

익렬 위치에 따른 초음속 터빈의 유동 특성에 대한 실험적 연구

조종재* · 김귀순** · 정은환***

An experimental study on the flow characteristics of a supersonic turbine with the cascade positions

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 were performed to find the flow characteristics of a supersonic turbine with the cascade positions and to find a factor of the expansion loss. The supersonic cascade with a 2-dimensional supersonic nozzle was tested with the cascade positions. The flow was visualized by a Z-type Schlieren system. The static pressures at the turbine cascade inlet and outlet were measured by pressure transducers and a pressure scanner. Also, The total pressures at the turbine cascade back flow were measured. Highly complicated flow patterns including shocks, nozzle-cascade interaction and shock boundary layer interactions of the supersonic turbine were observed. And the flow characteristics in the supersonic turbine with the cascade positions were observed.

초 록

본 연구에서는 자체 설계한 소형 초음속 풍동을 이용하여 초음속 축동형 터빈의 유동 특성을 살펴 보았다. 터빈 익렬 위치에 따른 초음속 터빈 내부의 유동 특성을 파악하고 확산 손실이 발생하는 특성을 알아보기 위해 터빈 익렬 위치를 조절해가며 2차원 초음속 노즐과 익렬을 조합하여 실험을 실시하였다. 터빈 익렬 내부의 유동 가시화를 위해 Z-type 슐리렌(Schlieren) 시스템을 사용하였으며 압력변환기와 압력스캐너를 이용하여 터빈 익렬 내부의 정압력과 익렬 후류의 전압력을 측정하였다. 이러한 일련의 실험을 통해 충격파를 포함한 복잡한 유동 형태와 유동박리, 충격파-경계층 상호작용 등을 관찰할 수 있었으며 터빈 익렬 위치에 따른 터빈 내부의 유동 특성을 파악할 수 있었다.

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

1. 서 론

우주 발사체의 필수 구성요소인 추진계 공급 시스템은 액체로켓의 엔진에 연료와 산화제를 공급하는 기능을 하는 것으로 가압탱크 방식과 터보펌프 방식이 있다. 가압탱크 방식을 이용한 엔진은 그 단순성으로 인해 로켓의 상단엔진으로 사용하는 사례가 많으나 고압 연소를 통한 성능의 극대화 측면에서는 한계가 있다.[1]

따라서 엔진 성능의 극대화를 위한 엔진의 고압화를 위해서는 터보펌프의 사용이 필수적이다. 하지만 터보펌프의 경우 설계의 복잡성과 어려움으로 인해 우주발사체 실패사례의 원인 중 대부분이 터보펌프와 연관된 것일 만큼 터보펌프 성공적인 설계 및 개발이 우주 발사체 개발의 성공여부와 직결된다고 볼 수 있다. 따라서 우주 발사체의 성공적 개발을 위해서는 없어서는 안 될 중요한 부분이다.

터보펌프는 가스 발생기에서 생성된 고온 고압의 가스를 이용하여 구동되는 터빈을 구동원으로 펌프를 작동시켜 액체로켓의 엔진에 연료와 산화제를 공급하는 장치이다. 이러한 터보펌프를 구동하는 터빈은 낮은 효율에도 불구하고 소형, 경량이면서 높은 출력을 낼 수 있는 초음속 터빈이 주로 사용되며 구동 터빈을 어떻게 설계하느냐에 따라 고성능과 경량화를 동시에 만족시킬 수 있다.

하지만 초음속 터빈은 초음속 유동영역에서 작동하여 기존의 아음속 터빈과는 다른 유동특성을 가지므로 이러한 조건에서는 터빈의 성능 예측과 설계가 힘들고 신뢰도 역시 많이 떨어지는 것이 현실이다. 그리고 초음속 터빈의 경우 충격파의 발생 여부에 따라 성능이 급격하게 변하며 그 차이가 크다. 이러한 초음속 터빈의 유동 특성에 대한 연구는 국외의 경우 50, 60년대 Willard R. Westphal[2], Thomas P. Moffitt[3],

C. D. Colclough[4], B. S. Stratford[5] [6] 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 터보펌프 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 가시화하고 터빈 익렬 입·출구 및 유로의 정압력과 익렬 후류의 전압력을 측정하였다.

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

* 부산대학교 대학원

** 부산대학교 항공우주공학과

*** 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

연락처자, E-mail: spacecho@pusan.edu

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.

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 솔리덴 시스템을 이용하여 유동을 가시화하기 위해 석영유리로 제작된 창(Window)을 설치하였다.

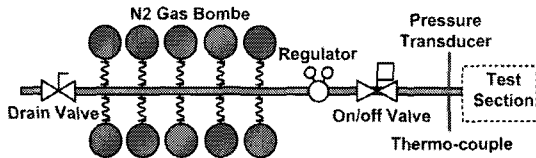


Fig. 1 Schematic of the Experimental Apparatus

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

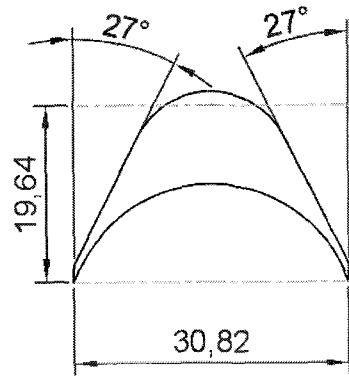


Fig. 2 Supersonic Blade Profile

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 전온도가 각각 압력 변환기(Druck, PMP 1400, Error 0.25 %)와 K-type 열전대에 의해 측정되며 전온도는 온도변환기(Hanyoung, MX9)로 표시된다. 터빈 익렬 내의 정압력은 Fig. 3과 같이 익렬 유로 입구 15곳, 익렬 유로 9곳, 익렬 출구 15곳의 압력탭을 통해 다채널 압력 측정 장치를 이용하여 3개의 압력 변환기(Setra, C204, Error 0.07 %)에 의해 각 부분의 압력이 측정된다. 터빈 익렬 출구의 전압력은 익렬 뒷전에서 측방향으로 6 mm 떨어진 지점에서 자동 이송장치에 의해 각 부분에서의 압력이 압력 변환기(SenZors, PI3M, Error 0.1 %)로 측정된다. 터빈 익렬 입·출구 정압력 및 익렬 후류 전압력 측정 시에는 Fig. 3에 표시된 가로 방향 화살표가 x축이 되며 터빈 익렬 유로 정압력 측정 시에는 세로 방향 화살표가 x축이 된다. 측정된 데이터는 자료획득 장치(National Instrument, NI-6014)를 통해 실시간으로 컴퓨터에 저장된다.

본 연구에서는 초음속 터빈 유동가시화를 위해 솔리덴 시스템을 사용하였다. 솔리덴 영상을 획득하기 위해 Z-type 솔리덴 시스템을 사용하였다. 광원으로는 150W 텅스텐 연속광을 사용하였으며 가시화된 영상을 획득하기 위해 고속카

메라 시스템 (Kodak, SR Ultra-C)을 사용하였다. 카메라는 실험의 시작과 동시에 작동되며 실험에 의해 획득된 영상은 광학 필터로 보정하여 디지털 영상으로 저장하였다.

부터 4/5피치일 때까지의 가시화영상이다. 영상에 대한 자세한 설명은 참고자료 7번에 나와 있으므로 본 논문에서는 언급하지 않는다[7].

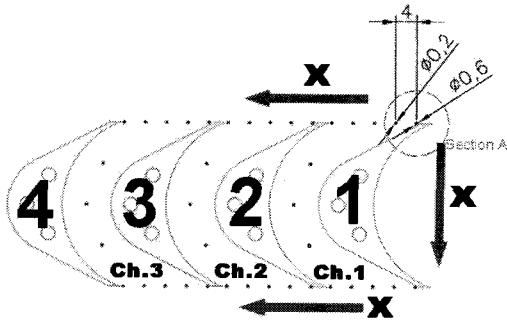


Fig. 3 Measurement Scheme

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. 4와 같이 노즐과 익렬을 조합하여 실시하였으며 실험을 통해 터빈 익렬 위치에 따른 유동 특성을 관찰하여 확산손실이 발생하는 특성을 알아보았다. 터빈 익렬의 위치는 한 피치를 5등분으로 나누어 정하였다.

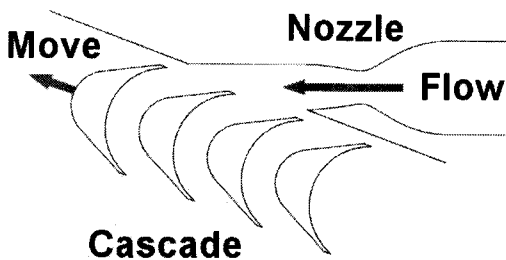
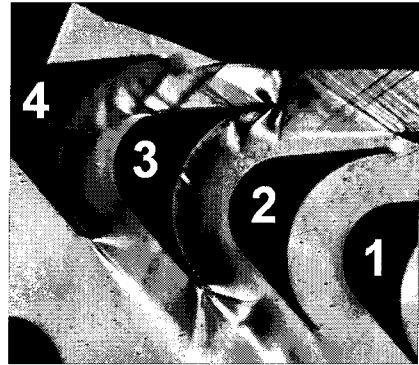
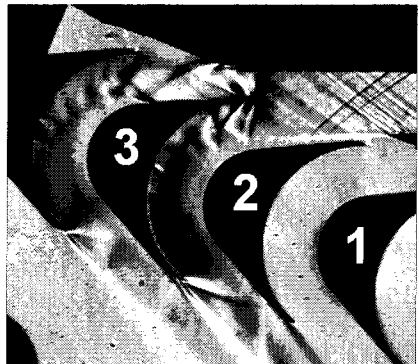


Fig. 4 Schematic of Experimentation

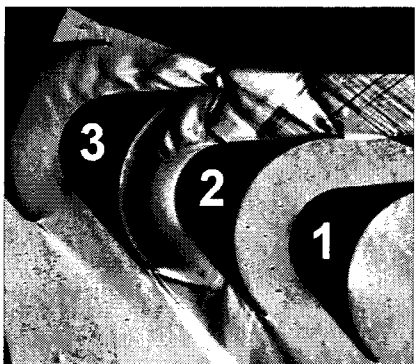
Figure 5(a) ~ (e)는 실험을 통해 획득한 슬리렌 영상으로 터빈 익렬의 위치가 0/5 피치일 때



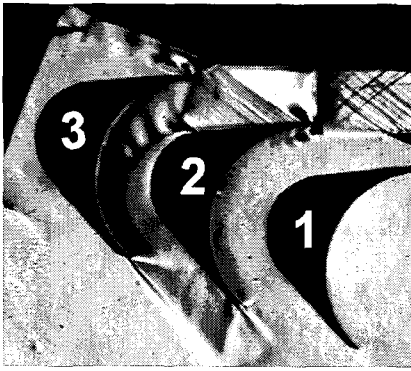
(a) 0/5 pitch



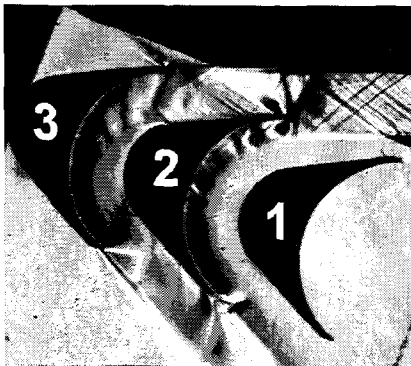
(b) 1/5 pitch



(c) 2/5 pitch



(d) 3/5 pitch



(e) 4/5 pitch

Fig. 5 Visualized Images of the Supersonic Turbine Cascade Flow as the Positions, Schlieren Images

3.2 초음속 터빈 익렬 내부 정압력 측정

초음속 터빈 익렬 내부 정압력은 Fig. 4의 실험 개략도와 같이 익렬을 터빈 회전축에 수직방향으로 이동시켜가며 각 위치에 따른 익렬 입·출구 및 유로의 정압력을 측정하였다.

Figure 6은 측정된 터빈 익렬 입구의 정압력을 나타낸 그래프이다. 그래프의 X축은 측정된 위치를 익렬 피치(Pitch)로 나눈 무차원화된 값을 나타낸다. X축의 4번 익렬 방향, 오른쪽 부분이 1번 익렬 방향이며 그래프의 각 점선 사이는 익렬 유로를 나타낸다. Y축은 측정된 정압력을 노즐 입구 전압력으로 나눈 값을 나타낸다. Fig. 6의 1번 유로에서 나타난 그래프 값에서 볼 수 있듯이 익렬의 위치가 3/5피치를 지남에 따라

노즐 출구의 유동이 1번 유로에 들어오면서 정압력이 상승하는 것을 알 수 있으며 유동이 확산되는 3번 유로에서는 익렬 위치가 0/5피치부터 2/5피치까지 노즐 출구 유동이 확산됨에 따라 정압력이 급격하게 감소하는 것을 볼 수 있다. 하지만 익렬 위치 3/5피치 이후, 노즐 출구 유동이 3번 유로로 거의 유입되지 않음에 따라 3번 유로에서의 정압력 값이 대기압과 유사하게 유지 되는 것을 알 수 있다. 그리고 각 위치에 따른 노즐 출구 유동 영역에서의 익렬 위치에 따라 충격파 및 팽창파 등에 의해 정압력이 증가 또는 감소하는 것을 Fig. 6의 그래프를 통해 알 수 있다.

Figure 7은 측정된 터빈 익렬 입구의 정압력을 나타낸 그래프이다. Fig. 7의 터빈 익렬 3번 유로에서의 정압력 값에서 볼 수 있듯이 노즐 출구 유동이 3번 유로로 유입되는 익렬 위치 2/5 피치까지는 익렬 유로 출구의 유동에 의한 정압력의 변화가 보이나 노즐 출구 유동이 거의 유입되지 않는 익렬 위치 3/5피치 이후에는 정압력의 변화가 거의 없음을 알 수 있다. 그리고 본 그래프 역시 각 위치에 따른 노즐 출구 유동 영역에서의 익렬 위치에 따라 충격파 및 팽창파 등에 의해 정압력이 증가 또는 감소하는 것을 Fig. 7의 그래프를 통해 알 수 있다.

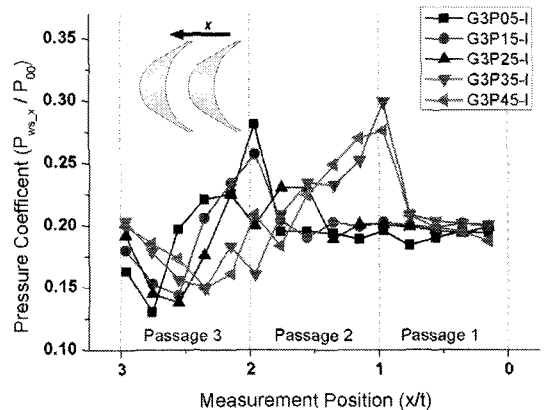


Fig. 6 Static Pressures of the Supersonic Turbine Cascade Inlet as the Positions

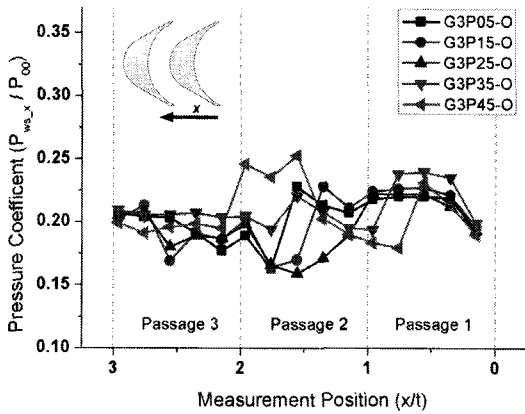


Fig. 7 Static Pressures of the Supersonic Turbine Cascade Outlet as the Positions

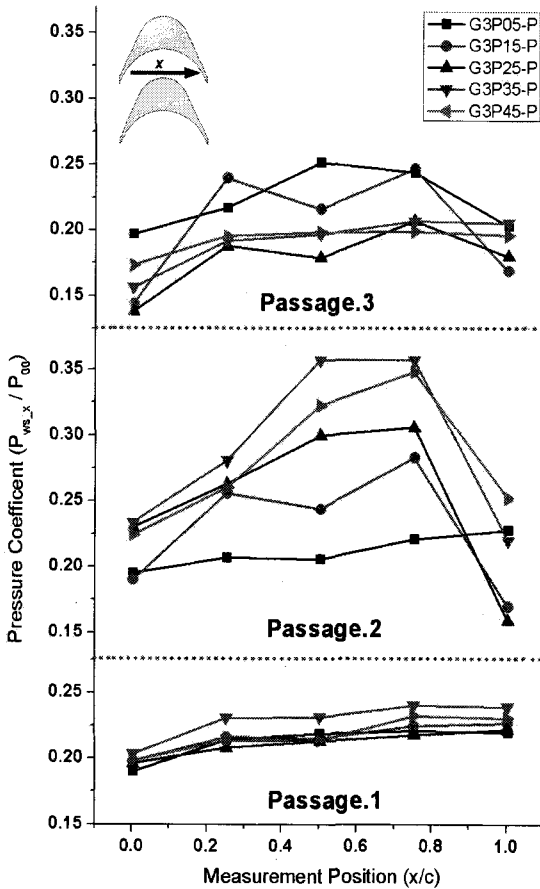


Fig. 8 Static Pressures of the Supersonic Turbine Cascade Passage as the Positions

Figure 8은 측정된 터빈 익렬 유로의 정압력을 나타낸 그래프이다. Fig. 8의 터빈 익렬 1번 유로에서의 정압력 값은 전 익렬 위치에서 노즐 출구 유동이 1번 유로로 거의 유입되지 않음에 따라 익렬 위치 변화에 상관없이 거의 일정한 값을 가지는 것을 알 수 있다. 그리고 2번 유로에서의 익렬 위치 0/5피치의 정압력 값 역시 노즐 출구 유동이 설치된 정압력 탭을 지나지 않음에 따라 거의 일정한 값을 가지는 것을 볼 수 있다. 하지만 그 외의 익렬 위치에서 2번 유로의 정압력 값은 익렬 내부로 유입된 유동이 가속됨에 따라 증감하는 것을 알 수 있다. 3번 유로에서의 정압력 값은 노즐 출구 유동이 유입되는 익렬 위치 2/5피치까지 변화를 보이다 노즐 출구 유동이 거의 유입되지 않는 익렬 위치 3/5피치 이후에는 일정한 값을 유지하는 것을 볼 수 있다.

3.3 초음속 터빈 익렬 후류 전압력

초음속 터빈 익렬 후류 전압력 측정 실험은 정압력 측정 실험과 같은 방법으로 익렬을 이동 시켜가며 실시하였으며 각 위치에 따른 익렬 후류 전압력을 익렬 뒷전 측방향으로 6 mm 떨어진 지점에서 측정하였다. 전압력은 전압력 탐침과 정압력 탐침으로 각각 측정된 값을 수직 충격파 관계식을 이용하여 구하였다.

Figure 9는 측정된 터빈 익렬 후류의 전압력을 나타낸 그래프이다. 그래프의 X축은 측정된 위치를 익렬 피치(Pitch)로 나눈 무차원화된 값을 나타낸다. 익렬 위치에 따른 전압력 측정시 익렬의 위치가 변하므로 X축의 화살표 사이가 각 익렬 위치에 따른 익렬 유로를 나타낸다. Y축은 측정된 정압력을 노즐 입구 전압력으로 나눈 값을 나타낸다. Fig. 9에서 볼 수 있듯이 터빈 익렬 2번 유로에서의 전압력 값이 익렬 위치가 변함에 따라 점차 증가하는 것을 볼 수 있다. 이것은 익렬 위치가 점차 이동함에 따라 터빈 익렬 2번 유로가 점차 노즐 출구 주유동 내부로 들어옴에 따라 상승하는 것으로 보인다. 그리고 익렬 위치 3/5이후 노즐 출구 유동이 3번 유로로 거의 유입되지 않음에 따라 전압력 값이 급격하게

감소하는 것을 알 수 있다. 또한 각 위치에 따른 노즐 출구 유동 영역에서의 익렬 위치에 따라 발생하는 충격파 및 팽창파 등에 의해 전압력이 증가 또는 감소하는 것을 Fig. 9의 그래프를 통해 알 수 있다.

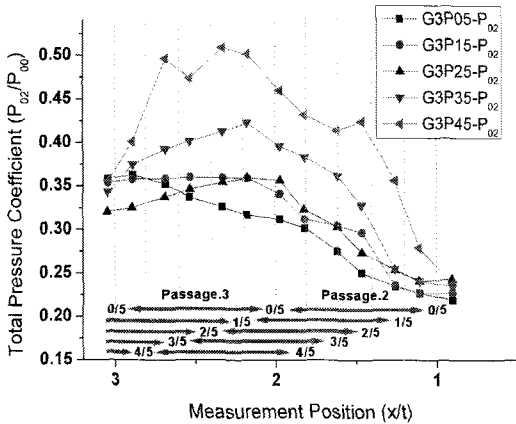


Fig. 9 Total Pressures of Supersonic Turbine Cascade Passage as the Positions

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 3번 익렬과 노즐 상부면 사이의 간격변화로 인해 변하는 유동 특성을 통해 확산 손실이 발생하는 특성을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 김진한, 홍순삼, 정은환, 최창호, 전성민, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황", 한국추진공학회 2005년도 추계학술대회, 2005, pp.375~383
2. Willard R. Westphal, "The design and cascade tests of free-contour 160° turning supersonic-turbine-blade sections", NACA research memorandum, RM L57F21, 1962
3. 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
4. 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
5. B. S. Stratford and G. E. Sansome, "Theory and tunnel tests of rotor blades for supersonic turbines", NACA research memorandum, R&M 3275, 1965
6. B. S. Stratford and G. E. Sansome, "The performance of supersonic turbine nozzles", NACA research memorandum, R&M 3273, 1962
7. 조종재, 김귀순, 정은환, "익렬 위치에 따른 초음속 터빈의 확산 손실에 대한 실험적 연구", 제27회 한국추진공학회 추계학술대 논문집, 2006, pp. 387-392