

## 고체추진 내부유동 모사를 위한 수동시험

김혜웅\* · 강승희\*\*

### Water Tunnel Test to Simulate Internal Flows of a Solid Rocket Motor.

Hye Ung, Kim\* · Seung-Hee, Kang\*\*

#### ABSTRACT

In this study, flow visualization method to simulate internal flows of solid rocket motor in a water tunnel is introduced. The tunnel provides excellent visualization of vortex flows and has been used to propellant grain design of the solid rocket motor. A water tunnel is suggested for the research and the visualization test using dye, hydrogen bubble generator and PIV has been studied and discussed.

#### 초 록

본 연구에서는 고체추진기관 내부유동 모사를 위한 수동에서의 흐름가시화 기법에 대해 소개한다. 이 기법은 고체추진기관 내부에서의 와류 거동들에 대한 적절한 모사로 내부 추진제 그레인 형상 설계시 활용 가능하다. 이를 위해 본 연구에서는 수동을 설계하였으며, 물감, 수소기포발생기 및 입자 영상속도계 기법을 활용한 흐름가시화 기법에 대해 소개한다.

Key Words: Water Tunnel (수동), Solid Rocket Motor(고체추진기관), 흐름가시화(Flow Visualization)

#### 1. 서 론

고체추진기관(Solid Rocket Motor, SRM)은 산화제와 연료가 혼합되어있는 추진제의 연소로 추력을 얻으며, 구조가 간단하고 신뢰성, 저장성, 즉시 발사성 등이 뛰어나 군사용 마사일의 대부분에서 사용되고 있다. 또한, 추력 대 질량비가

크고 단시간 내에 대용량의 추력을 발생시킬 수 있다는 장점 등으로 급가속이 필요한 우주왕복선(Space shuttle), Titan, Ariane 등과 같은 우주발사체의 초기 거동 비행시에 광범위하게 사용되고 있다 [1, 2].

이러한 대형 고체추진기관의 내부에는 점화기(igniter), 추진제 그레인(propellant grain), 연소차폐제(inhibitor), 내삼노즐(submerged nozzle) 및 추력제어장치(thrust vector control) 등이 설치되어 있다. 고체추진기관은 점화장치에 의해 점화가 시작되면서 추진제 표면에서 연소가 시

\* 전북대학교 항공우주공학과

\*\* 전북대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: ksh@chonbuk.ac.kr

작되고 이러한 연소에 의해 고온, 고압의 가스가 생성되어 종횡비가 큰 내부를 따라 짧은 시간 내에 노즐을 통과하여 분출되면서 추진력을 얻는다. 고체추진기관의 내부에는 침식연소, 슬래그 침식 외에 연소에 의한 분출유동이 core flow와의 간섭에 의해 벽면와류(PVS, Parietal Vortex Shedding)가 생성되고, 또한 흐름이 slot과 연소차폐제(inhibitor) 등을 지나면서 와류들이 발생된다. 이러한 와류들은 상호간섭 및 노즐 등의 내부 구조물 등과의 간섭 그리고 내부유동장내에서 발생하는 압력파의 연성(coupling)에 의해 비정상 압력진동 또는 추력진동을 유발하는 연소불안정 현상 등을 발생시킨다고 알려져 있다. 이러한 연소불안정성은 전자장비의 오작동 및 조종성 훼손과 심각한 경우 로켓의 폭발 등을 유발 할 수 있어 고체추진기관의 개발시 이러한 내부 유동에 대한 정확한 현상 파악이 필수적이다. 내부 현상을 파악하기 위해 지상연소 및 비행시험을 수행하는 경우 많은 비용이 소비되고, 고온 고압의 내부를 직접 계측하기 위해 센서 등을 설치하는 것이 매우 어려워 세부적인 물리적 현상 파악이 어렵다는 단점이 있다. 이러한 문제점으로 높은 신뢰도의 자료를 얻을 수 있는 물 및 상온의 공기를 사용하는 냉류 유동모사 시험(cold gas test)이 광범위하게 수행되고 있다. 이러한 냉류유동모사 시험 중 본 연구에서는 물을 사용하여 고체추진기관의 내부유동을 연구하기 위한 수동의 설계, 교정시험 흐름가시화 시험 기법에 대해 소개하고자한다[3, 4].

## 2. 수동시험

와류 유동장을 연구하는데 있어 수동시험(water tunnel test)은 매개체로 사용되는 물이 공기보다 약 1,000배 정도 높은 밀도를 가지고 있어 우수한 흐름가시화 결과를 제시해 주는 것으로 알려져 있다. 또한 물을 매개체로 사용하는 경우는 공기를 사용하는 경우보다 동일한 속도 및 온도 조건에서 레이놀즈 수가 약 10배 정도 크다는 장점이 있다. 수동시험에서의 상대적으로 낮은 자유흐름 속도는 비정상(unsteady) 유동 특

성을 결정하는 감쇄주파수(reduced frequency)를 실제 유동과 근접하게 모사할 수 있어 동적 거동을 하는 모형 주위 유동장 특성 파악이 용이하다고 알려져 있다[5, 6].

## 3. 수동에서의 흐름가시화 기법

수동에서의 흐름가시화 기법으로 압축공기를 사용하여 물감(dye)을 모형 표면으로 분출시킴으로써 모형 주위 유동장을 가시화 하는 시험 기법이 광범위하게 사용되고 있다. 이 방법은 표면에서 발생하는 흐름을 3차원으로 가시화하여 와류의 거동 및 붕괴 등에 대한 영향을 보다 쉽게 파악할 수 있다는 장점이 있다. 이러한 가시화 기법을 사용하여 날카로운 앞전 형상을 갖는 무인전투기 형상에 대해 받음각 20° 상태에서의 수동 흐름가시화 결과와 동일한 받음각 조건에서의 풍동 흐름가시화 결과가 참고문헌 [7]에 제시되었다 (그림 1). 수동 시험은 자유류(freestream) 속도 0.13 m/sec, 평균시위 기준 레이놀즈수  $1.4 \times 10^4$  조건에서 수행되었으며, 풍동 시험은 시험 속도 40m/sec, 평균시위 기준 레이놀즈 수가  $2.9 \times 10^5$  조건에서 수행되었다.

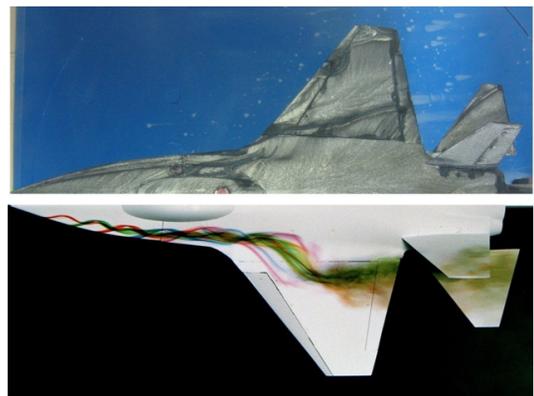


Fig. 1 Correlation between the wind tunnel and water tunnel test (upper picture : wind tunnel test, lower picture : water tunnel test) [7].

그림에서 보는 바와 같이 풍동시험과 수동시험이 레이놀즈 수 약 20배 정도 차이에서 수행되었

음에도 불구하고 동체 앞전에서 발생되어 후류로 전파되어 가는 와류의 거동은 거의 동일하게 나타남을 볼 수 있다. 이러한 결과를 보인 이유는 시험에 사용된 모형의 앞전이 매우 날카로워 동체 앞전에서 흐름이 박리되어 와류가 발생되었기 때문에 두 시험간에 상당한 레이놀즈수 차이에도 불구하고 매우 유사한 결과를 보인 것으로 판단된다. 이러한 앞전 와류 발생에 의한 영향은 낮은 레이놀즈 수 조건에서도 실제 비행상태를 적절하게 모사하여 줄 수 있다고 판단된다.

수동에서 물을 전기분해하여 발생하는 작은 수소 기체들을 tracer로 사용하여 모형 주위에 timeline을 형성시켜 흐름을 가시화하는 수소발생기(hydrogen bubble generator) 기법이 있다. 이 방법은 음극에서 발생하는 수소양이 산소보다 두 배 많아 이를 사용하는 기법으로, 부식이 적고 강도가 강하면서도 경제적인 25  $\mu\text{m}$  텅스텐 선이 주로 사용되고 있다. 수소방울의 크기는 선 직경의 반질 정도로 알려져 있으며, 이러한 텅스텐 선에서 발생하는 수소방울은 부력에 의한 영향이 거의 없다고 알려져 있다. 또한 직경기준 레이놀즈 수가 40 이하인 경우 선에서 발생하는 와류 등의 영향이 거의 없으며 선 후류에 의해 발생하는 모멘텀 손실은 직경의 70배 이내에서 거의 회복되는 것으로 알려져 있다. 또한 일반적으로 시험 안전성 문제 등으로 낮은 압력에서 전기 분해를 용이하게 하여 수소방울 양을 증가시키기 위해 황산나트륨 등의 전해질을 사용하고 있다 [7, 8].

유동을 교란시키지 않으면서도 우수한 지향성과 직진성과 높은 light intensity를 가지고 있으면서 펄스 형태로 light wave를 발생시킬 수 있는 레이저를 활용한 기법 등이 연구에 광범위하게 사용되고 있다. 레이저를 활용한 수류 모사시험에서는 기본적인 흐름가시화 연구 외에 LDV(Laser Doppler Velocimetry) 기법을 사용한 연구 그리고 최근에는 일정 영역의 속도장을 동시에 측정할 수 있는 입자영상 속도 (Particle Image Velocimetry, PIV) 기법을 활용한 연구 등이 광범위하게 수행되고 있다 [9].

이러한 수동에서의 흐름가시화 기법을 사용하여 우주왕복선의 고체 추진기관의 추진제 연

소에 따른 내부 유동장 변화를 연구하기 위해 1/8 크기의 모형을 이용한 수동시험 연구가 미국 Virginia 공과대학에서 수행되었다. 모형은 10초, 60초 및 100초 연소가 발생되었을 때 그레인 형상을 기준으로 그레인 사이의 slot, 체결부위, 다양한 형상의 연소차폐제와 내삽노즐 주위 유동장 그리고 노즐의 추력 편향에 따른 내부 유동장 변화를 연구하였다. 추진제 연소에 따른 분출 유동은 다공판에 보조펌프를 설치하여 유량을 공급함으로써 모사되었으며, 물감을 사용하여 내부 유동장 특성을 흐름가시화 하였다. 시험 결과는 공기를 사용한 공압 유동모사 시험 결과와 상호 비교되었으며 두 시험이 고체추진기관의 내탄도 설계 결과 검증에 상당한 신뢰도를 제시할 수 있음을 확인하였다.

#### 4. 고체추진기관 내부 유동 모사를 위한 수동

고체추진기관의 연소에 의한 와류 거동 연구를 위해 그림 2에서 보는 바와 같이 대형 고체 추진 기관의 약 15 % 크기의 모형을 시험 할 수 있는 수동을 설계하였다. 장치는 0.46 m의 PVC 파이프 등을 사용하여 제작하며, 시험 모형은 가시화 및 설치가 용이하도록 3면이 강화유리로 제작된 시험부 안에 설치한다. 축방향의 내부유동 흐름 변화를 관찰하기 위해 장치 우측에 유리로 제작된 관찰 창을 설치한다. 시험 장치는 방수 코팅된 하니컴(honeycomb)과 6장 이상의 스크린을 사용하여 우수한 유질의 흐름을 모형에 공급하고, 10 마력 모터와 2,800 gpm 축류 펌프(axial pump)를 사용하여 약 0.48 m/s의 흐름을 모형 내부에 공급한다. 이때 모형직경 기준 레이놀즈 수는  $2.0 \times 10^5$ 이다. 추진제 연소에 의한 분출유동모사에 필요한 유동을 공급하기 위해 약 200 gpm 보조펌프를 사용한다. 이 경우 중앙부 흐름 0.13 m/sec에서 중앙부 흐름과 그레인 분출유동은 약 4:6의 비로 모사할 수 있다. 시험속도는 펌프 모터 제어주파수를 통하여 제어하며 정확한 시험부 속도를 알기 위하여 교정 시험이 수행된다. 교정시험은 중성부력(neutrally buoyant)이 되도록 제작된 구를 사용하여 시험

부에서 속도를 측정하고 이때의 모터 제어주파수 관계를 구한다. 시험 유질의 정성적 경향 확인 등을 수소발생기를 사용하여 그림 3과 같이 교정시험을 수행할 예정이다.

시험에 사용되는 모형은 대형 고체추진 기관의 15% 크기로 내부 유동장 가시화를 용이하게 하기위해 아크릴을 사용하도록 설계하였다. 추진제 표면 연소에 의한 분출유동은 보조펌프로부터 공급받은 유량을 사용하여 내부에 다공판으로 제작된 추진제 표면에서 분출하여 연소차폐체 등에 의한 와류 생성 및 내삽 노즐 등과의 간섭 문제 등의 연구를 추후 수행할 예정이다.

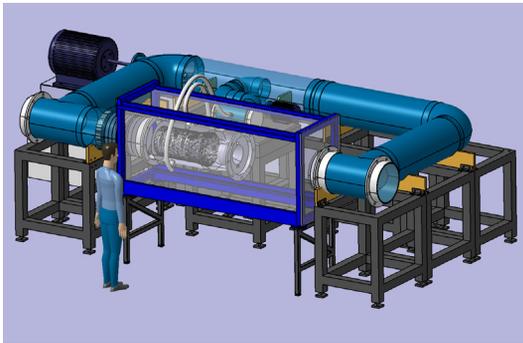


Fig. 2 A Water tunnel for simulation internal flow of SRM.



Fig. 3 Hydrogen bubble generator for the calibration of the water tunnel.

#### 4. 결 론

대형 고체추진기관의 내부유동 모사를 위해 수동에서의 흐름가시화 시험 및 교정시험 기법에 대한 연구 수행하였다. 흐름가시화 기법으로는 물감을 이용한 흐름가시화, 수소발생기를 이용한 흐름가시화 및 레이저를 활용한 흐름가시화 기법 등이 있으며, 고체추진기관의 내부에서 발생하는 와류의 거동 등에 대해서 수동

이 적절한 유동장 모사를 이루어 줄 수 있을 것으로 판단된다. 또한 대형 고체추진기관의 내부 유동모사를 위한 수동을 설계하였으며 교정시험 기법을 제시하였다. 이러한 수동의 교정시험 및 흐름가시화 기법은 대형 고체추진기관의 내부유동 연구에 활용 가능할 것으로 판단된다.

#### 참 고 문 헌

1. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
2. 한국추진공학회, 항공우주 추진기관 개론, 한티미디어, 2008.
3. "Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion," Edited by Anthoine, J. and Kuentzmann, P., RTO-EN-023, 2004.
4. Blomshield, F. S., "Lessons Learned in Solid Rocket Combustion Instability," AIAA-2007-5083, 2007.
5. 강승희, 이도관, 현재수, "스텔스 무인전투기 형상의 와류 거동에 대한 흐름가시화 연구," 한국항공우주학회, 제35권 제6호, pp 467~473, 2007.
6. Erm, L. P., "Development of a Dynamic Testing System for a Water Tunnel," AIAA-2006-3879, 2006.
7. 강승희, 이종건, 조철영, 김진수, 현재수, 김문열, "KFX-101과 201 형상의 전방동체 와류 거동에 대한 흐름가시화 시험," 국방과학연구소, MADC-401-061342, 2006.
8. Kim, Sangho, "Observation and Measurements of Flow Structures in the Stagnation Region of Wing-Body Junction," PhD. Dissertation, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1991.
9. Beckner, C., and Curry, R. E., "Water Tunnel Flow Visualization Using a Laser," NASA-TM-86743, 1985.
10. Woodward, R. H. and Sargent, W. H., and Marchman, J. F., "Space Shuttle SRM Internal Flows," AIAA-88-3184, 1988.