

PSP를 이용한 노즐벽면의 압력해석

김기수* · 배영우** · 이재우***, 변영환***

Pressure Analysis on the nozzle wall with PSP

Ki-Su Kim* · Young-Woo, Bae** · Jea-Woo, Lee*** · Yung-Hwan, Byun***

ABSTRACT

This paper shows the process of Pressure Sensitive Paint(PSP) measurement on the nozzle wall in M=2.5 supersonic wind tunnel, and compare with the result of the paper that performed the PSP measurement in similar condition in NASA Lewis Research Center.

초 록

본 논문에서는 Pressure Sensitive Paint(이하 PSP)를 이용한 M=2.5 초음속 풍동의 노즐 벽면 압력 측정 과정을 보여주고, NASA Lewis Research Center에서 유사한 조건에서 수행한 실험결과와 비교하였다.

Key Words: Pressure Sensitive Paint(감압도료), Nozzle Throat(노즐 목), SuperSonic Wind Tunnel (초음속풍동)

1. 서 론

제트엔진의 내부 압력분포를 측정하는 것은 엔진의 연소 특성을 파악하는데 중요한 자료가 된다. 압력을 측정하는 가장 대표적인 방법으로 압력공(Pressure Tap)을 이용한 방법이 있다. 압력공을 이용한 방법은 실험적으로 정확한 값을 취득 할 수 있는 장점이 있지만, 압력값을 취득 하는데 있어서 연속적인 분포를 구할 수 없고, 압력공을 가공하는데 있어서 많은 제약이 따른다. 따라서 압력공을 이용한 압력측정방법을 보

완하는 새로운 압력측정방법인 PSP를 이용한 압력측정법이 각광받고 있다.

PSP를 이용한 압력측정은 빛의 흡수에 의한 발광(Photoluminescence)에 기초를 두고 있기 때문에 모델표면에 다수의 압력공을 가공할 필요가 없고, 원하는 지역의 압력값을 연속적으로 취득할 수 있다는 장점이 있다.

90년대 초반부터 미국에서는 PSP를 이용한 다양한 연구 활동을 시작하였고 현재는 NASA, Boeing社를 비롯한 다양한 연구기관에서 압력을 측정하는 방법으로 사용되고 있다. 그러나 국내에서는 PSP를 이용한 압력측정법에 대한 연구가 부족한 상황이며, 일부 업체에서는 도입단계이다.

* 건국대학교 항공우주공학과 석사과정 1기

** 건국대학교 항공우주공학과 석사과정 3기

*** 건국대학교 항공우주공학과

본 연구에서는 PSP를 이용하여 M=2.5 초음속 풍동의 노즐 벽면 압력 측정 과정을 보여주고, NASA Lewis Research Center에서 유사한 조건에서 수행한 실험과 비교하여 PSP를 이용한 압력 측정법의 검증을 수행하였다.[1]

2. 실험방법 및 실험과정

2.1 실험 모델

초음속 풍동의 광학창과 크기가 같은 알루미늄 재질의 평판에 PSP를 도포하고 실험을 실시하였다. PSP는 노즐 목에서부터 30mm×120mm의 면적으로 도포하였다. 압력공은 총 19개로 설치로 압력을 측정할 부분은 13개이다. 그림(Fig. 1)은 모델의 2D 평면도를 보여주고 있다.

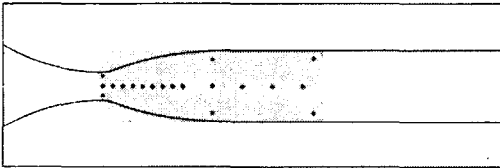


Fig. 1 Test Model - Wind Tunnel Side Wall

2.2 PSP 풍동실험

PSP를 이용한 압력측정법은 PSP를 모델의 표면에 도포한 후 광학적인 방법으로 압력을 측정한다. PSP의 원리는 Photon Excitation과 Oxygen Quenching 두 가지 현상으로 설명할 수 있다. 분자들은 빛을 받을 때, 낮은 에너지 상태(바닥상태)와 높은 에너지 상태(들뜬상태)의 에너지의 차와 같은 파장의 빛을 흡수한다. 반대로 들뜬 상태의 분자는 이 파장의 빛에 자극 받아서 에너지를 빛의 형태로 내어놓고 바닥상태로 떨어진다. 이것을 'Photon Excitation'이라고 한다. PSP 내부에는 빛을 흡수하고 방출할 수 있는 PSP Probe(이하 Probe)가 존재한다. PSP에 짧은 파장의 빛을 조사하면, Probe는 짧은 파장의 빛을 흡수하여 긴 파장대의 빛을 방출한다. 그러나 작동기체에 산소가 포함 되어있다면, 산

소분자는 PSP내부로 침투하여 Probe와 결합을 한다. 그리고 산소와 결합한 Probe는 에너지를 산소분자에 빼앗겨 빛을 방출하지 못한다. 이러한 현상을 'Oxygen Quenching'이라고 한다.

위의 두 가지 현상에 의해서 PSP는 압력과 반비례한 강도의 빛을 방출한다. 표면 압력에 따른 발광도 차이는 'Stern-Volmer Relation'(1)을 통해서 알 수 있다. I_{ref} 와 P_{ref} 는 이미 알고 있는 빛의 강도와 압력을 나타내고, A와 B는 온도의 함수로 주로 온도의 영향을 나타낸다.[2]

$$I_{ref}/I = A + B \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

PSP를 이용한 압력 측정 실험장치의 계략도는 그림(Fig. 2)과 같다. LED광원에 의해서 Probe는 압력값을 나타내는 빛을 방출하고, 그것을 CCD 카메라를 통해서 디지털화 한다. CCD 카메라 앞에 위치한 610nm Red Filter는 압력값을 나타내는 이미지를 제외한 나머지 정보를 물리적으로 걸러준다. 이를 바탕으로 한 실험 장치의 설정은 그림(Fig. 3)과 같다.

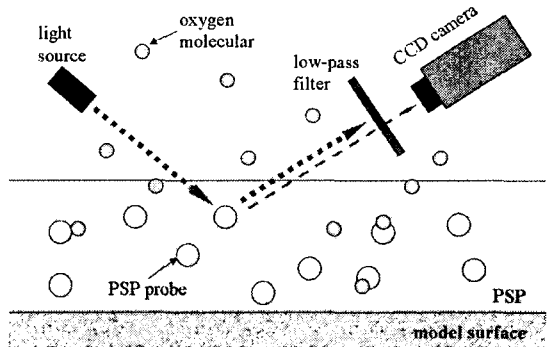


Fig. 2 Principle of PSP technique



Fig. 3 Wind Tunnel Experiment

실험에 사용된 CCD 카메라는 $1/10^7$ 초의 노출 속도로 촬영할 수 있고 1280×1024 pixel 12-Bit Resolution을 가지고 있다. 광원은 청색 LED램프로써 460nm의 파장을 낸다.

2.2 Calibration

PSP는 도포된 두께, 온도에 따라 반응도가 다르다. 따라서 Paint calibration을 통해서 온도, PSP의 두께에 따른 발광도의 변화량을 데이터화하여야 한다. Calibration은 그 방법에 따라 A priori Method, In situ Method, Hybrid method로 나뉜다. 본 연구에서는 Priori Method를 사용하였다. Priori Method는 Calibration 시편을 온도와 압력을 제어 할 수 있는 Calibration Chamber내에 장치한 후 압력과 온도의 변화에 따른 발광도를 측정한다. 이 방법에서는 Paint의 동작에 대한 계산과 가정을 필요하게 한다. 본 실험에서 압력은 온도와 발광도의 2차 함수로 나타난다는 가정 하에 Least Square 방법으로 Calibration을 수행하였다.[3] 그림(Fig. 4)는 Calibration Chamber(상단), Calibration 이미지(좌하단), Calibration 결과(우하단)를 나타내고 있다.[4]

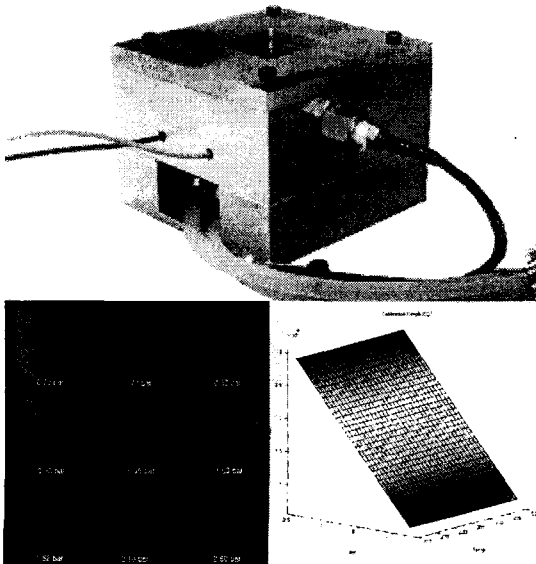


Fig. 4 Calibration Chamber and Results

2.3 이미지 처리

풍동실험을 통해서 얻은 6개의 이미지를 압력 값을 나타내는 이미지로 전환시키기 위해서 상용프로그램인 OMS 3.0을 사용하였다.

3. 실험결과

실험은 건국대학교 초음속 풍동에서 이루어졌으며, 실험 유속은 NASA Lewis Research Center에서 실시한 유속과 동일한 $M=2.5$ 에서 실시하였다.

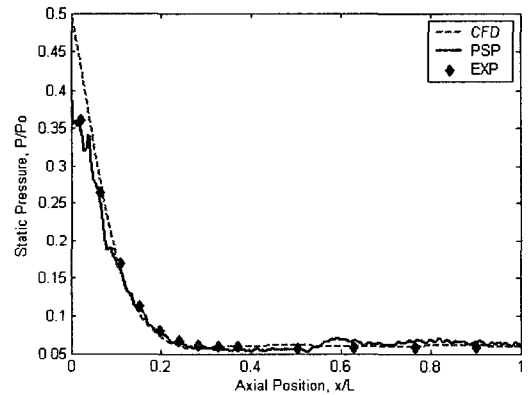


Fig 5(a) Comparison of Pressure Distributions

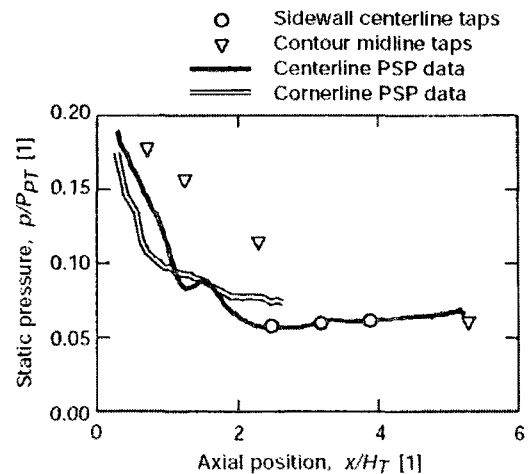


Fig. 5(b) Pressure Distribution of NASA LRC

그림(Fig. 5(a))에서 PSP를 이용한 압력측정 결과, CFD를 이용한 해석 결과[5], 압력공을 사용한 압력측정 결과를 비교해 보았다. X, Y 축은 무차원화 된 값으로 각각은 실험면의 길이와 정체실의 압력으로 나눠준 값이다. CFD와 비교했을 때 PSP를 이용한 압력측정 결과는 압력공에서 측정한 결과와 더 가깝다. 또한 그림(Fig. 5(b))에서 NASA LRC의 결과와의 비교에서도 실험부 후반부에서의 압력상승까지 측정할 수 있었던 PSP가 CFD보다 더 실제적인 압력값을 제공한다. 또한 그림(Fig. 6)과 같은 가시화에 있어서도 PSP를 사용한 방법이 CFD를 사용한 것보다 자세한 압력분포를 관찰 할 수 있다.

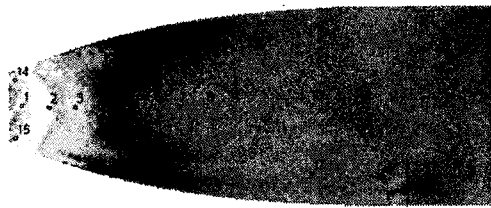


Fig. 6(a) Static Pressure Map of PSP

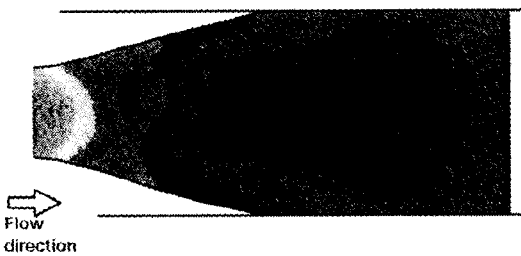


Fig. 6(b) Static Pressure Map of NASA LRC



Fig. 6(c) Static Pressure Map of CFD

실험시 가장 문제가 된 것은 풍동 내부의 반사를 없애는 것과 광원을 균일하게 조사하는 것이었다. 광원의 문제는 소프트웨어적으로 해결되었지만, 풍동 내부 반사는 결과에도 남아있다. 하지만 결과값에 중요한 영향을 미치지 않는 것이다.

4. 결 론

PSP를 이용하여 $M=2.5$ 초음속 풍동 노즐벽면의 압력을 측정하고 그 결과를 NASA LRC의 결과, CFD의 결과와 비교했을 때 안정적인 결과를 보여주었다. 아직은 2D 모델의 압력측정에 국한되어있지만, 향후 지속적인 연구로 3D 모델에 대해서도 압력측정을 실시 할 것이다.

참 고 문 헌

Enter ↓

1. J. Lepicovsky, T.j. Bencic and R.j. Bruckner, "Application of Pressure Sensitive Paint to Confined Flow at Mach Number 2.5," NASA/TM-1998-107527.
2. R.C Crites, "Measurement Techniques - Pressure Sensitive Paint Technique," McDonnell Douglas Aerospace Lecture Series 1993-05.
3. Vladimir S. Fonov, "Development and Analysis of Data Processing Methods Applied to Luminescent Coating Systems in Aerodynamics," 2003
4. 배영우, 허철준, 김기수, 이기용, 오주영, 변영환, "PSP Calibration 장치의 개발", 항공우주공학회 춘계학술발표대회, 2004.
5. 이진호, 허철준, 배기준, 배영우, 변영환, 이재우, 장조원, "교육용 초음속 풍동 개발 및 성능검증에 관한 연구," 한국항공우주학회지 Vol 32, No 8, 2004