

초음속 터빈의 축방향 간격에 따른 유동 특성에 대한 실험적 연구

조종재* · 김귀순** · 김진한*** · 정은환***

An experimental study on the flow characteristics of a supersonic turbine as the axial 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 is tested for various gaps between the nozzle and cascade. By the experiment, the flow is visualized and static pressure of the cascade was measured. And highly complicated flow patterns including shocks, nozzle-cascade interaction and shock boundary layer interactions, flow characteristics of the supersonic turbine 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 노즐-익렬 간격에 따라 실시하였다. 실험을 통해 유동을 가시화하고 익렬 내부의 압력을 측정하였다. 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), Cascade(익렬), Visualization(가시화), Schlieren(솔리렌), Shock(충격파), Shadowgraph(쉐도우그래프)

1. 서 론

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

우주 발사체 또는 액체 추진 로켓을 사용하는 유도 무기의 필수 구성요소인 추진제 공급시스

Nomenclature

A_{th}	Nozzle throat area
$A_{e,exit}$	Nozzle exit area
AR	Nozzle Area ratio ($A_{e,exit} / A_{th}$)
T_{00}	Nozzle inlet temperature
P_{00}	Nozzle inlet total pressure
P_1	Nozzle exit static pressure
NPR	Nozzle pressure ratio (P_{00}/P_1)
d	Gap between nozzle and cascade
c	Blade chord
t	Cascade pitch
δ	Nozzle and cascade gap ratio (d/c)

템은 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 성능이나 유동 특성에 대한 자료가 많이 알려져 있다. 하지만 초음속 터빈은 초음속 유동영역에서 작동하여 기존의 아음속 터빈과는 다른 유동 특성을 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] 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 터보 펌프 구동용 초음속 터빈에 대한 본격적인 개발에 착수하

였으며 해당 사업 분야의 회소성과 특수성으로 인해 초음속 터빈에 대한 기초 연구가 미진한 상황이며 기존의 초음속 터빈 설계에 대한 지침서의 경우 설계 인자들을 선정함에 있어서 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 노즐과 익렬의 간격(d)을 블레이드 Chord 길이(c)로 나눈 노즐-익렬 간격비(δ) 대한 터빈내의 유동특성을 알아보았다. 실험은 2차원 초음속 노즐과 터빈 익렬을 조합하여 실시하였으며 터빈 익렬 내의 정압력을 측정하고 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 밸브 그리고 시험부(Test-section)로 구성되어있으며 작동유체는 질소이다.

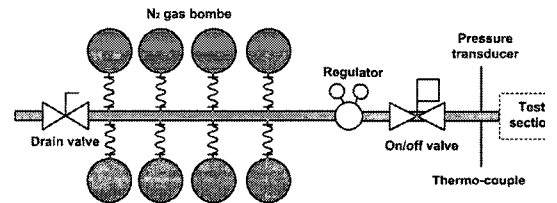


Fig. 1. Schematic of a experimental apparatus

Table 1. Experimental condition

비열비	1.4
가스상수	297 J/kg · s
작동유체	질소
노즐 입구 전압력	517041pa
노즐 출구 정압력	101325pa
노즐 입·출구 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

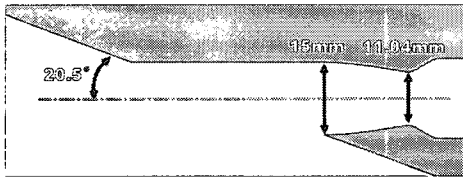


Fig. 2. Supersonic nozzle profile

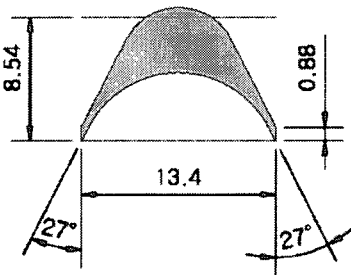


Fig. 3. Supersonic blade profile

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) 터빈 익형이며 평행유로이다. Chord 길이 13.4mm, pitch는 8.54mm이고 solidity가 0.64이며 형상은 Fig. 3과 같다. 블레이드는 핀홀(Pinhole)을 사용하여 시험부에 장착하였다. 시

험부에는 Schlieren system을 이용하여 유동을 가시화하기 위해 석영유리로 제작된 창(Window)을 설치하였다.

2.2 실험과정 및 데이터 획득

본 실험의 모든 과정은 실험 프로그램에 의해 제어된다. 실험은 실험 프로그램을 작동시켜 on/off 밸브가 열림과 동시에 시작된다. 실험의 시작과 동시에 노즐 입구 정압력, 노즐 입구 전온도가 각각 압력 변환기(ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ДАВЛЕНИЯ, КРТ5-1-4,0-0,5-УХЛЗ,1-2)와 열전대(Omega, C01-K)에 의해 측정되어지며, 터빈 익렬 내의 정압력 측정을 위해 압력 스캐너를 이용한 2개의 압력 변환기(Setra, C204)에 의해 각 부분의 압력이 측정된다. 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.

3. 초음속 터빈 실험

3.1 노즐-익렬 간격비(δ)에 따른 터빈 유동 특성(가시화)

실험은 Fig. 4과 같이 노즐과 익렬을 조합하여 노즐-익렬 간격비에 따른 터빈내의 유동특성 변화에 대한 실험을 실시하였으며 δ 값을 바꾸기 위해 노즐-익렬 간격을 2mm, 3mm, 4mm의 3가지로 변화시켰다. 노즐 입·출구 압력비(NPR)에 따라 노즐 출구 유동각이 변화하므로 완전팽창이 되는 압력비인 5.1에서 실험을 실시하였다[6].

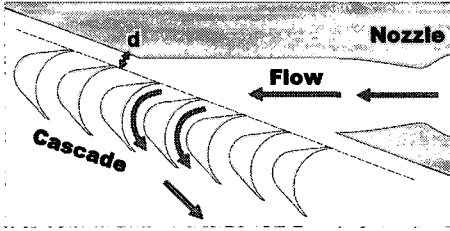
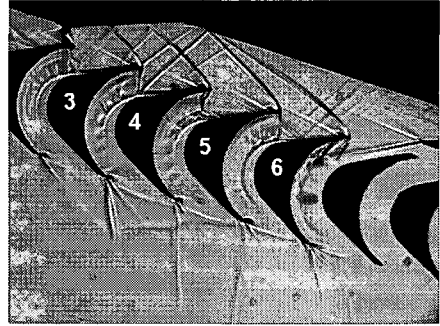


Fig. 4. Schematic of experimentation

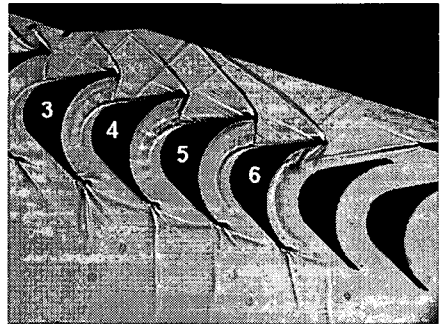
Fig. 5(a) ~ (c)는 실험을 통해 획득한 Shadowgraph 영상이다. Fig. 5(a)는 δ 값이 0.149일 때의 가시화 영상이다. 영상의 오른쪽 상단에 보이는 검은 영역은 노즐 부분이며 왼쪽 상단의 꺾어진 부분이 노즐 상부면이다. 그리고 오른쪽 중간부분에 뾰족하게 튀어나온 부분이 노즐 하단부 끝단이다. 노즐 내부의 일부분이 노출되어져있는 것을 볼 수 있다. 그리고 오른쪽 하단부의 검은 부분은 카메라 렌즈의 조리개 부분이며 영상에 보이는 작은 원모양의 형상은 고속카메라 CCD에 붙은 먼지이다. 영상 오른쪽 중간부분의 노즐 출구 하부면 끝단에서 제트 경계층을 관찰할 수 있으며 각 블레이드 앞전에서 궁형 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 그 뒤를 따라 확장파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 각 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파들이 노즐 출구 상부면에서 반사되어 다시 익렬 내부로 유입되는 것을 관찰할 수 있으며 2번 블레이드 앞전 부근에서는 2번 블레이드와 노즐 출구 상부면과의 간격이 좁아 유동이 질식(Chocking)됨에 따라 수직 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 각 익렬의 흡입면 Axial chord 약 35%지점 부근에서 유동박리가 발생하는 것을 관찰할 수 있으며 익렬 내부의 유동의 충격파들이 다이아몬드 형상을 보이며 후류로 빠져나가는 것을 볼 수 있다. 익렬 뒷전에서 Fish-tail 충격파가 발생하는 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 5(b)는 δ 값이 0.224일 때의 가시화 영상이다. 각 블레이드 앞전에서 발생한 궁형 충격파들이 δ 값이 0.149일 때보다 좀더 노즐쪽을 향한 것을 볼 수 있으며 δ 값이 0.149일 때 2번 블레이드에서 발생한 수직 충격파의 경우 δ 값이 커짐에 따라 발생하지 않는 것을 알 수 있다. 그리

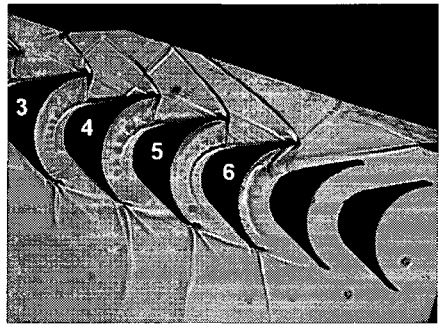
고 궁형 충격파의 반사파들의 강도가 δ 값이 커짐에 따라 앞의 경우보다 약해진 것을 관찰할 수 있다. 또한 노즐 출구 상부면에 집중되던 충격파들이 많이 약화되거나 사라진 것을 볼 수 있다.



(a) $d = 2mm, \delta = 0.149, T_{00} \approx 290K$



(b) $d = 3mm, \delta = 0.224, T_{00} \approx 290K$



(c) $d = 4mm, \delta = 0.299, T_{00} \approx 290K$

Fig. 5. Turbine cascade flow as nozzle-cascade gap ratio(δ), Shadowgraph images ($PR \approx 5.1, AR = 1.359$)

유동박리 영역은 앞의 경우와 거의 유사한 위치에서 발생하는 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 5(c)는 δ 값이 0.299일 때의 가시화 영상이다. 전체적인 유동 특성은 앞의 경우와 유사하며 각 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파의 반사파들의 강도가 δ 값이 커짐에 따라 앞의 경우보다 약해진 것을 관찰할 수 있다. 그리고 노즐 출구 상부면에 집중된 충격파들이 앞의 경우보다 좀더 약화되거나 사라진 것을 볼 수 있다. 유동박리 영역은 앞의 경우와 거의 유사한 위치에서 발생하는 것을 관찰할 수 있다.

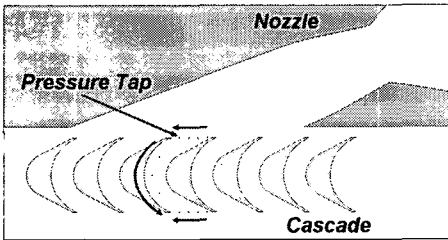


Fig. 6. Schematic of experimentation

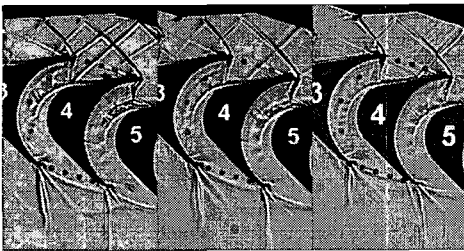


Fig. 7. Position of the static pressure taps ($\delta=0.149, 224, 299$)

3.2 노즐-익렬 간격비(δ)에 따른 터빈 유동 특성(정압력)

실험은 터빈 익렬 내부의 정압력을 측정하기 위해 Fig. 6과 같이 3번과 4번 익렬 사이의 입구에 5개, 출구에 5개, 유로에 3개, 총 13개의 직경 0.2mm의 정압력 측정용 탭을 설치하였다. 정압력은 노즐-익렬 간격비에 따라 노즐 입·출구와 유로에 대해 각각 측정하며 압력 스캐너의 측정 순서는 Fig. 6의 파란색 화살표의 방향과 같다. Fig. 7은 각 터빈 축방향 간격에 따른 유동 가시화 영상의 따른 정압력 측정 위치를 나타낸 영상으로 반점의 위치가 정압력 측정탭의 위치이다.

Fig. 8는 측정된 터빈 익렬 입·출구의 정압력이며 측정된 익렬 입구 정압력의 경우 모두 1기압보다 높게 나온 것을 알 수 있는데 이것은 각 터빈 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파에 의한 정압력 상승에 의한 것으로 생각된다. 그리고 δ 값이 0.149인 경우가 정압력이 전체적으로 낮았으며 0.224인 경우가 최대, 0.299인 경우가 0.149와 0.224의 중간정도의 값으로 측정이 되었다. 그리고 0.224와 0.299인 경우 익렬 흡입면에서 압력면으로 갈수록 정압력이 낮아지는 것을 볼 수 있다. 익렬 출구 정압력의 경우 대부분 1기압보다 낮게 나온 것을 알 수 있다. 그리고 δ 값이 0.224인 경우, 정압력이 비교적 일정하게 나타나며 0.299인 경우는 익렬 흡입면에서 압력면으로 갈수록 정압력이 작아지는 경향을 보이는 것을 볼 수 있다. 그리고 0.149인 경우는 반대로 정압력이 증가하는 것을 볼 수 있다. δ 값에 따라 측정된 익렬 입구의 정압력이 출구의 정압력보다 낮게 나왔으며 δ 값이 0.149인 경우, 익렬 흡입면에 근접한 부분을 제외하고 대부분의 영역에서 터빈 익렬의 입·출구에서의 정압력차가 가장 작은 것을 볼 수 있다. 그리고 다음으로 0.299일 때가 작으며 0.224일 때가 가장 큰 것을 볼 수 있다.

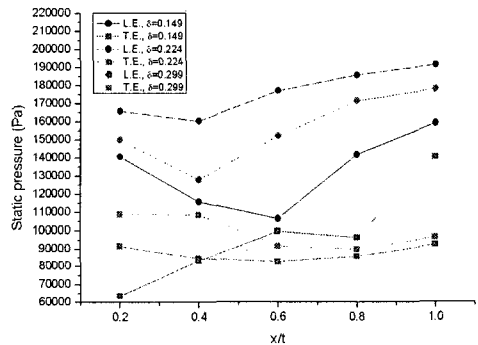


Fig. 8. Static pressure of the turbine inlet and outlet as nozzle-cascade gap ratio(δ)

Fig. 9은 터빈 익렬 유로 내에서 측정된 정압력으로 유로 입구 중간 유로점에서의 정압력은 δ 값이 0.229인 경우가 가장 높은 것을 알 수 있다. 그리고 δ 값이 0.299인 경우가 다음으로 높으며 0.149인 경우가 가장 낮게 나온 것을 알 수

있다. 또한 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 이후, 유동 박리가 익렬 표면에 재부착됨에 따라 나타나는 유로 확장에 의한 속도 증가 등의 복합적으로 작용으로 정압력이 이후 감소하는 것으로 생각이 된다. 그리고 유로 출구지점에서의 정압력은 세 경우 모두 비슷한 값을 가지는 것을 볼 수 있다.

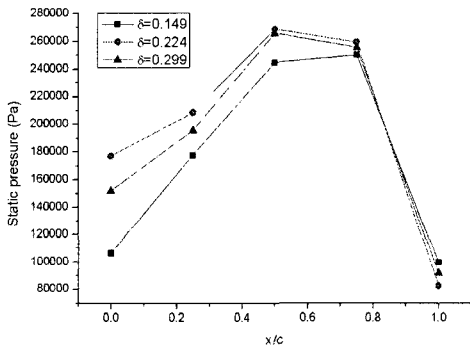


Fig. 9. Static pressure of the cascade passage as nozzle-cascade gap ratio(δ)

4. 결 론

본 연구에서는 초음속 터빈 익렬의 유동 특성을 관찰하기 위해 소형 초음속 풍동을 제작하여 노즐-익렬 간격비(δ)에 따른 터빈 익렬의 유동 특성을 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. 노즐-익렬 간격비(δ)가 커짐에 따라 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파의 반사파가 약해지거나 사라져 노즐 출구 상부면에 충격파들이 덜 집중되는 것을 관찰할 수 있었다.

3. 노즐-익렬 간격비(δ)에 따른 터빈 익렬내의 유동박리의 경우 그 변화의 정도가 작음을 관찰할 수 있었다.
4. 본 실험 조건하의 터빈 익렬 입구에서 측정된 정압력의 경우 1기압보다 높게 측정되었으며 이것은 각 터빈 익렬 앞전에서 발생한 궁형 충격파에 의한 정압력 상승에 의한 것으로 생각된다.
5. 본 실험 조건하의 터빈 익렬 출구에서 측정된 정압력의 경우 1기압보다 낮게 측정되었으며 이것은 유로 출구 부분에서 유동이 가속됨에 따라 나타나는 것으로 생각된다.
6. 본 실험 조건하의 터빈 익렬 유로에서 측정된 정압력의 경우 Axial chord 대비 0.5인 지점까지 상승하다가 그 이후 감소하는 것을 확인할 수 있었다.

본 실험을 통해서 노즐-익렬 간격비에 따른 유동 특성을 알아보는데 있어서 터빈 익렬 내의 정압력만으로는 다소 부족한 면이 있으므로 앞으로 추가적인 실험이 필요할 것으로 생각된다.

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
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