

## 입사각의 변화에 따른 터빈 캐스케이드에서 손실계수에 관한 실험적 연구

이주형\* · 허원회\* · 전창수\*\*

### An Experimental Study on Loss Coefficient of Turbine Cascade with Incidence Angles

Ju-Hyung Lee\*, Won-Hae Hur\*, Chang-Soo Jeon\*\*

Key Words: Turbine cascade(터빈 캐스케이드), Profile loss(형상 손실), Loss Coefficient(손실계수), Total Pressure Loss Coefficient(전압손실)

#### ABSTRACT

For the study on loss coefficients of turbine cascade with variation of incidence angle, the wind-tunnel tests were performed under the ranges in velocity of 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s and incidence angles from  $-20^\circ$  to  $20^\circ$  by intervals of  $5^\circ$ . Comparing our results with Soderberg's prediction, differences in loss coefficient were 2.5% and 2.8% each for 10 m/s and 15 m/s. A large disagreement of 30.3% was showed at 20 m/s freestream velocity. The comparisons of these test results with Ainley's prediction showed an 8% difference in the case of 20 m/s freestream velocity. Test results were approximately comparable with Ainley's loss prediction's in incidence angles. Generally, averaged total pressure loss seemed to be decreased as Reynolds number increased. The total pressure loss coefficients were increased parabolically, as incidence angles were increased negatively and positively from  $0^\circ$ , in all speed ranges. At the far low freestream velocities, minimum loss occurred between  $-5^\circ$  and  $+5^\circ$ . But this minimum range narrowed the location of this range by shifting to the direction of the angle as freestream velocity was increased.

#### 1. 서 론

가스터빈은 항공산업의 발달에 따라 급속히 발전해 왔으며 근래에는 제철, 화학 등 각종 플랜트 설비에 이르기까지 산업 전반에 걸쳐 가스터빈의 사용 범위가 넓어지고 있다. 가스터빈은 기존의 왕복기관이 가지는 많은 한계들(회전수, 출력, 소음, 진동)을 뛰어넘어 다

가오는 21세기에는 그 활용 범위가 산업 전반으로 더욱 확대될 전망이다.

터빈 캐스케이드 데이터의 source는 첫째 Zweifel<sup>(1)</sup> 연구에 의한 터빈 캐스케이드 데이터, 둘째 British 캐스케이드 데이터, 셋째 Steam Nozzles Research Committee에서 수행된 증기 터빈 캐스케이드 데이터 등이 있으며 많은 실험을 통해서 얻어진 위의 데이터는 다음과 같은 사람들에 의하여 정리되어 터빈 캐스케이드 내에서의 공력 손실(aerodynamic loss)을 예측하는데 이용되고 있다.<sup>(1)</sup>

\* 한국항공대학교 기계설계학과 대학원

\*\* 한국항공대학교 기계설계학과

Zweifel 연구에 의한 터빈 캐스케이드 데이터는 Soderberg에 의하여 연구, 집약되어 손실을 예측하는데 사용되었으며 British 캐스케이드 데이터는 Ainley와 Mathieson<sup>(2)</sup>에 의하여 정리되어 터빈 캐스케이드에서의 손실 예측 방법을 도출하는데 사용되었다. SNRC에서 수행된 증기 터빈 캐스케이드 데이터는 Guy에 의하여 연구되었다.<sup>(3)</sup>

이렇게 얻어진 터빈 캐스케이드 사이의 2차원 유동에서의 형상손실에 대한 자료를 이용하여 얻어진 실험식은 지금까지 터빈 블레이드 설계 및 성능예측을 하는데 매우 유용한 자료로 활용되어 왔으나 현재까지 이러한 실험식에 대한 개선을 하고자 하는 연구는 미흡한 편으로 아직도 30년 이전의 결과를 이용하고 있는 실정이다. 실제로 터빈 블레이드 설계 기술이 발달하여 많은 개선이 이루어지고 있고 또한 작동영역도 천음속 이상의 유동에 적합한 터빈 블레이드가 개발되어 있는가 하면 제트엔진의 터빈 성능 향상에 큰 영향을 주는 터빈 입구 온도를 증가시키기 위한 노력으로 요즘에는 냉각 터빈 블레이드가 개발되어 앞으로 제트엔진의 터빈 성능을 예측하거나 설계하는데 30년 전의 실험식은 보다 정확한 성능 예측을 하는데 적합하지 못한 점이 많은 것으로 예상되어 이에 대한 개선된 실험식을 얻고자 하는 연구는 터빈 설계 기술에서 중요한 연구분야라고 할 수 있다. 본 연구에서는 이러한 연구 필요성을 인식하여 터빈 캐스케이드내 형상손실에 대한 경험식을 개선하고자 한다. 이를 위해서는 상당히 방대한 양의 실험자료를 필요로 하므로 1단계로 터빈 블레이드내 유동의 영향을 주는 인자를 고려하여 단계적으로 자료 축적을 하고 이들 자료로 과거 실험식들의 개선 방향을 제시하고자 한다. 1단계에서는 실험자료가 전무한 상황이므로 우선 얻어진 실험 자료들을 기존의 실험식과 비교하고 차이점에 대한 분석과 개선 가능성에 대한 검토를 하고자 한다. 본 연구에서 축적 하고자 하는 터빈 블레이드내 2차원 유동의 형상 손실에 영향을 미치는 설계변수로 입사각 변화, 솔리디티, 블레이드 챔버, 블레이드 두께, 레이놀즈수들이 우선적 변수라고 본다. 따라서, 단계적으로 위의 변수들을 변화시키면서 이들에 따른 형상 손실을 측정하여 분석, 비교하고자 한다. 1단계로 입사각 변화에 따른 터빈 캐스케이드 형상손실에 대한 실험을 수행하였다.

입사각의 변화에 따른 손실 변화를 실험하기 위하여 입사각을  $-20^{\circ} \sim +20^{\circ}$ 까지  $5^{\circ}$ 씩 변화 시켰으며 레이

놀즈수의 변화에 따른 영향을 고려하기 위하여 자유유동의 속도를 10, 15, 20 m/s로 변화시키면서 블레이드 앞전과 뒷전에서의 속도 변화, 전압손실의 변화를 측정하였다. 그리고 본 실험 결과의 타당성을 검토하기 위하여 Soderberg가 제안한 손실 예측방법과 Ainley가 제안한 손실예측 방법으로 계산한 손실계수와 본 실험을 통하여 획득한 전압 손실계수 값을 비교하여 결과를 분석하고자 한다.

## 2. 터빈 캐스케이드 손실예측 이론

지금까지 터빈 블레이드 성능예측이나 설계시 자주 사용되는 경험식에는 두 가지를 들 수 있다. 터빈 캐스케이드내 2차원 유동의 형상 손실을 입사각이 변할 때 이론적으로 예측하는 것은 매우 어렵다고 할 수 있다. 따라서 터빈의 탈설계점 성능 해석시에 성능예측에 유용하게 사용되는 것이 손실예측에 대한 경험식들이다. 본 실험을 통해 얻어진 전압 손실계수( $C_{pl}$ )는 블레이드의 미드스팬에서 발생하는 형상 손실계수(profile loss coefficient)임을 나타낸다.

### 2.1 Soderberg에 의한 손실예측 방법

Soderberg는 입사각( $i$ )이 0인 경우 터빈 캐스케이드에서의 손실계수  $\xi$ 를 가스 출구각과  $t/l$ ,  $b/H$ , 레이놀즈수의 함수로 정의하여  $\xi$ ((Soderberg total loss coefficient)를 구하는 경험식을 제안하였다. 아래의 Fig. 1에서 Soderberg 손실계수를 구하는데 필요한 변수들을 정의 하였다.

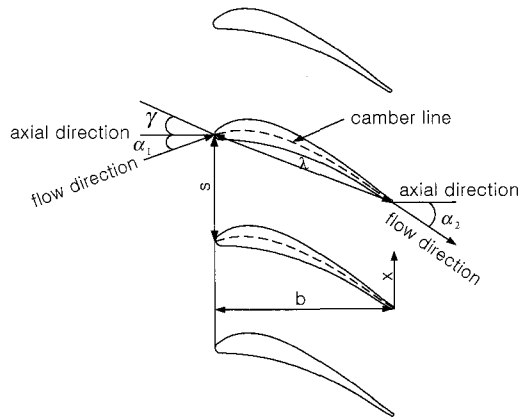


Fig. 1 Definition of turbine cascade variables

식에서 사용되는 수력직경(hydraulic diameter)과 레이놀즈수를 다음과 같이 정의 하였다.

$$D_h = (2 H s \cos \alpha_2) / (s \cos \alpha_2 + H) \quad (1)$$

$$R_h = \frac{\rho u D_h}{\mu} \quad (2)$$

손실계수  $\xi$ 는 다음과 같이 정의 하였다.

$$\xi = \left( \frac{10^5}{R_h} \right)^{\frac{1}{4}} \left( (1 + \xi') (0.975 + 0.075 \frac{b}{H}) - 1 \right) \quad (3)$$

여기서  $\xi'$ 는 전향각(deflection angle)의 함수로  $\xi' = f(\epsilon)$ 로 정의 하였으며 이것은 블레이드 뒷전에서의 가스 출구각과  $(t/D)$ 의 크기에 따라서 결정되는 손실이다.

식 (3)을 통해 구한 Soderberg 손실계수  $\xi$ 에는 형상손실( $\xi_p$ )과 이차손실( $\xi_s$ )이 결합되어 있다. 본 실험에서의 데이터와 비교하기 위해 필요한 손실계수는 형상손실( $\xi_p$ )이므로 식 (3)을 통해 구한  $\xi$ 에서 형상손실( $\xi_p$ )을 분리해내기 위하여 Hawthorne이 제안한 식을 사용하였다. Hawthorne<sup>(4)</sup>은 Soderberg 제안식을 단순화시켜  $\xi$ (Soderberg total loss coefficient)와  $\xi_p$ (Soderberg profile loss coefficient)와의 관계를 다음과 같이 제안하였다.

$$\xi = \xi_p \left[ 1 + \frac{AR \times b}{H} \right] \quad (4)$$

## 2.2 Ainley에 의한 손실예측 방법

Ainley와 Mathieson은 입사각  $0^\circ$ 에서 다양한 출구각과 다양한 피치-코드비에서 반동 블레이드와 충격 블레이드의 손실계수( $Y$ )를 다음과 같이 정의 하였다.

$$Y = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{02} - p_2} \quad (5)$$

이 손실계수에서 형상 손실계수 ( $Y_p$ )를 예측하는 경험식을 다음과 같이 제안하였다.

$$Y_{\mu(\alpha_i=0)} = [ Y_{\mu(\alpha_1=0)} + \left( \frac{\alpha_1}{\alpha_2} \right)^2 ( Y_{\mu(\alpha_1=\alpha_2)} - Y_{\mu(\alpha_1=0)} ) ] \left( \frac{t/l}{0.2} \right)^{\frac{\alpha_1}{\alpha_2}} \quad (6)$$

식 (6)을 사용하여 Ainley 형상손실계수를 구해내기 위해서는 충격 블레이드 ( $\alpha_1 = \alpha_2$ )에 대한 실험이 병행되어야 한다. 그래서 본 실험에서는 식 (6)을 사용하여 Ainley 형상손실계수를 구하지 않고 실험조건이 본 실험과 유사한 조건의 Ainley 실험 데이터를 활용하여 비교하였다.

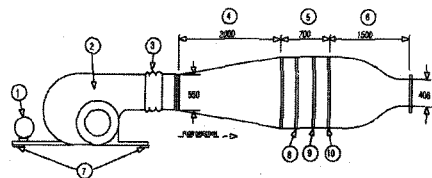
## 3. 실험장치 및 실험방법

### 3.1 실험장치

이번 실험에 사용된 풍동은 아음속 개방송출형이며 최대풍속은 약 30 m/s 이다. 수축부의 최종 단면의 크기는 406 mm × 406 mm로 이루어져 있다. 그리고 이 풍동은 자유흐름 속도가 10 m/s일 때 난류강도는 약 0.5 정도이고 15 m/s인 경우에는 0.7%이다.

풍동의 시험부는 Fig. 2에서 보여진 바와 같이 두개의 수평판을 설치하고 이 사이에 제작한 터빈 블레이드를 놓아 2차원 유동이 되도록 하였다. 따라서 실제 실험부의 단면의 크기는 292 mm × 150 mm가 된다. 수평판 사이의 수직 평판은 터빈 블레이드 입사각 변화를 주게 될 때 블레이드와 같이 움직이면서 2차원 유동을 유지시키기 위해 설치되었다.

입사각의 변화를 주기 위해서 상, 하 수평판에 각각 2개씩 총 4개의 원형판을 설치하여 이 원판을 회전시키면 블레이드가 같이 회전하여 블레이드 입사각이 변



- |                          |                       |
|--------------------------|-----------------------|
| ① Motor (15KW)           | ⑥ Contraction section |
| ② Fan (Centrifugal type) | ⑦ Vibration isolators |
| ③ Flexible coupler       | ⑧ Screen #1 (10 mesh) |
| ④ Diffuser               | ⑨ Screen #2 (14 mesh) |
| ⑤ Settling chamber       | ⑩ Screen #3 (16 mesh) |

Unit : mm

Fig. 2 Schematic diagram of wind tunnel

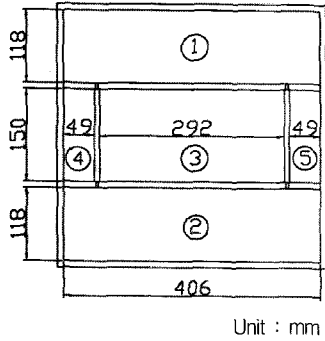


Fig. 3 Front view of test section

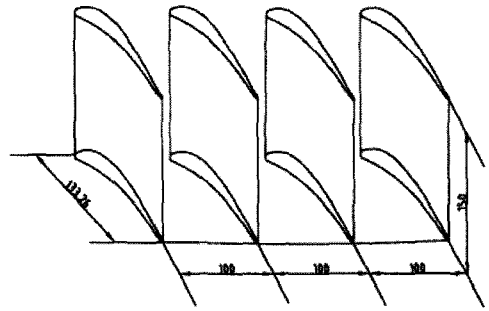


Fig. 5 Shape of turbine cascade.

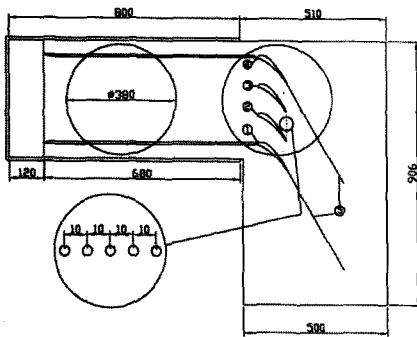


Fig. 4 Top view of test section

화하고 이때 수직판도 같이 움직인다.

Fig. 4에서 보는 바와 같이 블레이드 뒷전에 테일보드를 부착하여 터빈 블레이드 유동의 주기성을 확보하였다.

입사각이 변할 때 Fig. 4에서 블레이드 번호를 아래에서 1, 2, 3, 4로 명명할 때 1번 블레이드에 부착된 테일보드는 입사각의 변화와 같은 각도로 움직여주고 4번 블레이드에 부착된 테일보드를 조정하여 주기성을 맞추었다. 테일보드 크기는 400 mm×150 mm이고 유동의 주기성을 확인을 위해 양쪽 테일보드 중앙에 압력공을 만들어 압력을 측정하였다.

본 실험에 사용된 블레이드는 한국항공우주연구소 추진기관 연구실에서 냉각을 고려하지 않는 추력 1000 lb<sub>f</sub> 급 터보 제트 엔진용으로 설계한 것이며<sup>(5)</sup>, 이 블레이드의 설계 방정식을 인용하여 블레이드를 2차원으로 설계하고 이를 2.68배 확대, large-scale model 블레이드를 제작하였다. 블레이드 모델의 재질은 알루미늄이고 자동선반을 사용하여 제작하였다.

Fig. 5는 블레이드 형상을 3차원으로 나타낸 그림이

Table 1 Geometry of blade

Pitch	100 mm	Blade inlet angle	0°
Chord	133.26 mm	Blade outlet angle	60°
Span	150 mm	Stagger angle	41.37°
Solidity	1.33	Camber angle	60°
Aspect ratio	0.75	Incidence angle	0°

다. 실험에 사용된 블레이드의 개수는 4개, 블레이드와 블레이드 사이의 거리는 100 mm, 블레이드 높이는 150 mm, 코드 길이는 133.26 mm, 축방향의 코드 길이는 99 mm이며, 블레이드의 구체적인 형상과 설계 조건들은 아래의 Table 1과 같다.

### 3.2 실험방법

본 실험에서는 터빈 캐스케이드 형상 손실을 예측하기 위하여 전압 손실을 측정하였다. 처음에는 블레이드 앞전에서는 전압을 피토판으로 측정하고 뒷전에서는 2번과 3번 블레이드 사이 바닥면에 정압공을 설치하여 정압을 측정하고 블레이드 미드스팬에서 열선 속도계로 속도를 측정하여 터빈 블레이드 전압 손실을 계산하였다. 이때 얻은 자료의 분석결과 일반적으로 외부 유동의 정압을 벽면 정압으로 사용할 수 있다는 가정이 3차원 유동의 특성이 뚜렷한 터빈 캐스케이드내 유동에는 적합한 가정이 아님을 확인하였다. Fig. 6은 특정 입사각에서 터빈 블레이드 뒷전에서 미드스팬에서의 정압과 벽면에서의 정압을 비교한 것이다. 따라서 블레이드 뒷전에서의 전압을 계산하기 위해 모든 경우 블레이드 미드스팬에서 자료를 획득하였다.

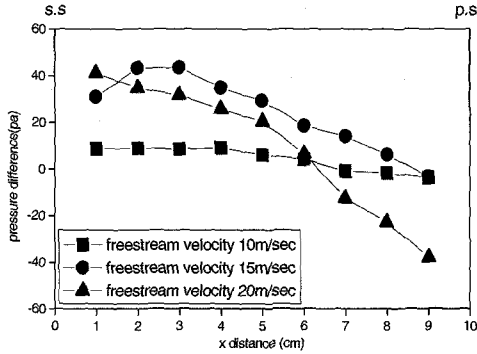


Fig. 6 Difference between the midspan pressure and the wall pressure as a function of velocity( $i=0^\circ$ )

블레이드 2번과 3번 사이 뒷전에 피토크관을 설치하여 이송장치에 의해 피치방향으로 1cm씩 이동 시켜 뒷전 유동에서의 전압과 정압을 측정하였다. 뒷전에서 나오는 유동 방향을 찾기 위해 측정 위치에서 피토크관을 회전시켜 최대 전압 위치를 확인하여 이 위치를 유동흐름 위치로 보았다. 이때 유동방향, 전압, 정압을 측정하여 자료 처리하였다. 피토크관과 벽면 정압공(블레이드 앞전)들에서 나오는 압력들은 Scanivalve를 거쳐 디지털 마노메터와 Demodulator를 통과한 신호는 컴퓨터에 입력되어 처리되었다. 그리고 이 프로그램 안에는 대기압과 온도의 변화에 따른 밀도값을 보정할 수 있도록 보정식이 삽입되어 있어 대기압과 온도의 변화에 따른 실험조건에서의 밀도 값을 보정할수 있게 되어 있다.

이 컴퓨터에서 데이터의 획득은 800개씩의 데이터를 추출하여 이를 평균한 값을 10회 반복하여 컴퓨터에 저장하였으며 나중에 데이터를 분석할 시에는 이들을 다시 평균하여 평균값을 사용하였다. 본 실험에서 데이터를 얻는 과정은 아래의 Fig. 7과 같다.

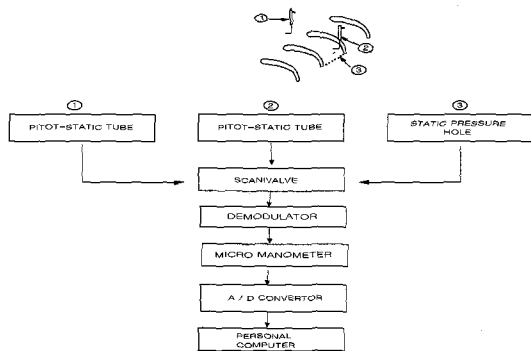


Fig. 7 Block diagram of data acquisition system

대표적인 실험결과에 대한 불확실성 해석을 하면 속도 15 m/s에서 측정된 결과들에서 속도는 약 3.2%, 형상압력 손실계수는 약 2.7%의 불확실성을 갖는 것으로 나타나고 있다.

#### 4. 실험결과 및 고찰

##### 4.1 입사각의 변화에 따른 속도분포

Fig. 8은 터빈 캐스케이드 실험에서 정의한 각도들을 나타낸다. 본 실험에서는 블레이드가 고정된 상태에서 가스가 유입되는 조건이 변화하는 장치를 만드는데 어려움이 있으므로 터어빈 캐스케이드를 움직여서 실험하였다.

따라서 일반적으로 정의되는 블레이드 각도와 유동각도들을 정의하여 사용하는 대신 Fig. 8에서와 같이 입사각( $i$ )과 이탈각( $\delta$ )을 정의하였다. 시계방향의 각을 양으로, 시계 반대방향의 각을 음으로 선택하였다.

Fig. 9는 앞전에서의 속도가 10 m/s이고 입사각이 양인 경우 흡입면(0 cm)에서 압력면 쪽으로(10 cm) 피치가 1 cm씩 증가하면서 나타나는 속도 분포이다. 유입된 유동은 블레이드를 통과하면서 약 앞전 속도의 1.87배정도 가속되었으며 흡입면에서 3cm 떨어진 곳에 최대 속도가 나타남을 확인할 수 있다.

Fig. 9, 10, 11에서 유동의 가속되는 현상을 비교하면 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s 경우 최고 가속이 거의 같은 위치에서 각각 1.93, 1.97, 2.2로 점차 증가한다. 또한 일정한 속도에서 입사각이 변하면서 유동의 가속 현상을 보면, 10 m/s와 15 m/s 경우는 최고 가속이 입사각  $5^\circ$ 와  $10^\circ$ 사이에서 나타나는 반면에, 20 m/s인 경우에는  $0^\circ$ 와  $5^\circ$ 사이에서 최고 가속이 되는 것으로 나타났다. 이는 흡입면에서의 경계층 천이가 일어나는 위치가 레이놀즈수가 증가하면서 변하므로 일어나는

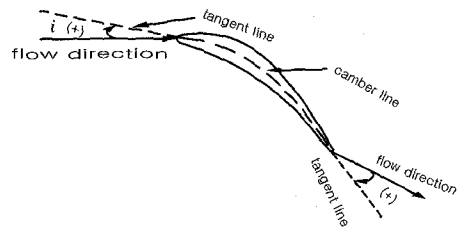


Fig. 8 Definition of angles at turbine cascade

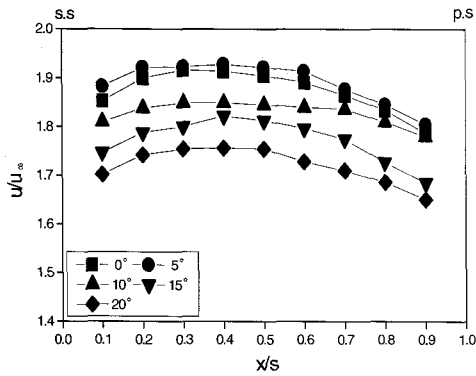


Fig. 9 Velocity distribution at trailing edge as a function of incidence angles ( $U_{\infty}=10$  m/s)

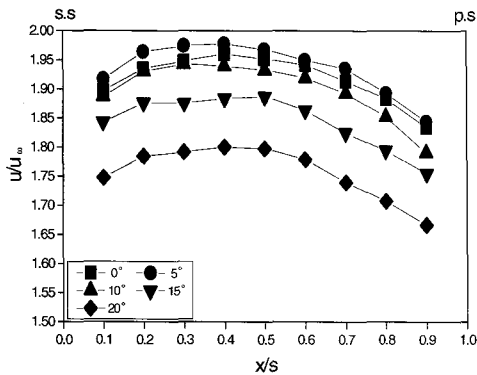


Fig. 10 Velocity distributions at trailing edge as a function of incidence angles ( $U_{\infty}=15$  m/s)

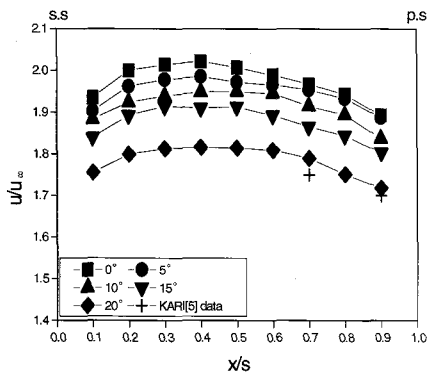


Fig. 11 Velocity distributions at trailing edge as a function of incidence angles ( $U_{\infty}=20$  m/s)

현상으로 보인다. Fig. 11에는 항공우주연구소 실험 자료중 비교가능한 위치의 자료를 표시하였다. 이를

보면, 항공우주연구소 실험조건이 본 연구와 다소 차이는 있어 값의 크기 비교는 어려우나 속도가 가속되는 경향에 있어서는 같은 날개꼴임으로 유사함을 볼 수 있다.

## 4.2 입사각의 변화에 따른 전압손실

### 4.2.1 전압 손실

터빈 캐스케이드에서 손실의 크기를 좌우하는 변수는 앞에서 본 것처럼 여러 가지가 있지만 본 실험에서는 1단계로 입사각(incidence angle)과 레이놀즈수의 변화에 대한 영향을 고찰하였다.

Fig. 12는 세가지 입사각의 경우에 대해 각 입사각에서 자유유동 속도가 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s로 변화되면서 흡입면에서 압력면으로 1cm씩 이동시키면서 측정된 결과이다. 속도가 10 m/s, 15 m/s인 경우에는 피치 방향으로 손실변화가 뚜렷하게 나타나지 않지만 20 m/s인 경우에는 전압 손실이 흡입면에서 가장 크고 압력면으로 갈수록 구배가 완만하게 진행되는 것을 볼 수 있다. 자유유동 속도가 20 m/s인 경우 입사각이 음으로 증가하면서 전압손실이 변하는 경향을 Fig. 13에서 보여주고 있다. 입사각이  $-5^{\circ}$  이상으로 증가하면서 흡입면과 압력면 모두에서 전압손실이 증가하는데 흡입면에서 손실증가 요인은 흡입면 방향으로의 속도성분이 감소되면서 경계층 두께가 증가하게 되고 압력면에서는 유동의 박리영역이 증가되면서 전압손실이 증가되는 것으로 보인다. 이러한 경향은 Fig. 13 (a)와 (b)를 비교해 보면 양의 입사각에서도 유사한 원인으로 전압손실이 발생됨을 알 수 있다.

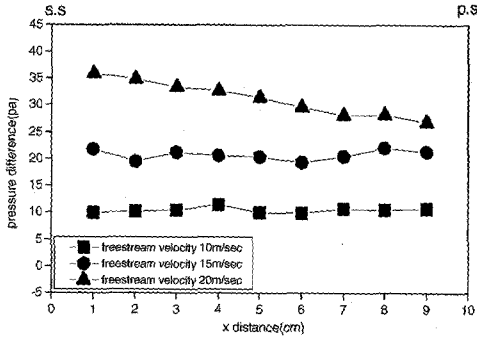
### 4.2.2 전압 손실계수

전압 손실계수는 다음과 같이 정의된다.

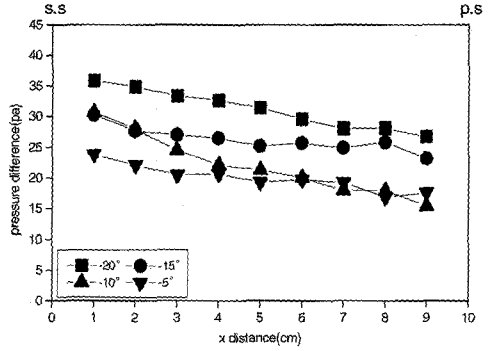
$$C_{bl} = \frac{P_{\infty} - P_t}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2} \quad (7)$$

여기서  $P_{\infty}$ 는 캐스케이드 상류 자유유동에서의 전압,  $P_t$ 는 측정된 전압을 나타낸다.

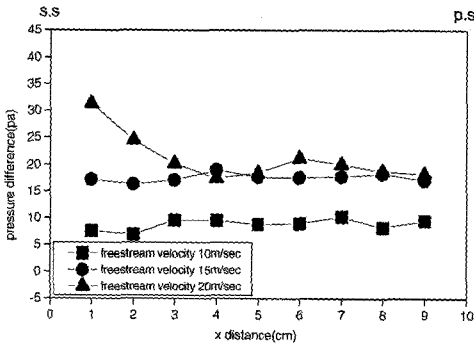
Fig. 14는 앞선 속도 10, 15, 20 m/s인 경우에 흡입면에서 압력면으로 피치 방향의 변화에 대한 전압 손실계수를 산술 평균한 평균 전압 손실계수를 나타낸다.



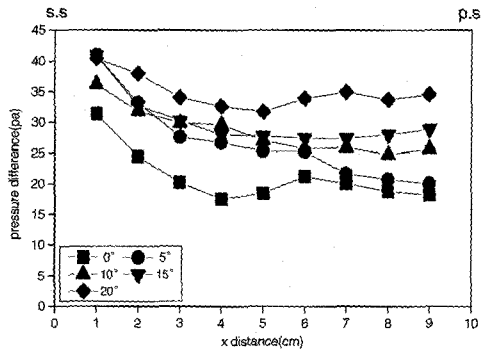
(a) Total pressure difference( $i=-20^\circ$ )



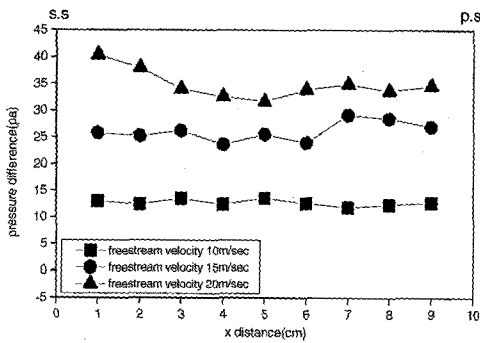
(a) Total pressure difference(negative incidence angles)



(b) Total pressure difference( $i=0^\circ$ )



(b) Total pressure difference (positive incidence angle)



(c) Total pressure difference( $i=20^\circ$ )

Fig. 12 Difference of total pressure as a function of freestream velocity and incidence angle.

전압 손실계수는 앞전에서의 전압과 뒷전에서의 전압을 각각의 동압으로 나눈 것으로 정의되므로 전압 손실계수는 전압차에 비례하고 (속도)<sup>2</sup>에는 반비례하는 관계에 있다. 본 실험에서는 앞전에서의 속도가 10, 15, 20 m/s로 앞전속도가 증가함에 따라서 평균 전압 손실계수는 감소하는 것으로 나타났다. 따라서 레이놀즈

Fig. 13 Total pressure difference as a function of incidence angles ( $U_\infty=20$  m/s)

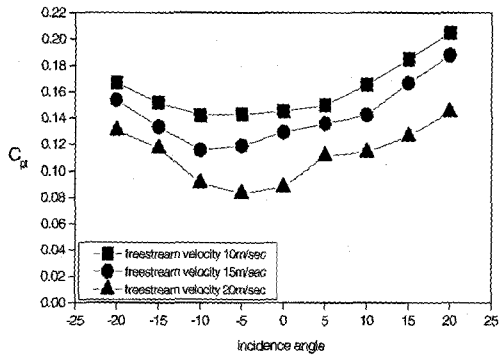


Fig. 14 Average value  $C_{pa}$  as a function of freestream velocity and incidence angle

수가 증가하면서 평균 전압 손실계수는 감소하는 경향이 있음을 알 수 있다. 입사각이 양과 음으로 증가하여 변하면서 모든 속도 범위에서 포물선 형상으로 평균 전압손실계수는 증가하며 저속의 자유흐름

경우에는 최소가 되는 입사각 범위가  $-5^\circ$ 에서  $+5^\circ$  정도 범위로 나타나며, 이런 영역의 범위가 자유유동 속도가 증가하면서 좁아지고 음의 입사각 쪽으로 이동함을 알 수 있다. 이렇게 속도가 증가하면서 평균 전압 손실계수가 최소가 되는 영역이 음의 입사각으로 이동되는 것도 실험대상 터빈의 캠버각이  $60^\circ$ 로 상당히 크기 때문에 판단되며 추후 캠버각 변화에 대한 실험을 하여 결론 지을 수 있을 것으로 판단된다.

### 4.2.3 전압 손실 데이터 비교

Soderberg의 손실예측 방법에 의한 손실계수와 Ainley의 손실예측 방법에 의한 손실계수는 블레이드 뒷전에서의 속도를 기준으로 손실계수를 구한다. 그러므로 이들 데이터와의 비교를 위해서는 블레이드 뒷전에서의 속도를 기준으로 하는 전압손실계수를 다시 정의해줄 필요가 있으며 그 식은 아래와 같다.

$$C_{\mu} = \frac{P_{\infty} - P_t}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (8)$$

여기서  $\rho$ 와  $U$ 는 블레이드 뒷전에서의 밀도와 속도이다.

Soderberg의 손실 예측방법으로 손실계수  $\xi_P$ 를 구하기 위해 적용된 조건은  $t/l=0.15$ 이고  $\epsilon=60^\circ$ 이며  $b/H=0.66$ 이다. 이 조건들을 가지고 입사각이  $0^\circ$ 인 경우 Soderberg의 손실 예측방법을 사용하여 뒷전에서의 속도를 중심으로 그 손실 값을 구해 보았다 그 결과는 아래의 Table 2와 같고 Fig. 15에 비교하였다.

앞전에서의 속도가 10, 15 m/s인 경우 Soderberg의 손실 예측방법에 의해 계산한 값과 실제로 측정된  $C_{\mu}$ 와 거의 일치 하지만 앞전 속도가 20 m/s로 증가하는 경우에는 30.3%로 그 값이 크게 증가하는 것을 볼 수 있다.

Table 2 Comparison total pressure losses with Soderberg prediction

Freestream Vel.	Exit Vel.	$\xi$	$\xi_P$	Exp. ( $C_{\mu}$ )	$(\frac{\xi_P - C_{\mu}}{\xi_P}) \times 100$
10 m/sec	18.74	0.07	0.04	0.041	2.5
15 m/sec	28.78	0.063	0.036	0.035	2.8
20 m/sec	39.49	0.058	0.033	0.023	30.3

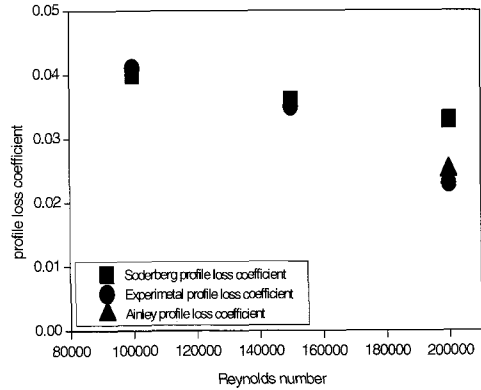


Fig. 15 Comparison of experimental data with Soderberg and Ainley prediction( $i=0^\circ$ )

Table 3 Ainley's profile loss coefficient as a function of incidence angle

Inc. Angle	$-12^\circ$	$0^\circ$	$12^\circ$	$18^\circ$	$24^\circ$	$30^\circ$
$Y_p$	0.032	0.025	0.034	0.044	0.065	0.097

Table 4 Ainley's profile loss coefficient as a function of incidence angle

Inc. Angle ( $^\circ$ )	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20
Ainley	0.049	0.037	0.029	0.026	0.025	0.027	0.032	0.038	0.05
Exp.	0.04	0.033	0.025	0.022	0.023	0.029	0.031	0.036	0.045
Diff.(%)	18.3	10.8	13.7	15.3	8	7.4	3.1	5.2	10

자유유동 속도가 20 m/s인 경우 손실계수와 Ainley의 데이터는 참고문헌[6]에서 찾아 비교해 보면 모든 조건이 거의 유사하다. Ainley의 손실예측에 의한  $Y_p = 0.025$ 이고 실제 실험한 손실계수는 0.023으로 약 8% 오차가 발생했다. Ainley의 손실예측방법은 조건이 출구에서의 유동의 마하수가 0.6이하인 경우에는 Soderberg 손실예측 방법보다 정확한 것으로 판단되며 따라서 본 실험 결과와 잘 일치 함을 알 수 있다.

자유 유동속도가 20 m/s인 경우 입사각 변화에 따른 평균 전압손실계수와 Ainley 손실예측 방법에 의한 손실계수를 비교하여 Table 4와 5에 정리하였고 이를 Fig. 16에 도시하였다. Table 4의 Ainley 손실예측 방법에 의한 손실계수 자료를 4차 다항식으로 곡선 처리 하여 실험 결과와 비교한 결과 전반적으로 음의 입사각 범위에서는 예측계수가 조금 높게 나타나고 양의



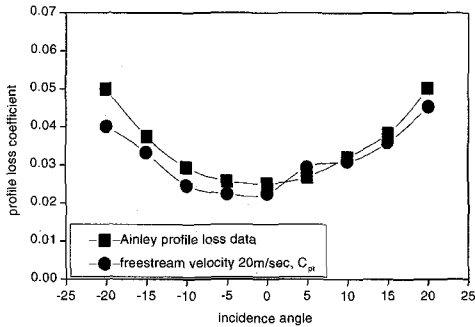


Fig. 16 Comparison of measured  $C_{pl}$  and Ainley's data ( $U_{\infty} \approx 20$  m/s)

받음각에서는 약간 작게 나타난 것으로 보이나 실험오차를 감안하면 거의 유사한 결과로 예측된다고 할 수 있다.

자유유동 속도가 10, 15 m/s인 경우에 대해서는 Ainley의 손실 데이터를 구할 수 없어 비교 할 수 없었다.

### 5. 결 론

블레이드를 2차원으로 확대 제작하여 자유유동속도와 입사각을 변화시키면서 실험한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 터빈 평균전압 손실은 레이놀즈수가 증가하면서 감소하는 경향을 보였다.
- 2) 입사각이 0°에서 양과 음으로 증가하면서 모든 속도 범위에서 포물선 형상으로 평균전압 손실계수가 증가하며 저속의 자유흐름 경우에는 최소가 되는 입사각 범위가 -5°에서 +5° 정도 범위로 나타나며 자유유동 속도가 증가하면서 손실계수가 최

소가 되는 영역은 좁아지고 최소가 일어나는 영역의 위치는 음의 입사각 쪽으로 이동함을 알 수 있었다.

- 3) 자유유동 속도 10 m/s, 15 m/s인 경우에는 Soderberg의 손실 예측방법을 기준으로 한 두 손실계수의 차에 대한 백분율은 각각 2.5%, 2.8%로 나타났으며 20 m/s에서는 30.3%로 차가 컸다. 그리고 20 m/s에서는 Ainley 데이터와 비교해 본 결과 8%로 나타났다. 입사각의 변화에 대해서는 Ainley 손실예측은 실험한 결과와 비교해 보면 오차를 감안해도 유사한 경향으로 예측됨을 알 수 있었다.

### 참고문헌

- (1) Horlock, J. H., Axial Flow Turbines and Axial Flow Compressors, Robert E. Krieger Publishing Co., 1966.
- (2) Ainley D. G. and Mathieson G. C. R., "A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbine," R & M No. 2974, Ministry of Supply, 1951.
- (3) Guy, H. I., "Some Research on Stream Turbine Nozzle Efficiency," J. Instrn. civ. Engrs, 13(1939).
- (4) Hawthorne, W. R., "Thermodynamic of Cooled Turbines," Trans. Am. Soc. MECH. Engrs, Vol. 78, 1956, pp. 1765.
- (5) 차봉준, 이상우, 현용익, 이대성., "선형 터빈 캐스케이드 통로에서의 3차원 유동 특성," 대한 기계학회 논문집 제17권 제12호 pp. 3148~3165, 1993.
- (6) Latimer, R. J., Axial Turbine Performance Prediction, Von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series 1978-2, Vol 2.