

## 이중 다류관 모델을 이용한 Darrieus 터빈의 공기역학적 특성 해석

김 건 훈 · 박 경 호 · 정 헌 생

한국동력자원연구소

### Aerodynamic Characteristic Analysis of the Darrieus Turbine Using Double Multiple Streamtube Model

Keon-Hoon Kim · Kyung-Ho Park · Hun-Saeng Chung

Korea Institute of Energy & Resources

#### 요 약

수직축 다리우스 풍력 터빈의 공기역학적 특성을 해석코자 날개요소이론과 운동량 이론에 근거하는 이중다류관모델을 정립하여 모델풍동실험과 병행하여 비교분석하였다. 이중 다류관 모델은 아직 수정 보완의 여지는 있으나 터빈을 통과하는 유동의 변화가 심하지 않은 날개끝속도비나 회전면적비가 작은 경우에는 비교적 정확히 터빈의 공기역학적 특성을 예측함을 알 수 있었고, 모형풍동실험을 통해 정확한 터빈 회전수제어로서 각 특성변수들에 대한 영향을 살펴었다.

본 연구의 결과로서는 다리우스 터빈의 설계 및 운전특성 예측에의 응용이 기대될 수 있다.

#### ABSTRACT

The aerodynamic performances of Darrieus wind turbine were studied through the wind tunnel model tests and its analytical aerodynamic streamtube model. Hence, analytical streamtube model which is based on momentum and blade element theory is considered and the formulated model was generalized in non-dimensional type to predict the aerodynamic characteristics of Darrieus wind turbine. The analytical model was justified through the wind tunnel model tests for several experimental conditions but in the limited ranges. These satisfactory comparative studies between the wind tunnel tests and the analytical predictions can be utilized for the basic reliable design of Darrieus wind turbine.

**기호설명**

- A : 회전자의 회전면적
- a : 상위흐름지역 유도속도 간섭계수
- a' : 하위흐름지역 유도속도 간섭계수
- C : 회전자 시위(chord)
- C<sub>d</sub> : 국부 항력계수
- C<sub>l</sub> : 국부 양력계수
- C<sub>n</sub> : normal force coefficient
- C<sub>p</sub> : 터빈 동력계수
- C<sub>Q</sub> : 토오크계수
- C<sub>t</sub> : tangential force coefficient
- D : 항력 (drag)
- F<sub>n</sub> : normal force
- F<sub>t</sub> : tangential force
- H : 터빈 높이
- L : 양력(lift)
- l : 블레이드 길이
- N : 블레이드 갯수
- N<sub>H</sub> : 미소유관의 높이방향 갯수
- N<sub>θ</sub> : 미소유관의 방위각방향 갯수
- P : 회전자 동력
- Q : 회전자 토오크
- R : 터빈 최대반경
- R<sub>e</sub> : Reynolds 수 (= ρ<sub>∞</sub>WC/μ<sub>∞</sub>)
- R<sub>ec</sub> : Chord Reynolds 수 (= ρ<sub>∞</sub>RΩC/μ<sub>∞</sub>)
- r : 터빈 국부반경
- V : 유도속도
- W : 상대속도
- x,y,z : 지표면 고정좌표계
- α : 받음각(angle of attack)
- β : 회전자 접사각(tangential angle of blade)
- θ : 회전자 방위각(azimuth angle)
- Ω : 터빈 회전속도
- λ : 날개끝 속도비 (=RΩ / V<sub>∞</sub>)
- σ : 회전면적비(=NC<sub>l</sub> / A)
- ρ, ρ<sub>∞</sub>: 공기밀도
- μ<sub>∞</sub> : 공기 점성계수

**Subscript**

- i : i 번째 반복계산
- w : 후류
- e : y=0인 면의 평형조건

**Superscript**

- ( $\bar{\quad}$ ) : 평균값
- ( $\sim$ ) : 무차원계수
- ( ) : 상위흐름지역
- ( )' : 하위흐름지역

**I. 서 론**

갑작스러운 돌풍이나 태풍과 같은 바람에 대해 구조적으로 불안정하고, 시스템의 구성상 유지·관리에 다소의 문제점을 안고 있는 수평축 풍력터빈(Horizontal Axis Wind Turbine)과는 달리, 축대칭적인 구조로 순간적인 대기의 방향변화에도 비교적 안정성을 갖는 수직축 다리우스 풍력터빈(Vertical Axis Darrieus Wind Turbine)은 풍향의 변화가 심한 지역에 적절히 이용될 수 있는 풍력터빈이라 할 수 있다.

이러한 다리우스 터빈의 설계 및 특성파악을 위해서는, 그 공기역학적 특성을 예측할 수 있는 공기역학적 해석모델과 그 결과의 비교·분석을 위한 풍동실험이 수행 되어야 하며, 이에 관한 연구로는 1974년 Templin<sup>1)</sup>이 다리우스 터빈이 단일유관(single streamtube)내의 단일 디스크(disk)라는 단일 유관모델을 발표하였고, Wilson<sup>2)</sup>과 Strickland<sup>3,4)</sup>는 단일 유관모델을 발전시켜 터빈을 통과하는 흐름을 공기역학적으로 상호 간섭을 주지않는 미소유관의 집합으로 본 다류관 모델 (multiple streamtube model)을 개발하였다. 또, 다류관 모델에 대해 Parashivoiu<sup>5,6)</sup>은 Lapin<sup>7)</sup>에 의한 tandem disk 이론을 적용하여 디스크를 상위흐름(upwind)과 하위흐름(downwind)에 각각 고정시켜, 터빈에 의한 유도속도(induced velocity)가 유관의 방위각(azimuth angle)과 상하위흐름의 위치에 따라 다르게 되므로, 비교적 터빈 전후의 유동흐름을 잘 예측하고 있다.

실험적으로는 Blackwell<sup>8)</sup>에 의해 익형이 NACA0012 인 터빈에 대해 모델 풍동실험이 수행되었고, Sheldahl<sup>9)</sup>과 Worstell<sup>10)</sup>은 직접 야전실험을 통해 다리우스 터빈의 성능을 측정 발표하였다.

본 연구에서는 수평축 터빈에 대해 구조적

안정성을 갖는 다리우스 터어빈의 성능예측과 특성해석을 위해 해석모델로는 운동량이론과 날개요소이론에 근거한 이중 다류관모델을 사용하였고, 실제의 다리우스 터어빈을 모델화하여 풍동실험을 각 실험변수에 대해 수행하였다. 해석모델과 풍동실험을 통해 얻어진 자료는 상호 비교·분석되어 해석모델의 특성과악과 다리우스 터어빈의 성능예측 및 공기역학적 설계의 기초자료로서 이용될 수 있었다.

## II. 다리우스 터어빈의 공기역학적 해석

다리우스 풍력시스템의 성능에 영향을 주는 요소중에서 바람의 운동에너지를 기계적 에너지로 변환시키는 회전자가 가장 중요하다 할 수 있으며, 따라서 회전자 익형 또는 형상의 변화에 대해 공기역학적 특성을 예측하는 모델을 통해 다리우스 터어빈의 특성과악이 가능하게 된다.

본 연구에서는 특성 해석모델로서 흐름을 비점성(invscid), 비압축성(incompressible), 비회전(irrotational)흐름으로 가정하여 이중 다류관 모델을 채택하여 해석하였다.

실제로 회전하는 다리우스 터어빈은 상위흐름지역과 하위흐름지역에서 각각 유관을 통과하므로, 유도속도도 각기 다른 값을 갖게 된다. 이런 현상을 고려하여 회전축의 전후 유관

에 각기 2개의 디스크를 위치 시키는 tandem disk 이론을 다류관 모델에 포함시킨 것이 Fig.1과 같은 이중 다류관 모델이다.

즉, 이 모델에서는 자유흐름속도  $V_\infty$ 로 진입하면서, 상위지역의 디스크는  $V$ 속도로, 하위지역의 디스크는  $V'(V > V')$ 의 속도로 통과한다고 가정하고, 상위지역의 간섭계수는  $a$ , 하위지역의 간섭계수는  $a'$ 이라할때, 간섭계수의 정의인 식(1)과 연속방정식 및 Bernoulli의 식에 의해 유관을 지나는 유도속도는 식(2)와 같이 표시된다.

$$a \equiv 1 - \frac{V}{V_\infty} \quad (1)$$

$$a' \equiv 1 - \frac{V'}{V_\infty}$$

$$V = V_\infty(1-a)$$

$$V_e = V_\infty(1-2a) \quad (2)$$

$$V' = V_\infty(1-2a)(1-a')$$

$$V'' = V_\infty(1-2a)(1-2a')$$

따라서, 참고문헌<sup>12)</sup>에서 정리된 바와 같이 간섭계수  $a$ 와  $a'$ 는 다음과 같이 구해지고,

$$F_{z,i}^* = \frac{NC}{8\pi r} \{ [(1-a) \cos\theta + \frac{r\Omega}{V_\infty}]^2 + [(1-a) \sin\theta | \sin\beta | ]^2 \} \\ \times \{ C_n \frac{\sin\theta}{|\sin\theta|} - C_t \frac{\cos\theta}{|\sin\theta \cdot \sin\beta|} \}$$

$$a_{z,i} = F_{z,i}^* + a_i^2 \quad (0^\circ \leq \theta \leq 180^\circ) \quad (3)$$

$$F_{z,i}^* = \frac{NC}{8\pi r(1-2a)} \{ [(1-2a)(1-a') \cos\theta + \frac{r\Omega}{V_\infty}]^2 + [(1-2a)(1-a') \sin\theta | \sin\beta | ]^2 \} \{ C_n' \frac{\sin\theta}{|\sin\theta|} - C_t' \frac{\cos\theta}{|\sin\theta \cdot \sin\beta|} \}$$

$$a_{z,i} = F_{z,i}^* + a_i'^2 \quad (180^\circ \leq \theta \leq 360^\circ) \quad (4)$$

여기서,  $i$ 는 반복계산(iteration calculation)을 위한 첨자이고,  $C_n$ 과  $C_t$ 는 터어빈 단면의 형에 작용하는 수직방향과 접선방향의 공력계수를 표시하고,  $N$ 은 블레이드 갯수,  $C$ 는 시위선 길이를 나타낸다.

앞에서 구해진 간섭계수에 대해 참고문헌<sup>5)</sup>에 정리된 바와 같이 터어빈이 1회전시의 평균 토

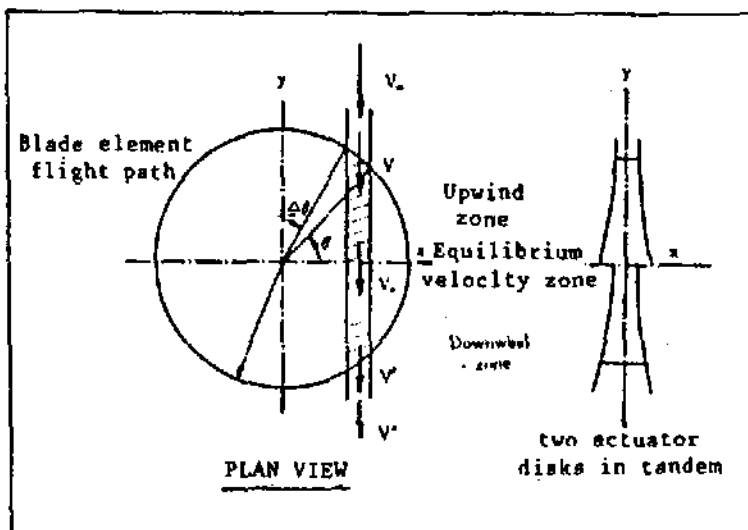


Fig. 1 Double multiple streamtube model

오크계수  $\bar{C}_Q$ 를 구하여 다음의 관계에 의해 터빈의 동력계수(power coefficient)를 구할 수 있다.

$$C_p = P / \frac{1}{2} \rho V_\infty^3 R A = \lambda (\bar{C}_Q + \bar{C}_D) \quad (5)$$

여기서, P는 터빈의 출력, R은 터빈의 최대반경, A는 터빈 회전면적이고,  $\lambda$ 는 날개 끝 속도비로서  $R\Omega / V_\infty$ 로 표시된다.

또, 시위선에 대해 각각 수직인 방향과 접선 방향의 공력계수  $C_n, C_t$ 에 대해 각 방향의 공기역학적 힘을 구하고  $\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A$ 에 대해 무차원시키면 다음과 같이  $\alpha, \alpha'$  및 방위각  $\theta$ 의 함수로서 무차원 공력계수를 얻을 수 있다.

방위각  $0^\circ \leq \theta \leq 180^\circ$

$$\bar{F}_n(\theta) = \frac{1}{2} \frac{\sum_1^{N_H} C_n \left(\frac{W}{V_\infty}\right)^2 \left(\frac{C}{R}\right) \frac{1}{|\sin\beta|}}{\sum_1^{N_H} \frac{r}{R}}$$

$$\bar{F}_t(\theta) = \frac{1}{2} \frac{\sum_1^{N_H} C_t \left(\frac{W'}{V_\infty}\right)^2 \left(\frac{C}{R}\right) \frac{1}{|\sin\beta|}}{\sum_1^{N_H} \frac{r}{R}} \quad (6)$$

방위각  $180^\circ \leq \theta \leq 360^\circ$

$$\bar{F}_n(\theta) = -\frac{1}{2} \frac{\sum_1^{N_H} C_n' \left(\frac{W'}{V_\infty}\right)^2 \left(\frac{C}{R}\right) \frac{1}{|\sin\beta|}}{\sum_1^{N_H} \frac{r}{R}}$$

$$\bar{F}_t(\theta) = -\frac{1}{2} \frac{\sum_1^{N_H} C_t' \left(\frac{W'}{V_\infty}\right)^2 \left(\frac{C}{R}\right) \frac{1}{|\sin\beta|}}{\sum_1^{N_H} \frac{r}{R}} \quad (7)$$

여기서, W와 W'는 각 흐름지역에서 회전자 단면의 익형으로 회전자 회전속도와 자유흐름 속도가 합성되어 진입하는 상대속도를 나타내며 참고문헌<sup>12)</sup>에 정리 되어 있고,  $N_H$ 는 회전축 방향, 즉 Z방향의 미소 유관의 갯수를 표시한다.

이상의 정리된 식들에 의해 이중 다류관 모델에 의한 다리우스 터빈의 특성을 표시하는 간섭계수, 동력계수 및 무차원 공력계수를 얻을 수 있다.

### III. 다리우스 터빈 모형실험

#### 1. 모형실험의 개요

사용한 풍동장치는 시험부가  $2m \times 2m \times 4m$ 로서, 최대 30m/sec의 풍속을 낼 수 있으며, 기본제원은 Fig.2와 같다.

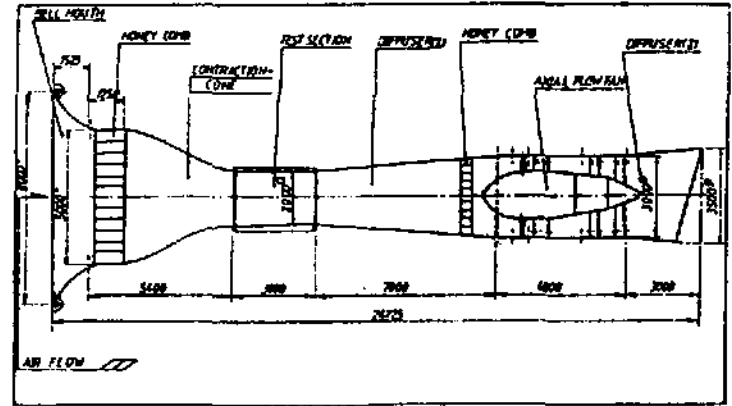


Fig. 2 General arrangements of test wind tunnel

본 연구에서는 다음과 같이 정의된 레이놀즈수에 의한 공력특성을 살펴 보았다.

$$Rec = \frac{\rho_\infty R \Omega C}{\mu_\infty} \quad (8)$$

즉, 2가지의 서로다른 시위를 갖는 회전자로서 회전면적비에 의한 영향을 고려하고, 식(8)에 의해 회전자의 회전속도를 일정하게 하고 풍속을 변화 시키는, 고정 레이놀즈 모드(constant Reynolds mode)와 풍속을 고정시키고 회전자의 회전속도를 조절하는 가변 레이놀즈 모드(variable Reynolds mode)를 이용하여 다리우스 터빈의 공기역학적 특성을 살펴 보았다. 다음의 Table 1에 본 연구를 위해 실험된 내용을 정리하였다.

#### 2. 터빈의 제작

본 연구에서 사용한 다리우스 터빈은 단면의 원심력에 의한 인장응력(tensile stress)만이 작용하게 하는 "Troposkien"이란 굴곡형태가 있으나 직선과 원호로 이루어진 SANDIA<sup>8)</sup>형태로 설계·제작 하였다.

Table 1. Wind tunnel test mode

Run no.	Configuration no.	No. of blades	Solidity	Speed (rpm)	$V_{\infty}$ (m/sec)	Chord (cm)	Rec
1	1	3	0.3	466	Variable	4.41	$0.8 \times 10^5$
2	1	3	0.3	664	variable	4.41	$1.1 \times 10^5$
3	1	3	0.3	variable	7.5	4.41	variable
4	1	3	0.3	variable	6.0	4.41	variable
5	2	3	0.2	721	variable	2.94	$0.8 \times 10^5$
6	2	3	0.2	982	variable	2.94	$1.1 \times 10^5$
7	2	3	0.2	variable	7.5	2.94	variable
8	2	3	0.2	variable	6.0	2.94	variable

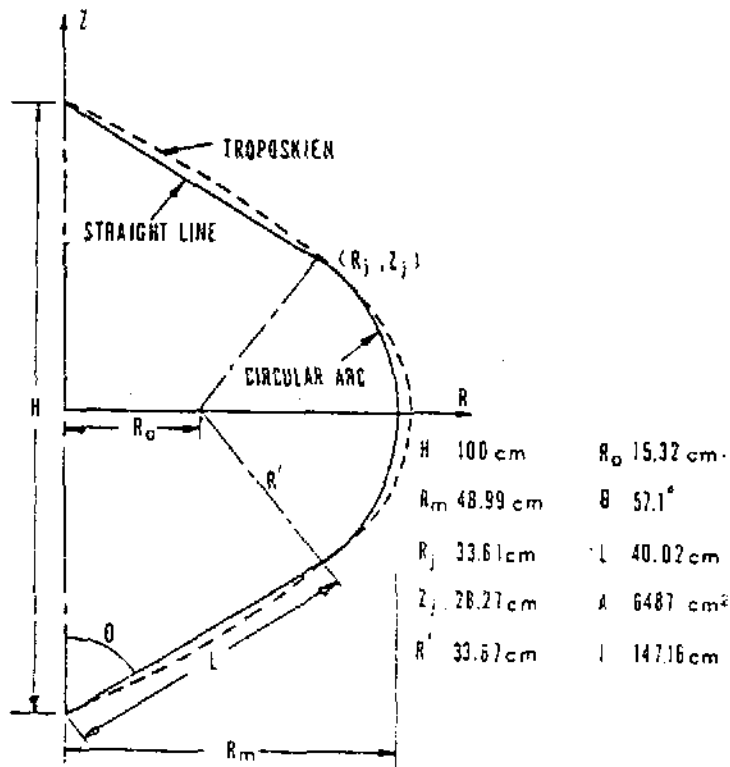


Fig. 3 Curved shape and general dimensions of the model Darrieus turbine

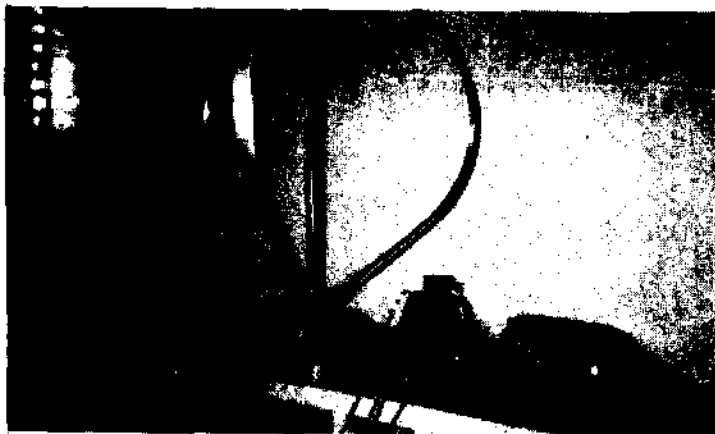
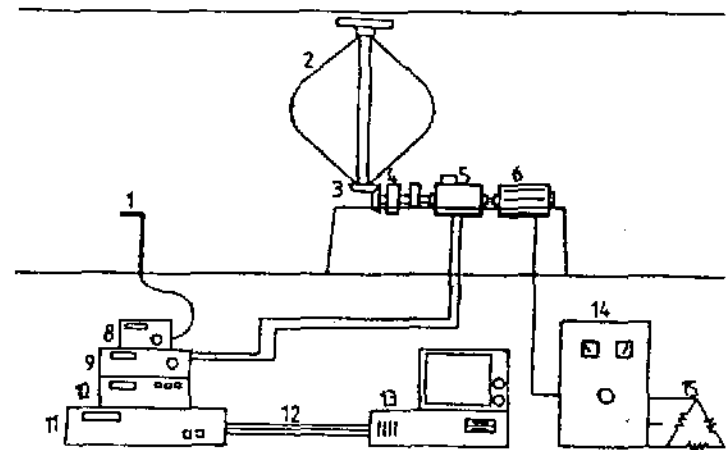


Fig. 4 Model Darrieus turbine in wind tunnel

터빈의 높이는 1m로 설계 되었고, 회전면적 A는 6487cm<sup>2</sup>, 길이 l은 147.16cm이고, 재질은 알루미늄 6061을 단면 NACA0015로서 압출하여 T6까지 열처리 하였다. Fig.3에 터빈의 자세한 재원과 Fig.4에 풍동내에 설치된 터빈을 보이고 있다.

### 3. 실험장치 구성 및 방법

다리우스 터빈의 성능실험을 위해 사용된 시험장치는 크게 풍동장치, 동력전달장치, 토크 및 회전수 측정기, 유도전동기/발전기, 전동기 속도제어장치 및 부하와 자동 자료처리장치로 구성되어 있으며, Fig.5에 개략도를 표시하였다.



- |                              |                            |
|------------------------------|----------------------------|
| 1. SUBSONIC WIND TUNNEL      | 9. DIGITAL TORQUE DETECTOR |
| 2. DARRIEUS WIND TURBINE     | 10. SWITCH CONTROL UNIT    |
| 3. BEVEL GEAR                | 11. DIGITAL VOLTMETER      |
| 4. DISK BRAKE                | 12. HP10                   |
| 5. TORQUE DETECTOR           | 13. IBM XT                 |
| 6. INDUCTION MOTOR/GENERATOR | 14. VVVF INVERTER          |
| 7. PITOT TUBE                | 15. LOAD BANK              |
| 8. DIGITAL MULTIMETER        |                            |

Fig. 5 General view of experimental apparatus

풍동장치는 Fig.2의 재원을 갖는 아음속 풍동이고, 풍속은 간섭을 받지 않는 적정위치에 pitot관을 설치하여 측정 하였다. 또, 회전축의 동력은 베벨기어를 통해 수평방향으로 전달되고, 전달된 동력은 ONOSOKI-KST-0.5와 DTM-408 토오크 회전측정기로서 측정 되었고 터빈의 회전수는 VVF 인버터로서 유도전동기/발전기의 회전수를 제어함으로서 조절하였다. 또한, 모든 측정자료는 HP사의 SCU (switch control unit)와 DVM 및 HPIB 접속방식으로 연결된 IBM-XT로서 자동 입력되어 처리 되도록 구성하였다.

#### IV. 실험결과

다리우스 터빈의 공력특성을 해석하기 위해 날개요소이론에 의한 공기역학적 힘을 계산하는데, 이 계산과정에서 받음각이 0°에서 180°의 범위내에서 변하는 양·항력계수가 필요하게 된다. 본 연구에서는 미국의 SANDIA 연구소에서 실험된 NACA0015의 익형에 대해 레이놀즈수가  $1.6 \times 10^5$ 에서  $1.0 \times 10^6$ 의 범위내에 있는 양·항력계수에 대한 실험자료<sup>11)</sup>를 이용하여, 터빈의 국부적으로 바뀌는 레이놀즈수의

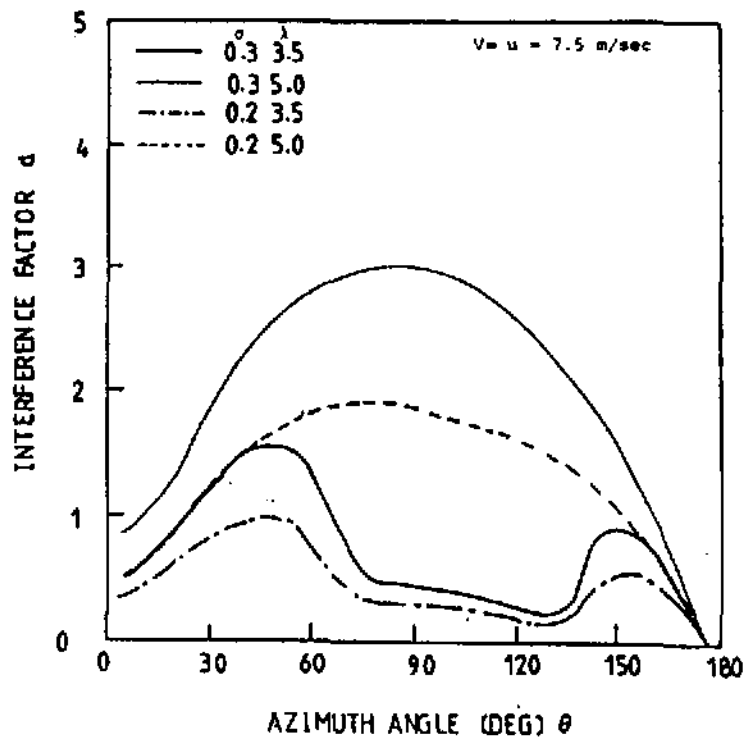


Fig. 6 Interference factor with blade azimuth angle at  $r=R$

변화를 고려하였다.

다음의 Fig.6에 해석모델에 의해 얻어진, 회전면적비와 날개끝 속도비에 대한 간섭계수의 변화를 보이고 있다. 날개끝 속도비가 5.0인 경우에는 방위각 70°~90°부근을 정점으로 변화를 보이고 있으나 날개끝 속도비가 3.5인 경

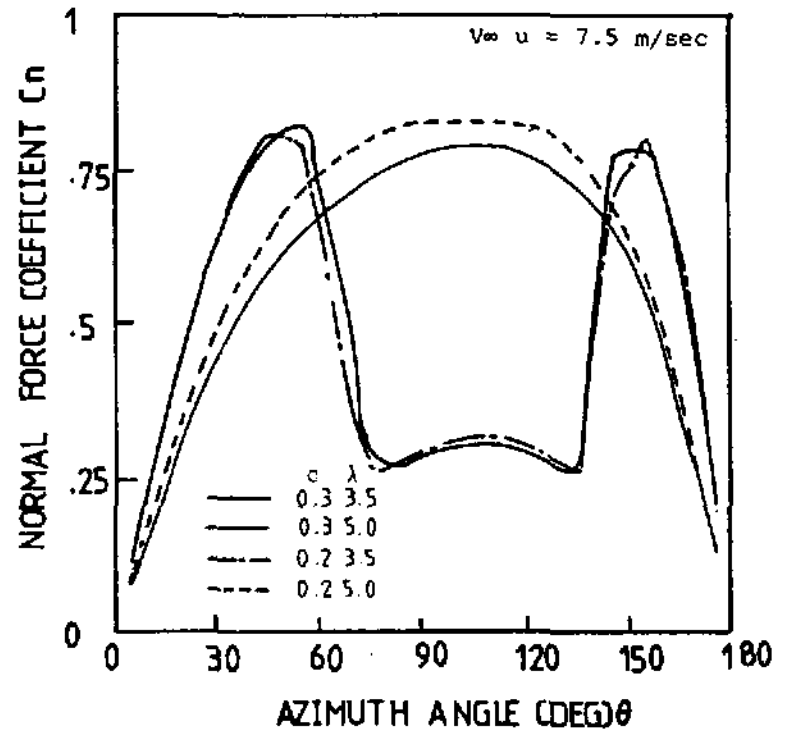


Fig. 7-a Normal force coefficient with blade azimuth angle at  $r=R$

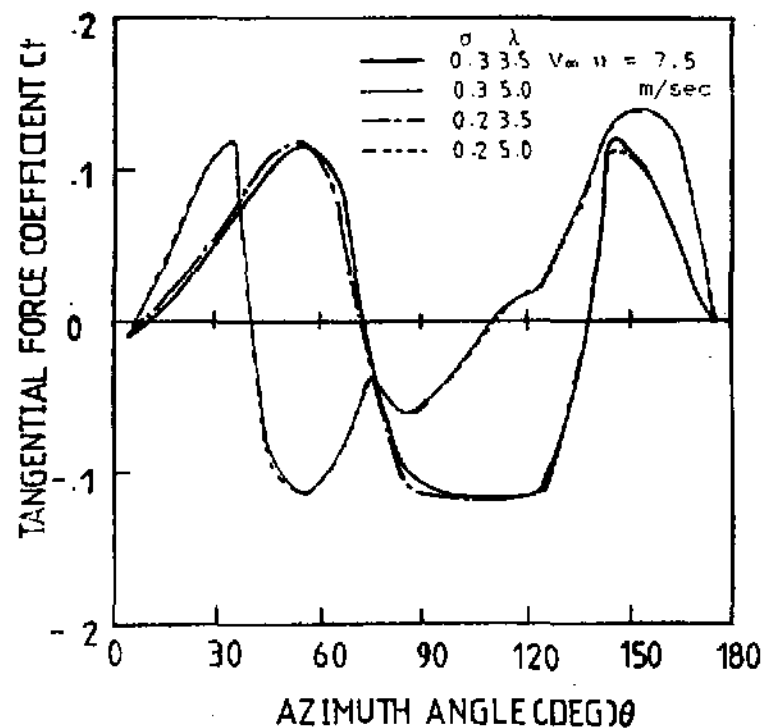


Fig. 7-b Tangential force coefficient with blade azimuth angle at  $r=R$

우에는 방위각  $60^\circ$  이후에서 간섭계수가 급격히 감소하고 있다. 이는 날개끝 속도비가 작아지면 받음각이 상대적으로 커지게 되어 양력발생이 급격하게 줄게 되고, 이에 따라 운동량의 변화가 작게 되므로 간섭계수가 작아지는 것을

나타내고 있다. 이런 현상은 회전면적비가 클수록 뚜렷해지고 있다.

Fig.7 a, b에는 방위각의 변화에 대해, 시위선에 각각 수직방향 및 접선방향으로 작용하는 normal force coefficient  $C_n$ 과 tangential force

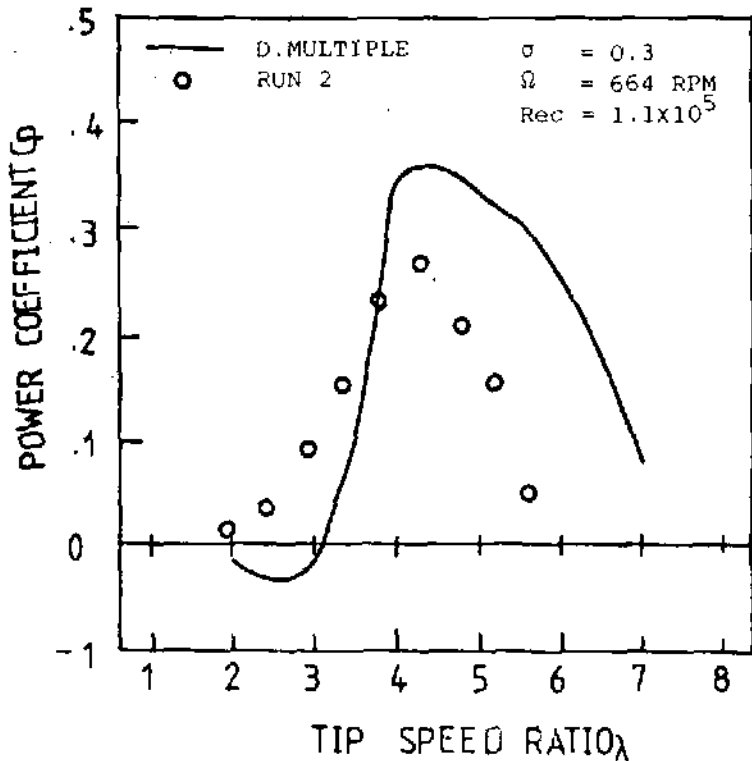


Fig. 8-a Power coefficients VS. tip speed ratio ( $\sigma = 0.3, Rec = 1.1 \times 10^5$ )

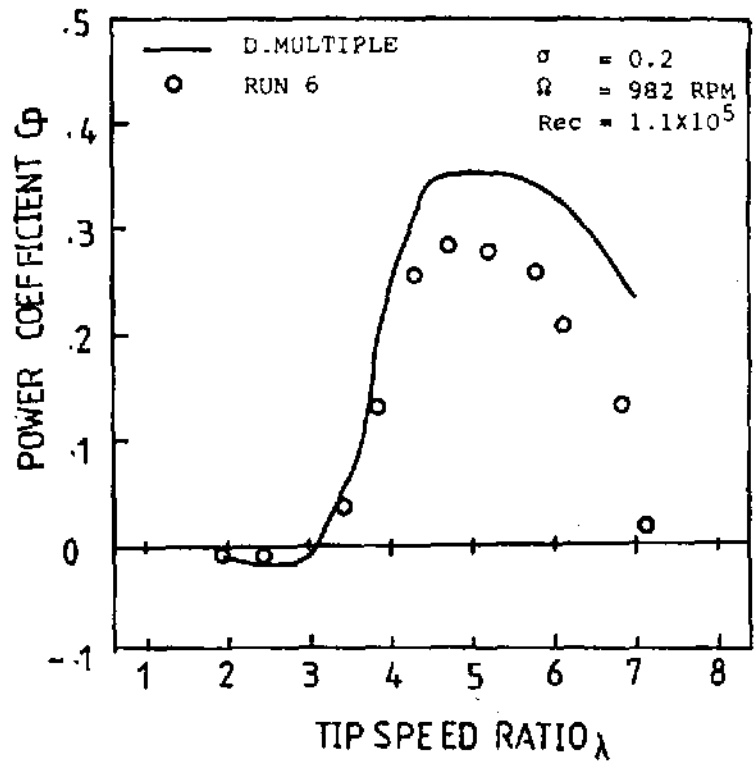


Fig. 9-a Power coefficients VS. tip speed ratio ( $\sigma = 0.2, Rec = 1.1 \times 10^5$ )

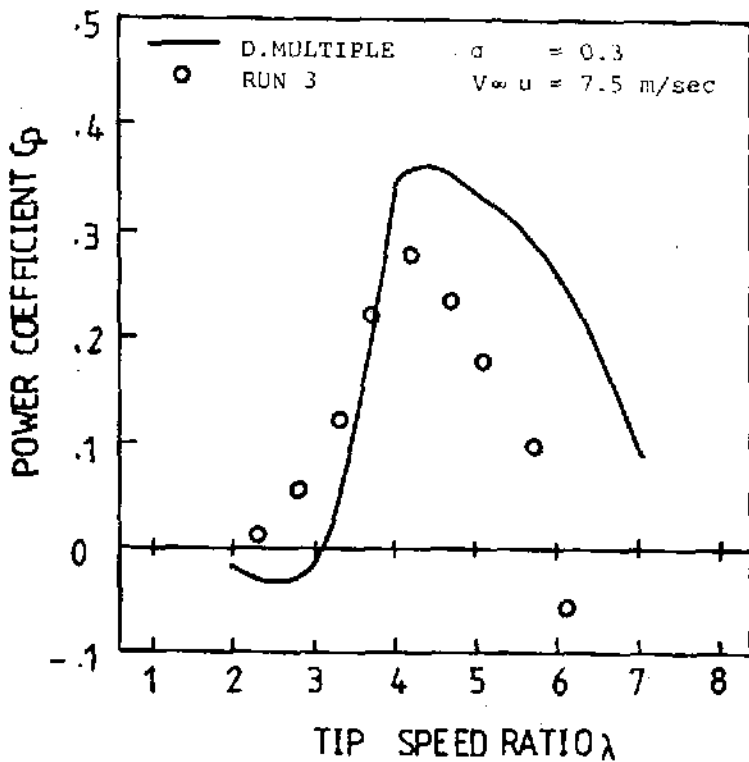


Fig. 8-b Power coefficients VS. tip speed ratio ( $\sigma = 0.3, V_{\infty u} = 7.5 \text{ m/sec}$ )

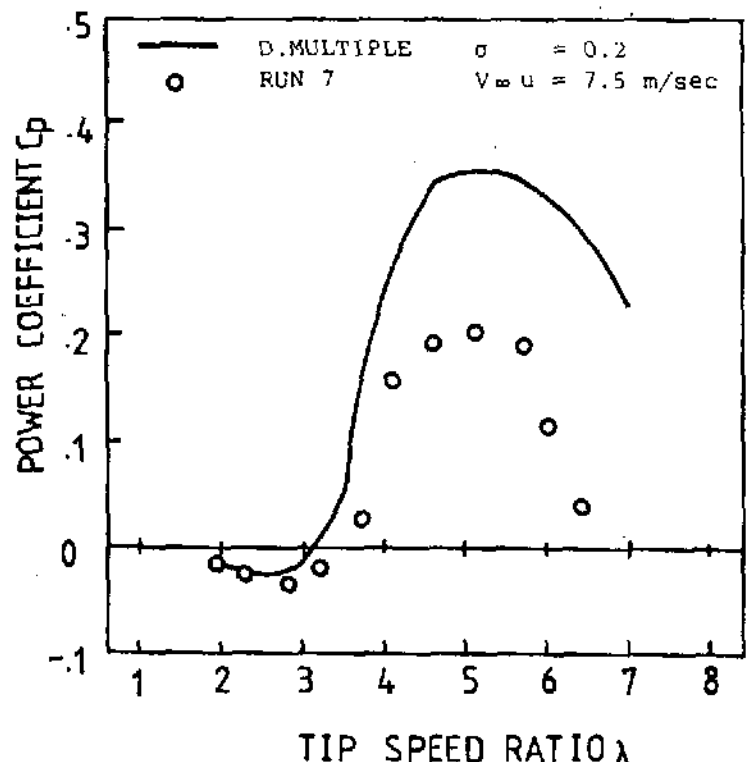


Fig. 9-b Power coefficients VS. tip speed ratio ( $\sigma = 0.2, V_{\infty u} = 7.5 \text{ m/sec}$ )

coefficient  $C_t$ 를 보이고 있다. 날개끝 속도비가 3.5인 경우에는, 방위각이  $70^\circ \sim 130^\circ$ 범위에서  $C_n$ 이 크게 떨어지는 것을 보이는데, 이는 터빈이 실속상태가 되어 양력이 급하게 감소함을 알 수 있다.

$C_t$ 의 경우에는  $\lambda$ 가 3.5인 경우에는 방위각  $70^\circ \sim 130^\circ$ 범위내에서 실속으로 인한 항력의 급격한 증가로 인하여 큰 부(-)의 값을 나타내고,  $\lambda$ 가 5.0인 경우에는 항력의 증가 때문이 아니라, 작은 받음각으로 인해 양력의 접선성분 보다는 항력의 접선성분이 크게 작용하기 때문에  $\lambda$ 가 3.5인 경우보다 먼저 부(-)의 값으로 떨어졌다가, 받음각이 점차 실속이내의 범위내에서 증가할수록 회복되고 있음을 보이고 있다.

Fig.8-a,b에는 회전면적비가 0.3인 경우, 각각 고정 레이놀즈 모우드와 가변 레이놀즈 모우드에서의 계산된 동력계수와 실험된 동력계수의 값을 비교하고 있고, Fig.9-a,b는 회전면적비가 0.2인 경우를 나타내고 있다. 비교적 유도속도의 변화(운동량의 변화)가 심하지 않은 낮은 날개끝 속도비와 낮은 회전면적비에서 실험치와 해석모델의 결과가 근접하고 있고,

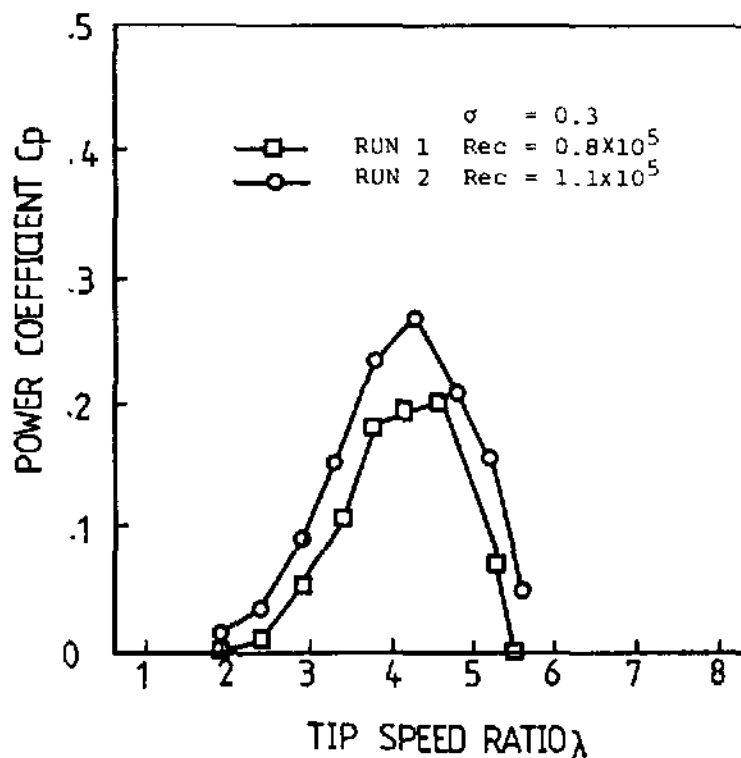


Fig. 10-a Power coefficient VS. Reynolds no. ( $\sigma = 0.3$ )

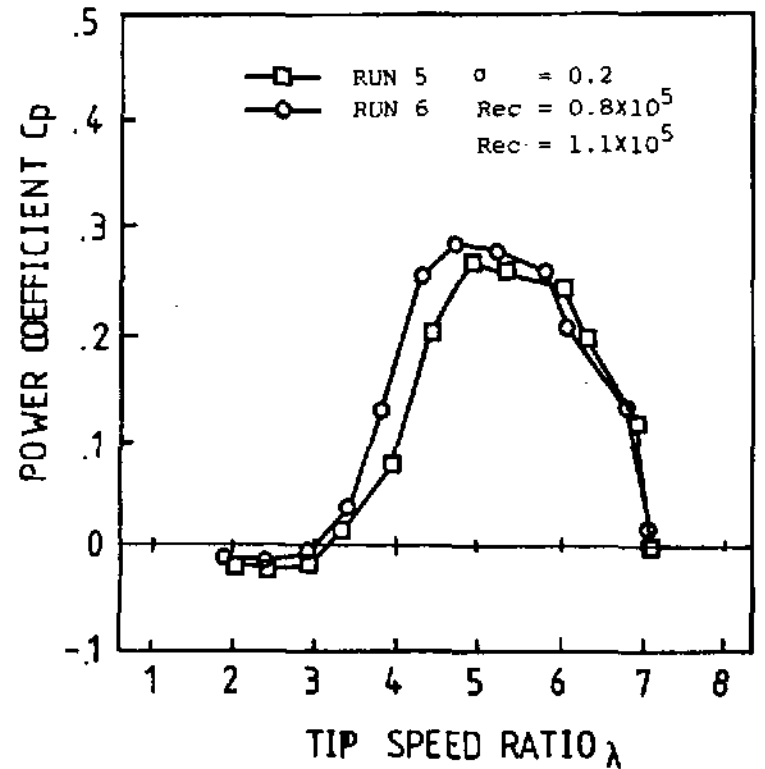


Fig. 10-b Power coefficient VS. Reynolds no. ( $\sigma = 0.2$ )

전체적으로 날개끝 속도비가 4.2내외에서 동력계수가 최대가 되는 현상은 실험결과와 해석모델의 결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Fig.10-a,b에는 각각 회전면적비가 0.3, 0.2인 경우의 레이놀즈 수에 대한 동력계수의 실

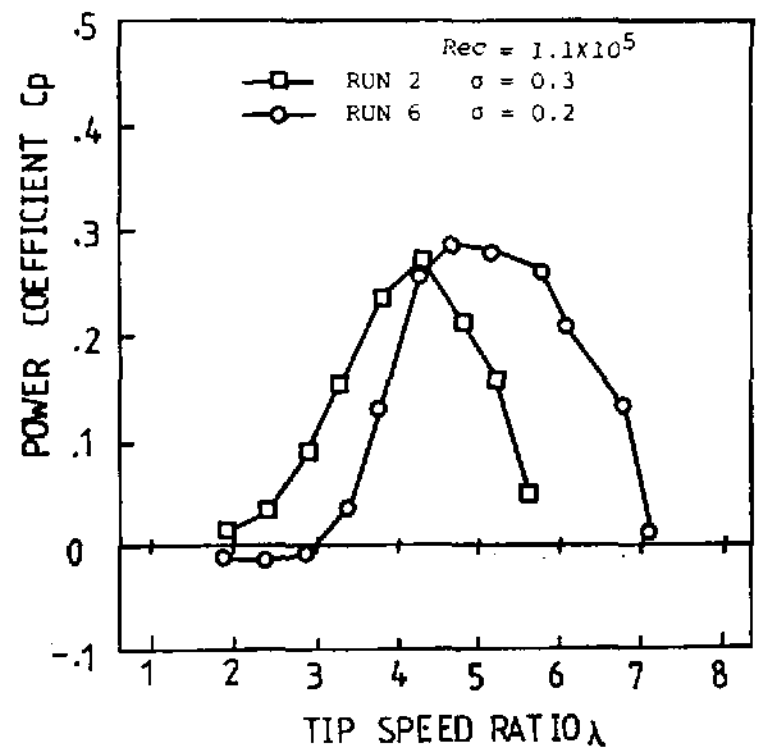


Fig. 11 Power coefficient VS. solidity ratio (Rec =  $1.1 \times 10^5$ )



험치를 비교 하였다. 레이놀즈 수가 커질수록 동력계수의 값이 증가하는데, 이는 공기역학적 흐름의 특성이 좋아지는 것을 보이고 있고, 동력계수는 회전면적비가 클때 더 많이 증가함을 알 수 있다.

다음의 Fig.11에는 레이놀즈 수가  $1.1 \times 10^5$  일때의 동력계수에 대한 회전면적비의 영향을 보이고 있다. 회전면적비의 변화에 대해 최대 동력계수치의 변화와 동력발생이 중단되는 도피점(runaway)의 변화가 두드러지게 나타나고 있다. 즉, 회전면적비가 0.3보다도 0.2일때 동력계수가 최대가 되는 날개끝 속도비가 증가하고, 최대동력계수치도 증가하고 있다. 동일 레이놀즈 수의 상태에서도 회전면적비가 감소할 수록 동력계수가 0이 되는 날개끝 속도비가 증가하므로, 다리우스 터빈이 동기 운전할때에는 낮은 회전면적비를 갖게 설계되어야 함도 볼 수 있다.

다음의 Fig.12에는 가변 레이놀즈 모드에서  $V_{\infty u}$ 가 7.5 m/sec 일때의 회전면적비에 따른 동력계수의 변화를 보이고 있다.  $V_{\infty u}$ 가 일정한 조건에서 낮은  $\lambda$ 에서는  $\sigma$ 가 클수록 동

력계수가 커지고, 높은  $\lambda$ 에서는 반대의 현상이 나타나는데, 이는 낮은  $\lambda$ 에서는 Run 3이 Run7 보다 큰 레이놀즈 수의 상태로 회전하기 때문에 공력특성이 좋아지는 것이며, 높은  $\lambda$  상태에서는 레이놀즈 수의 영향보다는 회전면적비에 의한 영향으로  $\sigma$ 가 작은 경우의 동력계수가 크게 나타나고 있다.

### V. 결론

1. 다리우스 터빈의 공기역학적 특성 예측을 위한 이중 다류관 모델은 낮은 회전면적비나 낮은 날개끝 속도비 상태에서는 실험치와 비교적 잘 일치하고 있다.

2. 서로 다른 2가지의 회전자에 대해 고정 레이놀즈 모드와 가변 레이놀즈 모드에서의 풍동실험을 통해, 레이놀즈수와 회전면적비에 대한 터빈의 공력특성 변화를 검토 하였으며, 레이놀즈수가 커질수록 최대 동력계수치가 증가하고, 회전면적비가 작아질 수록 동력계수가 최대가 되는 날개끝 속도비와 도피 날개끝속도비(runaway tip speed ratio)가 증가하게 된다.

3. 다리우스 터빈의 적절한 회전면적비는 0.2부근이며, 날개끝 속도비가 4.5~5.0에서 동력계수가 0.3의 최대치를 실험을 통해 얻을 수 있었다.

4. 날개끝 속도비나 회전면적비가 큰 경우에는 대기속도에 대해 종방향의 운동량 변화뿐만 아니라, 회전축에 대해 횡방향의 운동량 변화도 무시할 수 없으므로, 횡방향의 유도속도 성분을 포함하는 2차원 운동량 이론의 정립을 통해 실험치와의 차이를 보완하여야 한다.

### 참고 문헌

1. Templin, R.J. "Aerodynamic Performance Theory for the NRC Vertical - Axis Wind Turbines", NRC of Canada, Rept. LTR-LA-160, June 1974
2. Wilson, R.E and Lissaman, Peter B.S, "Applied Aerodynamics of Wind Powered

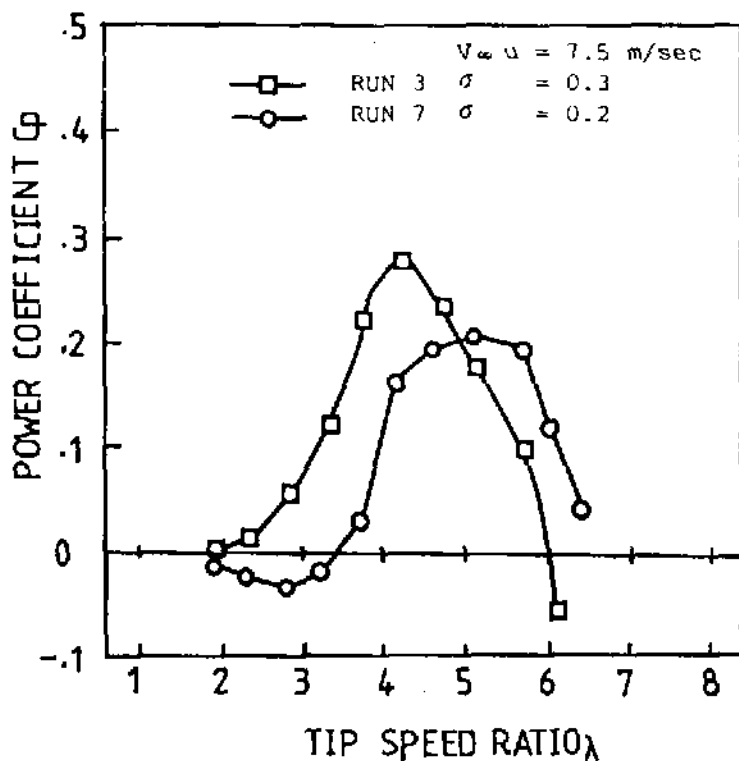


Fig. 12 Power coefficient VS. solidity ratio in variable Reynolds mode ( $V_{\infty u} = 7.5$  m/sec)

- Machines”, Oregon State University, May 1974
3. Strickland, J.H., “Aerodynamics of the Darrieus Turbine”, SAND 76-5586, 1976
  4. Strickland, J.H., “The Darrieus Turbine: A Performance Prediction Model Using Multiple Streamtubes”, SAND 75-0431, Oct, 1975
  5. Paraschivoiu, I. and Delclaux, F. “Double Multiple Streamtube Model with Recent Improvements”, J. of Energy, Vol.7. pp250-255, 1983
  6. Paraschivoiu, I., “Aerodynamic Loads and Performance of the Darrieus Rotor”, J. of Energy, Vol.6. pp.406-412, 1982
  7. Lapin, E.E., “Theoretical Performance of Vertical Axis Wind Turbines”, ASME Paper 75-WA/Enter-1, The Winter Annual Meeting, Houston, Texas, Nov. 30-Dec.4. 1975
  8. Blackwell, B.F., Sheldahl, R.E. and Feltz, L.V., “Wind Tunnel Performance Data for the Darrieus wind Turbine with NACA0012 Blades”, SAND76-0130, Mar. 1977
  9. Sheldahl, R.E., Klimas, P.C., and Feltz, L.V., “Aerodynamic Performance of a 5-Meter Diameter Darrieus Turbine with Extruded Aluminum NACA-0015 Blades”, SAND 80-0179, Mar. 1980
  10. Worstell, M.H., “Measured Aerodynamics and System Performance of the 17-m Research Machine”, Proceedings of the Vertical Axis Wind Turbine Design Technology Seminar for Industry, Albuquerque, N.Mex., pp. 233-258, 1980
  11. Sheldahl, R.E. and Klimas, P.C., “Aerodynamic Characteristic of Seven Symmetric Airfoil Section Through 180-Degree Angle of Attack for use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines”, SAND 80-2144, Mar. 1981
  12. 김건훈, 이철형, 이규현, “수직축 다리우스 풍력터빈의 공기역학적 특성해석에 관한 연구”, 태양에너지 제7권 2호, pp.74-85, 1987