

# 압력비에 따른 2차원 초음속 터빈의 유동특성에 대한 실험적 연구

조종재\* · 정수인\* · 김귀순\*\* · 김진한\*\*\* · 이은석\*\*\*

## An experimental study on the flow characteristics of a 2-D supersonic turbine with pressure ratio

Jong-Jae Cho\* · Soo-In Jeong\* · Kui-Soon Kim\*\* · Jin-Han Kim\*\*\* · Eun-Seok Lee\*\*\*

### ABSTRACT

In this paper, a small supersonic wind tunnel is designed and built to study the flow characteristics of a supersonic impulse turbine. The flow is visualized by means of a single pass Schlieren system. The supersonic cascade with 2-dimensional supersonic nozzle was tested over a wide range of pressure ratio. Highly complicated flow patterns including shocks, nozzle-cascade interaction and shock boundary layer interactions are observed.

### 초 록

본 연구에서는 초음속 충동형 터빈의 유동특성을 알아보기 위해 소형 초음속 풍동을 설계하였으며 Single pass Schlieren system을 이용하여 유동을 가시화하였다. 실험은 2차원 초음속 노즐과 익렬을 조합하여 압력비에 따라 실시하였다. 실험을 통해 충격파를 포함한 복잡한 유동 형태와 노즐-익렬, 충격파-경계층 상호작용 등을 관찰할 수 있었다.

Key Words: Supersonic(초음속), Cascade(익렬), Visualization(가시화), Schlieren(술리렌), Shock(충격파), Shadowgraph(쉐도우그래프)

### 1. 서 론

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)

\* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\* 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프개발그룹  
연락처, E-mail: spacecho@pusan.ac.kr

### Nomenclature

|               |  |
|---------------|--|
| $\alpha_1$    | : Nozzle exit flow angle ( $\alpha_1 = \alpha_{1A} + \theta$ ) |
| $\alpha_{1A}$ | : Nozzle installation angle                                    |
| $\theta$      | : Nozzle exit flow deflection angle                            |
| $\chi$        | : Blade angle  |
| $A_{th}$      | : Nozzle throat area   |
| $A_{exit}$    | : Nozzle exit area   |
| $\dot{m}$     | : Mass flow rate   |
| $T_{00}$      | : Nozzle inlet total temperature                               |
| $P_{00}$      | : Nozzle inlet total pressure                                  |
| $P_1$         | : Nozzle exit static pressure                                  |
| PR            | : Nozzle pressure ratio ( $P_{00}/P_1$ )                       |

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. 하지만 초음속 터빈의 유동 특성에 대한 연구는 C. D. Colclough[1][2], B. S. Stratford[3][4] 등에 의해 수행되어졌으나 그 수가 적을 뿐만 아니라 초음속 터빈 사용 분야의 특수성으로 인해 공개 또한 쉽게 되지 않고 있다. 또한 초음속 터빈은 초음속 유동영역에 작동을 하며 더구나 부분 흡입방식을 채택하여 기존의 터빈과는 완전히 다른 유동특성을 가지게 되므로 이러한 조건에서는 터빈의 성능 예측과 설계가 힘들거나, 신뢰도 역시 아주 많이 떨어지고 있는 실정이다. 그리고 초음속 터빈은 충격파의 발생 여부에 따라 성능이 급격하게 변하며 그 오차가 매우 크다. 따라서 보다 높은 효율의 초음속 터빈을 설계하기 위해서는 먼저 많은 실험과 해석을 통해 실질적인 초음속 터빈

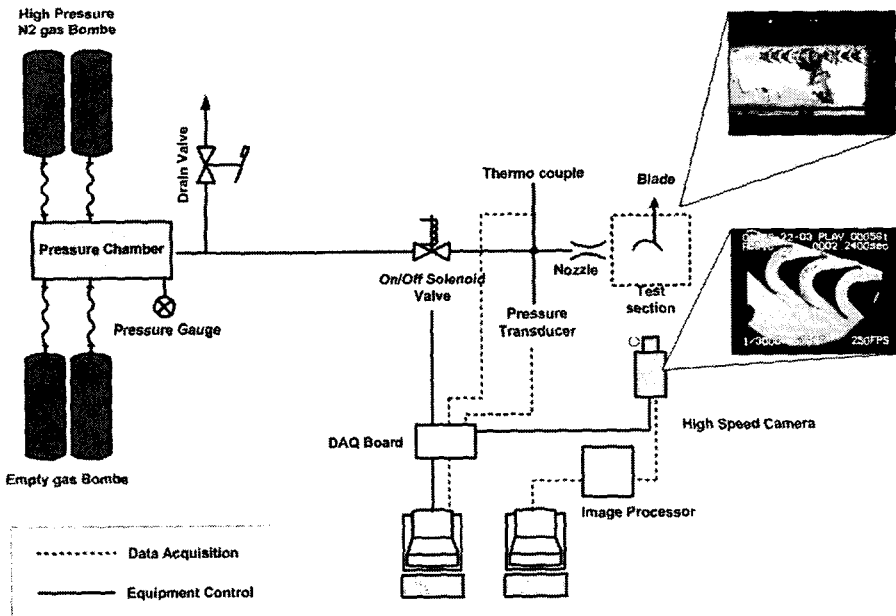


Fig. 1 Schematic of experiments

내의 유동특성을 규명하여 신뢰할만한 자료를 충분히 확보해야만 한다.

본 연구에서는 실험을 통하여 터빈 노즐의 압력비( $PR, P_{00}/P_1$ )를 변화시키면서 그에 따른 초음속 터빈내의 유동특성과 그 변화를 알아보았다. 그리고 실험을 위해 소형의 초음속 풍동을 설계·제작하였으며, Schlieren system을 이용하여 초음속 유동을 가시화하였다. 실험은 노즐 압력비에 따라 2차원 초음속 노즐과 터빈 익렬에 대해 실시하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실험장치 및 방법

#### 2.1.1 실험장치

본 실험을 위해 설계한 초음속 풍동의 전체적인 개략도는 Fig. 1과 같다. 실험장치는 작동유체인 질소를 채운 충전압력이 10MPa, 부피가 42l인 고압질소용기 2개와 실험 압력을 맞추기 위한 부피가 42l인 공병용기(empty bombe) 2개, 압력 챔버(pressure chamber), on/off 솔레노이드 밸브 그리고 시험부(test section)로 구성되어있다.

실험에 사용된 노즐은 Fig. 2와 같이 2차원 노즐 형태로 되어 있으며, 수축-확산 노즐을 사용하였다. 형상은 Fig. 3과 같이 노즐 확산부 반각  $3^\circ$ , 노즐 목폭 4.5mm, 출구 폭 7.6mm이며 노즐 면적비( $A_{exit}/A_{th}$ )는 1.69이다. 노즐은 노즐 고정틀(nozzle adapter)에 결합하여 사용하도록 제작되었으며 노즐 내부의 유동을 관찰하기 위해 석영유리로 제작된 관측창을 설치하였다. 그리고 노즐 설치각( $\alpha_{1A}$ )은  $24^\circ$ 이다. Fig. 4는 실험에 사용된 블레이드이다. 블레이드의 형상은 Fig. 5에 나타난 바와 같이 Chord 길이 14.06mm, Pitch 9.56mm, 블레이드 각( $\chi$ )  $25.34^\circ$ 이며 설치각(installation angle)은  $90^\circ$ 이다.

블레이드는 Fig. 6와 같이 두 개의 핀홀(pinhole)을 이용하여 시험부에 장착하였다. 시

험부에는 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 Schlieren을 이용하여 유동을 가시화하기 위해 투명 창을 설치하였으며 선명한 유동 가시화 영상을 얻기 위해 석영유리로 제작을 하였다.



Fig. 2 2-D Supersonic nozzle



Fig. 3 Nozzle profile

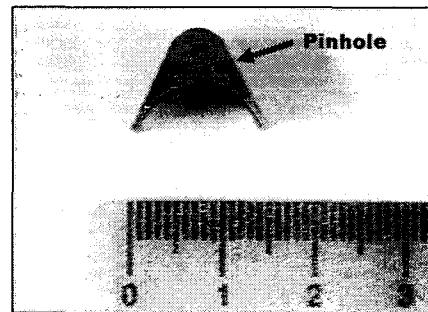


Fig. 4 Blade configuration

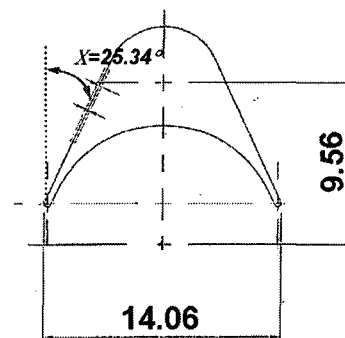


Fig. 5 Blade profile

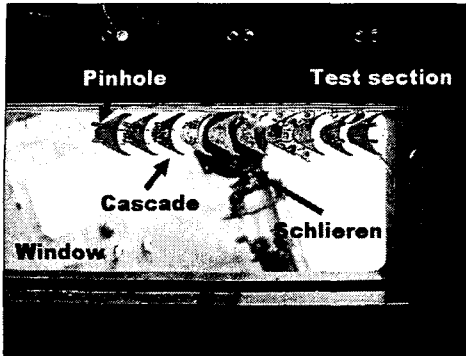


Fig. 6 Test section

### 2.1.2 실험과정 및 데이터 획득

본 실험의 모든 과정은 실험 프로그램에 의해 제어된다. 실험 과정은 on/off 솔레노이드 밸브를 닫은 상태에서 고압질소를 원하는 압력만큼 고압질소용기 공병에 채운 다음, 실험 프로그램을 작동시켜 on/off 솔레노이드 밸브가 열리면서 시작된다. 실험시간은 경우에 따라 대략 10~15 초 정도이다. 실험의 시작과 동시에 노즐 입구 정압력, 노즐 입구 전온도가 각각 압력 변환기(Π РЕОБРАЗОВАТЕЛИ ДАВЛЕНИЯ, КР15-1-40-0,5-УХЛ 3,1-2) 그리고 열전대(Omega, C01-K)에 의해 측정되어지며, 측정된 데이터는 DAQ board를 통해 실시간으로 컴퓨터에 저장된다. 실험장치 작동 개략도는 Fig. 1에 잘 나타나있다.

### 2.1.3 유동 가시화 및 영상 획득

본 연구에서는 초음속 터빈 유동가시화를 위해 Schlieren system을 이용하였다. Shadowgraph 영상을 획득하기 위해 Single mirror Schlieren system을 사용하였고 Schlieren 영상을 얻기 위해 Z-type Schlieren system을 사용하였다. 광원으로는 150W 텅스텐 연속광을 사용하였으며 가시화된 영상을 획득하기 위해 고속카메라 시스템(Kodak, SR Ultra-C)을 사용하였다. 획득된 영상은 광학 필터로 보정을 하여 영상 처리 컴퓨터에 의해 디지털 영상으로 변환되어 저장된다. 카메라는 데이터 획득 및 장치제어 컴퓨터에 연결되어 실험의 시작과 동시에 작동된다.

## 2.2 실험결과 및 고찰

실험은 3가지 종류로 나누어 실시하였다. 첫 번째는 PR에 따른 노즐의 외부유동을 관찰하기 위해 노즐 유동가시화 실험을 실시하였다. 두 번째는 노즐과 터빈 익렬이 결합된 상태에서 노즐 부분과 터빈 익렬 부분의 접합 경계부근에서의 PR에 따른 유동을 관찰하기 위한 실험을 실시하였다. 세 번째는 PR에 따른 터빈 익렬의 유동을 관찰하기 위해 실험을 실시하였다.

실험시 압력 변환기에 의해 노즐 입구에서 측정된 정압력을 등엔트로피 관계식을 이용하여 전압력으로 보정해서 실험을 실시하였으며 노즐 압력비의 변수인  $P_1$ 은 대기압으로 가정하고 실험을 실시하였다.

### 2.2.1 노즐 유동

노즐 유동 실험은 PR에 따른 노즐 유동특성을 관찰하기 위해 Fig. 7과 같이 노즐 유동을 대기중으로 분산시키는 방법으로 실시하였으며 모든 유동현상은 Schlieren 영상으로 획득하였다.

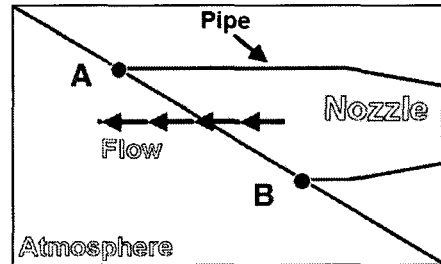
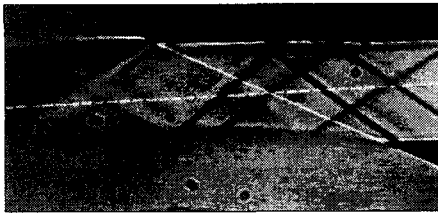


Fig. 7 Nozzle cross section geometry

Fig. 8(a) ~ (d)는 실험을 통해 획득한 Schlieren 영상이다. 흰색 점선은 노즐의 위치와 노즐 출구 중심선을 나타내는 것으로 오른쪽 상단과 하단의 검은 영역은 노즐 부분이다.

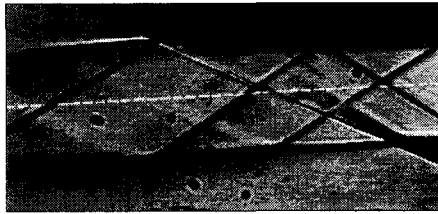
Fig. 8(a)는 PR이 4.44일 때의 유동 가시화 영상으로 과대팽창(over-expanded)된 유동이다. 노즐 내부 확산부 끝단에서 발생한 충격파들이 다이아몬드 형상을 보이면서 유동 후류로 반사되어 나가는 것을 알 수 있다. Fig. 7의 B위치에



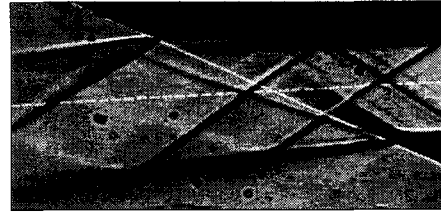
a)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 4.44$ ,  $T_{00} \approx 293K$



b)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 6.42$ ,  $T_{00} \approx 293K$



c)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 7.4$ ,  $T_{00} \approx 293K$



d)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 9.38$ ,  $T_{00} \approx 293K$

Fig. 8 Nozzle flow with nozzle pressure ratio, Schlieren image

서 과대팽창된 노즐의 압력보정을 위해 경사 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 노즐 내부의 윗부분 유동이 Fig. 7의 B위치에서 발생한 충격파와 노즐 내부에서 발생한 충격파를 지나면서 압력이 증가하여 Fig. 7의 A위치에서 확장파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 또한 노즐 내부 확산부 끝단에서 발생한 충격파와 Fig. 7의 B위치에서 발생된 경사 충격파들이 노즐 출구의 자유 제트 경계면과 만나 반사되면서 확장파로 바뀌는 것을 볼 수 있다. 그리고 출구를 지난 유동이 전체적으로 노즐 상단부분으로 휘어지는 것을 볼 수 있으며  $(-\theta)$ 값을 가지는 것을 알 수 있다. Fig. 8(b)는  $PR$  이 6.42일 때의 유동 가시화 영상으로 약간 과소팽창(under-expanded)된 유동이다. Fig. 8(a)와 비슷한 유동을 보이고 있다. Fig. 7의 B위치에서 확장파가 관찰되며 Fig. 7의 A위치에서 약한 확장파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 노즐 내부 확산부 끝단에서 발생된 충격파가 노즐 출구의 자유 제트 경계면과 만나 반사되면서 확장파로 바뀌는 것을 볼 수 있으나 자유 제트 경계면의 변화로 인해 Fig. 8(a)와는 다른 각도로 반사되는 것을 알 수 있다. 그리고 출구를 지난 유동이 전체적으

로 노즐 중심축 비슷한 것을 볼 수 있으며 Fig. 8(a)에 비해 좀더 작은 거의 0에 가까운  $\theta$ 값을 가지는 것을 알 수 있다. Fig. 8(c)는  $PR$  이 7.4 일 때의 유동 가시화 영상으로 과소팽창(under-expanded)된 유동이다. Fig. 8(b)와 비슷한 유동을 보이고 있다. Fig. 7의 B위치에서 확장파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 노즐 내부의 윗부분 유동이 Fig. 7의 B위치에서 발생한 확장파를 지나면서 압력이 감소하여 Fig. 7의 A위치에서 경사 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 또한 Fig. 8(b)와 같이 노즐 확산부 끝단에서 발생된 충격파가 노즐 출구의 자유 제트 경계면과 만나 반사되면서 확장파로 바뀌는 것을 볼 수 있다. 그리고 출구를 지난 유동이 전체적으로 노즐 하단부분으로 휘어지는 것을 볼 수 있으며  $(+\theta)$ 값을 가지는 것을 알 수 있다. Fig. 8(d)는  $PR$  이 8.39일 때의 유동 가시화 영상으로 과소팽창(under-expanded)된 유동이다. Fig. 8(c)와 비슷한 유동을 보이고 있다. 그리고 Fig. 7의 B위치에서 확장파가 발생하는 것을 볼 수 있으며 Fig. 7의 A위치에서 경사 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 또한 Fig. 8(c)와 같이 노즐 확산부 끝단에서 발생된 충격파가 노즐 출구의 자유

제트 경계면과 만나 반사되면서 확장파로 바뀌는 것을 볼 수 있다. 그리고 출구를 지난 유동이 Fig. 8(c)에 비해 좀더 노즐 하단부분으로 휘어지는 것을 볼 수 있으며 (+) $\theta$ 값을 가지는 것을 알 수 있다.

Fig. 9는 노즐 내부의 유동을 등엔트로피 유동으로 가정하여 노즐 출구 전단의 압력과 노즐 출구 후단의 압력비를 이용하여  $PR$ 에 따른 노즐 출구 유동각의 변화를 계산한 1차원 방정식 [5]과 실험을 통해 측정된 값을 비교한 그래프이다. 그래프를 보면  $PR$ 에 따른 노즐 출구 유동각 변화량( $\theta$ )의 경향은 서로 비슷함을 알 수 있다. 다만 계산된  $\theta$ 값이 등엔트로피 가정 등의 몇가지 조건으로 인해 실험을 통해 측정된 값과 정량적으로는 차이가 남을 알 수 있다.

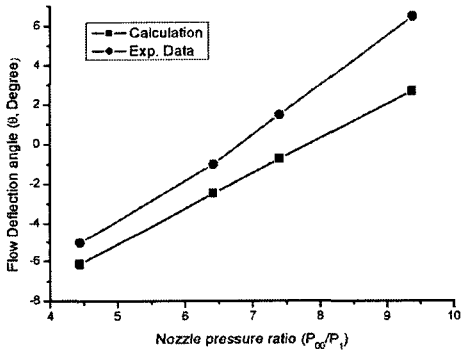


Fig. 9 Nozzle exit flow deflection angle with nozzle pressure ratio

### 2.2.2 익렬 유동

익렬 유동 실험은  $PR$ 에 따른 터빈 익렬의 유동 특성을 관찰하기 위해 실시하였다. 실험은 Fig. 10과 같은 방법으로 노즐과 익렬을 조합하여 실시하였으며 Fig. 11, Fig. 12와 같이 노즐-익렬 경계면과 익렬 부분으로 나누어 유동을 가시화하였다.

Fig. 11(a) ~ (d)는 실험을 통해 획득한 Shadowgraph 영상이다. 오른쪽의 마름모 형태의 밝은 부분은 노즐이며 왼쪽 하단의 검은 부분은 터빈 익렬이다. 그리고 영상 중간부분의 검은 부분은 노즐-터빈 경계면으로 노즐부분의 관측창과 터빈 익렬부 관측창이 만나는 부분이다.

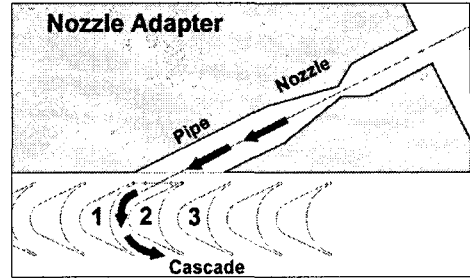
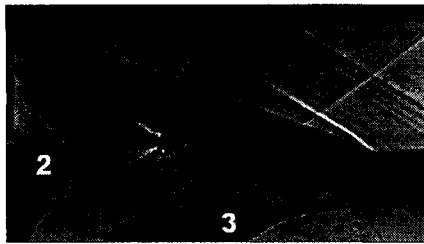
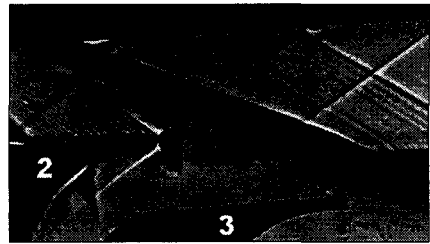


Fig. 10 Schematic of cascade experiment

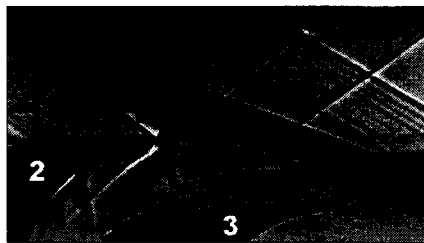
Fig. 11(a)는  $PR$ 이 4.44일 때의 유동 가시화 영상으로 노즐 확산부 끝단에서 발생된 충격파들이 다이아몬드 형상을 보이면서 유동 후류로 반사되어 나가는 것을 알 수 있다. 그리고 이 충격파들 중 하나가 2번 블레이드 앞전과 만나는 것을 볼 수 있다. 또한 Fig. 7의 B부분에서 발생한 경사충격파를 관찰할 수 있으며 이 충격파가 2번 블레이드 Axial chord 10% 지점 흡입면에 이르는 것을 볼 수 있다. 2번 블레이드 앞전에서 블레이드 앞전의 Bluntness에 의해 발생한 궁형 충격파를 관찰할 수 있으며 이 궁형 충격파가 노즐 내부의 상단부분에서 반사되는 것을 볼 수 있다. 그리고 이 반사된 충격파가 다시 2번 블레이드 Axial chord 20% 지점 흡입면에서 반사되는 것을 관찰할 수 있다. 2번 블레이드 흡입면에서 발생한 압축파들은 블레이드면과 관측창의 접합면에서 발생된 것으로 생각이 된다. Fig. 11(b)는  $PR$ 이 6.42일 때의 유동 가시화 영상으로 Fig. 11(a)에 비해 좀더 발달된 유동을 보이고 있으며 Fig. 11(a)와 같이 노즐 확산부 끝단에서 발생된 충격파들이 다이아몬드 형상을 보이면서 유동 후류로 반사되어 나가는 것을 알 수 있다. 그리고 Fig. 7의 A부분에서 발생한 충격파를 관찰할 수 있으며 Fig. 7 B부분에서 발생한 경사충격파가 노즐-익렬 경계면에서 어렵듯이 관찰되나 거의 보이지 않는다. 또한 2번 블레이드 앞전에서 발생한 궁형충격파를 관찰할 수 있으며 2번 블레이드 Axial chord 20% 지점 압력면에서 발생한 경사충격파를 관찰할 수 있다. Fig. 11(c)는  $PR$ 이 7.4일 때의 유동 가시화 영상으로 Fig. 11(b)와 비슷한 유동을 보이



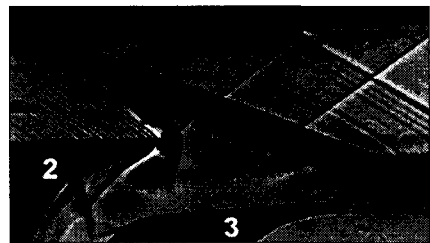
a)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 4.44$ ,  $T_{00} \approx 296K$



b)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 6.42$ ,  $T_{00} \approx 296K$



c)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 7.4$ ,  $T_{00} \approx 296K$



d)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 9.38$ ,  $T_{00} \approx 296K$

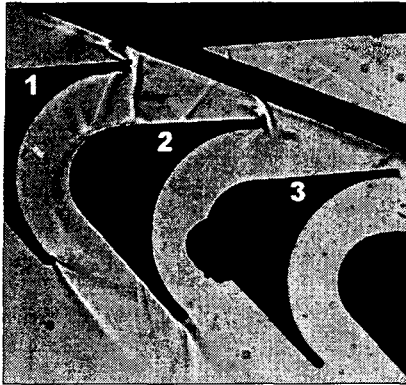
Fig. 11 A boundary flow between nozzle and cascade with nozzle pressure ratio, Shadowgraph image

고 있다. Fig. 7 A부분에서 발생한 충격파를 관찰할 수 있으며 2번 블레이드 앞전에서 발생한 궁형 충격파를 관찰할 수 있다. 그리고 2번 블레이드 Axial chord 20% 지점 압력면에서 발생한 경사충격파를 관찰할 수 있다. Fig. 11(d)는  $PR$ 이 9.38일 때의 유동 가시화 영상으로 Fig. 11(c)와 거의 유사한 유동을 보이고 있으며 앞의 경우와 같이 2번 블레이드 앞전에서 발생한 궁형 충격파를 관찰할 수 있으며 2번 블레이드 Axial chord 20% 지점 압력면에서 발생한 경사충격파를 관찰할 수 있다.

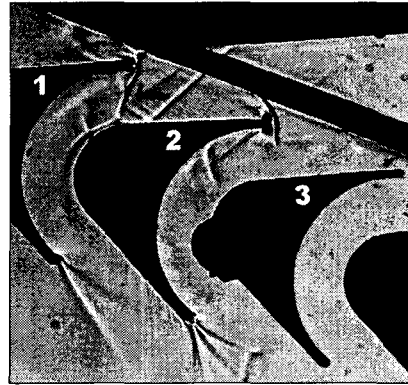
Fig. 12(a) ~ (c)는 실험을 통해 획득한 Shadowgraph 영상이며 이 실험은 터빈 익렬 유동에 초점을 맞추어 실시하였다. 영상의 오른쪽 상단의 검은 부분은 노즐 고정틀 부분이다.

Fig. 12(a)는  $PR$ 이 4.44일 때의 유동 가시화 영상으로 노즐로부터 발생된 충격파가 2번 블레이드 Axial chord 20% 지점 흡입면에서 반사되는 것을 볼 수 있다. 그리고 노즐 출구 상단부분에서 발생한 충격파가 1번 블레이드 앞전과 만나면서 1번 블레이드 앞전에서 복잡한 형태의 충격

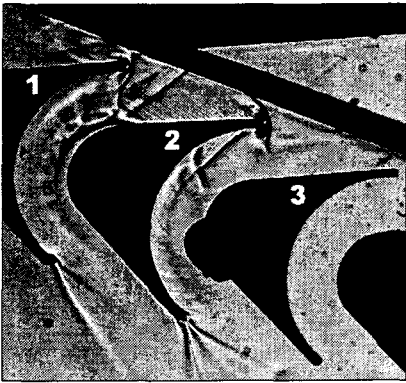
파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 또한 1번 블레이드 앞전에서 발생한 충격파가 2번 블레이드 Axial chord 40% 지점 흡입면과 만나는 것을 볼 수 있으며 이 만나는 지점에서 유동박리가 발생하는 것을 볼 수 있다. 2번 블레이드 앞전에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 Fig. 12(a)에 대한 설명과 같이 노즐 내부 상단부분에서 다시 반사되는 것을 볼 수 있다. 1번과 2번 블레이드 뒷전에서 Fishtail Shock이 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 3번 블레이드 Axial chord 60% 지점 흡입면에 있는 반원 모양의 검은 부분은 관측창 일부가 파손되어 발생한 현상이다. Fig. 12(b)는  $PR$ 이 6.42일 때의 유동 가시화 영상으로 전체적으로 Fig. 12(a)과 비슷한 유동을 보이거나 좀더 발달된 유동을 보이고 있다. 노즐로부터 발생된 충격파가 2번 블레이드 Axial chord 30% 지점 흡입면에서 반사되는 것을 볼 수 있다. 그리고 1번 블레이드 앞전에서 발생한 충격파가 Fig. 12(a)에 비해 좀더 유로 뒤쪽으로 향한 것을 관찰할 수 있다. 2번 블레이드 앞전에



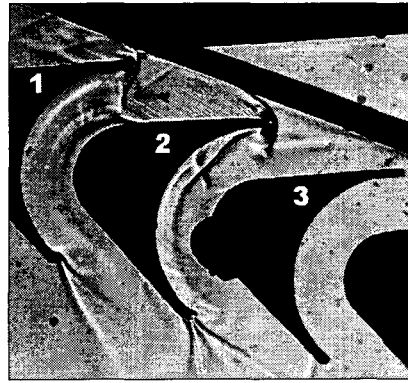
a)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 4.44$ ,  $T_{00} \approx 296K$



b)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 6.42$ ,  $T_{00} \approx 296K$



c)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 7.4$ ,  $T_{00} \approx 296K$



d)  $\alpha_{1A} = 24^\circ$ ,  $PR \approx 9.38$ ,  $T_{00} \approx 296K$

Fig. 12 Cascade flow with nozzle pressure ratio, Shadowgraph image

서 발생한 궁형 충격파는 PR에 따른  $\alpha_1$ 의 변화로 인해 Fig. 12(a)보다 유로 쪽으로 향한 것을 볼 수 있으며 2번 블레이드 Axial chord 15% 지점 압력면에서 발생한 경사충격파를 관찰할 수 있다. Fig. 12(c)는 PR이 7.4일 때의 유동 가시화 영상으로 Fig. 12(b)에 비해 좀더 발달된 유동을 보이고 있으며 노즐로부터 발생된 충격파가 2번 블레이드 Axial chord 40% 지점 흡입면에서 반사되는 것을 볼 수 있다. 1번 블레이드 앞전에서 발생한 충격파가 Fig. 12(b)에 비해 좀더 유로 뒤쪽으로 향한 것을 관찰할 수 있다. 2번 블레이드 앞전에서 발생한 궁형 충격파는 Fig. 12(b)보다 유로 쪽으로 향한 것을 볼 수 있다. 2번 블레이

드 Axial chord 40% 흡입면 지점에서는 1번 블레이드에서 발생한 충격파와 노즐에서 발생된 충격파 그리고 유동박리가 만나면서 복잡한 형태의 유동이 발생하는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 12(d)는 PR이 9.38일 때의 유동 가시화 영상으로 Fig. 12(c)에 비해 좀더 발달된 유동을 보이고 있으며 Fig. 12(c)에서 관찰되었던 노즐로부터 발생된 충격파가 여기서 거의 보이지 않는 알 수 있다. 그리고 1번 블레이드 앞전에서 발생한 충격파가 Fig. 12(c)에 비해 좀더 유로 뒤쪽으로 향한 것을 관찰할 수 있다. 2번 블레이드 앞전에서 발생한 궁형 충격파는 Fig. 12(c)보다 유로 쪽으로 향한 것을 볼 수 있다.



Fig. 13으로부터 PR의 변화에 따라 1번 블레이드 앞전에서 발생하는 충격파가 점차 유로쪽을 향하는 것을 볼 수 있다. 그리고 PR의 변화에 따른  $\alpha_1$ 의 변화로 인해 2번 블레이드 앞전에서 발생하는 궁형 충격파가 점차 유로쪽을 향하는 것을 볼 수 있다. 또한 PR이 변화에 따른 노즐 상태변화로 Fig. 7의 A와 B지점 충격파 형태의 변화가 익렬 유동에 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 특히 Fig. 7의 B지점에서 발생하는 충격파는 PR이 변화함에 따라 점차 익렬 유로쪽을 향하다가 사라지는 것을 알 수 있다.

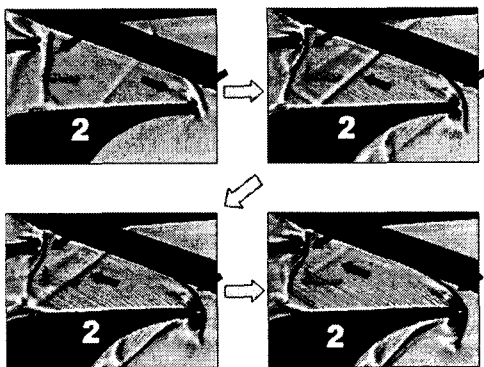


Fig. 13 A variation of turbine flow with nozzle pressure ratio

### 3. 결 론

본 연구에서는 초음속 터빈 익렬의 유동 특성을 관찰하기 위해 소형 초음속 풍동을 제작하여 노즐 압력비(PR)에 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) 노즐 압력비(PR)에 따라 노즐이 과대팽창 또는 과소팽창되는 현상을 관찰할 수 있었다.
- 4) 노즐 압력비(PR)에 따라 노즐이 과대팽창 또는 과소팽창됨에 따라 노즐 출구 유동각

( $\alpha_1$ )이 바뀌는 것을 볼 수 있었다.

- 5) 노즐에서 발생된 충격파가 터빈 익렬에 미치는 것을 관찰할 수 있었으며 노즐 압력비(PR)가 변함에 따라 터빈 익렬에 미치는 충격파의 형태가 변하는 것을 관찰할 수 있었다.
- 6) 노즐 출구 유동이 터빈 익렬과 만나 노즐-익렬 경계면 부근에서 복잡한 유동이 나타나는 것을 관찰할 수 있었다.
- 7) 노즐 압력비(PR)에 따른 터빈 익렬의 유동 특성과 그 변화를 관찰할 수 있었다.

노즐 압력비(PR) 변화에 따른 초음속 노즐과 터빈 익렬 내부의 유동특성과 그 변화를 고찰한 본 연구의 결과는 초음속 노즐과 터빈 익렬 내부의 유동특성 이해에 대한 참고자료와 전산코드의 검증용 자료로써 사용될 수 있다고 생각된다. 그리고 초음속 터빈 설계시 노즐 압력비(PR)에 의해 노즐이 과대팽창 또는 과소팽창됨에 따라 노즐 출구 유동각( $\alpha_1$ )이 바뀌는 현상에 대한 고려가 필요하며 노즐-익렬 경계면 부근의 복잡한 유동에 대한 좀더 발전된 연구가 필요함을 알 수 있었다.

### 참 고 문 헌

1. Colclough, C. D., "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, 1966, Vol. 8 No. 1.
2. Colclough, C. D., "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, 1966, Vol. 8 No. 2.
3. Stratford, B. S. and Sansome, G. E., "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, 1962.

4. Stratford, B. S. and Sansome, G. E., "Theory and tunnel tests of rotor blades for

supersonic turbines", R&M 3275, 1965.

5. Ovsyanikov, B. V.; Borovsky, B. I., "Theory and calculation of power units for liquid rocket engines", M. Mashinostroyenie, 1986(in Russian).