

## 초음속 추력편향 노즐 실험장치 설계

정한진\* · 최성만\*\* · 장현수\*\*\*

### Design of the test facility for the supersonic thrust vectoring nozzle

Hanjin Jeong\* · Seongman Choi\*\* · Hyunsoo Chang\*\*\*

#### ABSTRACT

In order to study the performance characteristics of the thrust vector nozzle, the test facility and instrumentation system were designed. In this system, axial thrust, moment, exhaust gas velocity and pressure will be measured by using the scale down experimental model devices. The test facility are composed of high pressure air storage system, flow measuring and control system, test nozzle and thrust measurement system.

#### 초 록

초음속 추력편향 노즐의 시험 평가를 위한 시험 장치를 설계 하였다. 본 시험 장치는 축소된 모델 추력편향장치를 이용하여 초음속 추력 편향시의 축추력, 모멘트, 배기가스 속도 및 압력 등을 측정하여 다양한 기하학적 변수에 대한 노즐의 성능특성을 이해하고자 한다. 본 시험장치는 고압 공기저장장치, 유량조절 및 측정장치, 시험노즐과 계측시스템으로 구성되어 있다.

Key Words: Thrust Vectoring Nozzle(추력편향노즐), Test Facility(시험장치)

#### 1. 서 론

초음속 추력편향 노즐의 성능 특성 연구를 위하여 전반적인 시험장치의 개념을 연구하고 설계를 수행하였다. 본 시험장치의 구성은 크게 고압공기 공급 시스템과 시험 노즐, 계측 시스템 등으로 나눌 수 있다. 고압공기 공급 시스템은

모델화한 추력편향 초음속 노즐을 시험하기 위한 공기공급 장치이며, 시험 노즐은 다양한 비행 조건을 만족할 수 있는 축소 확대 노즐 및 추력 편향을 모사할 수 있도록 고안 하였다. 계측 시스템은 시험 노즐의 축방향 추력측정, 수직추력, 유량측정, 유동 가시화, 온도와 압력 측정 등을 담당한다. 본 시험장치의 전체적인 구성은 공기 압축기-드라이어-고압공기저장탱크-솔레노이드밸브-유량조절밸브-소닉노즐-테스트챔버-리시브탱크 등으로 이루어지며, Fig. 1에 그 개략도를 제시 하였다.

\* 전북대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 전북대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: csman@jbnu.ac.kr

\*\*\* 국방과학연구소

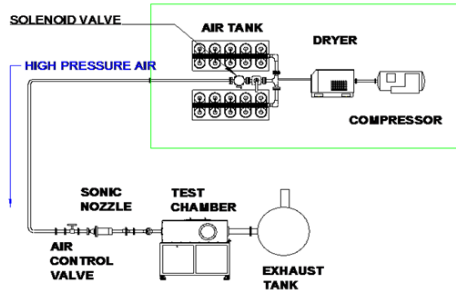


Fig. 1 Test Facility Layout

## 2. 실험장치 설계

### 2.1 실험 조건

본 실험에서는 가상 초음속 항공기의 작동 조건을 지상 실험모델에 맞는 조건으로 변환하여 실험조건으로 사용하였으며, 본 실험장치는 가상 초음속 항공기 엔진의 1/18 축소모델을 이용한다[1].

Table. 1 Test Nozzle Experimental Condition

Condition		Take off Acceleration		Best cruise mach.		Super cruise mach		Max. Power	
		M=0.01	M=0.9	M=0.9	M=1.5	M=1.8	M=1.8	M=1.8	M=1.8
		30,000ft		30,000ft		30,000ft		40,000ft	
		항공기연선	실험모델	항공기연선	실험모델	항공기연선	실험모델	항공기연선	실험모델
공기유량(m <sup>3</sup> )	kg/s	76.811	0.807	38.682	0.875	73.268	1.842	61.688	3.493
공기압력(P#8)	psia	49.678	49.67	25.716	86.42	53.83	180.9	42.7	229.82
공기온도(T#8)	K	2000	300	820.9	300	1013	300	2000	540
속도(V#8)	m/s	1166	453.34	752.72	456.24	1022.6	551.94	1435.5	550.53
추력(F#8)	lbf	18807	75	4745	95	9735	227	13644	441

4가지 항공기 작동조건에 따른 유량, 압력, 온도, 속도 및 추력을 Table 1에 나타 내었다. 시험시간은 30초 정도를 유지 할 계획이며, 실험노즐의 최대 유량은 3.49 kg/s 이며, 최대 압력은 229.82 Psia 이다.

### 2.2 고압공기 공급 시스템

고압공기 공급 시스템은 공기 압축기, 드라이어, 고압공기저장탱크로 구성된다. Table. 1에 제시된 최대유량이 3.49 kg/s 이고, 실험시간을 30 초로 유지할 경우 필요한 공기량은 약 105 kg 이다. 대기압의 공기를 약 100 bar 로 가압할 경우 약 0.9m<sup>3</sup>의 부피를 가짐을 알 수 있다. 따라

서 공기 압축기는 100 bar 이상의 가압능력을 지닌 피스톤식 압축기로 구성하고, 고압공기저장탱크는 48 l 볼베 20개를 병렬로 연결하여 960 l의 고압공기저장 공간을 확보 하였다.



Fig. 2 High Pressure Air Storage Tank

드라이어는 공기 압축기와 고압공기저장탱크 사이에 위치하여, 공기의 고압 압축시에 발생되는 수분을 제거하는 역할을 한다.

### 2.3 시험 노즐

본 실험에 사용되는 시험 노즐은 Table. 1에 제시된 4가지 항공기 작동조건에서 각각 요구되는 면적량을 토대로 설계되었으며, 실험 변수인 편향 각, 플랩길이, 가로-세로비 등에 따라 각각의 형상을 결정하였다. Fig. 3은 Mach 수 1.5 조건에서 피치플랩(Pitch Flap)과 요플랩(Yaw Flap)의 편향 각이 0° 일 때의 시험 노즐 형상이다. 플랩 길이 와 편향 각도라는 시험 변수에 대하여, 실험에 효율적으로 사용할 수 있도록 플랩들을 교환가능 하도록 설계되었다.

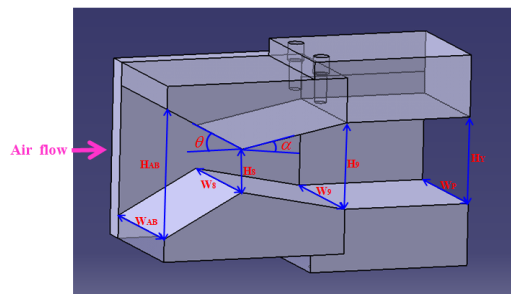


Fig. 3 Test nozzle schematic drawing

실험 변수에 따른 노즐 형상은 각각의 Variant에 따라 총 23개가 되며, 대표적으로 4가지 비행 조건에 따른 시험 노즐 형상과 피치 편향시 피치플랩 길이에 따른 노즐 형상을 각각 Fig. 4와 Fig. 5에 나타 내었다.

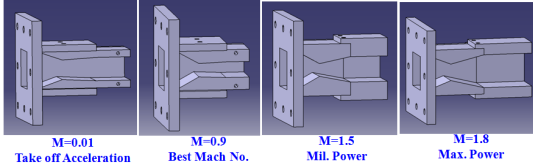


Fig. 4 Test-Nozzle Variants with Flight conditions

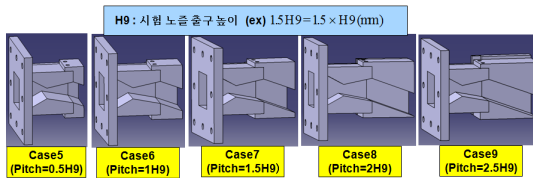


Fig. 5 Test-Nozzle Variants with Pitch Flap Length

#### 2.4 계측 시스템

본 실험에서 주요하게 계측 되어야 하는 요소는 추력, 유량, 압력 등이며 유동 가시화 또한 중요한 요소이다. 추력 측정은 기본적인 축 방향 추력 측정과 편향시 발생하는 모멘트 측정으로 나눌 수 있다. 축 방향 추력 측정은 플랜지(Flange) 타입 1축 로드셀을 이용, 고압배관 사이에 장착하여 측정 한다. 추력편향 측정은 편향력이 작용하는 수직방향에 로드셀을 장착하여 측정한다.

추력편향력은 수직성분의 힘만이 측정되게 하기 위한 구조로 고안되었다.

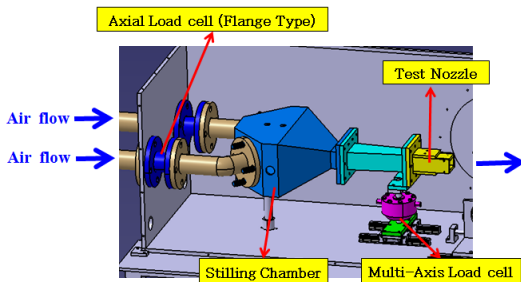


Fig. 6 Thrust Measurement System

유량측정은 소닉 노즐(Sonic Nozzle)을 사용한 다. 본 실험에 사용 될 소닉 노즐은 ISO 설계규격 ISO 9300을 따르고 있으며, 실험 조건에 따라 사이즈가 각기 다른 총 4개의 소닉 노즐이 설계 되었다. 소닉 노즐은 목과 출구의 면적비에 따라 소닉 노즐의 입구와 출구에서의 압력 회복률이 결정된다. 본 실험에 사용 된 소닉 노즐은 목대 출구의 면적비가 1:4이고, 이 비율은 0.89%의 압력 회복률을 가진다[2].

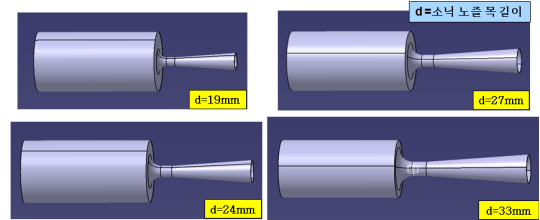


Fig. 7 Sonic Nozzle Design Shape

압력 측정은 노즐 출구에서의 전압력 측정을 위한 Pressure Rake와 테스트 챔버의 정체실에서 정압 측정 장치로 나눌 수 있다. Pressure Rake는 동압측정센서 3개가 장착되며, 시험 노즐의 편향에 따른 각도 조절 및 높이조절이 가능하다. Pressure Rake에서 측정 된 압력이 수직 충격파를 통과한 유동의 압력이라고 가정 후 수직 충격파 관계식을 통해 자유류의 유동 압력을 역산 하는 방법으로 전압력을 계산한다[3].

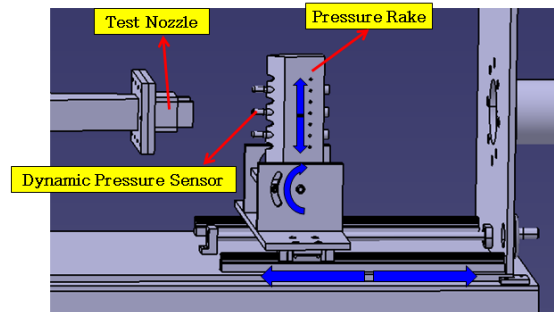


Fig. 8 Total Pressure Measurement System

유동 가시화는 테스트 챔버 양쪽의 원형 가시화 창을 이용하여 쉘리렌 기법을 적용하여 이루

어진다. 쉘리렌 장치는 점광원, 광원에서 오목거울까지의 거리를 유지하기 위한 두 개의 평면거울, 두 개의 오목거울, Knife Edge, 고속 카메라로 구성 된다.

### 3. 실험 방법

실험 방법은 시험 노즐 입구에서 요구되는 압력을 맞추어 주는 방식으로 수행될 예정이다. 소닉 노즐을 통과한 유동은 소닉 노즐 목(Throat)에서 초킹되며, 소닉 노즐 목 이후의 유동은 유량이 일정하고 매우 안정적이게 된다. 압력 조절은 소닉 노즐을 통과하기 전에서 이루어지며, 소닉 노즐 전단에 유량조절밸브가 위치하여, 소닉 노즐 입구 압력을 실시간으로 확인해 가면서 유량 조절을 통해 압력을 조정한다.

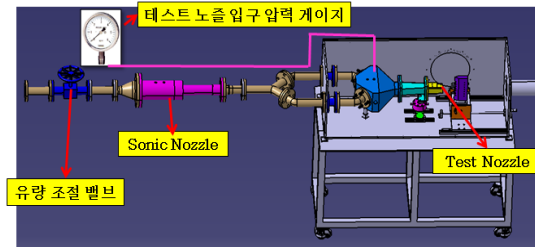


Fig. 9 Test Section - Pressure Control

### 4. 결 론

초음속 추력편향 노즐의 성능 특성에 대한 실

험 장치의 기본개념을 고안하고 설계 하였다. 실험에 알맞은 전체적인 시스템을 설정 하였고, 실험 목적에 알맞은 최적의 실험 데이터를 도출할 수 있도록 실험 장치를 설계하는 것에 초점을 맞추었다. 고압공기 공급 시스템은 실험에 요구되는 압력 및 유량 등의 실험 조건을 분석하여, 그에 알맞은 실험 장비들을 구성하였다. 시험 노즐은 추력편향 노즐의 성능특성을 이해하기 위한 Variant를 다양하게 설정 하였으며, 그에 따른 형상 설계를 수행하였다.

실험 목적에 부합하는 최적의 데이터 획득을 위하여 필요한 측정 요소들을 판단하였고, 각각의 요소에 알맞은 계측방법을 적용하였다.

### 5. 후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구원 “추력편향 노즐 성능해석 및 모델링” 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

### 참 고 문 헌

1. 김윤희, 최성만, 장현수, “2D 추력편향 노즐 성능 및 유동 해석”, 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2009, pp 483-486
2. Iso 9300 : Measurement of gas flow by means of Critical flow Venturi Nozzle
3. Theo G. Keith, James E. John, "Gas Dynamics - Third Edition", pp 107-131