

碩士學位論文

풍력 터빈Blade의 유동특성에 관한
실험적 연구

濟州大學校 大學院

機械工學科



제주대학교 중앙도서관
JEJU NATIONAL UNIVERSITY LIBRARY

姜 在 澤

1997年 12月

풍력 터빈Blade의 유동특성에 관한 실험적 연구

指導教授 許 鐘 哲

姜 在 澤

이 論文을 工學碩士學位 請求論文으로
提出함.



姜在澤의 工學碩士學位 請求論文을 認准함.

審査委員長 _____

委 員 _____

委 員 _____

濟州大學校 大學院

1997年 12月

**An Experimental Study on the Flow Fields
around the Wind Turbine Blade**

Jae-Teak Kang

(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**

1997. 12.

목 차

Summary	1
I. 서론	3
II. 실험장치 및 방법	6
2-1. 익형설계	6
2-2. Blade 제작과정	13
2-3. 3공 피토관의 보정(Calibration)	14
2-4. 실험장치 및 방법	17
III. 실험결과 및 고찰	21
IV. 결 론	50
V. 참고문헌	52

Summary

The model type of a wind turbine blade was installed in the wind tunnel to measure the pressure distributions and velocity vectors from NACA4415 to NACA4424. Measured airfoils were NACA418, NACA4420, NACA4422 and NACA4423 which varied in 0° , 15° , 30° angle of attack. Reynolds number of a free stream was 2.7×10^5 . The results obtained were summarized as follows.

1. In the NACA4418 airfoil, zero angle of attack did not produce recirculation zone, 15° did not show the stall ever with recirculation and 30° created the stall with circulations in two separation points.

2. In the NACA4420 which was the specific section located in the $\frac{2}{3}$ of turbine blade showing the maximum lift force, the boundary layer and stall was similar to that of other NACA series. Separated region of NACA4420 was much narrow than those of other NACA series which meant that NACA4420 was optimized in terms of design of airfoil not to create the separated region.

3. In the NACA4422 which was the geometrical center of the wind turbine blade, negative pressure distributions and stall were much bigger than those

of other NACA series. Those gave effect on ever the rear section of the under surface of the blade.

4. In the NACA4423, the boundary layer in zero angle of attack was produced in the under surface and not in the upper surface of the blade which reduced the rotational force of the front section. In addition, 15° angle of attack created the stable static pressure and velocity profile.

5. Based on the above results, variation in angle of attack turned out to be the major factor of the pitch control of the blade.



I. 서론

화석 연료의 고갈로 대두된 에너지 위기의식과 더불어 미래 에너지 자원에 대한 인류의 희망은 최종적으로 자연에너지의 과학적 이용에 있다는 결론에 도달하였다. 이러한 상황을 감안하여 유럽등 선진국은 대체에너지 연구 개발에 막대한 투자를 하고 있다.

현재 우리나라의 발전구조는 석유 및 석탄을 이용한 화력발전이 주를 이루고 있으며 이러한 화석 에너지원은 공급의 한계성과 가격의 상승으로 대체에너지 개발이 시급한 상황이라 하겠다. 현재 우리나라는 에너지 해외 의존도가 96.7%로 대부분 에너지를 수입에 의존하고 있어 경제적인 부담은 물론 국제적인 에너지 전략에서도 취약성을 안고 있는 실정이다. 아울러 기존의 주에너지원인 화석 및 원자력에너지는 공해물질을 발생시켜 환경오염 문제가 야기되고 있음은 주지의 사실이다. 이에따라 태양열, 풍력, 조력등 무공해 신재생에너지에 대한 연구의 필요성이 대두되고 있다. 이러한 에너지중에서 우리나라는 삼면이 바다로 둘러쌓여 있어 다풍지역에 속하기 때문에 풍력의 이용이 유리하다 하겠다.

국내 풍력에너지 포텐셜(Potential wind energy)에 관한 평가는 측후소의 풍속자료(이정오 등, 1979, 이춘식 등, 1979, 이철영 등, 1985)와 실제 풍력에너지 포텐셜을 측정키위한 실측자료(한국에너지기술연구소, 1995, 허종철 등, 1997)등이 분석되었다. 그 결과 제주도, 국내 해안지역, 고산지역등은 충분히 풍력발전기 보급이 가능함을 입증하였다.

최근들어 풍력발전 제작기술이 향상으로 설치비가 3000달러/kW 에서

750-900달러/kW 수준으로 하락되었으며, 가동률(Availability)은 약 98% 이상으로 향상되고, 이용률(Capacity factor)은 25-30%로 유지됨으로써 대형 풍력발전기의 경우 발전단가가 5센트/kWh로 하락되어 경제성이 입증되었으며, 현재 600kW급 풍력발전기가 상용화된 것은 물론 이 시스템은 전력생산의 주력 기종으로 1995년부터 grid에 연계하여 전력을 생산하고 있고, 더욱이 1-2년내에 1.5MW급 풍력발전기가 상용화될 전망이다(Arthourou, 1996).

우리나라에서도 에너지 위기 이후 관련 연구소에서 수평축 풍력발전시스템의 개발을 수차례 시도하여 5kW급의 경우 국산화에 성공하였다(이춘식의, 1982).

그러나 이것은 독립된 전원 공급용으로 개발되어 계통선 연계가 불가능하여 최근들어 계통연계용 20kW급 풍력발전기를 국산화하여 현재 시험가동중이다. 이 20kW급 소형 수평축 풍력발전시스템은 날개 모형에 대한 공력특성 실험, 화전익의 공력설계 및 해석에 의한 공력하중 예측, 날개의 재료 선정, 예측된 공기력 하중에 의한 날개의 구조 설계 및 응력해석, 날개의 제작 공법, 풍차를 구성하는 허브, 주축, 증속치차 등을 고려되었으며 터빈 Blade는 NACA44계열을 채용하였고 아울러 비틀림각이 고려되었다.

날개 주변의 유동장을 파악하는 것은 유체기계설계를 위한 기본자료를 제공하는 것이므로 그 중요성은 재론의 여지가 없다. 이것은 고체벽면과 유체 유동간의 상호간섭에 의한 에너지의 변환과정을 볼 수 있는 중요한 정보를 제공하며, 유동조건의 변화나 익형의 미세한 변화에서도 큰 차이를 유발할 수 있기 때문에 파악할 필요가 있다(Eppler, 1990).

유체기계의 핵심부분은 유체와 접하여 기계적인 일을 주거나 받는 역할을 하는 Blade부분이라 할 수 있으며, 이것은 유동장내의 유체가 가진 동력을

기계에너지로 변환시키거나, 이의 역변환 과정 모두에서 Blade부분이 가장 근원적인 역할을 담당하고 있는 것을 의미한다(Abbort, 1959). 그러므로 기존의 풍력발전시스템에 대한 연구들은 Blade부 형상설계를 그 주요과제로 수행되어 왔다. 일반적으로 풍력터빈용 익형은 큰양항비(L/D ratio), 구조 및 가공 조건을 고려한 Blade 두께, 실속에서의 안정적인 C_t max, 소음 발생을 고려한 최대 유속점의 억제등을 고려하여 설계되고 있다(Sharpe, 1990).

본 연구에서는 국산화하여 시험 가동중에 있는 20kw급 소형 풍차의 터빈 Blade를 20:1로 모형Blade를 설계제작하여 풍동내에 장착시켜 유동특성을 파악코자 한다. 이는 국산 풍차 터빈Blade의 성능 및 문제점을 제시할 것으로 사료되며, 아울러 풍력발전시스템의 설계능력 확보 및 최적화 시스템 개발의 기본자료로 활용하고 앞으로 연구 개발되는 풍력 발전기 터빈 Blade의 실험적 기초 자료를 얻고자 한다. 터빈Blade의 측정단면은 NACA4423, NACA4422, NACA4420, NACA4418 이며, 양각을 변수로하여 각각의 단면에 대하여 익형 선단부의 정체점(Stagnation point), 익형 단면을 따라 발생하는 경계층(Boundary layer)과 박리점(Separation point), 후류(Wake) 및 재순환영역(Recirculation region)등을 가시화함을 목적으로 하였다.

II. 익형제작 및 실험방법

2-1. 익형설계

본 연구에서 사용된 모형풍력 터빈 Blade의 익형 형상은 기존의 연구(이춘식 외, 1990)에서 단면의 공력과 구조해석 결과로 추출된 형상을 바탕으로 하였다. 이 연구에서 사용된 날개의 채원은 다음 Table 1과 같고 구체적인 날개 단면부의 구성과 사용된 익형 및 기타치수는 Table 2와 같다.

Table 1 Resources of blade

Items	Resources
Blade length	350mm
Hub diameter	14.11mm
Material	Plastic
Airfoil	NACA4424~NACA4415

Table 2는 Blade 끝의 익형이 NACA4415이고, Blade 허브의 익형은 NACA4424가 사용되었음을 보여준다. 또한 Blade 끝과 허브사이의 단면형상의 변화는 두께의 변화율을 선형화하여 비틀림각과 평면형상의 변화에 따라 변화하고 있다.

NACA4415나 NACA4424와 같은 4-digit형상은 다음의 식 (1), (2), (3)으로 표현된다.

Table 2 Shapes of airfoil section

Station(mm)	Chord(mm)	Airfoil
0	14.11	HUBCIRCLE
5.65	14.33	STAT0800
11.29	15.86	STAT0900
16.93	20.04	STAT1000
22.58	25.23	STAT1100
28.23	32.35	AIRF1200
33.87	35.11	AIRF1300
39.52	35.79	NACA4424
73.39	33.93	NACA4423
101.62	32.29	NACA4423
129.84	30.71	NACA4422
152.42	29.47	NACA4422
180.65	27.83	NACA4421
203.23	26.53	NACA4421
220.16	25.57	NACA4420
237.09	24.61	NACA4420
254.03	23.65	NACA4419
282.23	22.07	NACA4418
299.19	21.11	NACA4418
304.84	20.77	NACA4417
327.42	19.19	NACA4416
350.0	18.23	NACA4415

두께 ;

$$\pm y_i = \frac{t}{0.20} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (1)$$

앞전반경 ;

$$r_t = 1.1019 t^2 \quad (2)$$

Mean line ;

$$y_c = \frac{m}{p^2} (2px - x^2) \quad (x \leq p)$$

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2px - x^2] \quad (x \geq p) \quad (3)$$

여기에서 t = 최대두께

m = mean line ordinate의 최대값

p = ordinate 최대값이 되는 시위방향의 위치

NACA4415의 경우 $t = 0.15$, $m = 0.04$, $p = 0.4$ 이며, NACA4424의 경우 $t = 0.24$, $m = 0.04$, $p = 0.4$ 이다. Table 3, Table 4, Fig. 1은 이 값들과 위의 식으로 부터 계산한 결과이다.

Blade의 단면형상이 결정된 후의 3차원적인 Blade의 형상은 비틀림각의 분포와 익현길이의 분포에 의해서 결정되며, 이 값들의 결정은 기존의 연구 결과를 이용하였다. 결과 중에서 비틀림각의 분포를 Fig. 2에 나타내었다.

이상의 설계과정을 거쳐 익형단면과, 비틀림각을 채용하여 설계한 Blade의 형상을 Fig. 3에 나타내었다.

Fig. 4는 연구과정중에 설계프로그램을 작성하여 실행한 후 CAD도면으로 출력한 형상으로, 3차원 Blade형상의 구체적인 외형을 파악할 수 있는 그림이다. 이 그림에서는 익형단면이나 비틀림각등을 상세하게 파악하는 것이 어려우나, 제작된 Blade의 형상을 가장 손쉽게 이해할 수 있도록 하였다.

Table 3 NACA4415 (Stations and ordinates given in percent of airfoil chord)

Station	Upper surface	Station	Lower surface
0	0	0.00	0.00
1.25	3.07	1.25	-1.79
2.5	4.17	2.5	-2.48
5.0	5.74	5.0	-3.27
7.5	6.91	7.5	-3.71
10	7.84	10	-3.98
15	9.27	15	-4.18
20	10.25	20	-4.15
25	10.92	25	-3.98
30	11.25	30	-3.75
40	11.25	40	-3.25
50	10.53	50	-2.72
60	9.30	60	-2.14
70	7.63	70	-1.55
80	5.55	80	-1.03
90	3.08	90	-0.57
95	1.67	95	-0.36
100	0.16	100	-0.16

Table 4 NACA4424 (Stations and ordinates given in percent of airfoil chord)

Station	Upper surface	Station	Lower surface
0.000	0.000	0.000	0.000
0.530	3.964	1.970	-3.472
1.536	5.624	3.464	-4.656
3.775	7.942	6.225	-6.066
6.153	9.651	8.847	-6.931
8.611	11.012	11.389	-7.512
13.674	13.045	16.326	-8.169
18.858	14.416	21.142	-8.416
24.111	15.287	25.889	-8.411
29.401	15.738	30.599	-8.238
40.000	15.606	40.000	-7.606
50.235	14.474	49.765	-6.698
60.405	12.674	59.595	-5.562
70.487	10.312	69.513	-4.312
80.464	7.447	79.536	-3.003
90.320	4.099	89.680	-1.655
95.196	2.240	94.804	-0.964
100.000	0.000	100.000	0.000

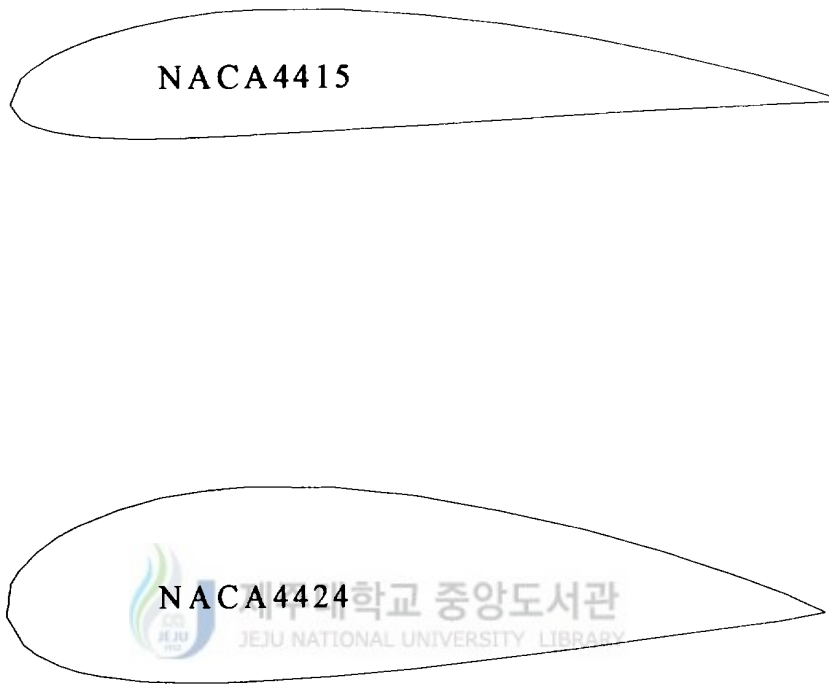


Fig. 1 Airfoils of NACA4415 and NACA4424

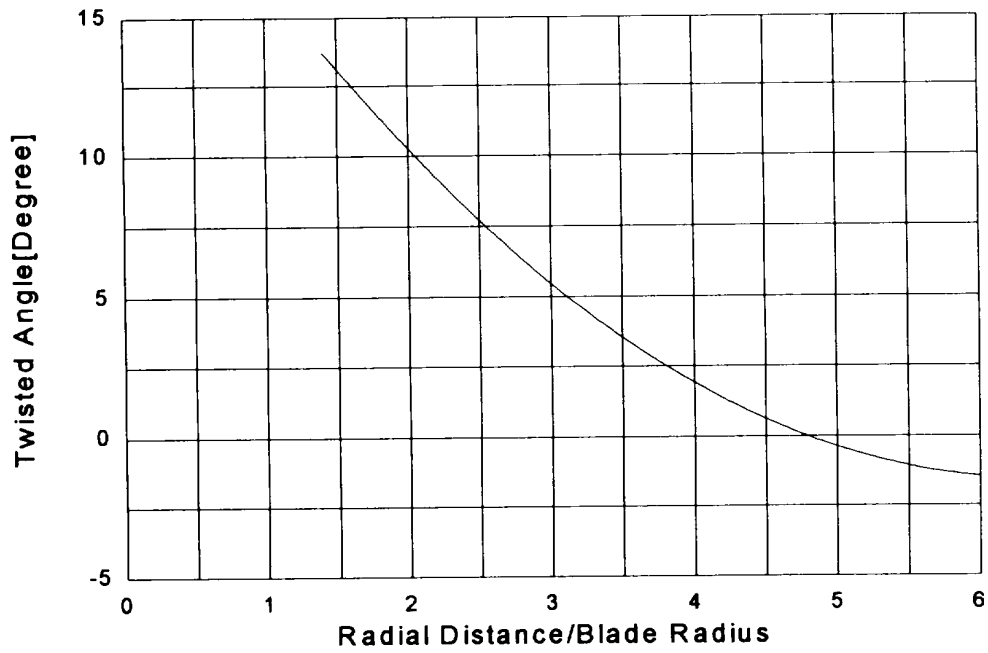


Fig. 2 Twisted angle of blade radius

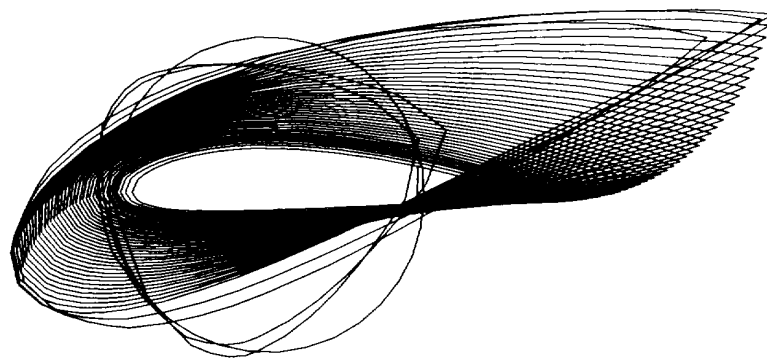


Fig. 3 Distribution of airfoil and twisted angle

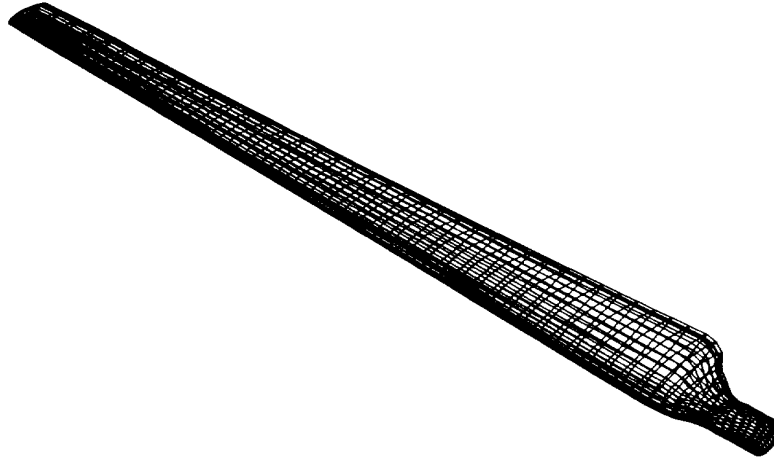


Fig. 4 Shape of blade

2-2. Blade 제작과정



제주대학교 중앙도서관
JEJU NATIONAL UNIVERSITY LIBRARY

일반적으로 소형인 Blade의 제작을 위해서는 CNC기계를 이용한 가공 방법과 광조형 장치인 SLA (Stereo lithography apparatus)를 이용한 방법이 널리 사용되고 있다. 현재는 CNC가공이 널리 사용되고 있으나, 제작단가가 높고, 제작기간이 긴 단점이 있으므로, 본 연구에서는 SLA를 이용한 광조형 방법을 이용하였다.

다음은 SLA를 이용한 제작과정이다.

① 설계프로그램에 의해 Blade표면의 3차원 CAD좌표를 생성한 후, 이를 다시 모델링하여 표면좌표를 재생성 시킨다.

② 모델링하여 생성된 좌표를 SLA로 전송한 후 레이저광을 광경화성 수지에 주사(走査)하여 초점이 형성되는 부위에서 발생하는 열을 이용하여 수지를 경화시킴으로써 조형물을 제작한다.

③ 레이저가공이 진행되는 동안 조형물을 지지하는 지지대가 모델링 데이터에 의해 자동으로 형성된다.

④ 레이저가공이 끝난 후의 조형물은 자외선을 이용하여 경화시킨다.

⑤ 경화된 조형물은 지지대를 제거한 후에 조형물의 표면조도를 조절하는 연마를 한다.

2-3. 3공 Pitot Tube의 보정(Calibration)

2차원 속도분포 측정은 3공 피토관을 사용하였다. 이를 사용하기 위해서는 3공 피토관의 보정곡선(Calibration chart)이 필요하므로 보정곡선을 구하기 위한 무차원식은 (4)와 같다(Senoo 등, 1973)

식(4)는 3공 피토관을 특정위치에서 서서히 각도를 변화시키며 읽어들이는 압력 P_a , P_b , P_c 과 동시에 표준피토관에서의 정압(P_s)과 동압(P_d)을 적용하여 보정표를 얻기 위한 무차원계수식이다.

$$\xi(\theta) = \frac{P_b - P_c}{(P_a - P_b) + (P_a - P_c)}$$

$$\xi_d(\theta) = \frac{P_d}{(P_a - P_b) + (P_a - P_c)}$$

$$\xi_s(\theta) = \frac{P_a - P_s}{P_d} \tag{4}$$

이들의 무차원계수는 유입속도를 변수로 하여 유입각에 대한 P_a , P_b , P_c , P_s , P_d 를 측정하여 결정한다. 즉, 풍동내에 균일한 유동장을 형성시켜 이 유동장내에 3공 피토관을 넣어 입의의 유입각에 대하여 P_a , P_b , P_c 를 측정한다. 이때, 동압 P_d 와 정압 P_s 는 3공 피토관과 병렬로 설치한 표준피토관에서 측정한다. 이 측정치를 이용하여 무차원계수인 방향계수 $\xi(\theta)$, 동압계수 $\xi_d(\theta)$, 정압계수 $\xi_s(\theta)$ 를 계산한다.

Fig. 5는 유입각의 변화에 대한 무차원계수의 변화를 도시한 3공 피토관의 보정곡선이다.

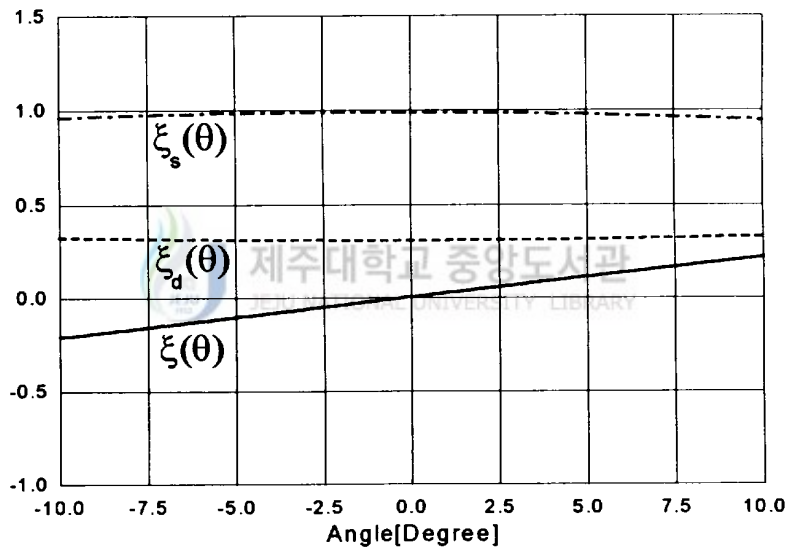


Fig. 5 Calibration chart of 3-hole pitot tube

Fig. 5의 보정표를 이용하기 위해서는 $\xi(\theta)$, $\xi_d(\theta)$, $\xi_s(\theta)$ 각각의 곡선함수의 계수를 알아내어야 한다. 이 작업을 위하여 곡선함수를 2차로 가정

하고 보정실험한 결과를 이용하여 Curve fitting 하여 얻은 상수 a, b, c는 다음과 같다.

동압계수 $\xi_d(\theta)$;

$$a = 0.3632 \times 10^{-3}$$

$$b = 0.2530 \times 10^{-2}$$

$$c = 0.2950$$

정압계수 $\xi_s(\theta)$;

$$a = -0.6352 \times 10^{-3}$$

$$b = -0.3920 \times 10^{-2}$$

$$c = 0.9985$$

이상으로부터 동압계수는 식(5), 정압계수는 식(6)과 같이 나타난다.

$$(0.362 \times 10^{-3}x^2) + (0.2530 \times 10^{-2}x) + 0.2950 = y \quad (5)$$

$$(-0.6532 \times 10^{-3}x^2) - (0.3920 \times 10^{-2}x) + 0.9985 = y \quad (6)$$

또한 방향계수 $\xi(\theta)$ 는 1차함수로 가정하는 것이 타당하므로 1차함수의 기울기를 구하였다.

그러므로 식(4)와 Curve fitting하여 구한 3식을 이용하면 측정점의 속도벡터 및 정압을 계산할 수 있다. 이 과정을 상세히 설명하면 다음과 같다.

- ① 임의 측정지점에서 P_a, P_b, P_c 를 얻는다.
- ② P_a, P_b, P_c 를 대입하여 방향계수의 보정곡선식에서 $\xi(\theta)$ 값을 구하고 그 값으로부터 Pitot tube의 기울어진 각도 θ 를 찾는다.
- ③ 식(4)에 나타난 동압계수식으로 부터 $P_d = \xi_d(\theta) \times [(P_a - P_b) + (P_a - P_c)]$ 로 동압을 계산할 수 있고, 이때 $\xi_d(\theta)$ 는 $\xi(\theta)$ 를 통해 찾은 θ 을 식(5)에 대입하여 구한다.
- ④ 다음은 식(4)에 나타난 정압계수식으로 부터 $P_s = P_a - (\xi_s(\theta) \times P_d)$ 로 정압을 계산할 수 있고, 이때 $\xi_s(\theta)$ 는 $\xi(\theta)$ 를 통해 찾은 θ 를 식(6)에 대입하여 구한다.
- ⑤ ③에서 P_d 를 계산하였으므로 $P_d = \frac{1}{2} \rho V^2$ 이 $V = \sqrt{2 \frac{P_d}{\rho}}$ 로부터 속도 V 를 계산할 수 있다.
- ⑥ 이제 동압 P_d 로 부터 계산된 속도 V 를 이용하여 x 와 y 방향의 속도성분으로 나누어준다. 이때의 각도는 보정표를 통해 찾은 θ 와 특정지점에서 피토관이 최대압력이 나타나도록 회전시켰을 때의 각도 α 를 합한 값이 된다. 각 속도성분은 다음의 식(7)로 나타난다.

$$\begin{aligned}
 V_x &= V \cos(\alpha + \theta) && \text{x-direction velocity} \\
 V_y &= V \sin(\alpha + \theta) && \text{y-direction velocity}
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

2-4. 실험장치 및 방법

본 연구에 사용된 풍동은 개회로 풍동이며 채원은 다음 Table 5와 같다. 이 풍동의 Test section에 기 설계 제작된 Blade를 장착 시킨 다음 3공 피

토크관을 삽입시켜 양각(Attack of angle)을 변수로 하여 Blade 주위의 유동분포를 측정하였다.

Table 5 Specification of wind tunnel

Item	Specification
Type	Open type
Range of wind velocity	0.5 ~ 30 m/s
Test section	400(D) × 400(H) × 1200(L) m/m
Distribution of wind velocity	Less than 1.0% at mean velocity
Contraction ratio	7.0
Motor power	10 HP

익형주위의 유동에서 중요한 부분은 익형선단(Leading edge)부의 정체점, 익형단면을 따라 발생하는 경계층과 박리점, 후류 및 재순환영역등으로 나누어질 수 있다.

익형유동장의 실질적인 실험을 위한 계측점의 결정에 있어서도 위의 사항들을 충분히 고려하여야 하며, 특히 양각이 존재하는 경우에는 정압면(Pressure surface)쪽의 계측점이 특히 중요하다. 실험은 이상에서 언급된 모든 특이점 및 특이구역이 계측영역내에 포함되어야 하므로, 익형을 중심으로 유동방향(x-direction)으로 내경이 3mm인 구멍을 5mm간격으로 17개, 유동에 수직방향(y-direction)으로 동일한 직경의 구멍을 동일한 간격으로 16개 만들어 피토크관의 측정점으로 사용하였다. 이때 익형은 Fig. 6과 같이 계측구역의 중앙에 위치하게 된다.

실험은 풍속을 10m/s로 고정하여 실시하였으며, 이때 정압은 0.15mmAq,

동압은 6.15mmAq이다. 또한 작동유체인 공기의 밀도 $\rho=1.206\text{kg/m}^3$, 동점성계수 $\nu=1.468\times 10^{-5}\text{ m}^2/\text{s}$ 임으로 풍동의 레이놀즈수는 약 2.7×10^5 이다. 또한, 날개는 익형이 가진 모든 특정한 유동의 관찰이 가능한 0° , 15° , 30° (Hub 기준)의 세 각도에 한하여 실험을 행하였다.

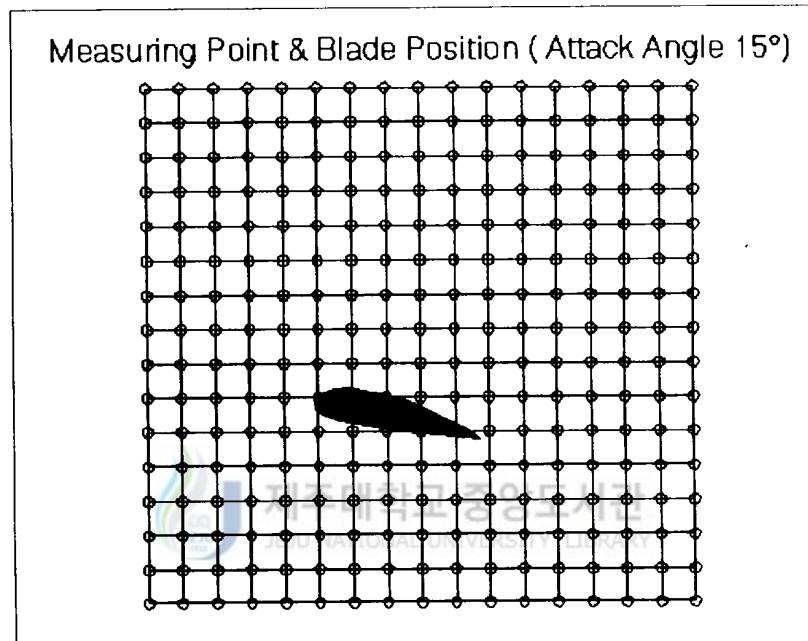


Fig. 6 Blade position at 15° angle of attack and measuring points

3공 피토관에 의한 실험은 방대한 양의 결과가 필연적이므로, 결과처리의 유연성과 수작업에 의한 오차의 방지 및 결과분석의 속도감을 얻기 위한 전산작업은 반드시 필요하다고 사료된다. 이러한 이유로 실험결과를 입력파일로 하여, 결과분석 및 검토의 기본자료를 출력하도록 하는 프로그램

Tecplot(1993)을 이용하여 해석하였다.

이 프로그램은 3공 피토관의 보정작업을 위한 부분과 측정값을 이용하여
각 측정점에서의 정압과 속도분포를 출력하도록 하는 부분으로 되어있다.



III. 실험결과 및 고찰

본 연구는 익형주위의 유동장을 3공 피토관을 이용하여 측정하였다. 이러한 연구의 결과는 익형의 2차원 평면에서의 정압분포와 속도분포로 나타낼 수 있으며 엄밀하게는 3차원의 완벽한 유동장과는 차이가 있다. 그러나, 2차원 평면에 포함된 주류(Main stream)의 경향은 유사할 것으로 사료된다.

실험은 정압이 0.15mmAq, 동압이 6.15mmAq, 풍속이 10m/s, 레이놀즈수는 약 272,000에서 시행되었고, 날개뿌리로부터 270mm(NACA4418), 210mm(NACA4420), 150mm(NACA4422), 90mm(NACA4423)인 단면에서 날개의 양각을 0°, 15°, 30°로 변화시키면서 날개주위의 유동특성을 측정하였다. 특히, 뿌리로부터 210mm 지점에서의 유동장은 풍력발전용 터빈날개의 대표적인 물성치를 나타내는 지점으로 날개의 약 ⅔지점에 해당하는 부분이다.

Test section에 설치된 날개의 형상과 측정점의 상세한 위치는 Fig. 6에서 나타내었다. 그리고, 각도의 측정은 날개뿌리 부분을 기준으로 측정되므로 익형단면의 각도인 양각이 정확하게 실험각(0°, 15°, 30°)과 일치할 수는 없다. 이것은 날개가 반경방향으로 2차함수적인 각도변화를 하고 있으므로 당연한 결과라 할 것이다.

측정점의 수가 상면이 하면보다, 그리고 전면보다 후면이 많은 이유는 박리구역이나 경계층이 날개의 상면과 후면에 걸쳐 발달하기 때문으로, Fig. 7에서 Fig. 30까지 계측단면의 우측 상단구역에서 익형 유동장의 특성들이 급격히 변화하는 것을 보면 그 선정의 타당성을 알 수 있다.

Fig. 7에서 Fig. 12까지는 허브에서 270mm인 단면의 익형 주위의 정압분포 및 속도벡터를 보여주고 있다. 주위 유동장보다 정압이 급격히 떨어지는 지점은 박리이론(Separation theory)(Abbort, 1959)에서 언급하는 바와 같이 재순환영역이 발생하고 있는 지점으로 사료된다. 이러한 지점의 수는 재순환영역의 수를 나타내며 그값의 차이는 그 강도를 표현한다고 볼 수 있다.

Fig. 7, 8, 9는 양각의 변화에 따른 정압분포의 변화를 나타내고 있는데 각도가 0° 에서 30° 로 증가할수록 박리구역의 발생이 현저함을 알 수 있다. 특히 이러한 경향은 30° 에서 두드러지며 그 강도는 높아짐을 보여준다. 이러한 영역의 증가는 날개익형의 설계에서 지양하여야 할 점으로 재순환영역이 유동손실임을 고려할 때 날개 양각의 증가에 따라 유동손실이 증가하기 때문이다. 특히 날개 상면 전, 후단부의 재순환영역을 고찰해 보면 전단부는 박리점의 이동과 연계되며 후단부는 유동장과 수직으로 놓인 평판에서 처럼 또다른 박리점의 발생으로 볼 수 있다. 이것은 날개의 운전영역을 벗어나 있어서 실속(Stall)이 발생함을 보여준다. 이러한 재순환영역이 관찰될 수 있으며, 양각이 0° 인 Fig. 10, 11, 12의 속도분포에서 명확하게 관찰될 수 있으며, 양각이 0° 인 Fig. 10에서는 속도분포에서는 재순환영역을 관찰할 수 없다. 다만 Fig. 7의 정압분포에서 상면에 관찰되는 압력의 감소는 경계층 (Boundary layer)의 발생으로 이해될 수 있을 것이다. 특히 속도장에서 주류 방향의 속도벡터의 크기가 거의 일정함은 유동장들이 큰 손실없이 익형 주위를 지나고 있는 것을 나타낸다.

Fig. 11의 양각이 15° 인 면에서는 익형 후단부에서 속도벡터들이 각도 및 크기의 변화가 크다는 것을 관찰할 수 있는데, 이것은 경계층내에서 재순환영역이 발생하고 있음을 보여준다. 그러나 이러한 재순환영역도 Fig. 12의

양각이 30° 인 면에서보다 그 두께가 얇고 크기도 상대적으로 작다. 또한 속도벡터의 크기가 급변하는 지점도 날개 후단부영역에서 발생하는 것으로 보아 아직까지는 실속이 발생하지 않은 것으로 사료된다. 이에 비해 Fig. 12에서의 속도장의 변화는 그 지점이 날개 선단부에서부터 관찰되며, 이는 경계층이 날개 상면 전체를 덮고 있어서 실속이 발생한 것으로 사료된다. 특히 이 각도에서는 속도벡터의 방향이 세가지로 나타나고 있는데 Fig. 9의 정압분포를 나타낸 그림에서 확인할 수 있는 바와 같이 재순환영역이 2군데임을 알 수 있다.

Fig. 13에서 Fig. 18까지는 날개 뿌리에서 210mm인 단면의 익형 주위의 정압 및 속도의 분포이다. 이 지점은 날개의 약 2%지점에 해당하는 부분으로 풍력발전용 터빈날개의 유동 특성을 대표하는 단면이다. 이것은 정체점에서 압력과 경계층구역의 부압 사이에서 발생하는 차압이 가장 크다는 것을 통해서도 알 수 있는데 이러한 차압의 크기는 유체의 동력을 터빈의 회전력으로 변환하는 과정을 표시하는 지표로 볼 수 있기 때문이다. 이것은 날개 뿌리에서 270mm인 지점에서 측정된 값이나 여타지점보다도 이 지점에서 가장 크게 차압이 나타나는 것을 보더라도 매우 흥미로운 결과라고 볼 수 있다.

우선 정압분포에서 보면, 그 결과는 이전 270mm 지점의 결과와 유사한 경향을 보인다. 우선 경계층의 발생 및 실속의 발생에서 매우 유사하다는 것을 관찰할 수 있으며 그 크기에만 다소의 차이가 있음을 알 수 있다. 또한 정체점의 이동에서 흥미로운 점을 관찰할 수 있는데 양각이 클수록 날개의 하면으로 이동하고 있는 것을 알 수 있는데 이것은 정체점이 벽면중 유동장과 만나는 선단부에서 발생하는 것을 알 수 있게 해준다.

속도분포를 나타낸 Fig. 16, 17, 18의 그림에서도 그 결과는 날개 뿌리에서 270mm 지점과 유사함을 알 수 있다. 그러나, Fig. 17에서 박리구역은 270mm 지점보다 매우 좁게 발생하고 있는 것을 알 수 있는데 이것은 경계층 및 박리구역이 Reynolds 함수이며, 각이 15° 까지 변화하여도 익형 주위의 손실이 최소가 되도록, 즉 박리구역이 발생되지 않도록 최적의 익형으로 설계되었음을 알 수 있게 한다. 이러한점은 각이 30° 인 경우에서도 그 경계층의 두께가 상대적으로 얇게 나타나는 것을 보면 쉽게 이해할 수 있다. 이처럼 각이 변화하더라도 타지점보다 유동이 급변하는 현상이 적어야 하는 이유는 이 지점이 날개 형상의 대표적인 영역임을 감안하면 쉽게 이해할 수 있다.

Fig. 19에서 Fig. 24까지는 날개 뿌리에서 150mm 단면의 정압 및 속도분포이다. 이 단면은 날개의 기하학적인 중앙부에 해당하는 부분이다. 외형적으로는 익형의 코드길이가 날개 뿌리에서 210mm나 270mm인 지점보다 본 풍력발전용 터빈날개의 본질적인 설계목적인 유동에너지가 기계에너지로의 변환에서 반드시 이전의 지점보다 큰 역할을 한다고 볼 수는 없으며 오히려 유사한 역할을 담당한다고 사료된다. 이 단면의 유동장의 특성도 이전의 결과와 유사한 경향을 보여주며 Fig. 21에서 관찰되는 바와 같이 재순환영역의 발생이 유동방향으로 길게 분포되어 있다. 이것은 2차원적인 기울기를 갖는 날개 형상의 특성상 각이 이러한 결과를 나타낸 것으로 보인다. 특히 부압의 크기는 이전의 결과들보다 더욱커서 실속의 영향이 매우 크고, 이 영향은 날개 하면의 후단부까지 덮고 있는 것을 관찰할 수 있다.

이 단면의 속도벡터를 나타낸 Fig. 24에서 보면 경계층의 발생은 상면 중앙부까지 후퇴되어 있는 것을 알 수 있는데, 이것은 각이 작은 경우에는

경계층이 익형 후단부로 후퇴된다는 것을 보여주는 결과로 볼 수 있다. 즉, 이 경우는 날개 전체의 대표 양각이 30° 이더라도 이 단면에서는 양각이 작아진 것을 의미한다.

Fig. 25에서 Fig.30까지는 날개 뿌리에서 90mm 단면의 정압 및 속도분포이다. 우선 Fig. 25에서 보면 익형은 이전의 결과들과는 달리 양각이 부(-)쪽으로 기울어진 것을 알 수 있는데, 이 결과 경계층은 날개 상면이 아니라 하면에 발생하고 있다는 것을 알 수 있다. Fig. 28의 속도분포에서도 경계층이 하면에 존재하고 있다는 것을 알 수 있으며, 그 두께는 이전의 결과들보다 얇다. 정압(+)면과 부압(-)면이 역전된 것은 설계에서 필요 이상으로 비틀림각을 주고 있다는 것을 의미하며 에너지 변환과정에서도 이전의 단면에서의 회전력을 감소시키는 역할을 할 것으로 사료된다. Fig. 26과 Fig. 29에서의 양각이 15° 인 부분을 관찰하면, 이경우는 설계시 허브각도가 -15° 기울어져 있다는 것을 감안할 때 실질적인 양각은 0° 가 된다. 이러한 이유로 Fig. 29에서 처럼 속도분포는 가장 안정되어 있는 것으로 나타나며, 정압분포를 나타낸 Fig. 26에서 볼 수 있는 것처럼 날개 상하면의 부압은 대칭적으로 분포한다. 다만 그 위치와 영역의 차이는 익형단면(NACA4423)의 상,하에서 비대칭임으로 인해 발생된 것으로 사료된다.

Fig. 27과 Fig.30은 이상에서 언급된 내용으로 볼 때 양각이 15° 에 해당하는 부분이 된다. 이때 정압분포에서 보면 정압분포는 날개 후단부로 이끌려가는 경향을 관찰할 수 있는데 이것은 익형의 코드길이가 다른 어느 지점보다 크기 때문인 것으로 사료된다.

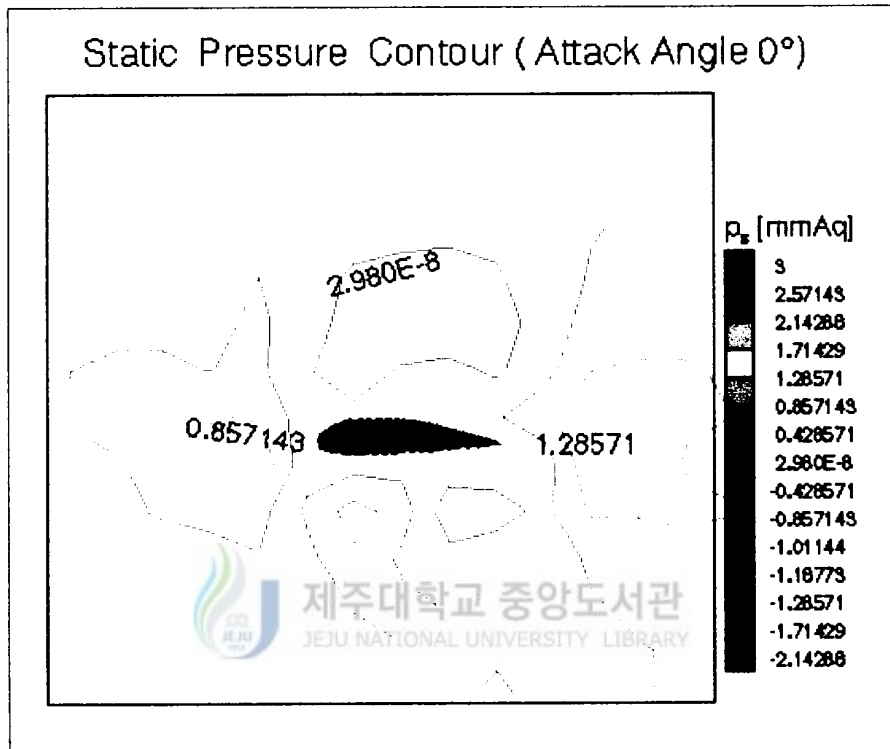


Fig. 7 Static pressure contours for the NACA4418 airfoil
at 0° angle of attack

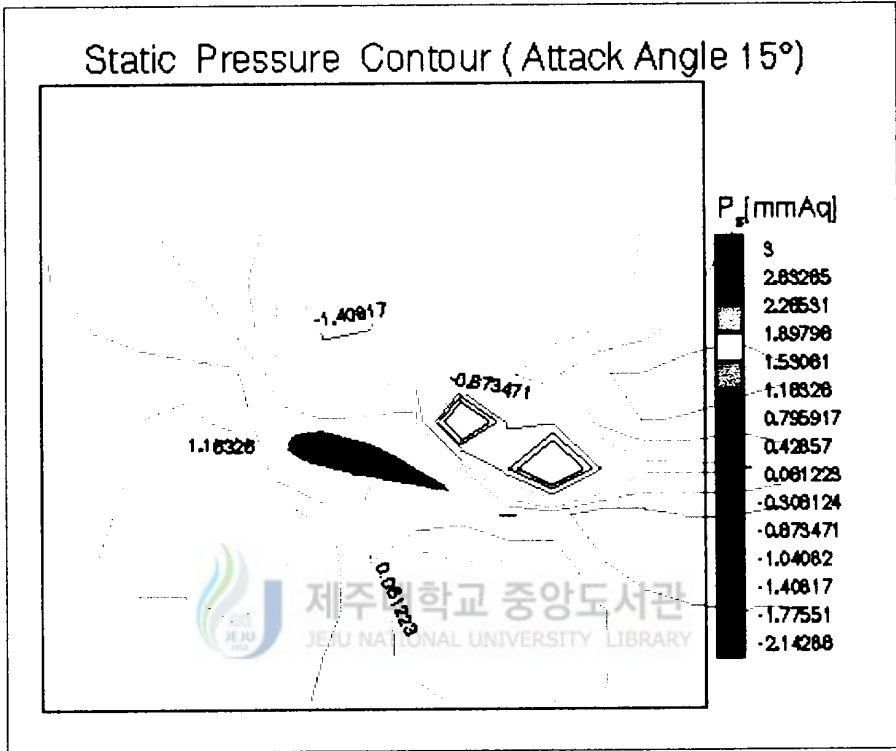


Fig. 8 Static pressure contours for the NACA4418 airfoil at 15° angle of attack

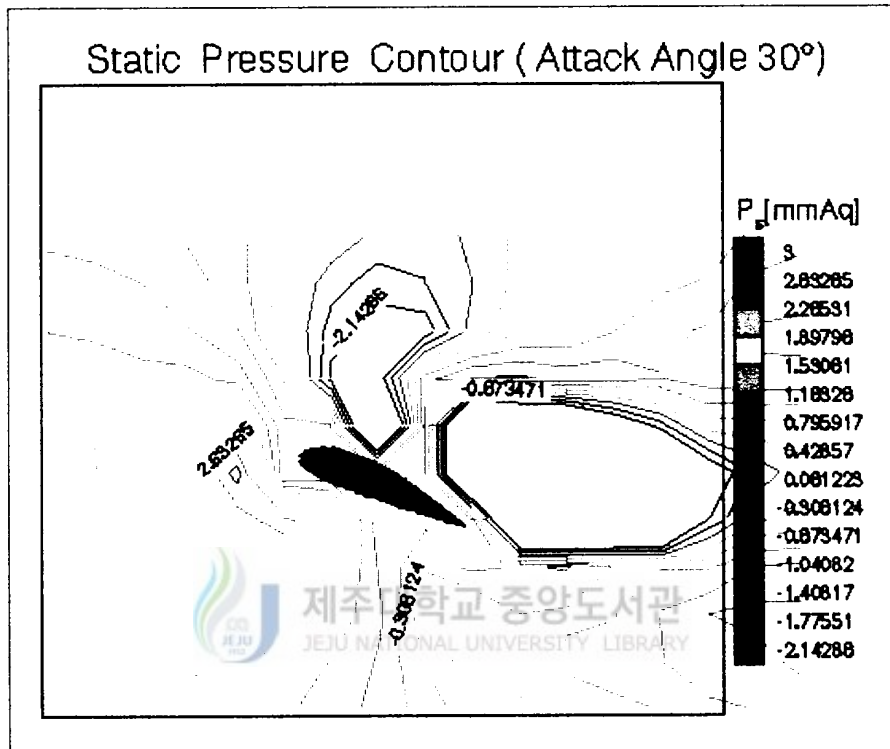


Fig. 9 Static pressure contours for the NACA4418 airfoil
at 30° angle of attack

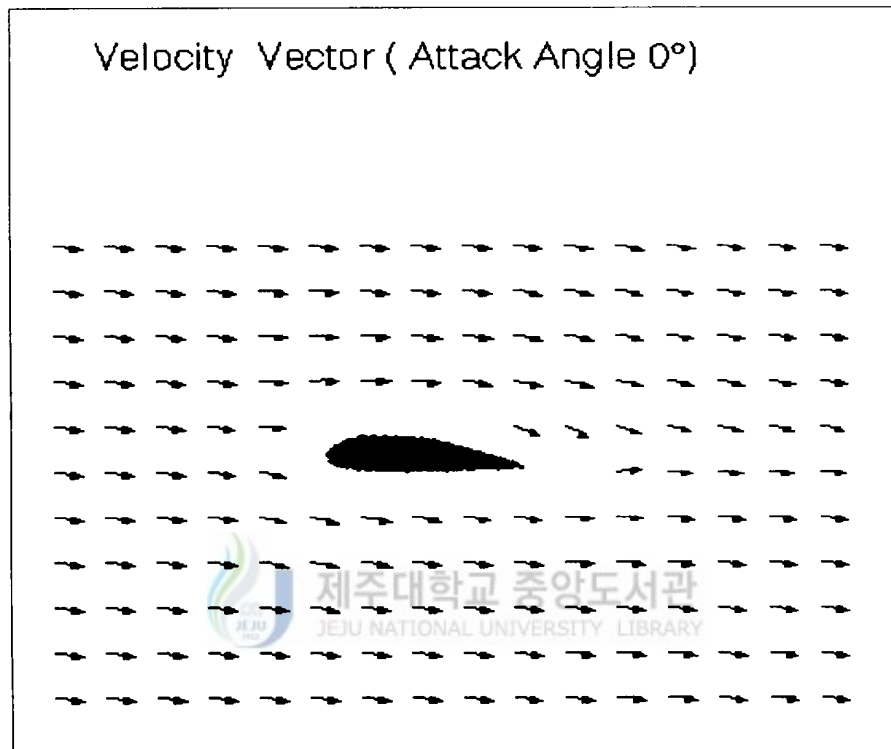


Fig. 10 Velocity vectors for the NACA4418 airfoil
at 0° angle of attack

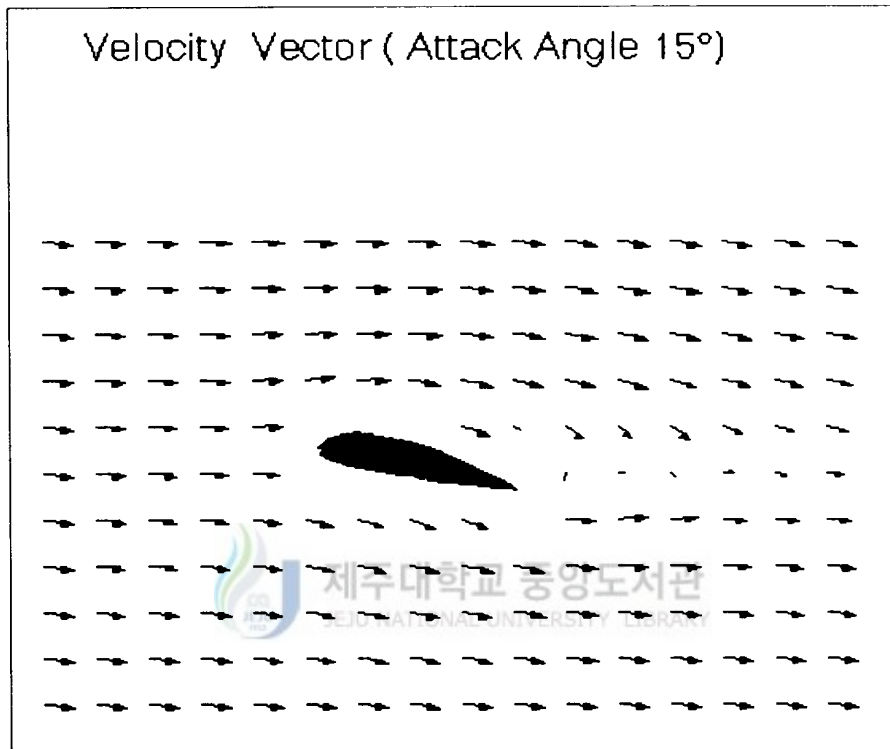


Fig. 11 Velocity vectors for the NACA4418 airfoil
at 15° angle of attack

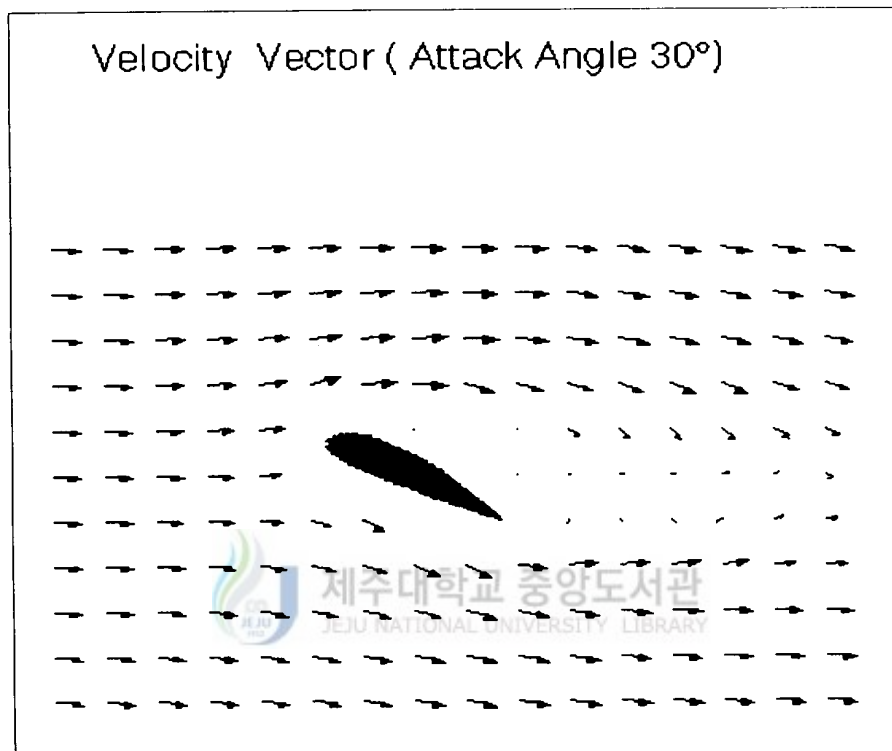


Fig. 12 Velocity vectors for the NACA4418 airfoil
at 30° angle of attack

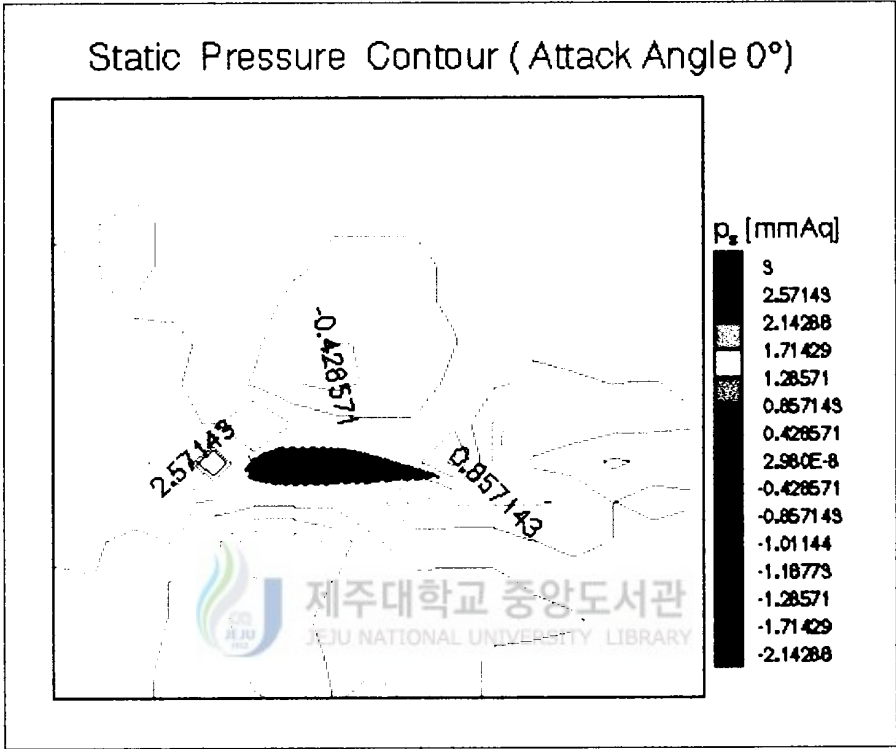


Fig. 10 Static pressure contours for the NACA4420 airfoil
at 0° angle of attack

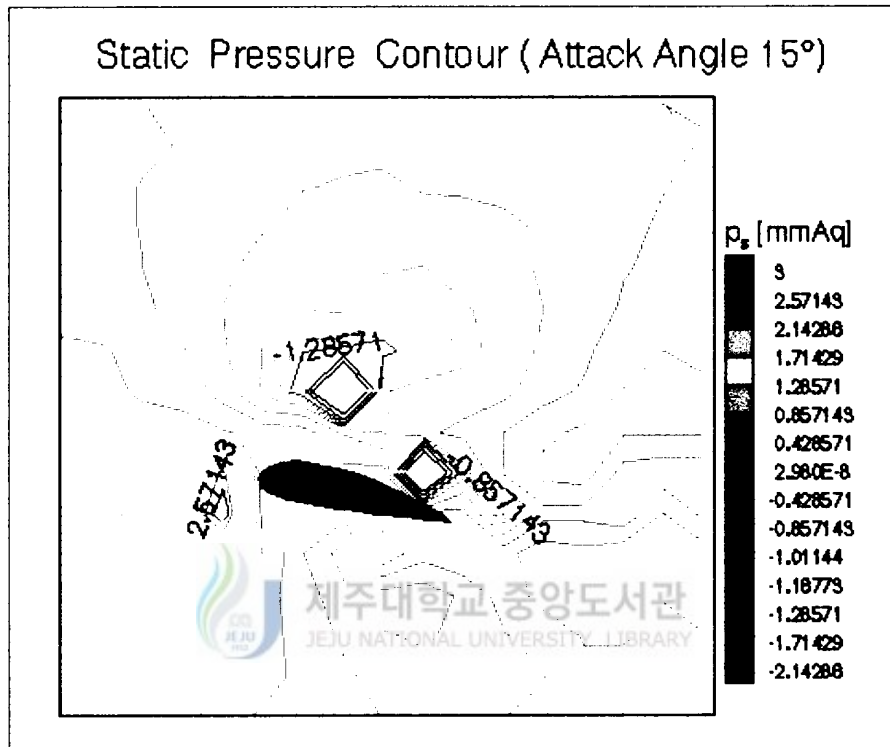


Fig. 11 Static pressure contours for the NACA4420 airfoil
at 15° angle of attack

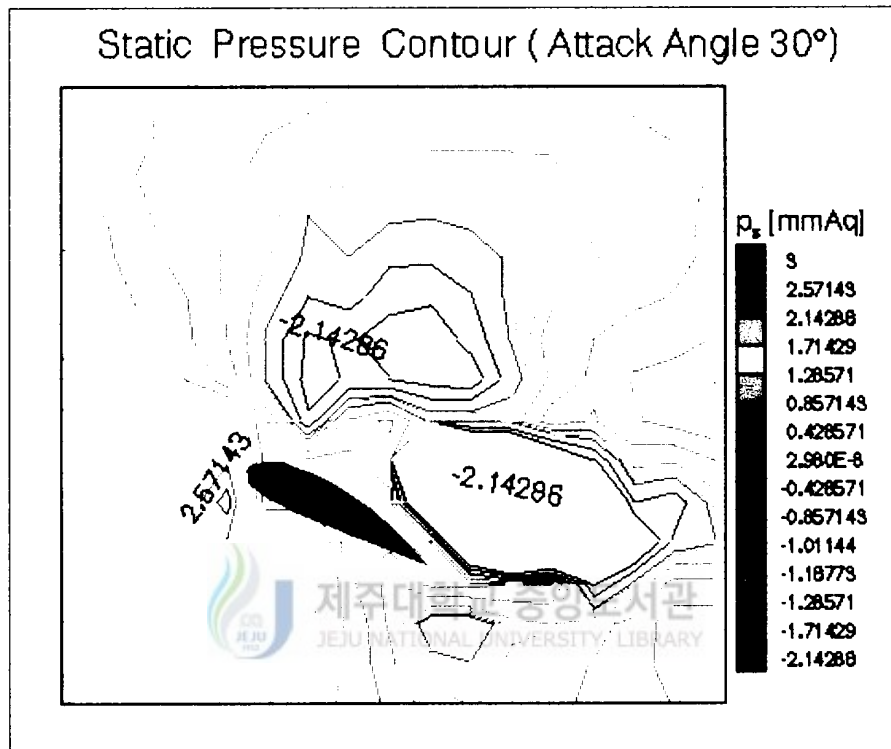


Fig. 15 Static pressure contours for the NACA4420 airfoil
at 30° angle of attack

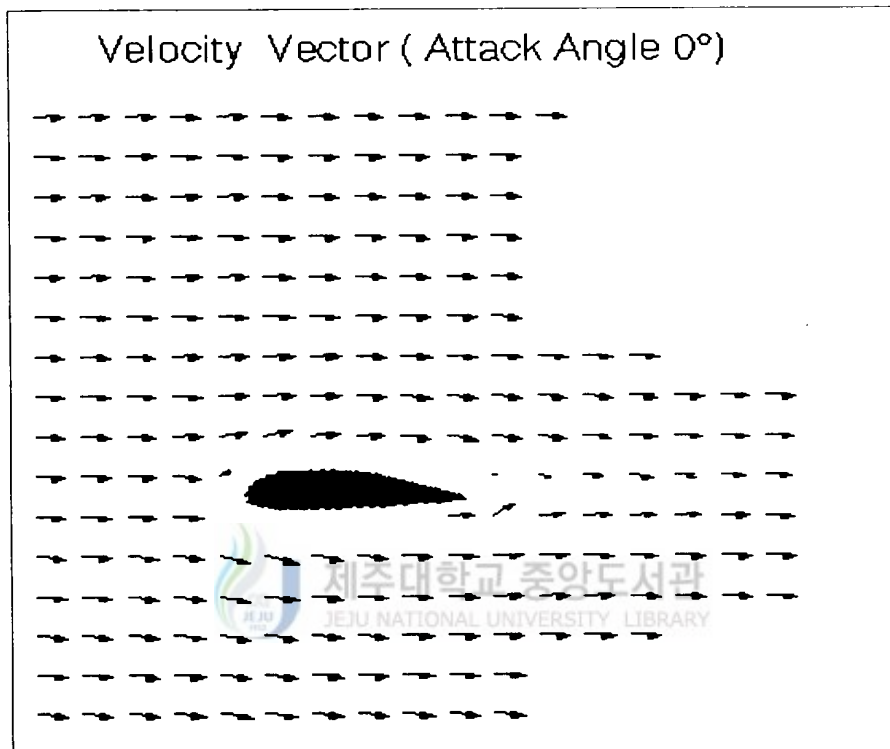


Fig. 16 Velocity vectors for the NACA4420 airfoil
at 0° angle of attack

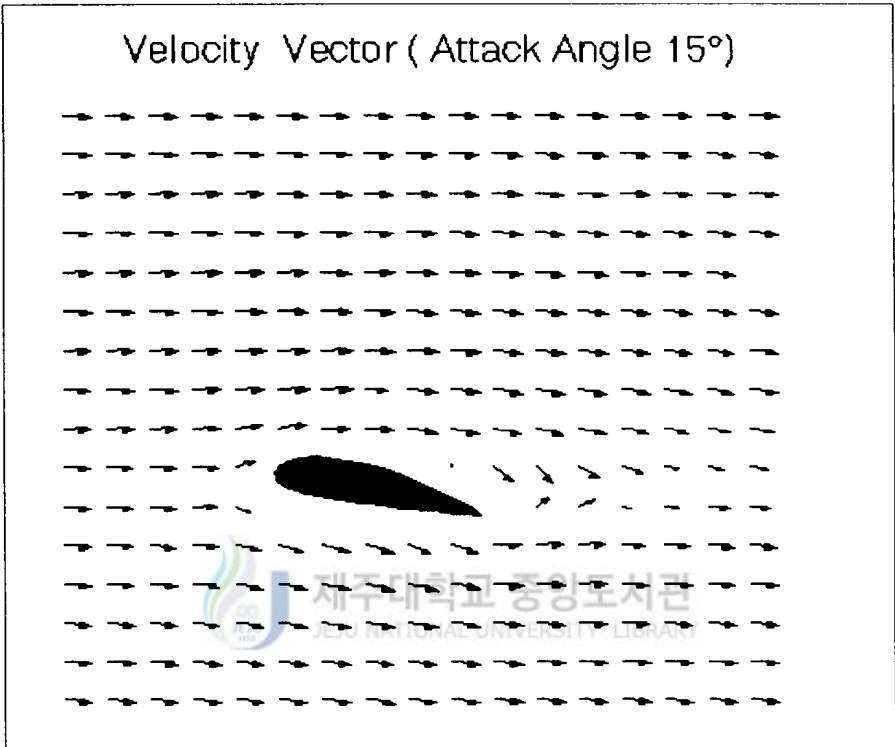


Fig. 17 Velocity vectors for the NACA4420 airfoil
at 15° angle of attack

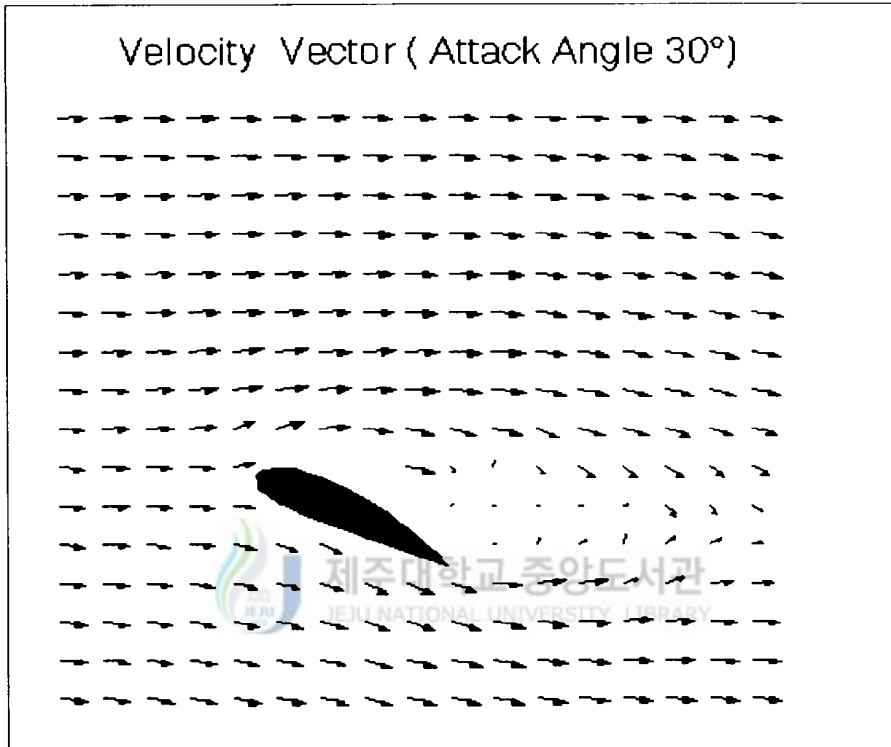


Fig. 18 Velocity vectors for the NACA4420 airfoil
at 30° angle of attack

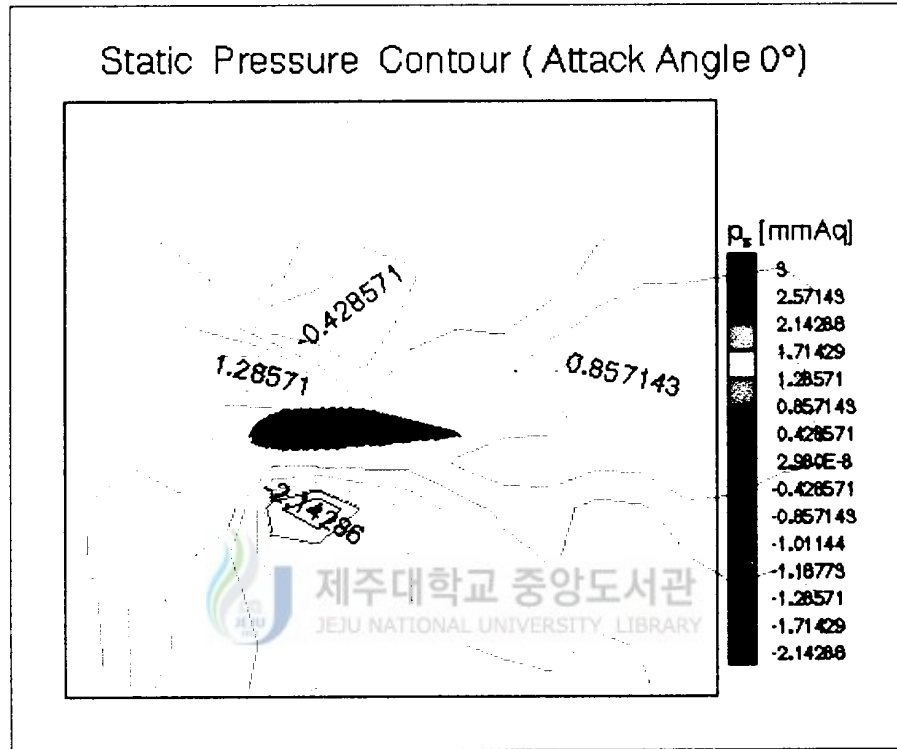


Fig. 19 Static pressure contours for the NACA4422 airfoil
at 0° angle of attack

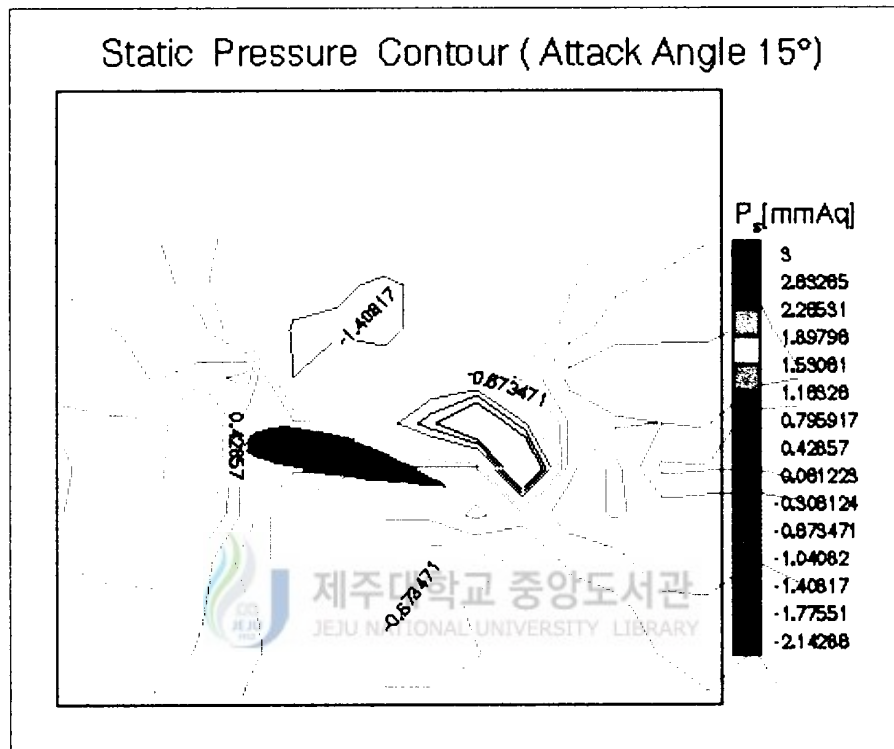


Fig. 20 Static pressure contours for the NACA4422 airfoil
at 15° angle of attack

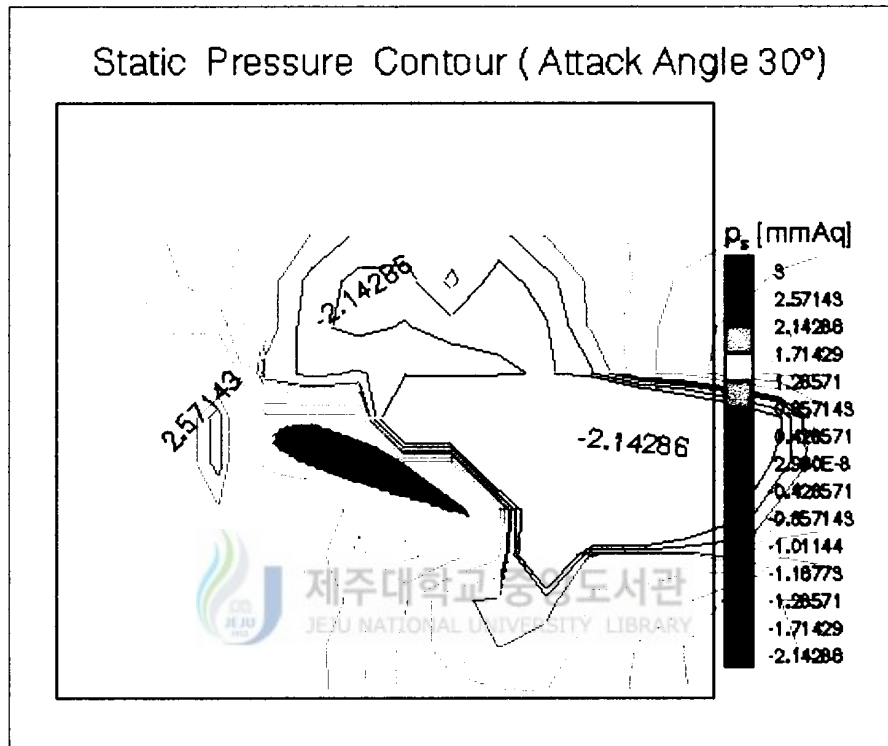


Fig. 21 Static pressure contours for the NACA4422 airfoil
at 30° angle of attack

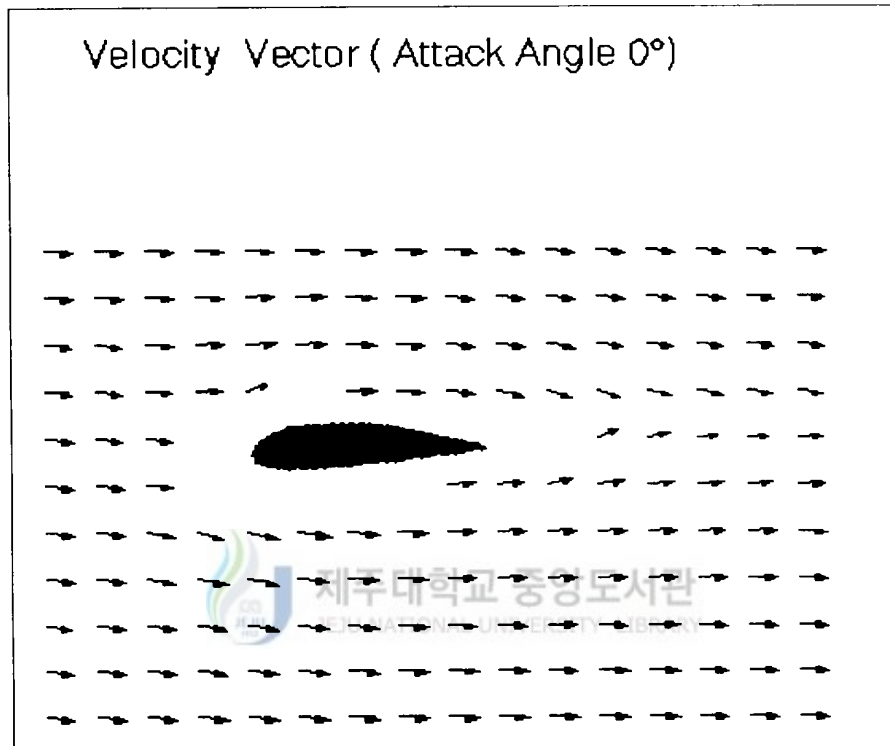


Fig. 22 Velocity vectors for the NACA4422 airfoil
at 0° angle of attack

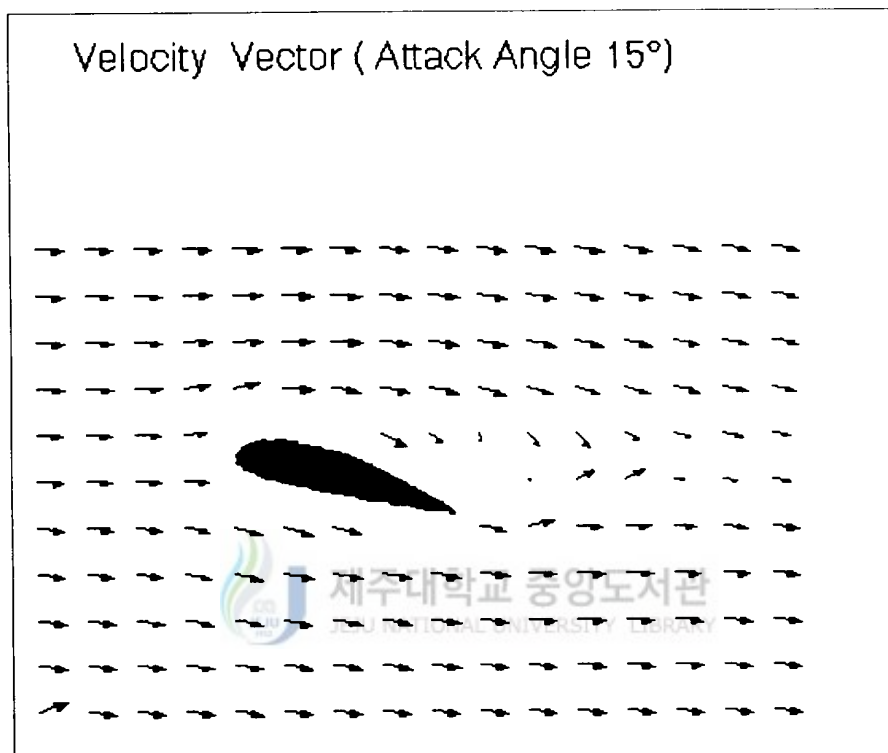


Fig. 23 Velocity vectors for the NACA4422 airfoil
at 15° angle of attack

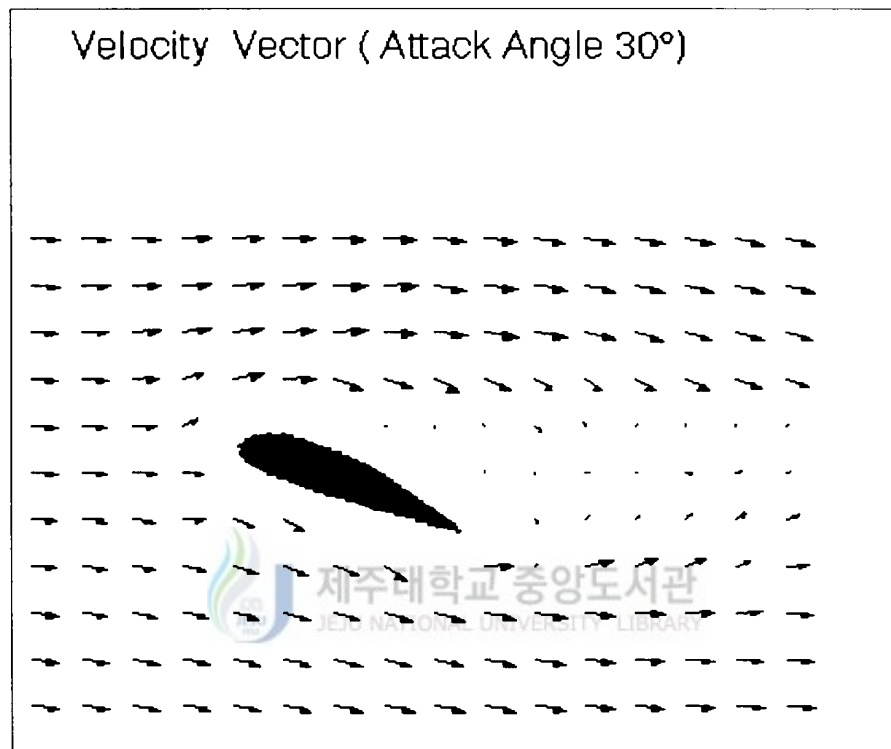


Fig. 24 Velocity vectors for the NACA4422 airfoil
at 30° angle of attack

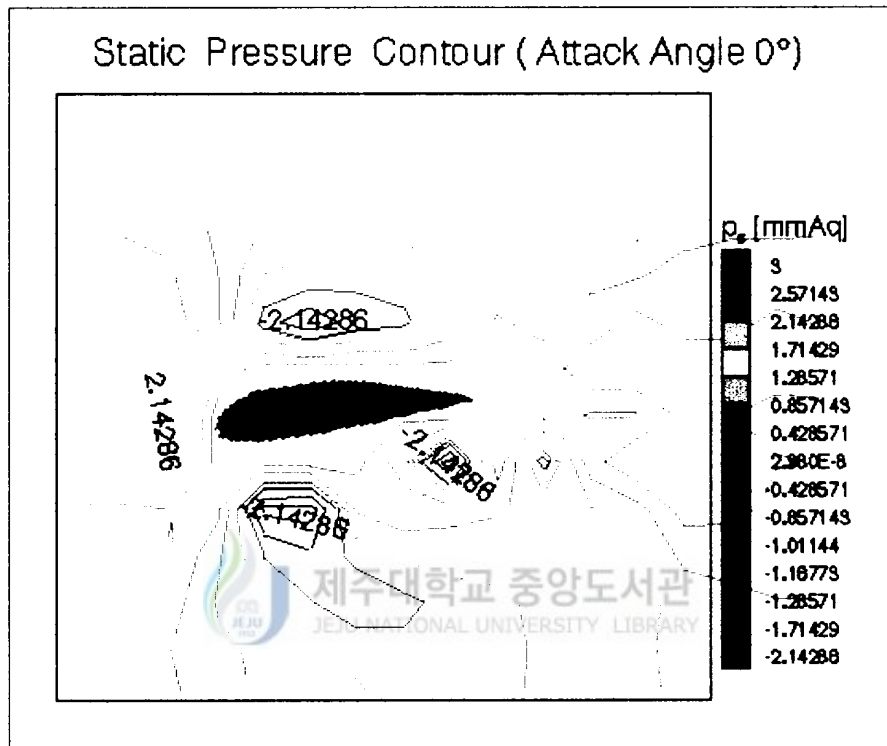


Fig. 25 Static pressure contours for the NACA4423 airfoil at 0° angle of attack

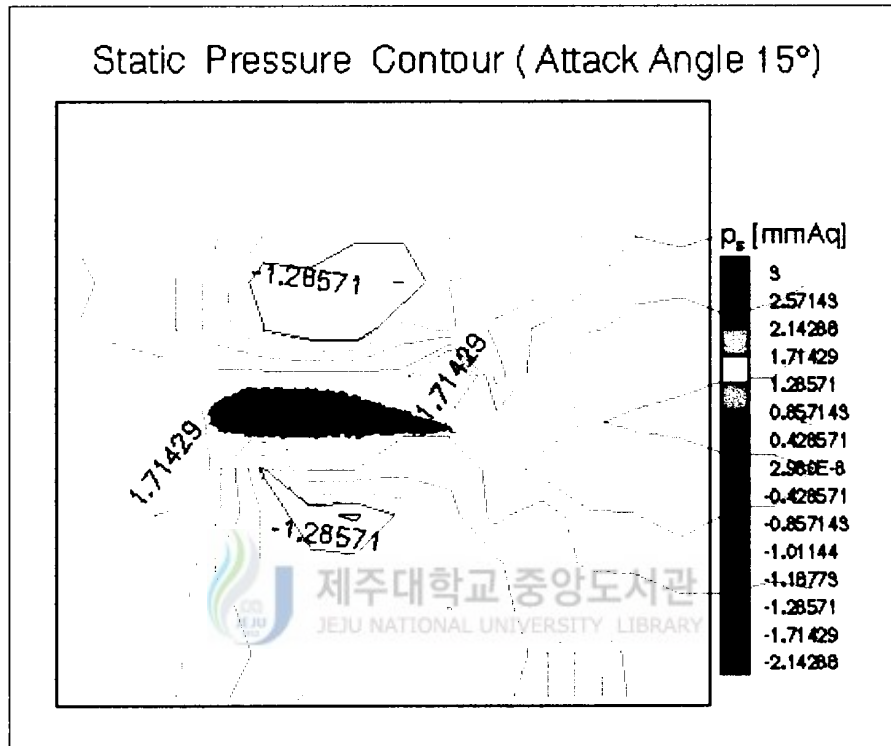


Fig. 26 Static pressure contours for the NACA4423 airfoil
at 15° angle of attack

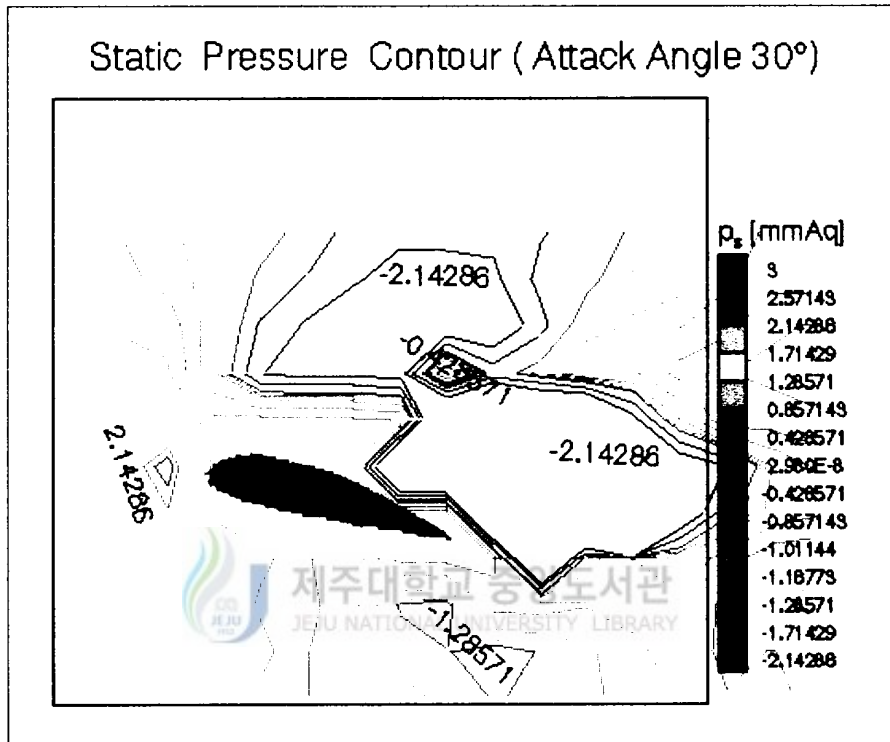


Fig. 27 Static pressure contours for the NACA4423 airfoil
at 30° angle of attack

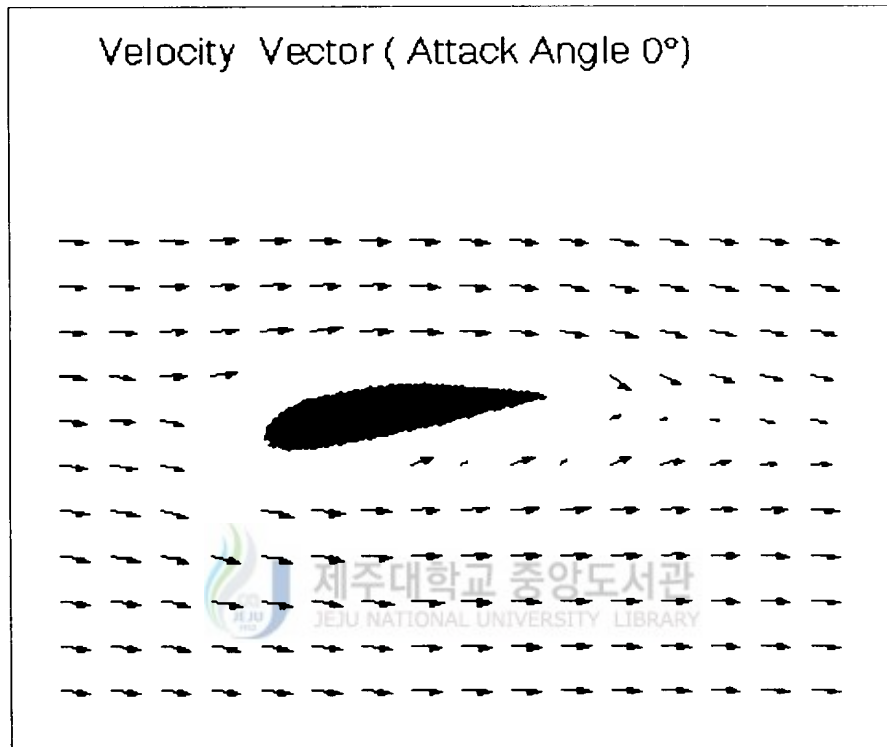


Fig. 28 Velocity vectors for the NACA4423 airfoil
at 0° angle of attack

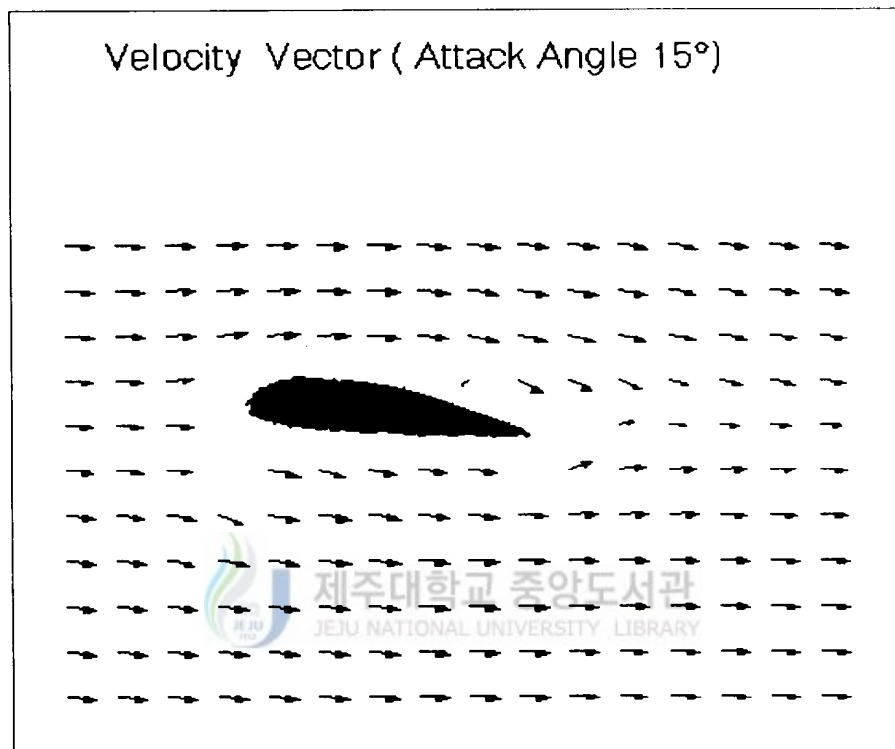


Fig. 29 Velocity vectors for the NACA4423 airfoil
at 15° angle of attack

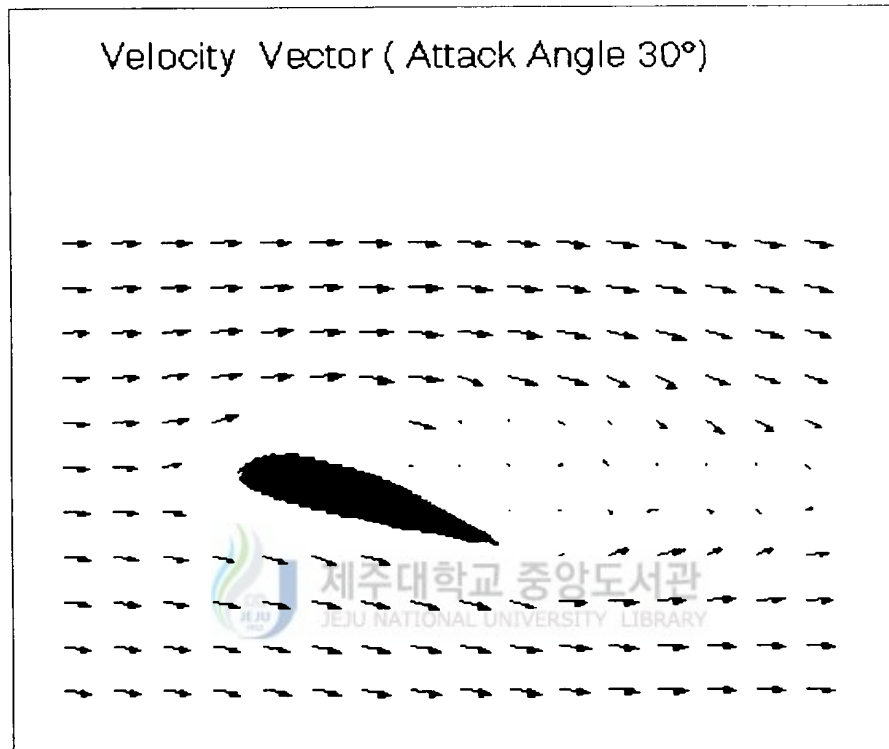


Fig. 30 Velocity vectors for the NACA4423 airfoil
at 30° angle of attack

IV. 결 론

본 연구는 국산 20kw급 실형 풍차의 터빈 Blade를 20:1로 모형 Blade를 설계 제작, 풍동에 장착시켜 3공 피토판을 사용하여 유동특성을 측정하였다. 모형 Blade의 대표익형의 유동특성을 파악코자 측정위치는 허브를 기준으로 하여 270mm(NACA4418), 210mm(NACA4420), 150mm(NACA4422), 90mm(NACA4423)이며, 양각은 0°, 15°, 30° 세부분으로 나누어 각각의 익형이 가진 유동특성을 관찰 가능케 하였다. 한편, 실험시 레이놀즈수는 약 2.7×10^5 이며 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 날개의 허브에서 270mm인 단면에서의 유동특성은 양각이 0° 인 경우는 재순환영역이 발생하지 않고 있고, 15° 인 경우는 재순환영역은 발생하나 실속이 발생하지 않고 있다. 또한, 30° 인 경우는 재순환영역이 2군데 발생하며, 전단부는 박리점의 이동, 후단부는 또다른 박리점이 발생하여 실속이 발생하고 있음을 알 수 있다.

2. 날개의 허브에서 210mm인 단면은 날개의 약 3/8지점에 해당하는 부분으로 풍력발전용 터빈날개의 유동특성을 대표하는 지점이며, 경계층 및 실속의 발생은 다른 지점의 단면에서와 매우 유사하다. 박리구역이 270mm인 지점보다 매우 좁게 발생하고 있는데 이것은 경계층 및 박리구역이 Reynolds 함수이며, 양각이 15° 까지 변화하여도 익형 주위의 손실이 최소가 되도록, 즉 박리구역이 발생하지 않도록 최적의 익형으로 설계되었음을 알 수 있다.

3. 날개의 허브에서 150mm인 단면은 날개의 기하학적인 중앙부에 해당하는 부분으로 부압의 크기는 이전 270, 210mm 단면의 결과보다 크고 실속의 영향도 매우 크다. 이 영향은 날개 하면의 후단부까지 덮고 있는 것을 알 수 있다.

4. 날개의 허브에서 90mm인 단면의 유동특성은 양각이 0° 에서의 경계층은 날개 상면이 아니라 하면에 발생하고 있는데 이것은 설계에서 비틀림각을 주고 있다는 것을 의미하며, 이전 단면의 회전력을 감소 시키는 역할을 한다. 또한, 양각이 15° 인 경우의 정압 및 속도분포가 가장 안정되어 있음을 알 수 있다.

5. 위와 같은 사실로 양각의 변화가 유동장의 중요한 변수가 되며, 과도한 경우에는 오히려 실속을 일으켜 날개의 공력특성이 저하됨을 알 수 있다.



V. 참고문헌

- Abbott I.H. and Von Doenhoff A.E., 1959, " Theory of Wing Sections" ,
Dover Publications, New York.
- Arthourou Zervos, 1996, "Large Wind Turbine Development in Europe" ,
Windpower '96.
- Bradshaw P. and Pankhurst R.C., 1964, "The Design of Low Speed Wind
Tunnels",
- Carr M. P. and Forsey C. R., 1981, "Development in Coordinate Systems
for Flow Field Problems" , Aircraft Research Association Ltd.,
Memo No.231.
- Chaviaropoulos P., Bouras B., Leoutsakos G., and Papailiou K., 1993,
"Design of Optimized Profiles for Stall Regulated HAWTs, Part
1: Design Concepts and Method Formulation" , Wind Engineering.
- Demirdzic I.A., "A Finite Volume Method for Computation of Fluid Flow
in Complex Geometries" , Phd Thesis, University of London.
- Eggleston D., and Stoddard F.,1987, "Wind Turbine Engineering Design"
Van Nostrand Reinhold Company.
- Eppler R., 1990, "Airfoil Design and Data" , Springer-Verlag.
- Garrad A.D., 1990, "Forces and Dynamics of Horizontal Axis Wind
Turbines" .
- 한국에너지기술연구소, 1995, "풍력발전 유망지역의 풍력자원 정밀 조사