

# 초음속 터빈 익렬의 유동특성에 대한 실험적 연구

조종재<sup>†</sup> · 정수인\* · 김귀순\* · 박창규\*\*

## An experimental study on the flow characteristics of a supersonic turbine cascade

Jong-Jae Cho, Soo-In Jeong, Kui-Soon Kim and Chang-Kyu Park

**Key Words :** supersonic(초음속), cascade(익렬), visualization(가시화), schlieren(솔리렌), shadowgraph(쉐도우그래프), shock(충격파)

### Abstract

In this paper, a small supersonic wind tunnel is designed and built to study the flow characteristics of a supersonic impulse turbine cascade. The flow is visualized by means of a single pass Schlieren system. The supersonic cascade with 3-dimensional supersonic nozzle was tested over a wide range of nozzle installation angle. Highly complicated flow patterns including shocks, nozzle-cascade interaction and shock boundary layer interactions are observed.

#### 기호설명

$p_{T0}$	Nozzle inlet total pressure
$\phi$	Nozzle installation angle
$\lambda$	Nozzle exit flow incidence angle
$\chi$	Blade angle

### 1. 서론

우주 발사체 또는 유도 무기용 액체 추진 로켓의 필수 구성요소인 추진제 공급시스템은 대부분의 경우 고압 터보 펌프 방식을 적용하고 있다. 선진국에서는 이미 고압 터보 펌프가 많이 사용되고 있으나 액체 추진 로켓의 개발 경험이 없는 국내에서는 소형위성 발사체(KSLV-I) 사업을 진행하면서부터 고압 터보 펌프에

대한 본격적인 개발에 착수하였다. 이러한 펌프를 구동하는 터빈은 낮은 효율에도 불구하고 소형, 경량이면서 높은 출력을 낼 수 있는 초음속 터빈이 주로 사용된다.

일반 축류 터빈에 대해서는 실험적, 수치적 방법으로 그 동안 많은 연구가 수행되어 그 성능이나 유동 특성에 대한 자료가 많이 알려져 있다. 그러나 초음속 터빈의 유동 특성에 대한 연구는 C. D. Colclough<sup>1,2)</sup>, B. S. Stratford<sup>3,4)</sup> 등이 수행하였지만 그 수가 적을 뿐만 아니라 초음속 터빈 사용분야의 특수성으로 인해 공개 또한 쉽게 되지 않고 있다. 그리고 초음속 터빈은 초음속 유동영역에 작동을 하며 더구나 부분 흡입방식을 채택하므로 기존의 터빈과는 완전히 다른 유동특성을 가지게 되므로 이러한 조건에서는 터빈의 성능 예측과 설계가 힘들거나, 신뢰도 또한 아주 많이 떨어지고 있는 실정이다. 또한 초음속 터빈은 충격파의 발생 여부에 따라 성능이 급격하게 변하여 그 오차가 매우 크다.

따라서 보다 높은 효율의 초음속 터빈을 설계하기 위해서는 먼저 많은 실험과 해석을 통해 실질적인 초음속 터빈내의 유동특성을 규명하여 신뢰할만한 자료를 충분히 확보해야만 한

<sup>†</sup> 부산대학교 항공우주공학과 대학원

E-mail : spacecho@pusan.ac.kr  
TEL : (051)510-3290 FAX : (051)513-3760

\* 부산대학교 항공우주공학과

\*\* 국방과학연구소

다. 본 연구에서는 실험을 통하여 노즐 설치 각에 따른 초음속 터빈내의 유동특성을 알아보기 위해 소형의 초음속 풍동을 설계·제작하였으며, 솔리덴 시스템을 이용하여 초음속 유동을 가시화하였다. 실험은 3 차원 초음속 노즐과 터빈 익렬을 조합하여 실시하였다.

## 2. 실험장치 및 방법

### 2.1 실험장치

본 실험을 위해 설계한 초음속 풍동의 전체적인 개략도는 Fig. 1 과 같다. 실험장치는 충전압력이 1500psi 이고 부피가 42ℓ 인 고압질소용기 4 개와 압력 챔버(pressure chamber), on/off 솔레노이드 밸브 그리고 시험부로 구성되어있다.

실험에 사용된 노즐은 Fig. 2 와 같이 코어의 형태로 되어 있으며, 수축-확장 노즐을 사용하였다. 노즐 목직경은 2.5mm 이고 출구 직경은 7.6mm 이며 노즐 면적비는 9.24 이다. 노즐은 Fig. 3 과 같이 노즐 고정틀(nozzle adapter)에 결합하여 사용하도록 제작되었으며 노즐 설치각을 바꾸기 위해 노즐 고정틀을 3 가지 각도(18.78°, 21.89°, 26.14°)로 제작하였다.

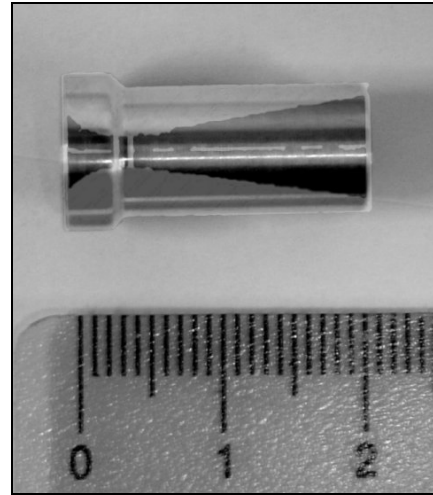


Fig. 2 Nozzle core and cross section

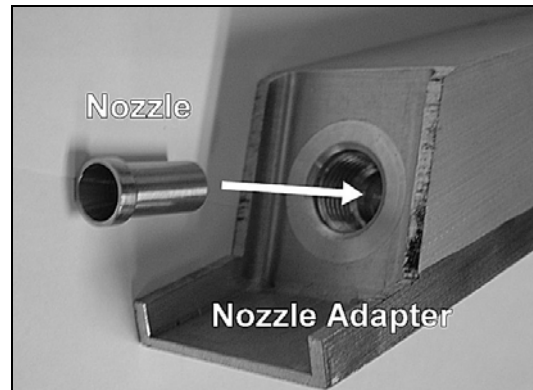


Fig. 3 Nozzle and adapter assembly

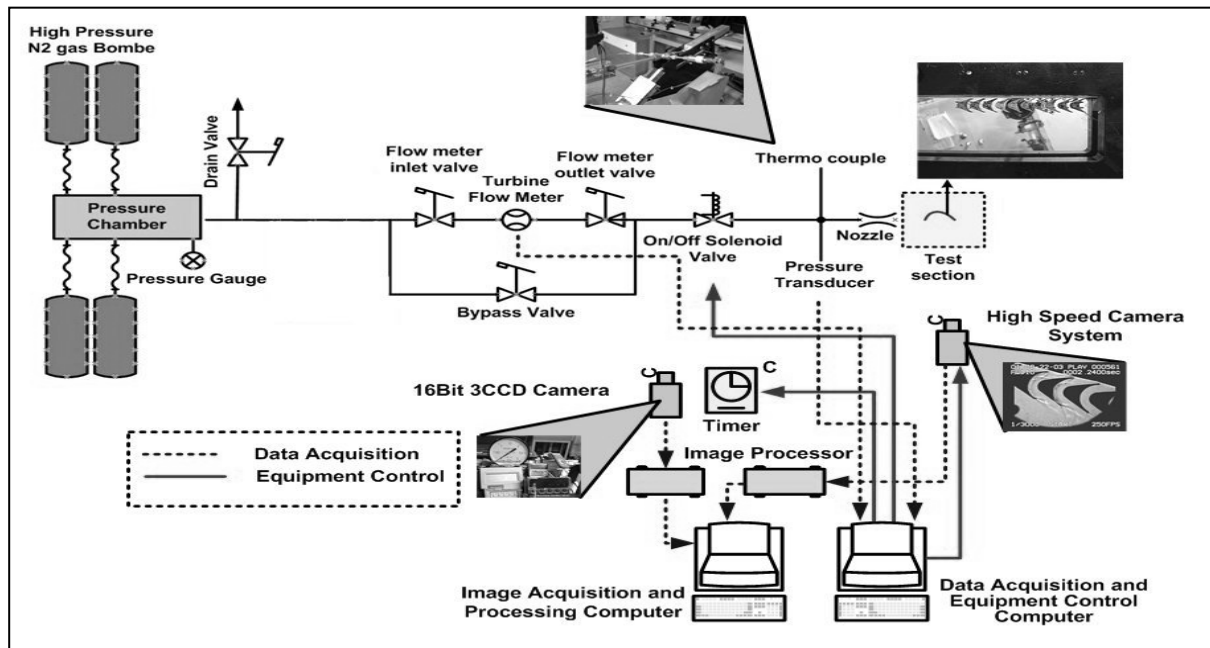


Fig. 1 Experiment control and measurement equipment scheme

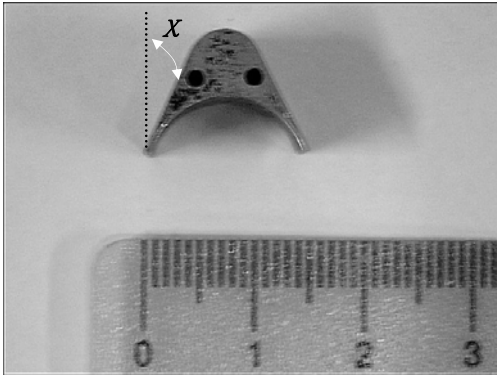


Fig. 4 Blade configuration

실험에 사용된 블레이드는 Fig. 4 와 같으며, chord 는 14.06mm 이고 Pitch 는 9.56mm 이다. 그리고 블레이드 각( $\chi$ )은  $25.34^\circ$ 이며 Fig. 5 의 그림처럼 블레이드를 시험부에 고정하기 위해 두 개의 핀홀을 뚫었다. Fig. 5 에서 볼 수 있듯이 시험부에는 솔리렌을 이용한 유동 가시화를 위해 투명 창을 설치하였으며 선명한 솔리렌 가시화 영상을 획득하기 위해 석영유리로 제작을 하였다.

## 2.2 실험과정 및 데이터 획득

본 실험의 모든 과정은 실험 프로그램에 의해 제어된다. 실험은 on/off 솔레노이드 밸브를 닫은 후, 고압질소를 압력 챔버에 채운 다음, 실험 프로그램으로 on/off 솔레노이드 밸브를 열어 시작한다. 실험의 시작과 동시에 터빈 유량계(Flow Technology Inc., LN-5-C-V1-9)와 압력 변환기(Kulite, BME-1100-2500SG-A-4), 열전대(Omega, C01-K)에 의해 터빈 질유량과 노즐 입구 정압력, 노즐 입구 전온도가 측정되어지며, 측정된 데이터는 DAQ Board 를 통해 실시간으로 컴퓨터에 저장된다. 실험장치 제어 및 측정 개략도는 Fig. 1 에 잘 나타나있다.

## 2.3 유동 가시화 및 영상 획득

본 연구에서 초음속 터빈 유동가시화를 위해 솔리렌(schlieren) 시스템을 이용하였다. 쉐도우그래프(shadowgraph) 영상을 획득하기 위해 단일 솔리렌 시스템을 사용하였으며 솔리렌 영상을 얻기 위해 Z-type 솔리렌 시스템을 사용하였다.

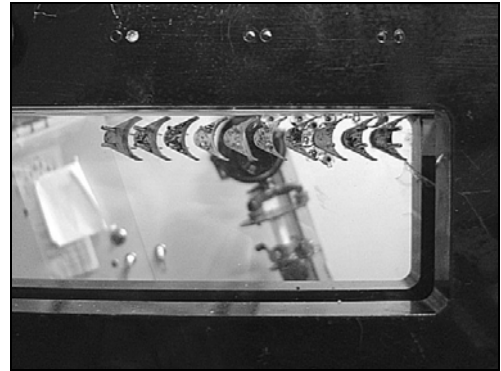


Fig. 5 Test section

광원으로는 150W 텅스텐 연속광을 사용하였으며 가시화된 영상을 획득하기 위해 3CCD 디지털 카메라 (Panasonic, DC330)와 고속카메라 시스템 (Kodak, SR Ultra-C)을 사용하였다. 획득된 영상은 광학 필터로 보정을 하며 영상 처리 컴퓨터에 의해 디지털 영상으로 변환된다. 모든 카메라는 데이터 획득 및 장치제어 컴퓨터에 연결되어 있으며 실험의 시작과 동시에 작동이 된다.

## 3. 실험결과 및 고찰

### 3.1 노즐입구 전압력

노즐 입구에서 압력 변환기에 의해 정압력이 측정된다. 하지만 노즐입구에서의 속도가 작으므로 정압력과 전압력의 차이가 거의 없다. 따라서 압력 변환기에서 측정된 정압력을 전압력으로 보고 실험을 실시하였다.

### 3.2 노즐 유동

노즐 설치각에 따른 터빈 익렬 유동 가시화 실험을 실시하기 전에 먼저 노즐 유동 가시화를 실시하였다. 실험은 Fig. 6 과 같이 노즐 유동을 대기 중으로 쏘는 방법으로 실시하였으며 Fig.7 ~ Fig.9 는 실험을 통한 솔리렌 가시화 영상이며 흰색 점선은 노즐의 위치와 노즐 출구 중심선을 나타내는 것으로 오른쪽 상단의 검은 영역은 노즐 고정틀 부분이다.

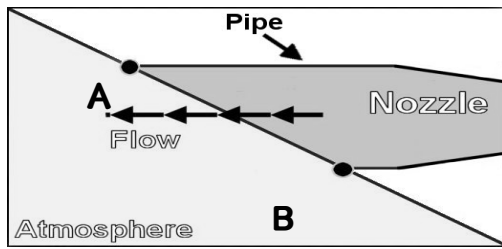


Fig. 6 Nozzle cross section geometry

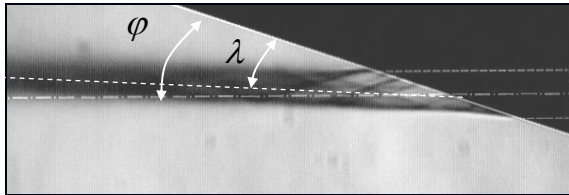


Fig. 7 Nozzle flow at  $\phi = 18.78^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$   
(Schlieren image)

Fig. 7 은  $\phi$  가  $18.78^\circ$  일 때의 유동 가시화 영상으로  $\lambda$  는 노즐 출구 유동각을 나타내며  $\phi$  는 노즐 설치각을 나타낸다. Fig. 7 의 가시화 영상을 통해 노즐에서 발생된 충격파들을 관찰할 수 있으며 출구로부터 나온 충격파들이 다이아몬드 형상을 보이면서 유동 후류로 반사되어 나가는 것을 알 수 있다. 그리고 Fig. 6 의 A 위치에 해당하는 부분에서 경사 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 A 와 B 위치에서 유동이 수축되는 형상을 보이는 데 이것은 과팽창(over-expansion)시 A 와 B 위치에서 경사 충격파를 지나면서 정압력 회복이 되면서 나타나는 현상으로 볼 수 있다. 또한  $\lambda$  가  $\phi$  보다 작은 것을 볼 수 있는데 이것은 먼저 대기에 노출되는 B 의 위치에서 경사충격파로 인해 유동이 안쪽으로 굽어지면서 발생하는 현상이다.

Fig. 8 은  $\phi$  가  $21.89^\circ$  일 때의 유동 가시화 영상으로 노즐에서 발생된 충격파의 형상은 Fig. 7 과 유사하며  $\lambda$  와  $\phi$  사이의 각이 Fig. 7 보다 작아졌다는 것을 알 수 있다.

Fig. 9 는  $\phi$  가  $26.14^\circ$  일 때의 유동 가시화 영상으로 노즐에서 발생된 충격파의 형상 역시 Fig. 7 과 유사하며  $\lambda$  와  $\phi$  사이의 각이 Fig. 8 보다 작아졌다는 것을 알 수 있다.

Fig. 7 ~ Fig. 9 의 가시화 영상에서 관찰할 수 있듯이  $\phi$  가 커질수록  $\phi$  와  $\lambda$  사이의 각 차이가 점차 줄어드는 것을 볼 수 있는데 이것은  $\phi$  가 커짐에 따라 노즐 출구 유동에 영향을 주는 외부로 노출된 노즐 출구 면적이 점차 줄어들어 발생하는 현상으로 볼 수 있다.

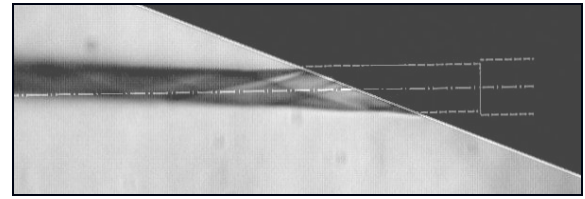


Fig. 8 Nozzle flow at  $\phi = 21.89^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$   
(Schlieren image)

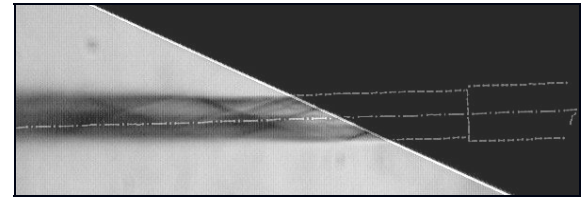


Fig. 9 Nozzle flow at  $\phi = 26.14^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$   
(Schlieren image)

이것은 이상팽창(ideally-expansion)상태가 아닐 경우 노즐 출구 유동각이 변할 수 있다는 것을 나타낸다.

### 3.3 익렬 유동

Fig. 10 와 같은 방법으로 노즐 설치각을 바꾸어 가면서 그에 따른 터빈 익렬 유동 특성을 알아보기 위해 실험을 실시하였다. Fig. 11 ~ Fig. 13 은 노즐 설치각에 따른 터빈 익렬 유동 가시화 사진으로 웨도우그래프 영상이며 오른쪽 윗부분의 검은 부분은 노즐 고정틀 부분이다.

본 실험에서는 블레이드 각( $\chi$ )과 유동 입사각( $\lambda$ )이 같을 때를  $0^\circ$  입사각이라고 가정하였다. 따라서 Fig. 11 과 12 는 (+)입사각을 가지고 Fig. 13 은 거의  $0^\circ$ 를 갖는다고 볼 수 있다.

Fig. 11 은  $\phi$  가  $18.78^\circ$  이고 (+)입사각일 때의 유동 가시화 영상으로 1 번과 2 번 블레이드 앞전에서 bluntness 에 의한 detached shock 이 발생함을 볼 수 있으며 detached shock 부분이 검게 퍼져 보이는 것은 실험에 사용된 노즐이 3 차원 노즐이기 때문에 노즐 출구의 유동이 uniform 하지 않아 발생하는 것으로 생각이 된다. 그리고 1 번 블레이드 뒷전에서 fish tail shock 이 발생하는 것을 볼 수 있으며 익렬 앞전 영역에서 노즐 내부로부터 전파된 충격파들을 관찰할 수 있다. 2 번 블레이드 앞쪽 흡입면에서 발생하는 압축파와 같은 형상은 블레이드와 시험부 창사이의 틈에서 발생하는 누설유동 때문에 나타나는 것으로 판단된다. 그리고 2 번 블레이드 흡입면 40%지점에서 유동 박리가 나타나는 것을 어렵듯이 관찰할 수 있다.

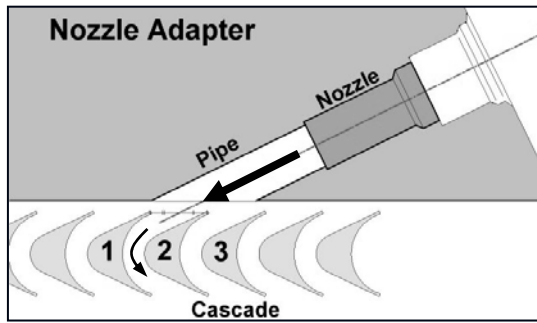


Fig. 10 Turbine cascade experiment scheme

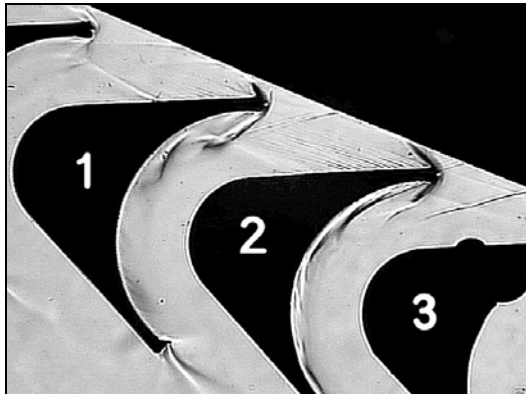


Fig. 11 Turbine cascade flow at  $\phi = 18.78^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$  (Shadowgraph image)

유동장 영역은 1번 블레이드 윗쪽 유로와 1번과 2번 블레이드 사이의 유로, 그리고 2번과 3번 블레이드 사이의 유로에 걸쳐 나타나는 것을 볼 수 있다.

Fig. 12은  $\phi$ 가  $21.89^\circ$ 이고 (+)입사각일 때의 유동 가시화 영상으로 2번 블레이드 앞전에 발생된 detached shock의 각도가 Fig. 11보다 작아졌음을 볼 수 있다.

Fig. 13은  $\phi$ 가  $26.14^\circ$ 이고  $0^\circ$  입사각에 근접한 유동 가시화 영상으로 2번 블레이드 앞전에 발생된 detached shock의 각도가 Fig. 12보다 작아졌음을 볼 수 있다.

Fig. 11 ~ Fig. 13의 유동 가시화 영상을 통해 노즐 설치각이 증가함에 따라 2번 블레이드 앞전에 나타나는 detached shock의 각도가 점차 작아지는 것을 알 수 있다.

### 3.4 익렬 유동 박리

터빈 익렬 유동 박리 가시화 실험은 노즐 설치각에 따른 유동 박리 변화를 좀더 확연하게 관찰하고자 실시하였다. 실험은 Fig. 10과 같은 방법으로 솔리덴 시스템 광원의 세기와 카메라의 줌, 조리개 수치 등을 조절하여 실시하였다.

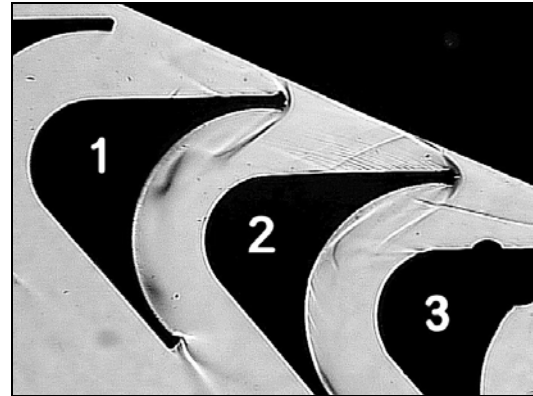


Fig. 12 Turbine cascade flow at  $\phi = 21.89^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$  (Shadowgraph image)

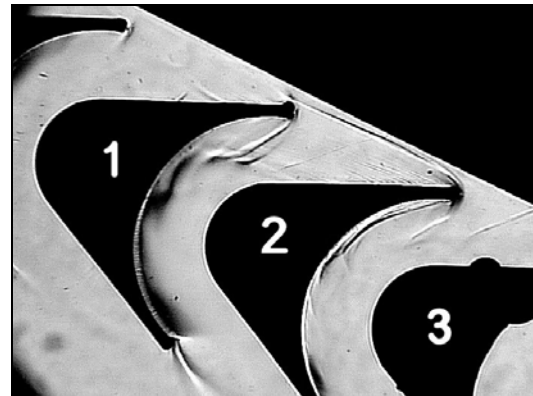


Fig. 13 Turbine cascade flow at  $\phi = 26.14^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$  (Shadowgraph image)

Fig. 14는  $\phi$ 가  $18.78^\circ$ 이고 (+)입사각일 때의 웨도우그래프 영상으로 2번 블레이드 흡입면 40%지점에서 유동 박리가 관찰되며 1번 블레이드 앞전 detached shock 아랫부분과 2번 블레이드 흡입면의 유동 박리가 만나 유동이 꼬이는 듯한 형상을 보인다. 터빈 익렬의 앞전 부분에서 노즐 유동 영역을 볼 수 있으며 노즐에서 발생된 충격과 또한 관찰할 수 있으며 이 충격파들이 터빈 익렬 유로 내로 들어오는 것을 볼 수 있다.

Fig. 15는  $\phi$ 가  $21.89^\circ$ 이고 (+)입사각일 때의 웨도우그래프 영상으로 2번 블레이드 흡입면 40%지점에서 유동 박리가 관찰되며 박리영역은 Fig. 14보다 약간 줄어들었음을 알 수 있다.

Fig. 16는  $\phi$ 가  $26.14^\circ$ 이고  $0^\circ$  입사각에 근접한 웨도우그래프 영상으로 역시 2번 블레이드 흡입면 40%지점에서 유동 박리가 관찰되며 박리영역은 Fig. 15보다 약간 줄어들었음을 알 수 있다.

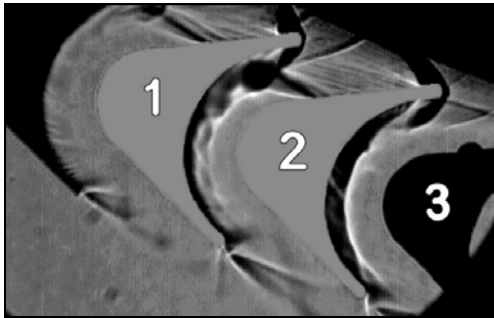


Fig. 14 Turbine cascade flow separation at  $\phi = 18.78^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$  (Shadowgraph image)

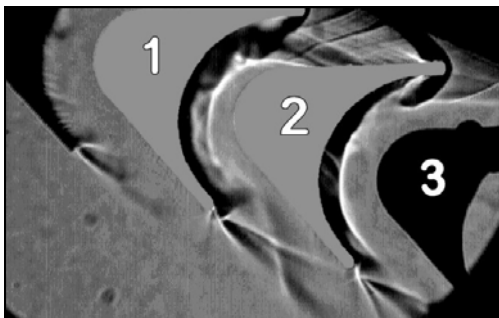


Fig. 15 Turbine cascade flow separation at  $\phi = 21.89^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$  (Shadowgraph image)

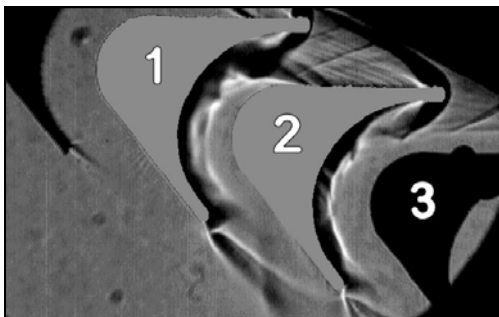


Fig. 16 Turbine cascade flow separation at  $\phi = 26.14^\circ$ ,  $P_{T0} = 1000\text{psi}$  (Shadowgraph image)

Fig. 14 ~ Fig. 15 의 유동가시화 영상을 통해 노즐 설치각이 커짐에 따라 유동 박리 영역이 줄어드는 경향을 보이지만 그 변화는 미미하며 유동 박리 지점 또한 거의 변화가 없음을 알 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 초음속 터빈 익렬의 유동 특성을 관찰하기 위해 소형 초음속 풍동을 제작하여 노즐 설치각에 따른 터빈 익렬의 유동을 가시화하였으며 실험을 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 부분 입사형 터빈의 경우 노즐 출구가 비스듬하게 절단되기 때문에 수직으로 절단된 노즐과는 다른 유동 특성을 나타낸다.
- 2) 본 실험 조건에서는 노즐이 과팽창되어 노즐 설치각보다 노즐 출구 유동각이 더 작아짐을 볼 수 있었다.
- 3) 노즐 설치각이 커질수록 노즐 출구 단면적이 작아져 노즐 설치각과 노즐 출구 유동각 사이의 차이가 점차 작아짐을 볼 수 있었다.
- 4) 노즐에서 발생된 충격파가 터빈 유로내로 전파되는 것을 볼 수 있었다.
- 5) 노즐 설치각이 커질수록 블레이드 앞면에 발생하는 detached shock 의 각이 작아짐을 볼 수 있었다.
- 6) 노즐 설치각이 커질수록 터빈 유동 박리 영역은 줄어드는 경향을 보이나 그 정도가 작고 박리 위치 또한 거의 변화가 없음을 볼 수 있었다.

#### 참고문헌

- (1) Colclough, C. D., 1966, "Design of turbine blades suitable for supersonic relative inlet velocities and the investigation of their performance in cascades: part I – theory and design", *Journal of mechanical engineering science*, Vol. 8 No. 1
- (2) Colclough, C. D., 1966, "Design of turbine blades suitable for supersonic relative inlet velocities and the investigation of their performance in cascades: part II – experiments, results and discussion", *Journal of mechanical engineering science*, Vol 8 No. 2
- (3) Stratford, B. S. and Sansome, G. E., 1962, "Tunnel tests on a double cascade to determine the interaction between the rotor and the nozzles of a supersonic turbine", *N.G.T.E. M* 359
- (4) Stratford, B. S. and Sansome, G. E., 1965, "Theory and tunnel tests of rotor blades for supersonic turbines", *R&M* 3275