2차원 초음속 추력편향노즐을 이용한 쉘리렌 가시화 실험연구

정한진* · 최성만† · 장현수**

Schlieren Visualization of the Thrust Vector Flowfield in a Supersonic Two-Dimensional Nozzle

Hanjin Jeong, Seongman Choi and Hyunsoo Chang

Abstract. The thrust vectoring concept has been used for use in new advanced supersonic aircraft. This study presents the performance characteristics of the thrust vectoring nozzle by visualizing the shock behaviors with Schlieren method. The scaled models were designed and manufactured to see the shock behaviors of the various airflow condition. Also we executed experimental tests to see the geometrical effects of the thrust vector nozzle by changing pitch angle and length of pitch flaps. From this study we could understand the supersonic flow characteristics of the thrust vector nozzle. The total thrust of thrust vector nozzle is diminished by increasing the flap angle. But there is an optimum flap length ratio for attaining the highest thrust level and proper pitch effect.

Key Words: Thrust Vector Nozzle(추력편향노즐), Schlieren Method(쉘리렌기법)

1. 서 론

최신의 초음속 항공기의 경우 고기동성, 생존성 향상을 위한 스텔스성 및 단거리/수직 이착륙 성능이 필수 요구조건으로 부각되고 있다. 이를 위하여 미래 항공기의 개발방향에 대부분 노즐의 추력편향 능력을 포함시키고 있는 추세이다. 기존의 많은 연구결과 추력편향 기술의 적용 시 기동성 향상, 항력과 무게 감소, 생존성 향상 등 많은 이점을 가져다준다고 보고되었다⁽¹⁻⁶⁾. 또한 추력편향은 일반적인 항공기에서는 작동이 불가능한 수직 기동 또는 짧은 이륙거리에서 발생하는 낮은 속도 조건, 그리고 초음속 기동 또는 Post-stall 기동 동안의 큰 받음각 조건에서도 항공기의 작동을 가능하게 한다. 이러한 추력편향 기술의 장점들은 현재의 최신 전투기 및 무인기로의 적용으로 이어졌으며, 그 대표적인 예로는 F-22 Raptor 와 X-45 UCAV(Unmanned

Combat Air Vehicle)가 있다. F-22 Raptor 전투기의 경우 Fully Variable Area Ratio 및 피치(Pitch) 방향의 이차원 추력편향 장치를 사용하고 있고, X-45 UCAV는 꼬리날개와 러더(Rudder)없이 요(Yaw)방향의 노즐 추력편향기법을 적용하여 기동성 및 스텔스 기능을 극대화 하고 있다.

국내에서는 추력편향 제어 기술 분야에서 몇몇 수치 해석적 연구 외에는 관련분야의 연구가 미비하고, 또한 유체 공학적인 방법에 비하여 기계적 장치를 이용한 연구도 로켓엔진 관련 연구를 제외하면 매우 부족한 수준이다. 따라서 기계 역학적인 추력편향 장치에 대한 기초 연구의 필요성은 더욱 강조되고 있다. 특히 축대칭 노즐과 유사한 성능을 가지면서도 가변제어 및 추력편향이 가능한 2-D 축소-확대 노즐을 이용한 추력편향 기술은 기동성, 운용성, 생존성 등의 향상을 위한 필수적인 요소로 인식되고 있다. 따라서 본 연구에서는 추력편향기술에 대한 기초연구의 일환으로 2차원 초음속 추력편향 노즐에 대한 실험연구를 수행하였다. 초음속 항공기의 작동조건을 연구하여 설정하였으며, 축소형 실험모델을 고안하고 제작하였으며, 초음속 유동을 만들기 위한 실험설비를 구축하고 각각의 요소에 알맞은

†전북대학교 항공우주공학과

E-mail : csman@jbnu.ac.kr

*전북대학교 항공우주공학과

**국방과학연구소

계측방법을 적용하였다. 제작된 실험 장치를 이용하여 각 실험 변수에 따른 실험평가를 수행하였으며 노즐 분출 초음속 유동 가시화를 수행하였다. 이를 통하여 각 실험변수에 따른 유동특성을 분석하였고, 피치 편향각 및 피치플랩길이의 등의 기하학적 변수에 대한 영향을 분석하고 평가하였다.

2. 실험모델 및 실험장치

2.1 실험조건

실험조건 설정 및 실험모델 설계에 필요한 데이터는 김 등⁽⁷⁾의 연구에서 수행된 가상의 항공기 엔진 설계 및 성능 분석 데이터를 사용하였다. 가상의 항공기는 고도 40,000ft에서 최대 마하수 1.8까지 비행 가능하고 마하수 1.5로 순항(Cruise)비행이 가능한 초음속 항공기이며, 이러한 항공기의 성능요구조건을 토대로 사이클 분석을 수행하여 탈 설계 점에 대해 분석하였다. 또한 탈 설계 점 성능 사이클 분석은 지상이륙 조건(Take off Acceleration), BCM(Best Cruise Mach Number) 조건, 초음속 순항 조건(Mil. Power), 후기연소기 작동시의 최대 마하수 조건(Max. Power)일 때의 네 가지 조건에 대해 수행하여 가상의 엔진에 대한 작동조건을 도출하였다. 이러한 작동조건을 1/18 축소 모델에 적용하여 실험을 수행하였다. 각 작동조건에 따른 유량, 압력, 온도, 속도 및 추력 값이 Table 1에 제시 되어 있다.

2.2 실험모델

설계된 가상의 항공기 엔진을 통하여 획득 된 데이

Fig. 1. Test Nozzle Configuration.

터를 바탕으로 축소 모델을 적용한 후, 등가면적 변환을 통하여 확대칭 노즐에서 이차원 축소-확대 노즐로 변환 시켰으며, 이에 추력편향개념을 적용하여 실험모델을 완성하였다. 실험노즐의 추력편향 방식에 대한 형상설계는 일종의 평판인 편향 플랩을 노즐의 출구에 장착하여 기계역학적인 방식으로 추력 편향각을 만들어 주는 개념을 적용하여 이루어졌으며, Fig. 1에 개략도가 제시되어 있다. Fig. 1에서 초음속 2차원 노즐의 유동입구는 7, 노즐 목은 8, 노즐 출구는 9로 명명되며, F는 플랩을 의미한다. 그리고 H는 각 위치에서의 높이, W는 각 위치에서의 폭을 나타낸다.

실험 변수(Variant)는 노즐의 작동조건, 피치 편향각, 피치 플랩길이로 설정하였으며, Table 2에 실험형상에

Table 1. Test conditions.

Operating Condition		Take off Acceleration	Best Cruise Mach	Mil. Power	Max. Power
		M=0.01	M=0.9	M=1.5	M=1.8
		0ft	30,000ft	30,000ft	40,000ft
유량 ($\dot{m}_8$)	kg/s	0.807	0.875	1.842	3.493
압력 (P_8)	kPa	342.46	595.8	1247.2	1584.5
온도 (T_8)	K	300	300	300	540
속도 (V_{9i})	m/s	453.3	456.2	551.9	550.53
추력 (F_g)	N	333	422	1009	1961

Table 2. Test variants.

Vari-ant	Case	Mach No.	Pitch Length	Pitch Angle
작동 조건	1	M=0.01	1.5H ₉	0°
	2	M=0.9	1.5H ₉	0°
	3	M=1.5	1.5H ₉	0°
	4	M=1.8	1.5H ₉	0°
피치 플랩 편향	5	M=1.5	1.5H ₉	0°
	6	M=1.5	1.5H ₉	10°
	7	M=1.5	1.5H ₉	20°
피치 플랩 길이	8	M=1.5	0.5H ₉	20°
	9	M=1.5	1.0H ₉	20°
	10	M=1.5	1.5H ₉	20°
	11	M=1.5	2.0H ₉	20°
	12	M=1.5	2.5H ₉	20°

H₉ : Height of the Test Nozzle Exit

대한 실험조건이 제시되어 있다. 이때 작동조건은 실험 노즐의 기본적인 작동 성능을 파악하기 위한 것이며, 피치 편향각은 편향 수행 시 편향각 변화에 따른 성능특성 분석을 위해서이다. 플랩길이는 최적의 플랩길이 도출을 위해서 설정된 실험 변수이다.

2.3 실험장치

실험장치는 크게 고압공기공급시스템, 시험장치부, 계측시스템으로 구성되어 있다. 고압공기공급시스템은 초음속 배기조건을 만족시키기 위한 고압의 공기를 제공하며, 시험장치부는 고압공기시스템으로부터 제공된 공기를 실험노즐에 전송하여 추력을 발생 시킨 후에 대기로 방출시키는 일련의 과정을 포함하는 유로를 형성하는 부분이며, 계측시스템은 실험모델의 성능특성 파악을 위한 여러 가지 데이터들을 효율적으로 측정하고 기록하는 역할을 담당한다. 실험 장치의 전체적인 구성은 공기압축기, 드라이어, 고압공기저장탱크, 솔레노이드 밸브, 유량조절밸브, 소닉노즐, 테스트챔버, 리시브

Fig. 2. Test facility layout.

Fig. 3. Sonic nozzle flow calibration.

탱크 등으로 이루어지며, Fig. 2에 그 개략도를 제시하였다.

고압공기 공급 시스템은 공기 압축기, 드라이어, 고압공기저장탱크로 구성된다. 최대 공기공급 유량은 3.49 kg/s 이며, 약 30초간 작동시간을 유지하도록 고안하였다. 100 bar 이상의 가압능력을 지닌 피스톤식 압축기를 이용하여 공기를 압축하도록 하였으며, 고압공기저장탱크는 48 l 볼륨 20개를 병렬로 연결하여 960 l의 고압공기저장 공간을 확보 하였다. 공기 압축기와 고압공기저장탱크 사이에 드라이어를 설치하여, 압축 시 발생하는 수분을 제거하도록 하였다.

고압의 공기는 유량조절밸브에서 1차적으로 유량이 조절되며, 이후 유량측정을 위한 소닉노즐을 통과한다. 이때 소닉노즐의 목(Throat)에서 초킹(Choking)이 발생하여 일정량의 유량이 테스트 챔버(Chamber) 내의 실험노즐에 공급된다. 소닉노즐은 국제표준기구의 ISO 9300 설계지침⁽⁸⁾에 따라 실험조건에서 요구하는 유량을 공급할 수 있도록 설계 되었다. 설계 된 소닉노즐의 성능평가를 위하여 한국표준과학연구원(KRISS)에 교정을 의뢰하였으며, 그 결과를 통하여 KRISS의 교정 값과 본 소닉노즐의 설계 값이 거의 일치함을 Fig. 3을 통해 확인할 수 있다.

Fig. 4에 테스트 챔버의 사진이 제시되어 있다. 소닉노즐을 지난 공기는 테스트 챔버내의 실험노즐에 공급된다. 실험노즐을 통과하면서 추력을 발생시킨 고압의 공기는 배기탱크에서 압력회복의 과정을 거친 후 대기로 방출된다.

Fig. 5에 쉐리렌 가시화 장치의 개략도가 제시되어 있다. 노즐 후류의 유동가시화는 쉐리렌(Schlieren) 기법을 사용하여 수행하였다. 쉐리렌 기법은 투명한 매질속에 굴절률의 변화가 있을 때, 그 변화를 밝기의 차이로

Fig. 4. Test chamber.

Fig. 5. Layout of Schlieren system.

바꾸어 관찰하는 광학적 측정법이다. 쉘리엔 기법을 적용하기 위한 쉘리엔 시스템은 크게 광원, 평면거울, 오목거울, Knife Edge, 카메라 등으로 구성된다. 본 실험 장치에서는 광원으로 Halogen Lamp를 사용하였으며, 유효입경 $\Phi 200$ mm, 초점거리 2,000 mm를 가지는 오목거울을 사용하였다. 가시화 이미지를 얻기 위한 광학 기기로는 1330만 화소, 1/8000초 촬영이 가능한 고성능 디지털 카메라와 1200만 화소의 정지영상과 600만 화소의 동영상 촬영이 가능한 캠코더를 사용하였다.

3. 실험결과 및 분석

3.1 작동조건에 따른 유동특성

실험에 사용된 노즐은 작동조건에 따라 노즐 목 및 출구 면적이 달라지는 가변 노즐이므로 각각의 작동조건에 따라 노즐의 목과 출구의 길이가 각각 다르다. Fig. 6에 각각의 작동조건에 대한 제트 유동의 가시화 사진이 제시되어 있다.

Fig 3.1에서 살펴보면 실험노즐의 네 가지 작동조건에 대한 유동은 크게 지상 이륙 조건(a)과 BCM(b)조건에서 보여 지는 유동형태와 초음속 순항 조건(Mil. Power) (c)과 최대 출력 조건(d)에서의 유동형태로 나누어 특정 지을 수 있다. (a)와 (b)의 경우는 지상 이륙 조건과 아음속 순항 조건으로써 압축비가 네 가지 작동조건 중에서 비교적 낮은 조건이다. 두 경우 모두 노즐 출구의 상하 끝단에서 유동 방향 쪽으로 점점 퍼져

Fig. 6. Flow visualization with operating condition.

나가는 형태의 팽창과가 발생하였으며, 이를 통해 노즐 출구 흐름의 압력이 배압보다 높은 부족팽창상태라는 것을 알 수가 있다. 부족팽창의 정도가 큰 경우, 즉 압력비가 비교적 큰 경우에 마하디스크(Mach disk)로 불리는 원판 형태의 충격파가 유동 내부에 발생하게 되는데, (b)의 경우에서 마하디스크가 발생함을 볼 수 있으며 마하디스크의 발생은 일반적인 부족팽창 제트 유동에 상당한 변화를 초래한다고 알려져 있다⁽⁹⁻¹²⁾. Fig 3.1의 초음속 작동조건인 (c)와 (d)의 유동 형태는 부족팽창 유동인 (a), (b)와 다른 형태를 띠고 있음을 볼 수 있다. (c)와 (d)의 노즐 끝에서 팽창과가 아닌 경사 충격파가 발생하고 있으며, 제트 경계층은 퍼지는 형태가 아닌 거의 직선의 형태를 이루고 있음을 볼 수 있다. 즉 노즐 출구에서의 경사 충격파 발달은 유동 흐름의 압력이 배압보다 낮은 상태인 과팽창(Over-expanded flow) 상태에 있다는 것을 단적으로 보여준다.

3.2 피치플랩 편향에 따른 영향

Table 2의 Case5, 6, 7에 해당하는 피치편향 실험은 모두 같은 실험조건에서 편향각을 변경하는 것으로 수행되었다. 이때 배기속도는 웨지형상을 이용한 유동 가시화를 통해 측정된 마하각을 이용하여 속도를 분석하였다. 가시화 이미지가 Fig. 7에 제시되어 있다.

Fig. 7의 웨지에 발생한 경사 충격파의 각도를 측정하고, 경사 충격파 관련 식을 사용하여 배기속도 계산이 가능하다. 일반적으로 순 추력(Net Thrust)을 계산하는

Fig. 7. Flow visualization and shockwave angle with the pitch deflection angle.

식은 다음과 같다.

$$F_N = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)V_j - \dot{m}_a V \quad (1)$$

식(1)에서 F_N 은 순 추력이며, $\dot{m}_a$ 는 공기유량, $\dot{m}_f$ 는 연료유량, V_j 는 노즐 배기속도, V 는 항공기 비행 속도이다. 본 실험연구는 연료를 사용하는 고온의 화염 실험이 아닌 단순히 공기만을 가지고 이루어 지므로, 식(1)에서 연료 유량인 $\dot{m}_f$ 의 값은 0이 된다. 또한 식(1)의 V 에 해당하는 항공기 비행속도는 실험특성상 실험노즐에 유입되는 공기유입속도(V_i)가 된다. 따라서 식(1)은 다음과 같이 정리된다.

$$F_N = \dot{m}_a(V_j - V_i) \quad (2)$$

식 (2)를 이용하여 각 Case별로 측정된 유량과 배기

Fig. 8. Thrust and Mach number with the pitch deflection angle.

속도 값을 이용하여 추력을 계산하였고, 그 결과를 노즐의 배기속도와 비교분석을 위하여 피치 편향각에 따른 추력 및 노즐 배기속도(마하수)로 도시하여 Fig. 8에 제시 하였다.

Fig. 8에서 피치 편향각이 증가 할수록 추력 및 노즐 배기속도가 감소함을 알 수 있다. 기계적인 추력편향 방식으로서 플랩을 사용하는 추력편향 노즐의 경우 노즐 내부의 플랩 ힹ지 부분에서 경사충격파가 발생하게 되는데, 편향각이 증가함에 따라 노즐 내부에 발생하는 경사충격파의 각도는 더욱 커지게 되며 충격파를 통과한 제트의 속도는 점차 줄어들게 되어 결국 추력이 감소되는 결과를 가져오는 것으로 판단된다.

3.3 피치플랩 길이에 따른 영향

추력편향 노즐의 편향효율은 기하학적인 유동의 편향도와 편향된 제트속도를 측정함으로써 판단 가능하다. 편향플랩의 길이에 따른 제트유동의 배기속도 및

Fig. 9. Thrust and Mach number with the flap length ratio.

Fig. 10. Schlieren visualization with pitch-flap length ratio [Case 8(0.5H₀), Case 9(1.0H₀), Case 10(1.5H₀), Case 11(2.0H₀), 12(2.5H₀)].

이때의 추력이 Fig. 9에 제시되어 있으며, 각각의 경우에 대한 쉘리렌 가시화 결과가 Fig. 10에 제시되어 있다.

Fig. 9에서 플랩 길이비가 0.5에서 1.5로 증가할 때 추력도 함께 증가됨을 볼 수 있다. 그러나 길이비가 1.5

Table 3. Boundary Condition.

Parameter	
Nozzle Inlet	Total Pressure Total Temperature
Nozzle Exit	Static Pressure Static Temperature
Wall	No-Slip, Adiabatic
Turbulent Model	K- ω Turbulence Model
Working Fluid	Ideal Gas

Fig. 11. Velocity distribution of Case 12.

에서 더욱 증가할 경우 추력은 다시 감소하는 경향을 보이고 있다. 플랩길이비가 0.5, 1.0 인 경우 초음속 제트 유동은 경사진 플랩을 따라 유도되지 못하고 노즐의 아랫면에서 유동박리가 발생함을 Fig. 10의 Case 8, 9에서 살펴 볼 수 있다. 따라서 이러한 유동 박리로 인하여 유동은 피치 편향각을 추종하지 못하게 되며, 출구유효 단면적의 감소를 초래하여 추력이 저하된다고 판단된다. 한편 플랩길이비가 1.5인 경우에는 플랩의 벽면에 따라 반사, 재 반사되는 경사충격파의 개수가 점차 많아지게 되어 이에 따른 에너지 손실이 점차 커지게 되어 추력이 감소하게 되는 것으로 판단된다.

본 실험에 사용된 노즐은 내부관찰이 불가하기 때문에 실험 Case와 동일하게 수치해석을 수행하여 경사충격파 전후의 속도를 살펴 보았다. 수치해석은 상용 소

Fig. 12. Thrust and resultant thrust angle with the flap length ratio.

프트웨어인 Fluent를 사용하였으며, 경계조건은 Table 3에 제시되어 있다. Fig. 11에 Case 12에 대한 수치 해석 결과가 제시되어 있다. 수치해석 결과에서 노즐 내부의 경우 유동이 충격파를 통과하는 순간 속도가 순간적으로 감소했다가, 이 후 일정량의 속도회복이 이루어지는 현상이 반복적으로 이루어지고 있음을 확인 할 수 있다.

Fig. 11에서 유동이 충격파를 통과하는 순간 속도가 순간적으로 감소했다가, 이 후 일정량의 속도회복이 이루어지는 현상이 반복적으로 이루어지고 있음을 확인 할 수 있다. 또한 노즐 출구에서의 최종 속도는 경사입구부에서의 최고속도보다 다소 낮은 값을 가지고 있음을 볼 수 있어 노즐내부에서의 경사충격파로 인한 속도손실이 발생함을 알 수 있다.

Fig. 12에 피치 플랩 편향각 20° 경우에 대한 기하학적인 유동의 편향각이 제시되어 있다. 이 결과에서 길이비 1.5 이상인 경우에는 피치플랩편향각과 유사한 유동의 기하학적인 편향이 이루어짐을 알 수 있다.

4. 결 론

2차원 초음속 노즐은 작동조건에 따라 다양한 유동 특성이 나타남을 쉘리렌 가시화 실험을 통하여 확인할 수 있었다. 동일한 작동조건 및 노즐에서 피치플랩의 편향각이 증가 할수록 추력손실이 커지게 된다. 이것은 편향각의 증가에 따라 노즐 내부의 피치플랩 힌지의 각도가 커지게 되며 이로 인하여 발생하는 경사 충격파의 각도 또한 커지기 때문이다. 피치플랩 편향각 20° 일 경우 피치플랩 길이의 비 1.5이상에서 적절하게 유동

이 편향됨을 확인 할 수 있었다. 즉 특정 피치플랩 편향각에서 유동이 적절하게 편향되기 위한 최소한의 피치플랩길이비가 존재함을 확인 할 수 있었다. 피치플랩 비가 0.5에서 1.5로 증가함에 따라 추력은 증가하다 피치 플랩비 1.5 이상에서는 추력이 다소 감소함을 확인 하였다. 이러한 현상은 피치플랩비가 0.5에서 1.5로 증가하는 경우 유동의 박리가 점차 감소하게 되며, 1.5 이상에서는 노즐 내부에서 발생하는 경사 충격파의 개수가 점차 증가되어 에너지 손실이 발생하기 때문으로 판단된다. 따라서 유동의 기하학적인 편향 정도와 추력 손실정도를 고려할 경우 피치플랩 길이의 비가 1.5인 경우에 추력 편향효율이 가장 양호한 것으로 판단 된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구인 “추력편향노즐 성능해석 및 모델링” 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- Herbst, W. B., 1980, “Future Fighter Technologies,” J. Aircraft, Vol. 17(8), pp. 561-566.
- Nelson, B. D., and Nicolai, L. M., 1981, “Application of Multi Function Nozzle to Advanced Fighters,” AIAA-81-2618.
- Richey, G. K., Suber, L. E., and Berrier, B. L., 1983, “Airframe Propulsion Integration for Fighter Aircraft,” AIAA-83-0084.
- Herrick, P. W., 1985, “Propulsion Influences on Air Combat,” AIAA-85-1457.
- Gallaway, C. R., and Osborn, R. F., 1985, “Aerodynamics Perspective of Super maneuverability,” AIAA-85-4068.
- Frassinelli, M. C., and Carson, G. T., Jr., 1990, “Effect of Tail Size Reductions on Longitudinal Aerodynamic Characteristics of a Three-Surface F-15 Model with Non-axisymmetric Nozzles,” NASA TP-3036.
- Kim, Y. H., Choi, S. M., and Chang, H. S., 2009, “Investigation of the 2D Convergent-Divergent Thrust Vectoring Nozzle,” Proc. KSPE Fall Conference, pp. 483-486.
- International Organization for Standardization, 2005,

- ISO 9300:2005, Measurement of Gas Flow by means of Critical Flow Venturi Nozzles.
- 9) Krothapalli, A., Hsia, Y., Baganoff, D. and Karamcheti, K., 1986, "The Role of Screech Tones in Mixing of an Underexpanded Rectangular Jet," J. of Sound and Vibration, Vol. 106(1), pp. 119~143
- 10) Eastman, D. W. and Radtke, L. P., 1963, "Location of the Normal Shock Wave in the Exhaust Plume of a Jet," AIAA Journal, Vol. 1(4), pp. 918~919.
- 11) Tam, C. K. W., 1975, "Supersonic Jet Noise Generated by Large Scale Disturbances," J. of Sound and Vibration, Vol. 38(1), pp. 51~79.
- 12) Meier, G. E. A., Selerowicz, W. C. and Szumowski, A. P., 1990, "A Nozzle Generating Low Jet Noise," J. of Sound and Vibration, Vol. 136(1), pp. 65~73.