

# 익렬 위치에 따른 초음속 터빈의 확산 손실에 대한 실험적 연구

조종재\* · 김귀순\*\* · 정은환\*\*\*

## An experimental study on the expansion loss of a supersonic turbine with the cascade position

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. Experiments are performed to find flow characteristics of supersonic turbine with the cascade positions and to find factor of expansion loss. The supersonic cascade with a 2-dimensional supersonic nozzle was tested with the cascade positions. Firstly, the flow was visualized by Z-type Schlieren 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 설계하였다. 실험은 익렬 위치에 따른 초음속 터빈의 유동 특성을 파악하고 확산 손실이 발생하는 특성을 알기 위해 익렬의 위치를 조절해가며 2차원 초음속 노즐과 익렬을 조합하여 실시하였다. Z-type 슬리렌(Schlieren) 시스템을 이용하여 유동을 가시화하였다. 이러한 실험을 통해 충격파를 포함한 복잡한 유동 형태와 유동박리, 충격파-경계층 상호작용 등을 관찰할 수 있었다.

Key Words: Supersonic(초음속), Cascade(익렬), Visualization(가시화), Schlieren(슬리렌), Shock(충격파)

### 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.

일반 축류 터빈에 대해서는 실험적, 수치적 방법으로 그 동안 많은 연구가 수행되어 그 성능

\* 부산대학교 항공우주공학과 대학원  
연락처, E-mail: spacecho@pusan.ac.kr

\*\* 부산대학교 항공우주공학과

\*\*\* 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

이나 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 완성기에 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 터보 펌프 구동용 초음속 터빈에 대한 본격적인 개발에 착수하였다.

일반적으로 초음속 터빈을 설계하면서 실시하게 되는 기초 설계 과정의 경우, 그 설계 과정에 포함되어있는 각종 손실식들이 얼마나 정확한가에 따라 설계의 정확도가 결정되며 그 정확도에 따라서 터빈 설계 시에 필요한 인력과 시간, 경비 등의 소요가 결정된다. 하지만 기존의 초음속 터빈 기초 설계에 대한 지침서의 경우, 기술이전 내용의 정도에 민감하기 때문에 초음속 터빈 기초 설계시 필요한 여러 손실식의 계수들을 선정하는데 있어서 그 타당한 이유가 제시되어 있지 않은 경우가 대부분이다. 또한 손실식을 유도하거나 만든 과정 역시 제시되어 있지 않은 경우가 많다. 따라서 초음속 터빈 내의 유동 특성을 규명하고 이해하여 보다 정확한 손실식을 유도하거나 만들어야 한다.

본 연구에서는 고압 터보 펌프 구동용 초음속 터빈을 설계하기 위한 기초 연구로 소형의 초음속 풍동을 설계·제작하여 터빈 손실 중에 하나인 확산 손실에 대해 살펴보았다. 실험은 2차원 초음속 노즐과 터빈 익렬을 조합하여 실시하였으며 유동 특성을 살펴보기 위해 슬리렌(Schlieren) 시스템을 이용하여 터빈 내의 유동을

가시화하였다.

## 2. 실험 장치 및 실험 방법

### 2.1 실험 장치

본 실험을 위해 설계한 초음속 풍동의 전체적인 개략도는 Fig. 1과 같으며 실험조건은 Table 1과 같다. 실험장치는 실험 압력 공급원인 최대 충전압력이 1500 psi, 부피가 42 l인 고압질소용기 10개와 노즐 입구 압력을 일정하게 유지시키기 위한 압력조절기(Regulator), 실험의 시작과 종료를 제어하기 위한 On/off 밸브 그리고 시험부(Test-section)로 구성되어있으며 작동유체는 질소이다.

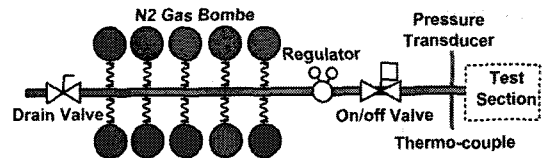


Fig. 1 Schematic of Experimental Apparatus

Table 1. Experimental Conditions

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

실험에 사용한 초음속 노즐은 특성곡선법(Method of Characteristic)을 이용하여 설계하였다. 그리고 설계된 노즐은 입·출구 면적비가

1.356인 수축-확산 노즐의 형태이다. 블레이드는 충동형(Impulse type) 터빈 익형이다. 코드 길이는 30.82 mm, 피치(Pitch)는 19.64 mm이고 Solidity가 0.64이며 형상은 Fig. 2와 같다. 블레이드는 핀홀(Pinhole)을 사용하여 시험부에 장착하였다. 시험부에는 슐리렌 시스템을 이용하여 유동을 가시화하기 위해 석영유리로 제작된 창(Window)을 설치하였다.

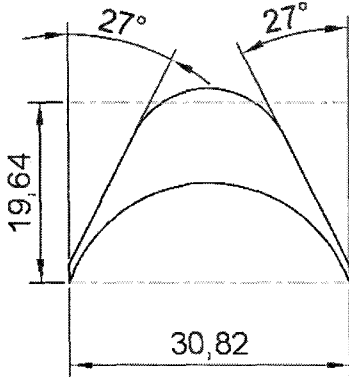


Fig. 2 Supersonic Blade Profile

## 2.2 실험 과정 및 데이터 획득

본 실험의 모든 과정은 실험 프로그램에 의해 제어된다. 실험은 실험 프로그램을 작동시켜 On/off 밸브가 열림과 동시에 시작되며 실험의 시작과 동시에 노즐 입구 정압력, 노즐 입구 전 온도, 각각 압력 변환기(Druck, PMP 1400)와 열전대(Omega, C01-K)에 의해 측정된다. 측정된 데이터는 자료획득 장치(National Instrument, NI-6014)를 통해 실시간으로 컴퓨터에 저장된다.

## 2.3 유동 가시화 및 영상 획득

본 연구에서는 초음속 터빈 유동가시화를 위해 슐리렌 시스템을 사용하였다. 슐리렌 영상을 획득하기 위해 Z-type 슐리렌 시스템을 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 저장하였다.

## 3. 초음속 터빈 실험

### 3.1 초음속 터빈 유동 가시화

확산손실은 일반적으로 부분분사형을 채택하고 있는 초음속 터빈에서 주로 발생하는 손실로 노즐에서 나온 유동이 익렬 영역에서 확산됨에 따라 발생하는 손실이다.

이 실험은 Fig. 3과 같이 노즐과 익렬을 조합하여 실시하였으며 실험을 통해 터빈 익렬 위치에 따른 유동 특성을 관찰하여 확산 손실이 발생하는 특성을 알아보았다. 터빈 익렬의 위치는 한 피치를 5등분으로 나누어 정하였다.

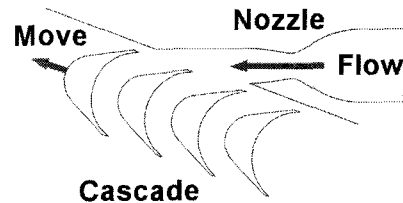


Fig. 3 Schematic of Experimentation

Figure 4(a) ~ (e)는 실험을 통해 획득한 슐리렌 영상이다. Fig. 4(a)는 익렬의 위치가 0 피치 일 때의 가시화 영상으로 영상의 오른쪽 상단이 노즐 상부면이고 오른쪽 중앙에 보이는 돌출부는 노즐 하부면 끝단이며 노즐 내부의 일부분이 노출되어져있는 것을 볼 수 있다. 왼쪽 하단부에 보이는 검은 영역은 석영유리 파손에 의한 것이며 영상에 보이는 작은 원모양의 형상은 고속카메라 CCD에 붙은 먼지이다. 영상 오른쪽 중간 부분의 노즐 출구 하부면 끝단에서 2번과 3번 익렬 사이의 유로를 지나는 제트 경계층을 관찰할 수 있다. 그리고 노즐 내부에서 발생한 충격파들을 볼 수 있는데 이것은 노즐 제작시에 가공상의 오류로 인해 발생한 것으로 생각된다. 노즐에서 나온 유동이 2번 익렬 앞전에 부딪히면서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 2번 익렬 앞전의 흡입면 방향에서 발생한 궁

형 충격파는 노즐 출구 상부면과 접촉하여 반사되어 그 뒤를 따라 발생한 팽창파에 의해 상쇄되는 것을 볼 수 있다. 2번 익렬 앞전의 압력면 방향에서 발생한 궁형 충격파는 제트 경계층에서 반사되어 팽창파로 바뀌는 것을 볼 수 있으며 뒤이어 발생한 팽창파와 서로 겹치는 것을 알 수 있다. 노즐 출구 상부면 끝단에서는 궁형 충격파에 이어 발생한 팽창파에 의한 정압력 감소로 인한 배압(Back Pressure) 차이에 의해 경사 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이 발생한 충격파가 2번 익렬 흡입면 앞전 코드 30%지점에서 반사되는 것을 관찰할 수 있으며 익렬 내부의 유동의 충격파들이 유로 내부에서 반사되면서 다이아몬드 형상을 보이며 후류로 빠져나가는 것을 볼 수 있다. 그리고 2번 익렬 흡입면 앞전 코드 약 35%지점 부근에서 유동박리가 발생하는 것을 알 수 있으며 1번과 2번 익렬 뒷전에서 Fish-tail 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다.

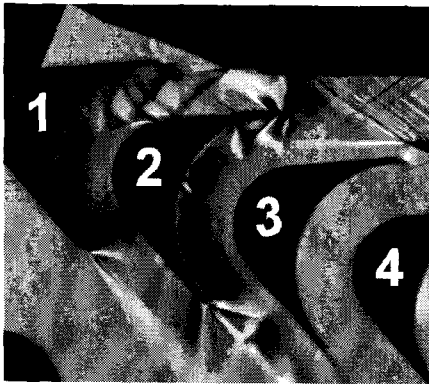
Fig. 4(b)는 익렬의 위치가 1/5 피치일 때의 가시화 영상이다. 익렬의 위치가 바깥에 따라 앞선 경우에서 영상 오른쪽 중간부분의 노즐 출구 하부면 끝단에서 2번과 3번 익렬 사이의 유로를 지나가는 제트 경계층이 3번 익렬 흡입면을 스쳐 지나가는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 노즐에서 나온 유동이 2번 익렬 앞전에 부딪히면서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 전체적인 형상은 앞선 경우와 유사하다. 익렬의 위치가 이동함에 따라 2번 익렬 앞전과 노즐 출구 상부면 사이의 간격이 줄어들어 과대팽창된 노즐에서 발생하는 유동과 흡사한 형태의 유동 형상이 나타나는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 0 피치인 경우에서 2번 익렬 흡입면 앞전 코드 35%지점 부근에서 발생한 유동박리가 1/5 피치인 경우에는 30%지점에서 발생하는 것을 알 수 있으며 유동 박리 영역도 0 피치인 경우보다 커졌음을 알 수 있다. 2번 익렬 뒷전에서 발생한 Fish-tail 충격파도 커진 유동 박리 영역으로 인해 흡입면 쪽에서는 발생하지 않는 것을 볼 수 있다.

Fig. 4(c)는 익렬의 위치가 2/5 피치일 때의

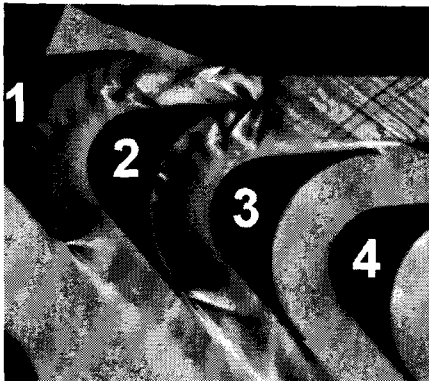
가시화 영상이다. 변한 익렬의 위치로 인해 1/5 피치 경우에서 3번 익렬 흡입면을 스쳐 지나가는 제트 경계층이 3번 익렬 앞전과 만나는 것을 관찰할 수 있으며 3번 익렬 앞전에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 그 뒤를 이어 팽창파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 3번 익렬 흡입면에서 노즐에서 발생한 충격파들이 반사되는 것을 관찰할 수 있다. 2번 익렬 앞전에서는 3번 익렬에서 발생한 팽창파로 인해 유동 마하수가 증가함에 따라 궁형 충격파가 1/5 피치인 경우보다 좀더 유로 쪽을 향한 것을 알 수 있으며 익렬의 위치가 이동함에 따라 2번 익렬 앞전과 노즐 출구 상부면 사이의 간격이 더욱 줄어들어 사이 간격을 통과한 유동이 더 팽창되는 것을 볼 수 있다. 그리고 1/5 피치인 경우에서 2번 익렬 흡입면 앞전 코드 30%지점 부근에서 발생한 유동박리를 거의 판별할 수 없는 정도로 2번 익렬 앞전과 노즐 출구 상부면 사이를 흐르는 유동이 적어진 것을 알 수 있다. 그리고 3번 익렬 흡입면 앞전 코드 30% 지점에서 유동 박리가 발생하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 4(d)는 익렬의 위치가 3/5 피치일 때의 가시화 영상이다. 3번 익렬 앞전에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 변한 익렬 위치로 인해 3번 익렬 앞전이 노즐 출구 유동 속으로 들어감에 따라 2/5 피치일 때와는 다른 형태의 궁형 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 그 뒤를 이어 2/5 피치인 경우보다 더 강한 팽창파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 2번 익렬 앞전에서는 3번 익렬에서 발생한 팽창파로 인해 궁형 충격파가 2/5 피치인 경우보다 좀더 유로 쪽을 향한 것을 알 수 있으며 익렬의 위치가 이동함에 따라 2번 익렬 앞전과 노즐 출구 상부면 사이의 간격이 더욱 줄어들어 사이 간격을 통과한 유동이 노즐 상부면 출구 벽면을 타고 흐르는 것을 관찰할 수 있으며 1번과 2번 익렬 사이의 유로로 유동이 흐르지 않는 것을 볼 수 있다. 그리고 3번 익렬 흡입면 앞전 코드 35% 지점에서 유동 박리가 발생하는 것을 알 수 있으며 2/5 피치인 경우보다 유동 박리영역이 줄어든 것을 알 수 있다.

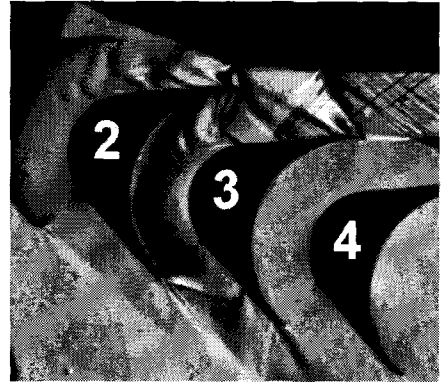
Fig. 4(e)는 익렬의 위치가 4/5 피치일 때의 가시화 영상이다. 3번 익렬 앞전에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 3번 익렬 앞전이 좁더 노즐 출구 유동 속으로 들어감에 따라 3/5 피치일 때와는 다른 형태의 궁형 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 그 뒤를 이어 강한 팽창파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 익렬의 위치가 이동함에 따라 노즐 출구 상부면 제트 경계층이 2번 익렬 앞전과 만나 1번과 2번 유로 사이로는 유동이 거의 흐르지 않는 것을 알 수 있다. 그리고 3번 익렬 흡입면 앞전 코드 35% 지점에서 유동 박리가 발생하는 것을 알 수 있으며 3/5 피치인 경우보다 유동 박리영역이 줄어든 것을 알 수 있다.



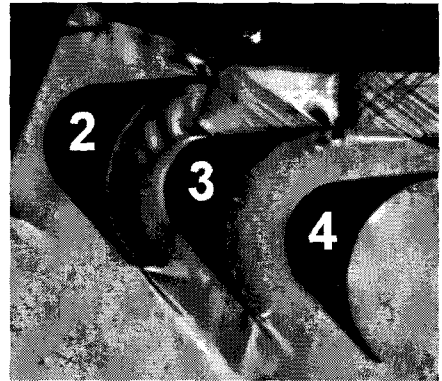
(a) 0 pitch



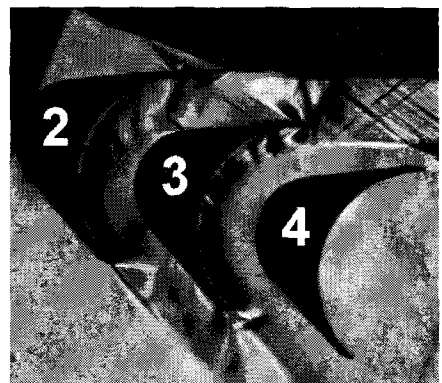
(b) 1/5 pitch



(c) 2/5 pitch



(d) 3/5 pitch



(e) 4/5 pitch

Fig. 4 Supersonic Turbine Cascade Flow as the Pitch, Schlieren Images

#### 4. 결 론

본 연구에서는 초음속 터빈 익렬의 유동 특성을 관찰하기 위해 소형 초음속 풍동을 제작하여 터빈 익렬 위치에 따른 유동 특성을 관찰하여 확산 손실이 발생하는 특성을 살펴보았다.

익렬의 위치의 변화로 익렬이 노즐의 주유동에 들어오는 경우와 들어오지 않는 경우에 따라 익렬 내부의 유동특성이 많이 변함을 관찰할 수 있었으며 특히 2번 익렬과 노즐 상부면 사이의 간격변화로 인해 변하는 유동 특성을 통해 확산 손실이 발생하는 특성을 알 수 있었다.

#### 참 고 문 헌

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", NACA research memorandum, R&M 3275, 1965
5. B. S. Stratford and G. E. Sansome, "The performance of supersonic turbine nozzles", NACA research memorandum, R&M 3273, 1962
6. B. V. Ovsyanikov, B. I. Borovsky, "Theory and calculation of power units for liquid rocket engine", Mashinostroyenie. Moscow, 1986