

초음속 터빈의 익렬 앞전 모서리각에 따른 유동 특성에 대한 실험적 연구

조종재* · 김귀순** · 정은환***

An experimental study on the flow characteristics of a supersonic turbine cascade with the leading edge chamfer angle

Jongjae Cho* · Kuisoon Kim** · Eunhwan Jeong***

ABSTRACT

A small supersonic wind tunnel was designed and built to study the flow characteristics of a supersonic impulse turbine cascade. The supersonic cascade with a 2-dimensional supersonic nozzle was tested for the leading edge chamfer angle (γ) of the supersonic turbine that is the one of the turbine design parameter. Firstly, the flow was visualized by a single pass Schlieren system. Next, total and static pressure of the cascade were measured by a pressure scanning system. Finally, highly complicated flow patterns including shocks, nozzle-cascade interaction and shock boundary layer interactions, flow characteristics of the supersonic turbine were observed.

초 록

본 연구에서는 초음속 충동형 터빈의 유동특성을 알아보기 위해 소형 초음속 풍동을 설계하였으며 Schlieren system을 이용하여 유동을 가시화하였고 압력변환기를 이용하여 터빈내의 전압력과 정압력을 측정하였다. 실험은 2차원 초음속 노즐과 익렬을 조합하여 익렬 앞전 모서리각에 따라 실시하였다. 그리고 이를 통해 충격파를 포함한 복잡한 유동 형태와 노즐-익렬, 충격파-경계층 상호작용 등, 초음속 충동형 터빈의 유동특성을 관찰할 수 있었다.

Key Words: Supersonic(초음속), Turbine(터빈), Schlieren(슐리렌), Visualization(가시화)

1. 서 론

우주 발사체의 필수 구성요소인 추진제 공급 시스템은 대부분의 경우 고압 터보 펌프 방식을 적용하고 있다. 고압 터보 펌프를 구동하는 터빈은 낮은 효율에도 불구하고 소형, 경량이면서 높은 출력을 낼 수 있는 초음속 터빈이 주로 사용된다.

* 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 부산대학교 항공우주공학과

*** 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

연락처, E-mail: spacecho@pusan.ac.kr

일반 축류 터빈에 대해서는 실험적, 수치적 방법으로 그 동안 많은 연구가 수행되어 그 성능이나 유동 특성에 대한 자료가 많이 알려져 있다. 하지만 초음속 터빈은 초음속 유동영역에서 작동하여 기존의 아음속 터빈과는 다른 유동특성을 가지므로 이러한 조건에서는 터빈의 성능 예측과 설계가 힘들거나, 신뢰도 역시 아주 많이 떨어지고 있는 실정이다. 또한 초음속 터빈의 경우 충격파의 발생 여부에 따라 성능이 급격하게 변하며 그 오차가 매우 크다. 이러한 초음속 터빈의 유동 특성에 대한 연구는 국외의 경우 50, 60년대 Willard R. Westphal[1], Thomas P. Moffitt[2], C. D. Colclough[3], B. S. Stratford[4] [5] 등에 의해 많은 기초 연구가 수행되어졌으며 기술 수준이 완성에 이르렀다. 그리고 관련 연구 결과는 지속적으로 발표되고 있으며 여전히 관련 분야에서 매우 중요하게 다루어지고 있다. 하지만 액체 추진 로켓의 개발 경험이 없는 국내에서는 소형위성 발사체(KSLV-I) 사업을 진행하면서부터 고압 터보펌프 구동용 초음속 터빈에 대한 본격적인 개발에 착수하였다. 하지만 초음속 터빈의 개발함에 있어서 기존의 초음속 터빈 설계에 대한 지침서의 경우 설계 인자들을 선정에 대해 그 타당한 이유가 제시되어 있지 않은 경우가 대부분이다. 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 고압 터보 펌프 구동용 초음속 터빈을 설계하기 위한 기초 연구로 소형의 초음속 풍동을 설계·제작하여 터빈 설계 인자들 가운데 터빈 종축에 대한 블레이드 앞전의 각인 모서리각(γ)에 대한 터빈내의 유동특성을 살펴보았다. 실험은 2차원 초음속 노즐과 터빈 익렬을 조합하여 실시하였으며 유동특성을 살펴보기 위해 Schlieren System을 이용하여 터빈내의 유동을 가시화하고 압력변환기를 이용하여 터빈 내의 정·전압력들을 측정하였다.

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 실험 압력 공급원인 최대충전압력이 1500 psi, 부피가 42 l인 고압질소용기 8개와 노즐 입구 압력을 일정하게 유지시키기 위한 레귤레이터, 실험의 시작과 종료를 제어하기 위한 On/off 밸브 그리고 시험부(Test-section)로 구성되어있으며 작동유체는 질소이다.

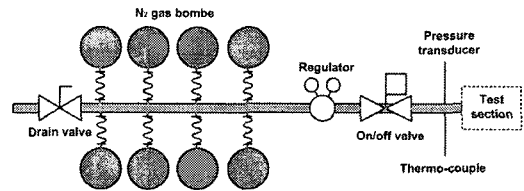


Fig. 1 Schematic of a experimental apparatus

Table 1 Experimental condition

비열비	1.4
가스상수	$297 J/kg \cdot s$
작동유체	질소
노즐 입구 전압력	517041pa
노즐 출구 정압력	101325pa
노즐 압력비	5.1
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

실험에 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) 터

빈 익형이다. Chord 길이 13.4 mm, Pitch는 8.54 mm이고 Solidity가 0.64이며 형상은 Fig. 3과 같으며 익렬 앞전 모서리각에 따른 실험을 실시하기 위해 Fig. 4와 같이 모서리각(γ)이 서로 다른 3가지 종류의 블레이드를 사용하였다.

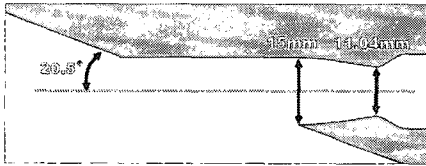


Fig. 2 Supersonic nozzle profile

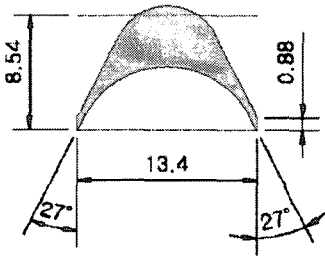


Fig. 3 Supersonic blade profile

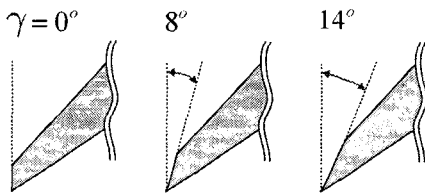


Fig. 4 Blade leading edge chamfer angle(γ)

2.2 데이터 획득

본 실험의 모든 과정은 실험 프로그램에 의해 제어되며 노즐 입구 정압력, 노즐 입구 전온도가 각각 압력 변환기와 열전대에 의해 측정된다. 터빈 익렬 내의 정압력 측정을 위해 압력 스캐너를 이용하여 각 부분의 압력을 측정하였다. 그리고 터빈 익렬 출구의 전압력 또한 자동 이송장치를 이용하여 측정하였다. 측정된 데이터는 DAQ board를 통해 실시간으로 컴퓨터에 저장된다. 초음속 터빈 유동가시화를 위해 Schlieren system을 사용하였으며 가시화된 영상을 획득하

기 위해 고속카메라 시스템을 사용하였다.

3. 초음속 터빈 실험

3.1 앞전 모서리각(γ)에 따른 터빈 유동 특성 (가시화)

실험은 Fig. 5와 같이 노즐과 익렬을 조합하여 Fig. 5와 같이 블레이드 앞전 모서리각(γ)이 다른 3종류의 블레이드(Fig. 4)에 대해 실험을 실시하였다.

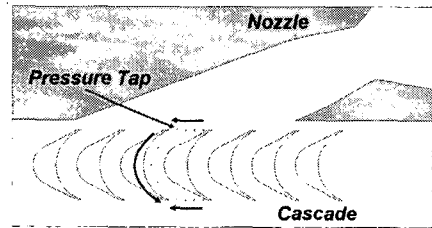


Fig. 5 Experimental Scheme for Pressure Measurement

Figure 6은 실험을 통해 획득한 Shadowgraph 영상이다. 각 영상에 보이는 붉은 점은 정압력을 측정하기 위한 압력탭의 위치이다. Fig. 6의 왼쪽부터 모서리각(γ)이 0°, 8°, 14°인 경우이다. 맨 왼쪽의 모서리각(γ)이 0°인 가시화 영상의 각 블레이드 앞전에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 그 뒤를 따라 확장파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 각 익렬의 흡입면 Axial chord 약 35%지점 부근에서 유동박리가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 익렬 내부의 유동의 충격파들이 유로 내부에서 반사되면서 다이아몬드 형상을 보이며 후류로 빠져나가는 것을 볼 수 있다. 익렬 뒷전에서 Fish-tail 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 모서리각(γ)이 8°인 경우도 0°인 경우와 유사한 유동특성을 보이는 것을 알 수 있으나 익렬 앞전에 발생하는 궁형 충격파의 경우 좀더 유로쪽을 향하면서 충격파의 강도가 약해지는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 유동 박리 영역이 경우는 0°인 경

우와 거의 유사한 것을 알 수 있다. 모서리각(γ)이 14° 인 경우 역시 앞의 경우와 충격파 형태나 박리역영 등에서 유사한 유동특성을 보이거나 궁형 충격파의 강도는 앞의 경우보다 좀 더 약해지는 것을 알 수 있다.

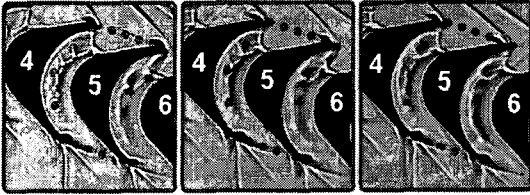


Fig. 6 Visualized Images (Shadowgraph) and Static Pressure Taps Position ($\gamma=0^\circ, 8^\circ, 14^\circ$)

3.2 앞전 모서리각(γ)에 따른 터빈 유동 특성 (정압력)

실험은 터빈 익렬 내부의 정압력을 측정하기 위해 Fig. 5와 같이 4번과 5번 익렬 사이의 입구에 5개, 출구에 5개, 유로에 3개, 총 13개의 직경 0.2mm의 정압력 측정용 탭을 설치하였다.

Figure 8은 측정된 터빈 익렬 입·출구의 정압력을 노즐 입구 전압력으로 나눈 압력 계수 그래프이며 x축의 1.0이 익렬의 압력면을 나타내며 0.0이 흡입면을 나타낸다. 각 실험 경우 중, 터빈 익렬 입구의 정압력의 경우 각 경우에 대해 익렬 압력면과 흡입면의 정압력이 익렬 유로의 정압력보다 높은 것을 알 수 있다. 하지만 익렬 출구의 정압력의 경우 각 경우에 대해 익렬 유로의 정압력이 익렬 압력면과 흡입면의 정압력보다 높은 것을 알 수 있다. 그리고 각 경우에 대해 터빈 익렬 입·출구지점에서의 정압력은 서로 비슷한 값을 가지는 것을 볼 수 있다.

Figure 9는 터빈 익렬 유로 내에서 측정된 정압력을 노즐 입구 전압력으로 나눈 압력 계수 그래프이다. Axial chord 대비 0인 지점부터 0.5인 지점 부근까지 정압력이 상승하다가 그 이후 지점부터 감소하는 것을 알 수 있다. 이것은 익렬 입구 이후 발생한 충격파 및 유동 박리에 의해 유로가 좁아지면서 발생한 속도 감소에 의해 0.5인 지점 부근까지 정압력이 증가하고 그 이

후, 유동 박리가 익렬 표면에 재 부착됨에 따라 나타나는 유로 확장에 의한 속도 증가 등의 복합적으로 작용으로 정압력이 이후 감소하는 것을 볼 수 있다.

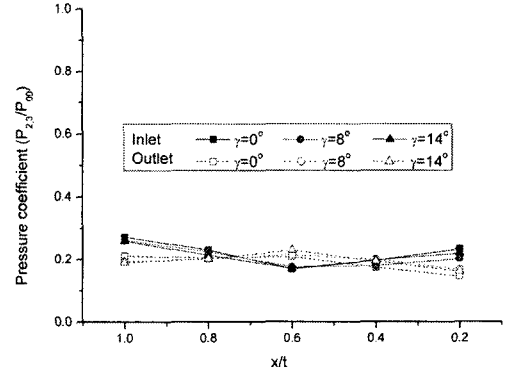


Fig. 8 Static Pressure of the Cascade Inlet and Outlet for the Cascade Chamfer Angle (γ)

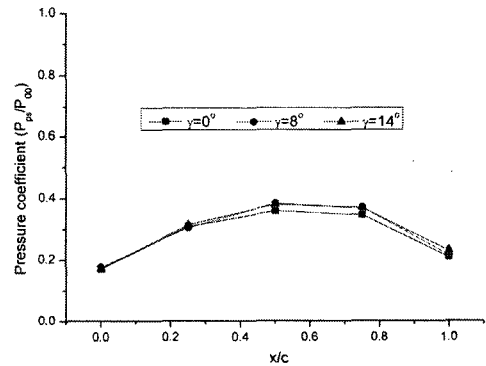


Fig. 9 Static Pressure of the Cascade Passage for the Cascade Chamfer Angle (γ)

3.3 앞전 모서리각(γ)에 따른 터빈 유동 특성 (전압력)

본 실험은 터빈 익렬 출구의 전압력을 측정하여 측정 유로의 전압력 손실정도를 알아보기 위해 실시하였다. Fig. 5의 익렬 출구 단면 50% 지점을 자동이송장치를 이용하여 직경 0.6 mm의 전압력 피토프로브로 전압력을 측정하였다. 피토프로브로 측정된 피토프로브 전압력과 익렬 출구에서 측정된 정압력을 수직 충격파 관계식을 이용하여

익렬 출구의 전압력을 구하였다.

Figure 10은 피토투관으로 측정된 전압력과 수직 충격과 관계식을 이용하여 구한 익렬 출구 전압력을 노즐 입구 전압력으로 나눈 그래프이다. Fig. 10에서 볼 수 있듯이 x축에서 익렬 흡입면 쪽을 나타내는 0.0 부근에서 압력면 쪽을 나타내는 1.0부근으로 갈수록 전압력이 상승하는 것을 볼 수 있는데 이것은 익렬 유로 내부 흡입면에서 발생한 유동 박리에 의한 전압력 손실에 기인된 것으로 생각된다. Table 2는 익렬 출구 전압력을 노즐 입구 전압력으로 나눈 전압력 계수를 평균한 값으로 익렬 모서리각(γ)이 큰 경우가 평균 전압력 계수가 높은 것을 알 수 있으며 14°인 경우가 측정된 유로에서 전압력 손실이 가장 작은 것을 알 수 있다.

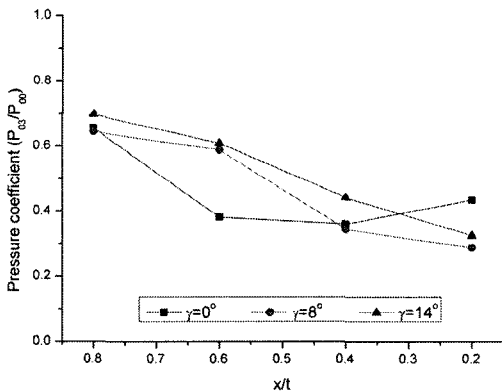


Fig. 10 Total Pitot Tube Pressure and Total Pressure of the Cascade Outlet for the Cascade Chamfer Angle (γ)

Table 2 Total Pressure Coefficient for the Cascade Chamfer Angle (γ)

익렬 모서리각(γ)	0°	8°	14°
노즐 입구 전압력(Pa)	518427	514289	513647
익렬 출구 전압력(Pa)	238551	239561	263680
전압력 계수	0.46	0.466	0.513

4. 결 론

본 연구에서는 초음속 터빈 익렬의 유동 특성을 관찰하기 위해 소형 초음속 풍동을 제작하여 익렬 앞전 모서리각(γ)에 따른 터빈 익렬의 유동 특성을 살펴보았으며 실험을 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 초음속 터빈 유동 가시화를 통해 익렬 앞전 모서리각(γ)에 따른 터빈 내부의 충격파 형상 및 유동의 변화를 관찰할 수 있었다.
2. 익렬 앞전 모서리각(γ)가 커짐에 따라 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파의 강도가 약해지는 것을 볼 수 있었다.
3. 익렬 앞전 모서리각(γ)에 따른 터빈 익렬 내의 유동박리의 경우 그 변화의 정도가 작음을 관찰할 수 있었다.
4. 본 실험 조건하의 터빈 익렬 유로에서 측정된 정압력의 경우 Axial chord 대비 0.5인 지점까지 상승하다가 그 이후 감소하는 것을 확인할 수 있었다.
5. 익렬 출구에서 측정된 전압력의 경우, 유로 내부의 유동 박리에 의해 압력면 부분의 전압력이 흡입면 부분의 전압력보다 높게 나타나는 것을 알 수 있었다.
6. 익렬 앞전 모서리각(γ)에 따른 전압력 손실의 경우, 익렬 앞전 모서리각(γ)이 크면 클수록 작은 것을 알 수 있었다.

참고 문헌

- [1] Willard R. Westphal, "The design and cascade tests of free-contour 160° turning supersonic-turbine-blade sections", NACA research memorandum, RM L57F21, 1962
- [2] Thomas P. Moffitt, "Design and experimental investigation of a single stage turbine with a rotor entering relative Mach number 2", NACA research memorandum, RM E58F20a,

1958

- [3] 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, pp.185~196
- [4] B. S. Stratford and G. E. Sansome, "Theory and tunnel tests of rotor blades for supersonic turbines", *R&M 3275*, 1965
- [5] B. S. Stratford and G. E. Sansome, "The performance of supersonic turbine nozzles", *R&M 3273*, 1962

Nomenclature

T	Temperature value
P	Pressure value
γ	Blade leading edge chamfer angle

Subscript

00	Nozzle inlet total value
03	Cascade out total value
1	Nozzle out static value
2	Cascade inlet static value
3	Cascade outlet static value
ps	Cascade passage static value
pt	Pitot probe value