

# 초음속풍동실험에서 원뿔형상의 표면에서 측정되는 압력에 대한 고찰 I

이재호\* · 최중호\*\* · 윤현걸\*\* · 김규홍\*\*\*†

## The consideration about pressure on surface of cone shape in experiments of supersonic wind tunnel I

Jaeho Lee\* · Jong-ho Choi\*\* · Hyun-gull Yoon\*\* · Kyu-Hong Kim\*\*\*†

### ABSTRACT

In this paper, the shock angle and effect had been compared with numerical data within supersonic area at an forebody such as missiles or an aircraft. By using supersonic wind tunnel in Seoul National University, The shock position and magnitude were measured in the model of cone shape according to mach number. The experiment had been conducted at mach number 2.0, 3.0, and 3.8. As a result, the shock position and magnitude are different from flow velocity, AOA, and AOS in some cases blockage effect had occurred.

### 초 록

이 논문은 전투기나 미사일 등의 전면부에서 음속이상의 속도로 날아갈 때 발생하는 충격파의 각도와 영향을 수치테이터와 비교한 논문이다. 서울대학교 초음속풍동을 이용하여 원뿔형 모델에 대해서 마하수를 다르게 하여 충격파의 위치와 크기를 측정하여 보았다. 마하수 2.0, 3.0, 그리고 3.8에 대해서 실험을 수행했다. 그 결과 충격파의 위치와 크기는 실험의 속도, 받음각, 사이드 슬립각에 따라서 다르고 그에 따라 blockage effect가 발생한다는 것을 확인했다.

Key Words: Supersonic Wind Tunnel(초음속풍동), Test section(시험부), cone shape(원뿔형상), Mach number, Blockage effect, AOA(받음각), AOS(사이드각)

### 1. 서 론

현대 미사일은 말할 것도 없지만 전투기의 성

능은 예전부터 빠른 기동성의 중요성 때문에 속도의 빠르기를 중심으로 연구가 진행되어 왔다. 그로 인해서 마하수가 1.0이 넘는 초음속 전투기 연구가 꾸준히 진행 중이며 지금도 더 빠른 비행체 개발에 많은 나라들이 참여하고 있다. 초음속인 비행체는 충격파로 인해 많은 항력을 받게 될 것이기 때문에 공기역학적인 외형 설계가 가

\* 현대로템 추진연구팀  
\*\* 국방과학연구소  
\*\*\* 서울대학교 기계항공공학부  
† 교신저자, E-mail: aerocfd1@snu.ac.kr

장 큰 이슈로 떠올랐고, 얼마나 충격파를 견뎌내며 전진하는지가 초음속 전투기 개발의 핵심이 되었다. 따라서 충격파의 위치나 강도, 특성에 대한 연구가 비행체 성능을 최적화하는데 필수적인 부분이라 하겠다.

또한 이를 위한 초음속풍동은 실제 초음속 전투기, 미사일, 지구 재진입 비행체와 같은 음속 이상을 비행하는 물체를 연구하는데 필수적인 실험 장치이다. 하지만 국내의 연구시설에서 초음속풍동을 보유한 곳은 별로 없으며, 특히 시험부(Test section)의 크기가 200mm×200mm 정도로 큰 규모의 풍동을 가진 곳은 거의 없다. 본 연구는 서울대의 초음속풍동을 가지고 연구를 수행했는데, 설계마하수가 2.0, 3.0, 3.8인 노즐을 이용하여 형상에 대해서 실험을 진행했다.

실험은 Delta metrics사의 센서를 이용하여 압력을 측정하였고, 수치 해석한 이론값과 쉘리렌 가시화를 통하여 비교, 분석하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 이론적 관계식

이번 연구에서 이용한 수식은 실험에서 마하수를 측정하기 위해서 사용한 압력비와 마하수 관계식이다.

본 실험은 모델이 없는 경우, 1차원 압축성 유동이다. 이 유동을 등엔트로피 유동이라 가정하였고, 유선을 따라 정체값인  $p_0$ ,  $\rho_0$ ,  $T_0$ 가 일정하다. 이 조건에 대한 본 실험에서의 지배방정식은 다음과 같다.

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (1)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (2)$$

$$h_1 + \frac{1}{2} u_1^2 + q = h_2 + \frac{1}{2} u_2^2 \quad (3)$$

세 가지 식을 이용하여 에너지 방정식을 등엔트로피 조건, 단열계라 가정하고 정체값에 대해  $u_2 = 0$ 이라 놓으면 최종적으로 마하수를 구하는

식은 다음 (4)와 같이 유도 된다[1].

$$\frac{p_1}{p_t} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\gamma=1.4) \quad (4)$$

### 2.2 실험장치 및 모델

본 연구에서 사용한 실험 장치인 서울대학교 초음속풍동은 1980년대 일본의 KANOMAX사에 의해 설계 제작 되었으며, 간헐적 불어내기식(Intermittent blowdown type) 풍동이다. Fig. 1은 실제 초음속풍동의 모습으로 전방안정실(Settling chamber), 시험부(Test section), 그리고 확산부(Diffuser)를 보여주고 있다.

이 풍동의 큰 특징은 노즐교체식으로 마하수 2.0, 3.0, 3.8에서 실험이 가능하다. 최대 압축 공기 용량은 40.0kgf/cm<sup>2</sup>(11.0m<sup>3</sup>)으로 M=3.0의 설계 노즐을 이용했을 때 30.0kgf/cm<sup>2</sup>을 압축하면 20초 정도의 실험을 수행할 수 있다.



Fig. 1 The supersonic wind tunnel of Seoul National University

실험에서 사용한 원뿔 형상의 실제 모습은 다음 Fig. 2과 같다. 정각은 30도로 축방향 대칭을 이루고 있다. 습도나 기타 온도 변화에 대해서 부식이 잘 일어나지 않는 SUS steel+로 0.01%의 공차로 제작되었다. 단, 이 정확도라는 것은 설계차원에서 정의한 것이다.

전체적인 제원은 다음 Table 1과 같다. 제원에서 blockage ratio가 12%로 결정되어 있는데 이는 시험부의 크기에 대한 모델형상의 정면의 비

율이다. 이 비율이 풍동의 기준 조건 이하에 해당되어야 유동의 불안정 현상 중의 하나인 blockage effect가 발생되지 않는다[2].

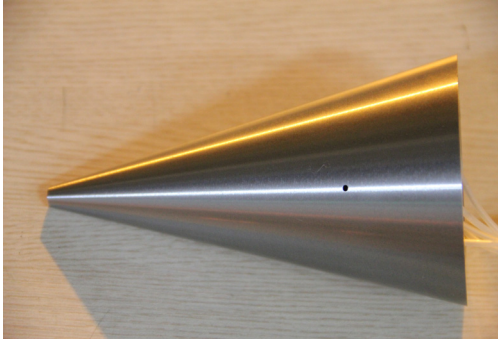


Fig. 2 The cone model

Table 1 The specification of cone model

크기	길이:136.69 mm, 직경:80.252 mm, 정각:30°
압력 탭	앞쪽 끝, 상, 하, 좌, 우
Blockage ratio	12%

## 2.2 실험 결과

형상을 시험부에 장착시키고 마하수를 달리하여 실험한 결과는 아래와 같다. 마하수 2.0에서는 Fig. 3처럼 다른 결과들과 비교하여 원뿔형상의 표면에서 발생하는 충격파의 각도가 형상에 비해 크다. 또한 이번 실험에서는 풍동의 시험부 면적에 대한 모델의 면적이나 지름의 비인 blockage ratio를 제대로 고려하지 못하였다. 그래서 마하수 2.0에서는 blockage effect가 발생하였다. 이것은 blockage effect가 면적도 고려해야 하지만 지름이나 기타 형상에 대한 마하수의 영향도 무시할 수는 없기 때문이다.

Table 2~5까지는 마하수 3.0과 3.8의 설리렌영상 가시화 모습과 각 압력 탭의 위치에서의 압력 값을 수치해석의 결과와 비교하였다. 표면의 압력은 위치별로 다르지만 전체적으로 실험오차는 3%이하로 매우 정확한 것을 확인할 수 있다.

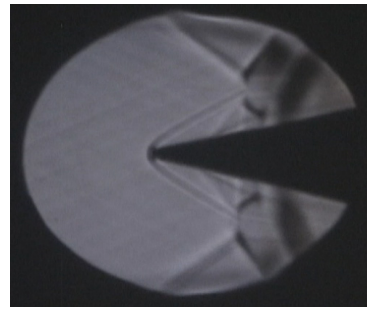


Fig. 3 The visualization of cone model at M=2.0

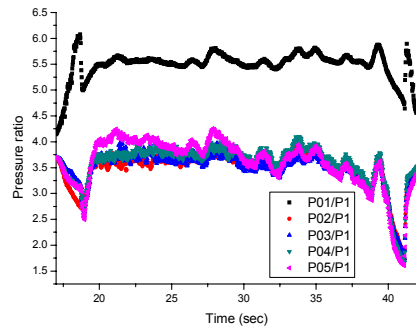


Fig. 4 The graph of model pressures on surface at M=2.0

Table 2 The shock positions along the AOA and AOS at M=3.0

AOA 0°		
AOA 5°	AOA 5° AOS 5°	AOA 5° AOS 10°
AOA 10°	AOA 10° AOS 5°	AOA 10° AOS 10°

Table 3 The pressure ratio of the cone surface along the AOA and AOS at M=3.0

AoA	AoS	Mach	실험값			
			P2/P1	P3/P1	P4/P1	P5/P1
0	0	2.9891	2.1089	2.1140	2.1150	2.0476
5	0	2.9946	1.6660	2.7059	2.0727	2.0066
10	0	2.9936	1.3412	3.4906	1.9690	1.9063
0	5		-	-	-	-
5	5	3.0093	1.5820	2.7186	1.6285	2.6004
10	5	3.0016	1.2340	3.4798	1.4982	3.0141
0	10		-	-	-	-
5	10	2.9929	1.4864	2.5860	1.2690	3.3376
10	10	3.0003	1.1148	3.3747	1.1040	3.2708

Table 4 The shock positions along the AOA and AOS at M=3.8





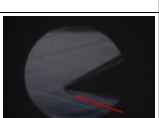


AOA 0°		
		
AOA 5°	AOA 5° AOS 5°	AOA 5° AOS 10°
		
AOA 10°	AOA 10° AOS 5°	AOA 10° AOS 10°
		

Table 5 The pressure ratio of the cone surface along the AOA and AOS at M=3.8

AoA	AoS	Mach	실험값			
			P2/P1	P3/P1	P4/P1	P5/P1
0	0	3.8159	2.6146	2.6451	2.6360	2.6351
5	0	3.8405	1.9348	3.6503	2.6096	2.6087
10	0	3.8072	1.4124	4.8914	2.4792	2.4783
0	5		-	-	-	-
5	5	3.8718	1.9110	3.6106	1.8716	3.6364
10	5	3.8596	1.3568	4.8743	1.7218	3.5273
0	10		-	-	-	-
5	10	3.8543	1.7257	3.5180	1.3444	4.8749
10	10	3.8447	1.1177	4.8492	1.1427	4.7287

### 3. 결론 및 고찰

본 연구를 통해서 초음속 영역에서 원뿔형상의 표면에서 형성되는 충격파의 영향을 압력 측정값을 통하여 확인했다. 또한 이 때 형성되는 충격파의 형태도 쉘리렌 가시화를 통하여 확인하였다. 그 결과 실험의 오차가 수치해석을 통한 이론적 값과 3%이하로 상당히 정확하다. 하지만 더욱 정확한 데이터 획득을 위해서는 이번 실험이 등엔트로피 조건이 아니기 때문에 공기가 팽창될 때 발생하는 습도의 영향 등도 고려하여 데이터를 분석해야 한다.

끝으로 실험 모델을 제작할 때 풍동에서 발생하는 blockage ratio를 반드시 계산해서 제작해야 실험이 실패하지 않는다. 그리고 같은 형상이지만 마하수가 높은 영역에서는 충격파의 크기가 커져서 각도가 작아지기 때문에 blockage effect가 발생하지 않는다. 이는 초음속이지만 비교적 마하수가 낮은 영역에서는 더욱 중요하기 때문에 이에 대한 정확한 기준을 실험에 따라 정해 놓을 필요가 있다.

### 참고문헌

1. 노오현, "압축성 유체 유동", 박영사, pp. 1-210, 359-373, 411-461, 2004.
2. Alan Pope, Kenneth L. Gojn, "High-speed Wind Tunnel Testing", John Wiley & Sons, Inc., New York/London/sydney, pp. 1-165, 349-401, 1965.
3. 이영빈\*, 이재호, 이준우, 김규홍, 최종호, 윤현걸, "서울대 초음속 풍동의 마하수 2.0과 3.8에서의 성능 평가 및 검증", 군사기술학회 종합학술대회 논문집, 2010
4. 이재호\*, 이영빈, 김규홍, 최종호, 윤현걸, "초음속풍동 M=3.8에서 Cone에 형성되는 shock angle에 대한 고찰", 2010년 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2010