생회 회원들과 청년회의 리더들, 마지막으로 가슴속에 사랑으로 살아 숨쉬는 나의 부모님, 형과 형수, 누나, 늘 기도하며 사랑해주시는 할머니와 삼촌에게 고마움을 전하고 싶습니다. 그 외에도 표현하지 못한 사랑의 빛을 진 많은 사람들..... 진심으로 감사드립니다.