

# 초음속 터빈 익렬 앞전 형상 및 노즐-익렬 간격에 따른 유동 특성에 대한 실험적 연구

조종재\* · 김귀순\*\* · 김진한\*\*\* · 정은환\*\*\*

## An experimental study on the flow characteristics of a supersonic turbine cascade as the leading edge shape and the nozzle-cascade gap

Jong-Jae Cho\* · Kui-Soon Kim\*\* · Jin-Han Kim\*\*\* · Eun-Hwan Jeong\*\*\*

### 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 2-dimensional supersonic nozzle was tested for various blade leading edge shapes and gaps between the nozzle and cascade. 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 블레이드 앞전 형상과 노즐-익렬 간격에 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(슐리렌), Shock(충격파), Shadowgraph(쉐도우그래프)

\* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과  
\*\* 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과  
\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프개발그룹  
연락처자, E-mail: spacecho@pusan.ac.kr

### 1. 서 론

우주 발사체 또는 유도 무기용 액체 추진 로켓의 필수 구성요소인 추진제 공급시스템은 대

### Nomenclature

$A_{th}$	Nozzle throat area
$A_{exit}$	Nozzle exit area
$AR$	Nozzle Area ratio ( $A_{exit} / A_{th}$ )
$T_{00}$	Nozzle inlet temperature
$P_{00}$	Nozzle inlet total pressure
$P_1$	Nozzle exit static pressure
$PR$	Nozzle pressure ratio ( $P_{00}/P_1$ )
$d$	Gap between nozzle and cascade
$c$	Blade chord
$\delta$	Nozzle and cascade gap ratio ( $d/c$ )
$\gamma$	Blade leading edge chamfer angle

부분의 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. 하지만 초음속 터빈의 유동 특성에 대한 연구는 C. D. Colclough[1][2], B. S. Stratford[3][4] 등에 의해 수행되었으나 그 수가 적을 뿐만 아니라 초음속 터빈 사용 분야의 특수성으로 인해 공개 또한 쉽게 되지 않고 있다. 또한 초음속 터빈은 초음속 유동 영역에서 작동하여 기존의 아음속 터빈과는 다른 유동특성을 가지므로 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 터빈내의 유동특성을 규명하여 신뢰할만한 자료를 충분히 확보해야만 한다.

본 연구에서는 소형의 초음속 풍동을 설계·제작하여 노즐·익렬 간격과 블레이드 앞전 모서리각도 등의 터빈 성능과 관련된 인자들에 대한 터빈내의 유동특성을 알아보았다. 실험은 2차원 초음속 노즐과 터빈 익렬을 조합하여 실시하였으며 Schlieren system을 이용하여 터빈내의 유동을 가시화하였다.

## 2. 초음속 터빈 실험장치 및 방법

### 2.1 실험장치

본 실험을 위해 설계한 초음속 풍동의 전체적인 개략도는 Fig. 1과 같으며 실험조건은 Table 1과 같다. 실험장치는 최대충전압력이 1500psi, 부피가 42l인 고압질소용기 8개와 레귤레이터, On/off 솔레노이드 밸브 그리고 시험부(Test-section)로 구성되어있으며 작동유체는 질소이다.

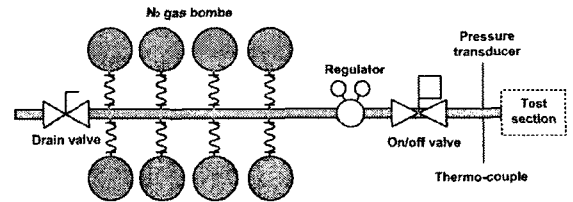


Fig. 1. Schematic of a experimental apparatus

Table 1. Experimental condition

비열비	1.4
가스상수	297J/kg · s
작동유체	질소
노즐 입구 전압력	517041pa
노즐 출구 정압력	101325pa
노즐 압력비	5.1
노즐 입구 전온도	297K
노즐 목 폭	11.04mm
노즐 출구 폭	15mm
노즐 출구 마하수	1.722
노즐 면적비	1.359
노즐 설치각	20.5°
블레이드 코드	13.4mm
블레이드 피치	8.54mm

실험에는 사용한 초음속 노즐은 특성곡선법(Method of characteristic)을 이용하여 설계하였다. 그리고 설계된 노즐은 입·출구 면적비가 1.356이고 그 형상은 Fig. 2와 같은 수축-확산 노즐의 형태이다. 블레이드는 충동형(Impulse type) 터빈 익형이며 유로는 평행유로이다. Chord 길이 13.4mm, Pitch는 8.54mm이고 Solidity가 0.64이며 형상은 Fig. 3과 같다. 블레이드 앞전 모서리각에 따른 터빈내의 유동특성에 대한 실험을 위해 Fig. 4와 같이 블레이드 앞전의 모서리각( $\gamma$ )이 다른 3종류( $0^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $14^\circ$ )의 블레이드를 제작하였다. 블레이드는 핀홀(Pinhole)을 사용하여 시험부에 장착하였다. 시험부에는 Schlieren system을 이용하여 유동을 가시화하기 위해 석영유리로 제작된 창(Window)을 설치하였다.

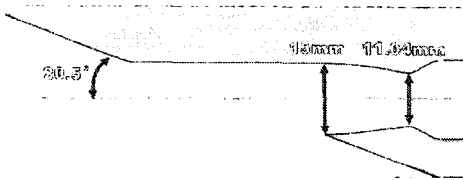


Fig. 2. Supersonic nozzle profile

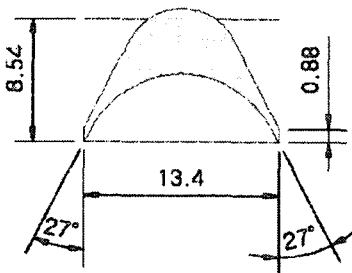


Fig. 3. Supersonic blade profile

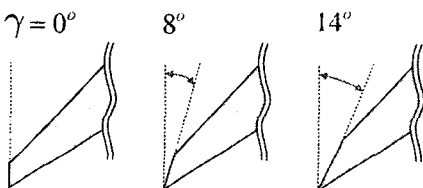


Fig. 4. Blade leading edge chamfer angle( $\gamma$ )

## 2.2 실험과정 및 데이터 획득

본 실험의 모든 과정은 실험 프로그램에 의해 제어된다. 실험은 실험 프로그램을 작동시켜 On/off 솔레노이드 밸브가 열림과 동시에 시작된다. 실험의 시작과 동시에 노즐 입구 정압력, 노즐 입구 전온도가 각각 압력 변환기(ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ДАВЛЕНИЯ, КРП5-14.0.05-УХЛБ,1-2)와 열전대(Omega, C01-K)에 의해 측정되어지며, 측정된 데이터는 DAQ board를 통해 실시간으로 컴퓨터에 저장된다.

## 2.3 유동 가시화 및 영상 획득

본 연구에서는 초음속 터빈 유동가시화를 위해 Schlieren system을 사용하였다. Shadowgraph 영상을 획득하기 위해 Single mirror Schlieren system을 사용하였다. 광원으로는 150W 텅스텐 연속광을 사용하였으며 가시화된 영상을 획득하기 위해 고속카메라 시스템(Kodak, SR Ultra-C)을 사용하였다. 카메라는 실험의 시작과 동시에 작동되며 실험에 의해 획득된 영상은 광학 필터로 보정하여 디지털 영상으로 저장된다.

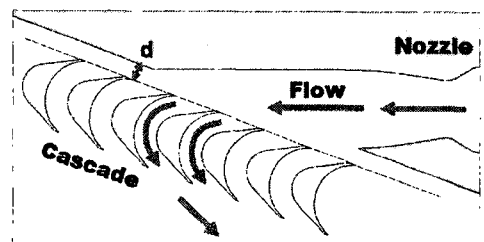
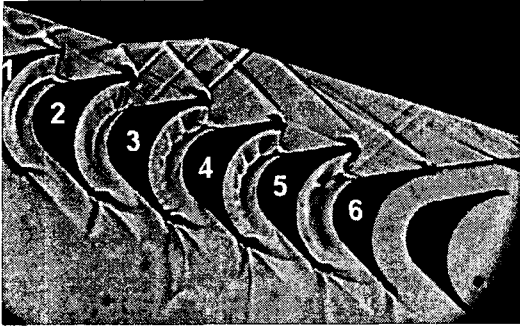


Fig. 5. Schematic of experimentation

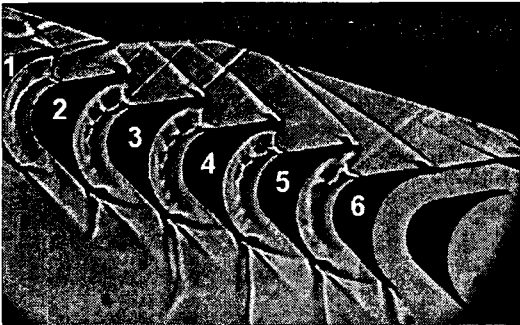
## 3. 초음속 터빈 실험

### 3.1 익렬 앞전 모서리각( $\gamma$ )에 따른 터빈 유동 특성

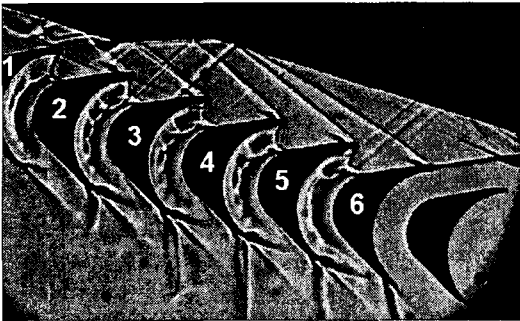
실험은 Fig. 5와 같이 노즐과 익렬을 조합하여  $\delta$ 가 0.224인 상태에서  $\gamma$ 값이 다른 3종류의 블레이드(Fig. 4)에 대해 실험을 실시하였으며 노즐 압력비에 따라 노즐 출구 유동각이 변화하므로 완전팽창이 되는 노즐 입·출구 압력비(PR)인 5.1에서 실험을 실시하였다[5].



(a)  $\gamma = 0^\circ$ ,  $\delta = 0.224$ ,  $T_{00} \approx 296K$



(b)  $\gamma = 8^\circ$ ,  $\delta = 0.224$ ,  $T_{00} \approx 296K$



(c)  $\gamma = 14^\circ$ ,  $\delta = 0.224$ ,  $T_{00} \approx 296K$

Fig. 6. Turbine cascade flow as cascade leading edge chamfer angle( $\gamma$ ), Shadowgraph images ( $PR \approx 5.1$ ,  $AR = 1.359$ )

Fig. 6(a) ~ (c)는 실험을 통해 획득한 Shadowgraph 영상이다. 오른쪽 상단의 검은 영역은 노즐 부분이다. 왼쪽 상단의 꺾여진 부분이 노즐 상부면이고 오른쪽 중간부분에 뾰족하

게 튀어나온 부분이 노즐 하단부 끝단이다. 노즐 내부의 일부분이 노출되어져있는 것을 볼 수 있다. 그리고 오른쪽과 왼쪽의 하단부의 검은 부분은 카메라 렌즈의 조리개 부분이며 영상에 보이는 작은 원모양의 얼룩은 고속카메라 CCD에 붙은 먼지이다.

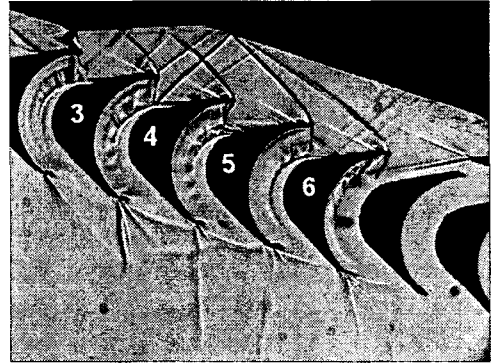
Fig. 6(a)는  $\gamma$ 값이  $0^\circ$ 일 때의 가시화 영상이다. 노즐 내부에서 약한 충격파들이 발생되어 나오는 것을 볼 수 있는데 이것은 MOC노즐의 가공상의 문제로 인해 발생된 것으로 생각된다. 노즐 출구 하단 끝단 부분에서 제트 경계면을 관찰할 수 있으며 이 경계면이 6번 블레이드 앞전과 만나는 것을 볼 수 있다. 그리고 각 블레이드 앞전에서 궁형(Bow) 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 각 궁형 충격파의 바로 뒷부분, 블레이드 앞전의 모서리각에 의해 꺾여진 부분에서 확장파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 6번 블레이드를 제외한 나머지 3~5번 블레이드의 궁형 충격파와는 궁형 충격파와 확장파를 지나면서 유동각이 비슷해서 서로 유사한 것을 알 수 있다. 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파는 다시 노즐 상부면에 반사되어 익렬 유로 쪽으로 들어가는 것을 볼 수 있다. 또한 익렬 앞전에서 발생한 충격파가 노즐 상부면 출구 부분에 집중되어 복잡한 형태의 유동이 나타나는 것을 알 수 있다. 각 익렬 유로 흡입면 Axial chord 약 40%지점에서 유동박리가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 유동박리 영역의 차이는 2번과 3번 블레이드 사이의 유로에서 발생한 유동박리를 제외하고는 큰 차이가 없는 것을 알 수 있다. 익렬 유로부분에서는 충격파들이 반사되어 익렬 후류로 빠져나가는 것을 볼 수 있다. 그리고 익렬 뒷전에서 Fish-tail 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. Fig. 6(b)는  $\gamma$ 값이  $8^\circ$ 일 때의 가시화 영상이다. 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파가 블레이드 앞전이 좀더 날카로워짐에 따라  $\gamma$ 값이  $0^\circ$ 일 때보다 약간 더 유로 쪽으로 향한 것을 볼 수 있다. 그리고 익렬 유로 내부에서 발생한 유동박리의 경우 앞의 경우와 거의 변화 없이 흡입면 Axial chord 약 40% 지점에서 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 박리 영역 또한 거의 유사함을 알 수 있다. Fig. 6(c)

는  $\gamma$ 값이  $14^\circ$ 일 때의 가시화 영상이다. 블레이드 앞전이 좀더 날카로워짐에 따라 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파가  $\gamma$ 값이  $8^\circ$ 일 때보다 좀더 유로쪽을 향한 것을 관찰할 수 있으며 특히 5번과 6블 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파의 각은  $\gamma$ 값이  $0^\circ$ 와  $8^\circ$ 일 때의 변화량보다 많은 변화를 보이는 것을 알 수 있다. 그리고 익렬 유로 내부에서 발생한 유동박리의 경우 앞의 경우와 유사한 흡입면 Axial chord 약 40%지점에서 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 박리 영역 또한 거의 유사함을 알 수 있다.

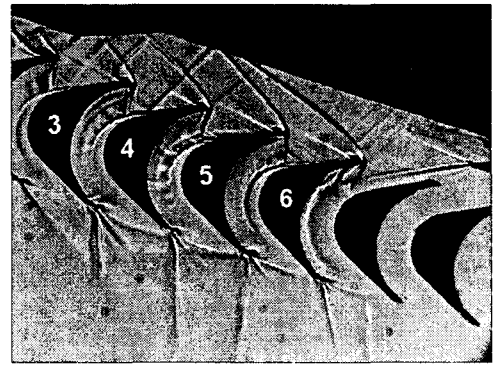
### 3.2 노즐-익렬 간격비( $\delta$ )에 따른 터빈 유동 특성

실험은 Fig. 5과 같이 노즐과  $\gamma$ 이  $0^\circ$ 인 익렬을 조합하여 노즐-익렬 간격비에 따른 터빈내의 유동특성 변화에 대한 실험을 실시하였다.  $\delta$ 값을 바꾸기 위해  $d$ 값을 2mm, 3mm, 4mm의 3가지로 변화시켰다.

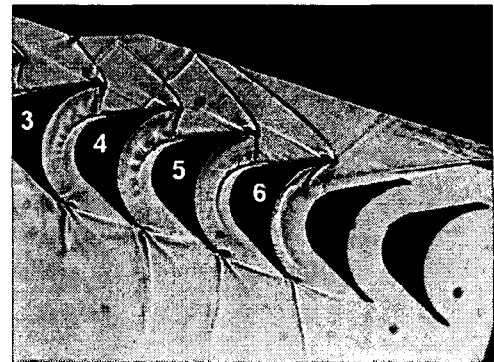
Fig. 7(a) ~ (c)는 실험을 통해 획득한 Shadowgraph 영상이다. Fig. 7(a)는  $\delta$ 값이 0.149일 때의 가시화 영상이다. 전체적인 유동특성은 앞의 익렬 앞전 모서리각에 따른 터빈 유동특성 실험의 경우와 거의 유사하다. 각 블레이드 앞전에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 2번 블레이드에서는 2번 블레이드와 노즐 출구 상부면과의 간격이 작아 유동이 질식(Chocking)됨에 따라 수직 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 각 궁형 충격파와 반사파들이 노즐 출구 상부면에 밀집되는 것을 알 수 있으며 익렬의 흡입면 Axial chord 약 35% 지점에서 유동박리가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 7(b)는  $\delta$ 값이 0.224일 때의 가시화 영상이다. 각 블레이드 앞전에서 발생한 궁형 충격파들이  $\delta$ 값이 0.149일 때보다 좀더 노즐쪽을 향한 것을 볼 수 있으며  $\delta$ 값이 0.149일 때 2번 블레이드에서 발생한 수직 충격파의 경우  $\delta$ 값이 커짐에 따라 발생하지 않는 것을 알 수 있다. 그리고 궁형 충격파의 반사파들의 강도가  $\delta$ 값이 커짐에 따라 앞의 경우보다 약해진 것을 관찰할 수 있다. 또한 노즐 출구 상부면에 집중되던 충격파들이 많이 약화되거나 사라진 것을 볼 수 있다.



(a)  $d = 2\text{mm}$ ,  $\delta = 0.149$ ,  $\gamma = 0^\circ$ ,  $T_{00} \approx 290\text{K}$



(b)  $d = 3\text{mm}$ ,  $\delta = 0.224$ ,  $\gamma = 0^\circ$ ,  $T_{00} \approx 290\text{K}$



(c)  $d = 4\text{mm}$ ,  $\delta = 0.299$ ,  $\gamma = 0^\circ$ ,  $T_{00} \approx 290\text{K}$

Fig. 7. Turbine cascade flow as nozzle-cascade gap ratio( $\delta$ ), Shadowgraph images  
( $PR \approx 5.1$ ,  $AR = 1.359$ )

유동박리 영역은 앞의 경우보다 조금 줄어들지만 거의 유사한 것을 알 수 있다. Fig. 7(c)는  $\delta$  값이 0.299일 때의 가시화 영상이다. 6번 블레이드에서 발생한 궁형 충격파의 경우 앞의 경우보다 좀더 노즐쪽으로 향한 것을 볼 수 있으며 3~5번 블레이드에서 발생한 궁형 충격파의 경우 앞의 경우와 유사한 것을 알 수 있다. 그리고 궁형 충격파의 반사파들의 강도가  $\delta$  값이 커짐에 따라 앞의 경우보다 약해진 것을 관찰할 수 있으며 노즐 출구 상부면에 집중된 충격파들이 앞의 경우보다 좀더 약화되거나 사라진 것을 볼 수 있다. 유동박리 영역은 앞의 경우보다 조금 줄어들지만 거의 유사한 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 초음속 터빈 익렬의 유동 특성을 관찰하기 위해 소형 초음속 풍동을 제작하여 블레이드 앞전 모서리각( $\gamma$ )과 노즐-익렬 간격비( $\delta$ )에 따른 터빈 익렬의 유동특성을 살펴보았으며 실험을 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파가 노즐 내부로 전파되는 것을 볼 수 있었으며 이 충격파의 반사파가 익렬 유로 내부로 들어가는 것을 관찰할 수 있었다.
2. 각 익렬에서 발생한 궁형 충격파와 반사파들이 노즐 출구 상부면에 집중되는 것을 관찰할 수 있었다.
3. 블레이드 앞전 모서리각( $\gamma$ )이 커짐에 따라 익렬 앞전에서 발생하는 궁형 충격파가 점차 유로 쪽으로 향하는 것을 관찰할 수 있었다.
4. 블레이드 앞전 모서리각( $\gamma$ )에 따른 터빈 익렬 내의 유동박리의 경우 거의 차이가 없음을 관찰할 수 있었다.
5. 노즐-익렬 간격비( $\delta$ )가 커짐에 따라 각 익렬에서 발생한 궁형 충격파와 반사파들이 덜 집중되는 것을 관찰할 수 있었다.
6. 노즐-익렬 간격비( $\delta$ )가 커짐에 따라 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파의 반사파가 약해지

거나 사라지는 것을 관찰할 수 있었다.

7. 노즐-익렬 간격비( $\delta$ )에 따른 터빈 익렬내의 유동박리의 경우 약간씩 줄어드는 경향을 보이거나 그 정도가 아주 작음을 관찰할 수 있었다.

#### 참 고 문 헌

1. C. D. Colclough, "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, 1966
2. C. D. Colclough, "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, 1966
3. B. S. Stratford and G. E. Sansome, "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. B. S. Stratford and G. E. Sansome, "Theory and tunnel tests of rotor blades for supersonic turbines", R&M 3275, 1965
5. J. J. Cho and S. I. Jeong, K. S. Kim, J. H. Kim, E. S. Lee, "An experimental study on the flow characteristics of a 2-D supersonic turbine with pressure ratio", KSPE fall conference, 2004