고체로켓 모사장치 내삽노즐 주위의 와류튜브 가시화

김도현^{*} · 신봉기^{**} · 손 민^{*} · 구자예⁺ · 강문중^{***} · 장홍빈^{***}

Visualization of Vortex Tube near Submerged Nozzle in Simulator of Solid Rocket Motor

Dohun Kim, Bongki Shin, Min Son, Jaye Koo, Moonjung Kang and Hongbeen Chang

Abstract. A flow visualization near submerged nozzle of solid rocket motor was conducted by experiments. A numerical simulation was also performed to reveal detailed phenomena. Radial cold flow simulating hot gas was introduced by a porous grain model which was manufactured by perforated steel plates. The grain model was mounted in high-pressure chamber which has quartz glass at the top of the grain model. From the high-speed images, a rotating vortex was observed and the two type of counter-rotating momentums were generated in numerical results. The rotating momentum was generated at the fin-slot grain because of unbalance between high-velocity flow from slots and low-velocity flow from fin-bases. As a result, roll torques can be produced by the rotating vortex tube.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체로켓모터), Internal Flow Visualization(내부유동 가시화), Smoke Visualization(연기 가시화), Vortex Tube(와류 튜브), Submerged Nozzle(내삽 노즐)

기호설명

M_{axial} : 축방향 모멘텀
 M_{inj} : 그레인 표면분사 모멘텀
 Re_{inj} : 그레인 표면분사 레이놀즈 수
 SRM : 고체로켓모터

1. 서 론

고체로켓모터 추진제 그레인(grain)의 연소 동특성은 그레인의 비균등 침식, 노즐 삭마 등에 의해 영향을 받아 비정상 연소 및 연소 불안정이 발생할 수 있다. 예로써, TITAN IV의 PQM-1은 연소유동장의 불안정성에 의해 추진제 그레인의 변형으로 발생하는 로켓모터의 파괴사

레이다^{1,2)}. 이러한 현상을 최소화하기 위해서는 고체로켓 모터 내부의 연소 유동장의 분석을 통해 그레인 형상에 따라 비정상 연소를 유발하는 인자를 선별하고, 연소가스 유동장에서 발생하는 특이현상의 발생 메커니즘을 분석하여 발생원을 제어하는 것이 필수적이다.

고체로켓모터의 주요한 부정적인 요소로써 반경방향 모멘텀을 발생시키는 롤토크(roll torque)는 모터를 회전시켜 제어를 어렵게 하기 때문에 제거되어야 할 주요인자이다. 특히 추진제 그레인의 연소속도를 증가시키기 위해 사용하고 있는 핀-슬롯(fin-slot)형 그레인 및 내삽형 노즐과 같은 형태에서는 일반적인 실린더형 그레인을 사용하였을 경우와 달리, 분기되어 있는 슬롯의 영향으로 복잡한 불안정 요소를 가져 롤토크의 발생 및 억제가 더욱 어렵다. 롤토크는 1960년대부터 음향학적 불안정성 연구를 통해 발생 메커니즘이 연구되어 왔다³⁾. 프랑스의 항공우주센터인 ONERA(Office national d'études et de recherches aérospatiales)에서는 고체로켓 내부유동연구를 위해 다공성 평판 2차원 시험장치⁴⁾ 및 다공성 실린더 3차원 시험장치⁵⁾를 통해 저압에서 열린 유속계를 이용한 속도장 분포 및 속도의 변동주파수에 대한 연구를 수행하였다⁶⁾. 수치해석을 통한 롤토크 발생유동 메커니즘 연구

⁺ 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

E-mail: jykoo@kau.ac.kr

^{*} 한국항공대학교 대학원

^{**} 한국항공대학교 항공우주산업기술연구소

^{***} 국방과학연구소 제4본부 미래추진기술센터

는 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)에서 중점적으로 수행되었다^{7,8)}.

Kim의 연구^{9,10)}의 저압조건 유동가시화 연구결과에서 핀-슬롯을 가지는 그레인에서 회전력을 가지는 와류튜브의 발생이 확인되었다. 본 연구에서는 저압조건 연구결과를 바탕으로 고압조건에서 연기가시화 방법을 이용하여 내부유동장 가시화를 수행하고, 관측된 특이현상을 수치 해석을 통해 분석하고자 한다.

2. 실험 및 해석 방법

2.1 실험장치 및 조건

고체로켓의 핀-슬롯형 그레인을 모사하기 위해 타공판(perforated plate)을 이용해 시험모델이 제작되었다. 타공판은 직경 2 mm의 원형 구멍이 중심간격 4 mm로 일정하게 가공된 두께 1.5 mm의 스테인리스 스틸재료의 판재이다. 시험모델의 상류는 원통형, 하류는 5개의 슬롯을 가지는 핀-슬롯형이며, 세부치수를 Fig. 1에 표시하였다.

Fig. 1. Configuration and dimension of experimental grain model

제작된 추진제 그레인 모델은 Fig. 2 와 같이 고압 챔버 내에 장착되며, 전방에는 가시화를 위한 투영창이, 후방에는 노즐목 직경 17.16 mm의 내삽노즐이 장착되었다. 고압 및 대유량의 공기를 공급하기 위해 40리터의 내부체적을 가지는 20개의 볼베에 약 100 기압으로 충전되며, 시퀀스(sequence) 제어를 통해 고압 챔버로 공급된다. 또한 가시화에 필요한 연기발생을 위해 연기 발생장치를 사용하였으며, 고압챔버 및 그레인 모사 시험모델 표면을 반경방향으로 관통하여 유동장에 연기를 분사한다.

Fig. 2. Schematic of supply system for visualization experiment at high-pressure

가시화 시스템은 Fig. 3과 같이 구성된다. 우선 고압 챔버 내로 연기를 분사하기 위해 고압 펌프를 통해 연막제(smoke fluid)를 가압한다. 가압된 연막제는 프리히터에서 약 399 ℃로 예열된 후, 메인히터에서 약 599 ℃까지 가열되며 액상이 완전히 제거된 연기로 상변화된다. 혼입된 액상 연막제를 제거하기 위하여 가시화 시험 전에는 드레인/벤트 밸브를 통해 외부대기로 방출시키며, 가시화 시험시에 그레인 내부로 분사시킨다. 연기분사 프로브의 축방향 위치는 노즐 선단부에서 약 150 mm 지점이며, 반경방향으로 연기가 분사된다.

Fig. 3. Schematic of visualization system

타공판으로 제작된 시험모델은 빛의 투과율이 좋지 않기 때문에 측면에서의 광원조사는 불가능하다. 따라서 Fig. 3과 같이 투명한 PMMA(Poly methyl methacrylate)

재질로 제작된 노즐의 바깥쪽 측면 둘레에서 8개의 고출력 LED를 노즐 확산부 면을 향해 배치하고, 공기-PMMA 경계면에서 전반사를 통해 노즐선단 인접부에 광원을 조사시켰다.

Photron FASTCAM 고속 CCD 카메라를 이용하여 초당 15000 프레임으로 영상수집이 이루어졌으며, 상류 끝단에 설치된 석영(fused-silica quartz) 투영창을 통해 내부의 가시화된 유동장을 촬영한다. 노즐을 통과하는 연기는 광원을 조사받아 흰색으로 가시화되며, 수집된 이미지는 Fig. 4와 같이 후처리를 통해 바이너리 이미지로 변환하여 노즐목 단면에서 가시화된 유동의 식별을 용이하게 하였다.

Fig. 4. Image postprocessing flow

Fig. 5. Grid and mesh of numerical model

실제 고체로켓모터의 연소장을 모사하기위해 챔버 내부의 유동조건에 대해 상사된 실험조건을 적용하였다. 챔버 내부의 축방향 마하수, 표면분사 마하수, 표면분사 레이놀즈수를 고려하였을 때, 챔버압력 5 bar에서의 상사인자는 Table 1에 나타난 바와 같이 실험 고체로켓모터의 작동범위 이내의 값을 가진다.

Table 1. Comparison of similarity factors between real solid rocket motor and experiment

	M_{axial}	M_{inj}	Re_{inj}
실제 SRM	0.025 ~ 0.127	0.0015 ~ 0.0036	9000 ~ 18000
실험조건	0.049	0.0015	9527

2.2 해석 방법

시험장치를 통해 가시화된 현상을 규명하기 위해 수치 해석 결과를 활용하고자 하였으며, 상용해석틀인 FLUENT⁽¹⁾를 이용하였다. 해석 모델은 Fig. 5와 같이 실험에 사용된 고체 그레인과 동일한 크기로 제작하였고, 관슬롯 및 노즐 부의 격자는 비정렬 격자로 이외의 부분은 정렬격자로 구성하였다. 상세계산 방법 및 경계조건은 Table 2과 같다. 입구조건은 실험적으로 계산된 약 5기압의 압력 조건에서의 유량인 0.27 kg/s의 공기가 그레인 전체를 통해 분사되며, 노즐 출구에는 대기압 조건의 유동장을 별도로 구성하였다.

Table 2. Analysis methods and conditions

Dimension	3-D (Grid 60,4359)
Solver	Pressure Based(segreated)
Time	Unsteady 2nd-orderImplicit
Fluid	Air, Ideal gas
Turbulence	Large Eddy Simulation
Scheme	Density : 1st-orderUpwind Momentum : Bounded Central Energy : 1st-orderUpwind
Boundary Condition	Mass flow rate : 0.27 kg/s Inlet Temperature : 300 K

Fig. 6. Visualized vortex tubes through nozzle

3. 실험 및 해석 결과

3.1 실험 결과

Fig. 6에서 가시화 실험을 통해 촬영된 고속이미지를 약 66.67 μs 간격으로 나타내었다. 노즐을 통과하면서 와류 튜브 형태가 관찰되었으며, 이러한 현상은 같은 이전의 저압 연구결과^{9,10)}에서도 비정상상태의 다양한 고리형태로 유사하게 나타났다. 슬롯 근처의 노즐에서 발생한 고리형태의 튜브는 노즐을 통과하면서 노즐 안쪽으로 말려들어가면서 작아지며, 시계방향으로 회전하는 모습을 보였다. 이러한 회전하는 와류튜브의 발생은 실제 고체로켓 모터에서는 추력에 변화를 일으켜 토크를 발생시킬 수 있다.

Fig. 8. Path lines from cylinder grain

3.2 해석 결과

실험을 통해 가시화된 와류 튜브의 발생 메커니즘의 규명을 위해 수치해석 결과와 비교하고자 하였다. Fig. 8에서는 핀-슬롯이 없는 앞쪽의 실린더형 그레인에서 분사되는 유동의 유선을 나타낸다. 분사되는 유동은 거의 일정하게 직선으로 노즐로 배출되며, 노즐 중앙의 주유동을 구성한다.

Fig. 9은 핀베이스(fin base) 면과 슬롯의 각 위치별 명칭을 나타내고 있으며, Fig. 10 그림은 Fig. 9의 각 슬롯에서 분출되는 유동의 유선을 축방향으로 본 결과이다. 슬롯의 앞쪽에서 나오는 유동은 (a)와 같이 슬롯 출구에서 핀베이스 쪽으로 넓게 퍼지며 노즐을 통과한다. Fig. 10 (b) 및 (c)와 같이 슬롯 앞쪽의 유동은 노즐을 직선으로 통과하지만 슬롯 후방으로 갈수록 핀 베이스쪽으로 크게 커브를 그리며 노즐로 배출된다. (d)의 슬롯 뒷면의 유동은 내삽 노즐의 공동영역에서 노즐면을 따라 핀베이스 쪽 입구를 통해 배출된다.

Fig. 9. Configuration of fin-slot sides

이와 같은 유동의 원인은 Fig. 11에서와 같이 슬롯과 핀베이스의 유동특성 차이에 기인한다. 슬롯의 넓은 면적에서 모인 유동은 그레인 중심으로 분사되나, 슬롯이 없는 앞쪽의 실린더 영역에서 발달된 주유동을 관통하지 못하고 상대적으로 넓은 면적으로 분사되는 핀베이스 쪽으로 유동이 우회한다. 슬롯 출구에서 우회되는 유동에 의해 Fig. 11의 도해와 같이 핀베이스 중심에서 1차적인 카운터 와류가 발생하며, 주유동과 합류하면서 다시 슬롯방향으로 재선회 하며 2차적인 카운터 와류가 발생한다. 균일하고 대칭인 그레인 형태에서는 수치해석 결과와 같이 동일한 형태 및 동등한 크기로 와류가 발생하지만, 실제

연소조건 및 실험조건에서와 같이 일부 비대칭적 요소에 의해 균형이 무너져 내부유동을 한쪽방향으로 유도할 수 있다.

따라서 핀-슬롯에서 발생하는 와류튜브의 비대칭성이 토크를 생성하는 한쪽방향 회전 모멘텀의 발생을 유도할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 고체로켓모터의 토크 발생원인이 될 수 있는 비정상 와류현상을 파악하기위해 고압조건에서 내부유동 가시화를 수행하였다. 가시화 결과 노즐에서 비정상 와류튜브가 발생하였으며, 이와 같은 현상을 더 규명하고자 수치해석 결과와 비교설명 하였다. 실험에서서는 슬롯방향 노즐근처에서 시계방향으로 회전하는 와류튜브가 발생 후 시간이 지남에 따라 사라졌다. 수치해석 결과에서는 슬롯에서 분사된 유동이 주유동과 충돌하여, 비교적 속도가 낮은 핀베이스 쪽으로 선회하였고 이에 따라 반경방향 모멘텀이 발생하였다.

Fig. 12. Illustration of vortex tube generation mechanism

선회류의 결과로써 두 가지 조건의 카운터 와류가 발생하였으며, 실제 실험조건에서는 비대칭성으로 인해 균형이 붕괴되어 한쪽 방향으로 유동을 유도하여 토크를 발생시킬 수 있음을 확인하였다.

Fig. 10. Numerical flow paths from different side of slot in axial view

Fig. 11. Path lines near nozzle inlet

후 기

이 연구는 국방과학연구소의 기초연구사업 "고체추진기관의 실험적 내부유동 연구" (과제번호: ADD-09-01-05-11)의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Swithenbank, J. and Sotter, G., 1964, "Vortex Generation in Solid Propellant Rockets," AIAA Journal, Vol. 3(7), pp.1297-1302.
- 2) Knauber, R.N., 1995, "Roll Torques Produced by Fixed Nozzle Solid Rocket Motors," Proceedings of the 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, CA, AIAA 95-2874.
- 3) Flandro, G.A., 1964, "Roll Torque and Normal Force Generation in Acoustically Unstable Rocket Motors," Vol. 2(7), pp.1303-1306.
- 4) Avalon G., Ugurtas B., Grisch F., and Bresson A., 2000, "Numerical computations and visualizations tests of the flow in a cold gas simulation with characterization of a parietal vortex-shedding," Proceedings of the 36th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2000-3387.
- 5) Cerqueira, S., Avalon, G., and Feyel, F., 2009, "An Experimental Investigation of Fluid-Structure Interaction Inside Solid Propellant Rocket Motors," Proceedings of the 45th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, Colorado, AIAA 2009-5427.
- 6) Casalis, G. and Vuillot, F., 2002, MOTOR FLOW INSTABILITIES - Part 2 Intrinsic linear stability of the flow induced by wall injection, RTO-AVT VKI Special Course on INTERNAL AERODYNAMICS IN SOLID ROCKET PROPULSION VKI Institut.
- 7) Shimada, T. and Sekino, N., 2007, "Roll Torque Induced by Star-Perforated Motor Internal Flow," Proceedings of the 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, IAC-07-C4.2.07.
- 8) Shimada, T., Sekino, N., and Fukunaga, M., 2008, "Numerical Investigation of Roll Torque induced by Solid Rocket Motor Internal Flow," Proceedings of the 44th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, CT, AIAA 2008-4891.
- 9) Kim, D., Lee, I., Koo, J., Kim, Y., and Kang, M., 2011, "Visualization of Internal Flows Generating Roll Torque in a Submerged-Nozzle SRM using Wall Injection Test model," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 15(3), pp. 31-39.
- 10) Kim, D., Lee, I., and Koo, J., 2011, "Cold Gas Flow Visualization of a Vortical Tube Structure in a Fin-Slot Shaped Test Model," Proceedings of the 8th Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing, Moscow, Russia, 8PSFVIP-031.
- 11) 2006, FLUENT 6.3 User's Guide, Fluent Inc., Lebanon, NH.