

# 초음속/극초음속 풍동(MAF)의 성능 향상을 위한 개조 및 검증

최원혁\* · 서동수\* · 이재우\*\* · 변영환\*\*

## Modificaion and Performance Test for improving ability of Supersonic/Hypersonic Wind Tunnel(MAF)

Wonhyeok Choi\* · Dong-su Seo\*\* · Jae-woo Lee\*\*\* · Yung-Hwan Byun\*\*\*\*

### ABSTRACT

Supersonic/Hypersonic wind tunnel is a facility which is intended to test and to observe the physical phenomena around a model by creating supersonic flow in the test section. In designing an airplane, the wind tunnel test is demanded to analyzing aerodynamic characteristics of the model without making a prototype. In this research, the model aerodynamic facility(MAF) is modified for the purpose of increasing running time and its functionality. New pneumatic valves for remote control was installed for safety requirement, and new air tanks was installed on MAF as well. A pipe system is also modified to use those new valves and tanks, and the ceiling and side glasses of the test section are switched to ones with the larger surface area.

After the MAF modification, a test is performed at Mach 2, 3 and 4. In this test, shadow graph technique, one of the flow visualization methods, is used to visualize supersonic flow field. The pressure in the settling chamber and working section at Mach 2, 3 and 4 was measured in each case. As a result, the possible model size and running time are obtained.

### 초 록

초음속 풍동은 실험하고자 하는 모델 주위에 인공적으로 초음속 유동장을 형성하여 모델에 작용하는 현상을 관찰 및 측정하는 실험 장비이다. 이러한 풍동 실험 장비는 비행체 설계에 있어 시제기를 제작하지 않고도 비행체 외형에 대한 공기역학적 특성을 파악하는데 유용하다.

본 연구에서는 러시아에서 제작된 초음속/극초음속 풍동(MAF : The Model Aerodynamic Facility)을 시험 시간 증가 및 활용성 증가를 목적으로 개조하였다. 안전성 확보 및 원격 작동을 위해 공압 밸브를 설치, 실험 시간의 증가를 위해 새 저장 탱크를 설치했다. 설치한 밸브와 탱크를 이용할 수 있도록 배관 시스템을 개조하였다. 또한 광학적 시험을 위하여 시험부의 광학창을 확장하였다.

개조 후 마하수 2,3,4에 대하여 성능 시험을 수행하였다. 유동가시화 기법중 하나인 Shadow graph 기법을 이용하여 초음속 유동장의 형성을 확인하였으며, 마하수 2,3,4에 대하여 Settling Chamber, Working section의 압력측정을 통해 성능 시험을 수행하였다. 결과로부터 해당 초음속 풍동에 사용 가능한 모델 크기 및 시험 시간을 도출하였다.

Key Words: Supersonic (초음속), Wind Tunnel (풍동), Performance Test(성능 실험)

\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원

\*\* 중신회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

연락처, E-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr

### 1. 서 론

본 연구는 러시아에서 제작된 초음속/극초음속

풍동(MAF : The Model Aerodynamic Facility)의 개조 및 성능 향상에 관한 것이다. MAF는 러시아 항공기역학기관인 ITAM(The Institute of Theoretical and Applied Mechanics)에서 제작되었으며 건국대학교로 2003년경 도입되어 초음속 모델의 압력 측정, 유동가시화, PSP(Pressure Sensitive Paint)등의 시험을 수행하여 왔다. 다양한 시험기법의 도입과 성능 향상을 위해 시험시간의 증가, 광학시험을 위한 시험부 개조등 사용성의 문제가 제기되어 왔다. 이에 새 저장탱크와 공급밸브 설치, 배관시스템, 시험부 광학창 개조에 따른 성능 시험을 수행하였다.

## 2. MAF 개조 및 성능 시험

### 2.1 Model Aerodynamic Facility

#### 2.1.1 MAF의 성능

MAF는 마하수 2 ~ 4까지의 초음속 유동과 마하수 5 ~ 7까지의 극초음속 유동을 발생 시킬 수 있도록 설계되었다. MAF에 사용되는 저장탱크의 최대 허용 압력  $P_b = 15\text{MPa}$ , 최대 온도  $T_o = 800\text{K}$ 이며, 정체실에서의 최소 정체 압력  $P_o$  와 온도  $T_o$  는 다음 Table 1 에 나타나 있다. 정체실에서 최소 압력은 본 실험 장치의 성능 지표로써 각각의 마하수에 준하는 초음속/극초음속 유동을 발생하기 위한 최소한의 값이다.

Table 1. Specification of MAF

M	2	3	4	5	6	7
$p_b$ , bar	141	126	121	115	126	140
$p_o$ , bar	2.5	5.0	12.0	30.0	70.0	125
$T_o$ , K	290	290	290	376	504	645
$Re_d$	$2.96 \times 10^6$	$3.83 \times 10^6$	$5.92 \times 10^6$	$5.68 \times 10^6$	$5.96 \times 10^6$	$5.60 \times 10^6$
q, MPa	0.54	0.86	0.90	0.99	1.12	1.04

#### 2.1.2 MAF의 구성

MAF는 크게 메인 밸브와 8개의 압축탱크, 히터, 정체실, 노즐, 시험부, 확산부 그리고 전원 공급 장치로 구성되어 있다. 메인 밸브가 열리면 압축탱크로부터 유동이 발생하게 되고 히터 또는 정체실을 먼저 거치게 된다. 정체실은 초음속 유동이 지속될 수 있도록 일정압력을 유지 및 노즐 유동을 안정화 시킨다. 일정 압력이란 Table 1의 각 마하수에 따른 정체압력  $p_o$ 를 의미한다. 정체실을 빠져나

온 유동은 초음속 유동으로 유속을 증가시키는 역할을 하는 노즐을 통과한다. 노즐은 마하수에 따라 총 6개의 노즐( $M=2\sim7$ )이 있다. 시험부의 크기는  $420\text{mm(L)} \times 240\text{mm(W)} \times 300\text{mm(H)}$ 이다.

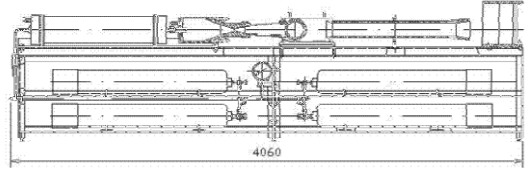


Fig. 1 The total view of the Model Aerodynamic Facility

### 2.2 기존 MAF의 문제점 및 개선 사항

기존의 MAF는 공급 밸브를 이용하는 수동 개폐 시스템이었으나 장비의 노후로 인하여 실험수행의 비효율성과 안전상의 문제가 제기됨에 따라 공급 밸브 시스템으로 교체하여 원격으로 컨트롤 할 수 있게 하여 실험수행의 간편함과 안전문제를 함께 해결할 수 있도록 하였다. 또한 저장탱크에서부터 정체실로 향하는 유동의 질량 유량을 증가시키기 위하여 단면적이 증가된 새로운 배관을 연결 하였다.

MAF의 성능 향상을 위한 개선 사항 중 하나로 기존 8개의 압축탱크외에 큰 하나의 탱크를 설치하였다. 탱크의 저장용량은 MAF의 시험 시간과 밀접한 연관을 가진다. 기존 압축탱크의 경우 각각  $40\text{ l}$ 의 용적을 가지고 있으므로 총  $320\text{ l}$  정도의 공기를 저장하여 사용할 수 있었으나, 새 압축탱크의 경우  $460\text{ l}$ 의 용적으로 최대  $200\text{ bar}$ 까지 저장이 가능하며, 기존에 대해 30% 이상의 시험 시간 향상 효과를 기대 할 수 있다.

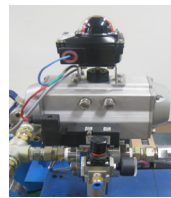


Fig. 2 Newly adopted pneumatic valve



Fig. 3 New storage tank

본 연구실에서는 광학기구를 이용하는 실험이 큰 비중을 차지하고 있다. 따라서 기존의 광학창을 확장하여 최대한의 시야각을 확보할 수 있도록 하였다. 기존의 광학창은 지름  $10\text{ cm}$ 의 원형이었으며 개조된 광학창은  $285\text{ mm}$ (가로) $\times 130\text{ mm}$ (세로)이다.

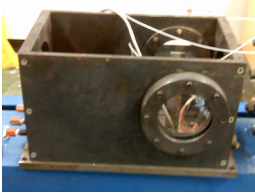


Fig. 4 Previous Optical Window

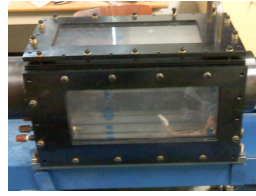


Fig. 5 Expanded Optical Window

## 2.3 MAF 성능 시험

### 2.3.1 기본 이론

초음속 유동을 발생시키기 위해서는 Table 1에서와 같이 원하는 마하수에 따른 최소 정체압력 압력이 필요하며, 정체실과 시험부에서의 압력비 및 노즐의 면적비로부터 유동의 속도가 결정 된다.

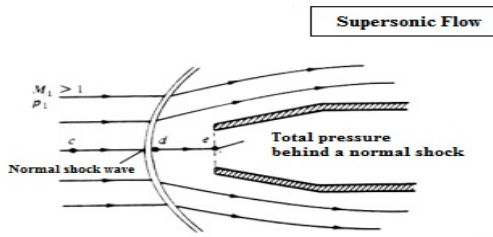


Fig. 6 Pressure measurement by total pressure probe

초음속 풍동의 성능 검증을 위해서는 설계 마하수대로 유동이 발생하는지 시험부에서의 속도를 측정해야 한다. 초음속 유동장의 속도 측정을 위해서는 Total pressure probe를 사용하며 다음 Fig. 7과 같이 궁형 충격파(Bow shock)가 발생하게 된다. Total pressure probe로 측정하는 값은 자유류의 전압력이 아닌 수직 충격파를 지나고 난 후의 전압력  $p_{0,2}$ 를 측정하게 되고, 자유류에서의 정압  $p_1$ 은 노즐 유동에서의 등엔트로피 관계식에 의하여 구할 수 있으며  $p_{0,2}$ 와  $p_1$ 의 비를 가지고 식 (1)과 같이 표현 할 수 있다.

$$\frac{p_{0,2}}{p_1} = \frac{p_{0,2}}{p_2} \frac{p_2}{p_1} \quad (1)$$

각각의 항들은 다음 식으로 나타낼 수 있으며 식 (2)와 식 (3)을 위 식 (1)에 대입하면 최종적으로 Rayleigh total pressure probe formula 식(4)를 유도하여 자유류의 속도를 구할 수 있게 된다.

$$\frac{p_{0,2}}{p_2} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)}, \text{ where } M_2^2 = \frac{1 + [(\gamma-1)/2] M_1^2}{\gamma M_1^2 - (\gamma-1)/2} \quad (2)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_1^2 - 1) \quad (3)$$

$$\frac{p_{0,2}}{p_1} = \left[ \frac{(\gamma+1)^2 M_1^2}{4\gamma M_1^2 - 2(\gamma-1)} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \frac{1-\gamma+2\gamma M_1^2}{\gamma+1} \quad (4)$$

### 2.3.2 시험 장치 구성

본 시험에서는 정체실에서의 정체 압력을 측정하기 위해 KISTLER社의 4045A20 압력센서는 이용하였다. 사용한 모델은 Fig. 8, Fig. 9의 Rake 모델을 사용하였다. 노즐 출구는 지름 10cm의 원형 형태이다. Rake 모델은 2mm 관이 8mm의 간격으로 10개가 장착되어 있다. 노즐 출구 형태가 원형이고 압력 탭의 위치가 상하 대칭이므로 결과 그래프 역시 대칭으로 나왔고 이에 따라 결과 그래프에는 1번 ~ 5번까지 압력 탭의 측정값을 표현하였다. (Fig. 9 설치개념도 참고)

이를 이용하여 총 9개의 Total pressure probe를 고정시켰다. Total pressure probe는 시험부 내에서 수직방향으로 노즐 출구 직경에 맞춰 설치함으로써 전체 유동장의 압력을 측정할 수 있도록 하였다. Total pressure probe를 이용한 압력값은 Pressure scanning system(PSI NetScanner Model 9116)을 이용하여 동시에 9개의 압력값을 측정하였고, NUSS(Netscanner Unified Startup Software)를 이용하여 데이터 처리를 하였다.

정성적인 검증으로 Shadow graph 기법을 적용하였다. Shadow graph는 밀도차이에 의해 빛이 굴절되는 성질을 이용하므로 충격파를 가시화할 수 있다. 유동 가시화에 사용한 카메라는 CASIO社의 EX-FH20을 사용하였다.

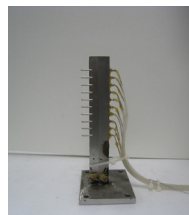


Fig. 7 Rake probe

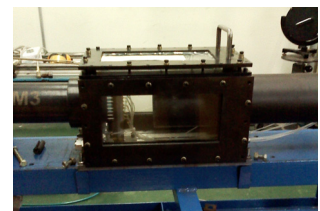


Fig. 8 Rake probe installation

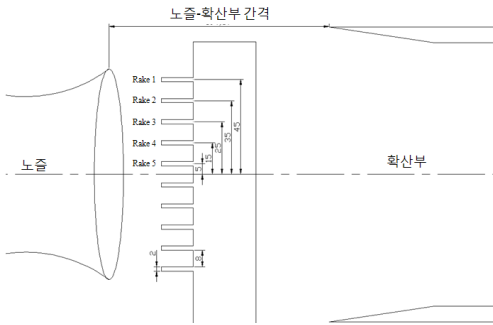


Fig. 9 Schematic of Rake probe set up

### 3. 실험 결과

#### 3.1 유동가시화 실험

Cone 형상의 모델을 이용하였다. 실험을 수행한 모든 경우에서 충격파를 발견하였고 이는 초음속 유동장이 형성되었음을 의미한다.  $\theta-\beta-M$ 의 관계에 의해 Shock wave angle이 결정되게 된다. 실험에서 측정된 Shock wave angle과 이론적 Shock wave angle은  $M=2, \theta=14.5\text{deg}$  경우를 제외하고 근소한 차이를 보이며  $M, \theta$ 에 따른 경향도 일치한다.

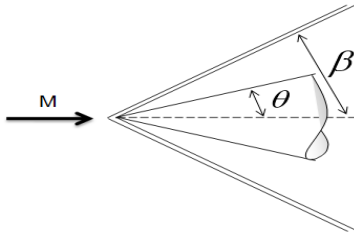


Fig. 10 schematic of cone flow

Table 2. Shadow graph result

	cone $\theta=14.5\text{deg}$	cone $\theta=20.5$
M=2		
M=3		
M=4		

Table 3. Comparing  $\beta$  angle of experiment and theory

	실험값		이론값	
	$\theta=14.5^\circ$	$\theta=20.5^\circ$	$\theta=14.5^\circ$	$\theta=20.5^\circ$
M=2	30.1	35.5	33.58	35.231
M=3	24.7	29.1	24.858	30.079
M=4	20.9	25.9	21.349	26.976

#### 3.2 압력 측정

##### 3.2.1 정체실 압력 측정

정체실은 노즐과 시험부로 유동을 보내기 전 유동이 거치는 곳이다. Fig. 11에 나타난 정체실의 압력은 풍동 가동직후 최대치에 도달하고 시간이 9 갈수록 강하하는 것을 볼 수 있다.

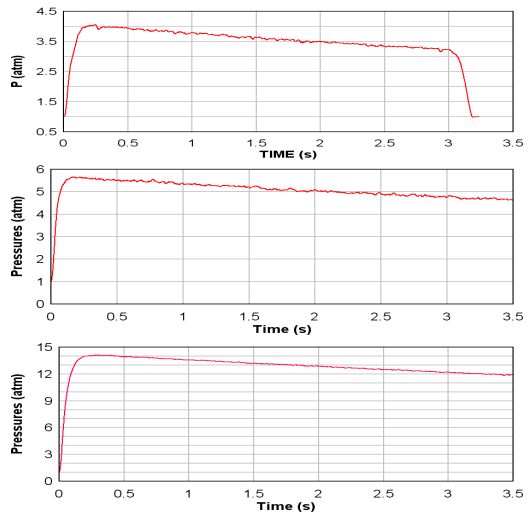


Fig. 11 Measured stagnation pressure in a settling chamber (Top : M=2, Middle : M=3, Bottom : M=4)

##### 3.2.2 Rake 압력 측정

실험 조건은 마하수와 노즐-확산부 간격에 따라 총 6가지 경우에 대하여 수행되었다. 이는 노즐과 확산부의 간격에 따라 측정압력이 다르게 나타나고 실험 모델 및 모델 지지대의 크기와 시험 시간을 결정할 수 있는 요인이 된다.

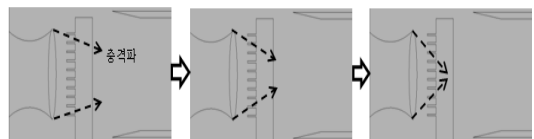


Fig. 12 shock wave change according to time

노즐끝단에서 나타나는 충격파는 정체실 압력이 노즐을 통과하며 형성된 압력과 Working section 내부 압력의 관계에 의하여 나타나게 된다. Working section의 내부 압력은 풍동이 작동되면 유동이 확산부를 통해 빠져 나가면서 음압을 유지 한다. 이때 유동이 확산부를 통해 충분히 빠져나가지 못할 경우 잔여 유동은 Working section 내부 압력을 상승 시키게 된다. 이는 노즐 끝단의 압력과 Working section 내부 압력간의 비율 값을 높이게 되고 충격파가 작동초기 확산파의 형태로 나타나다가 이후에 다시 오프러지게 된다. 이 비율 값이 높아질수록 충격파의 각도가 더 급격히 형성된다. 이에 결과적으로 노즐 끝단에서 형성되는 충격파는 시간이 지날수록 오프러지는 형태로 변하게 된다.

충격파는 Fig. 12처럼 변화하며 이 변화의 형태는 Rake에서 측정된 그래프에서도 확인할 수 있다. Fig. 14의 노즐-확산부 16cm에서 보면 이 변화 형태의 단계적 변화를 볼 수 있다. Rake1의 압력 센서 위치는 초기 충격파 경계 부분에 있다가 1.5 초 지점에서부터 충격파를 벗어난다. 그래서 1.5 초 이후 지점에서 측정된 압력 값은 0.5 atm으로 내려간 것을 볼 수 있다. Rake 2지점은 1.5초 지점에서 충격파가 압력센서위치를 통과하며 압력이 상승하고 후에 2.6초 지점에서 Rake 3지점으로 충격파가 이동하면서 Rake 1지점과 같이 충격파 밖의 압력 값을 나타낸다. 2.6초 지점부터는 Rake 3, 4로 충격파의 방향이 이동했다. 가장 중심 지점인 Rake 5는 작동을 멈출 때까지 충격파 범위 안에 있음을 알 수 있다.

Table 4에서 보듯이 노즐-확산부의 간격이 커지면 시험 시간이 짧아지며 마하수가 증가하면 시험 시간은 증가하는 것을 볼 수 있다. 이를 통해 향후 실험할 모델에 따라 시험 시간을 결정할 수 있다. M=2의 경우 3sec으로 모델 크기와 상관없이 동일한 결과를 보였다.

Table 4. Test time according to the Mach number, model size and space between nozzle and diffuser

	M = 3, N-D:10cm	M = 3, N-D:16cm	M = 4, N-D:10cm	M = 4, N-D:16cm
모델 폭 8cm	1.5 sec	1.4 sec	2.8 sec	2 sec
모델 폭 6cm 이하	3 sec	2.3 sec	3.7 sec	3 sec

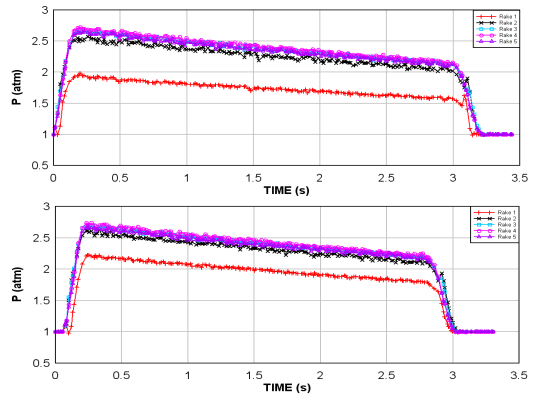


Fig. 13 Stagnation pressure in a test section at M = 2 (Nozzle-diffuser distance, Top : 10cm, Bottom : 16cm)

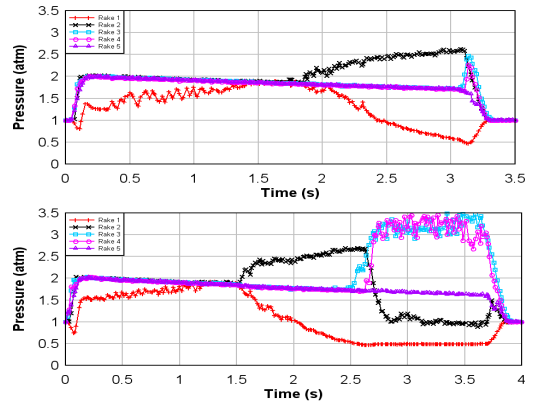


Fig. 14 Stagnation pressure in a test section at M = 3 (Nozzle-diffuser distance, Top : 10cm, Bottom : 16cm)

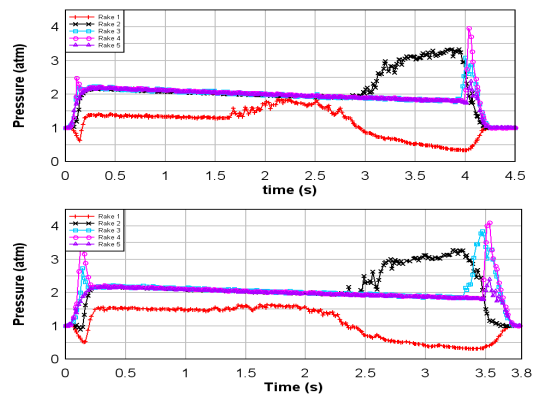


Fig. 15 Stagnation pressure in a test section at M = 4 (Nozzle-diffuser distance, Top : 10cm, Bottom : 16cm)

Table 5에 나타난 것은 Rake 5지점과 정체실의 압력데이터를 Rayleigh pitot tube formula에 의하여 마하수를 도출한 데이터다. 정체실과 Rake probe에서 측정된 압력데이터들은 시간에 따라 하락하는 경향을 보인다. 따라서 작동초기 데이터의 최대치를 기록한 후 1초 간격으로 데이터를 각각 평균하여 마하수를 계산하였다. 이를 이용하여 초음속 풍동이 제공하는 마하수와 시간에 따른 변화폭에 대해 알 수 있다.

Table 5. Mach number according to the Mach number, test time and space between nozzle and diffuser

	최대값~1sec후	1sec~2sec	2sec~3sec
M=2	2.10	2.10	2.09
M=3 노즐-확산부 : 10cm	3.11	3.11	3.10
M=3 노즐-확산부 : 16cm	3.11	3.09	3.08
M=4 노즐-확산부 : 10cm	4.31	4.22	4.21
M=4노즐 -확산부 : 16cm	4.20	4.20	4.2

#### 4. 결 론

본 연구에서는 초음속/극초음속 풍동(MAF)을 개조하고 그에 따른 성능 시험을 수행하였다. 개조의 주요 내용 및 성과는 (1) 공압 밸브를 이용한 원격작동 및 배관 시스템 개조를 통한 안전성 증

가 (2) 새 압축탱크 설치에 의한 시험시간 증가 (3) 시험부 광학창 개조를 통한 광학 시험 유용성 증가이다.

또한 성능 검증을 위하여 마하수 2, 3, 4에 대한 Rake probe 시험을 수행하였다. 초음속 유동장을 형성하는 데 있어 영향을 미치는 정체실, 시험부 등에 대한 압력을 측정하였으며 그 결과를 이용하여 해당 초음속/극초음속 풍동(MAF)의 특성을 파악할 수 있었다. 이 결과를 바탕으로 향후 해당 장비를 사용할 때 설계해야할 모델의 제약조건 및 시험 시간의 결정에 도움이 될 수 있다.

#### 참 고 문 헌

1. 'The Model Aerodynamic Facility (MAF) for student's research and instructions' Novosibirsk Russia 2002
2. Anderson, J.D., Jr., 'Fundamentals of Aerodynamics' 4th edition, McGraw-Hill Higher Education, 2007
3. Alan Pope, and Kenneth L. Goin, "High Speed Wind Tunnel Testing," John Wiley & Sons, New York, N.Y. ,1965
4. A. Ferri and S. M. Bogdonoff, "Design and Operation of Intermittent Supersonic Wind Tunnels", North Atlantic Treaty Organization, May 1954.