

부분 슬롯을 가진 다공성 실린더의 내부 유동 가시화

손민¹ · 김도현¹ · 구자예^{2,†} · 장홍빈³ · 강문중³

¹한국항공대학교 대학원

²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

³국방과학연구소 제4본부 미래추진기술센터

Flow Visualization in Porous Cylinder with Partial Slots

Min Son¹, Dohun Kim¹, Jaye Koo^{2,†}, Hongbeen Chang³ and Moonjung Kang³

¹Graduate School, Korea Aerospace University

²School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

³Advanced Propulsion Technology Center, Agency for Defense Development

Abstract : An inner flow of a porous cylinder with partial slots was visualized to study fluidic phenomena in a solid rocket motor. A high-pressure chamber and an air supply system for high flow rate were used. In order to visualize the inner flow, the smoke generator with a cam-driven pump and heaters and high speed camera were adopted. The results of the cylinder type and the partial slot type were compared. As a result, the injected smoke flow in the partial slot type had circumferential fluctuations unlike the cylinder type. It was found that the circumferential flow induced from the partial slots could be the cause of combustion instability and roll torque.

Key Words : Porous Material, Sintered Metal, Solid Rocket Motor, Flow Visualization, Instability, Fluctuation

1. 서 론

고체로켓모터의 그레인 표면에서 생성된 고온 고압의 연소 가스는 구역에 따라 각기 다른 운동량과 벡터를 가지며 축 방향 유동으로 천이되는 과정에서 복잡한 유동이 발생하게 된다. 또한, 연소가 진행됨에 따라 내부 유동에 주요한 영향을 미치는 그레인 표면 형상 불균형, 연소가스로 인한 압력 섭동 등이 발생하여 고체로켓모터가 전체적인 불안정 상태에 이르게 된다. 이는 곧, 고

체로켓모터의 성능, 제어성 및 신뢰성 저하로 이어지고, 심할 경우 기관 파괴로 이어지기도 한다. 이러한 현상을 최소화하기 위해서는 노즐 및 그레인 형상 등이 내부유동에 미치는 영향, 불안정 요소 발생원인 및 경향성의 분석이 필수적이다.

ONERA, NASA, von Karman Institute 등 국외의 많은 연구기관에서는 다양한 조건에서 고체로켓모터의 유동 모사 실험을 수행하였으며, 내부 유동 현상 및 유동 불안정성에 관한 많은 연구가 진행되어 왔다[1-6]. 하지만 열선 유속계 및 고속동압 트랜스듀서를 이용한 연구가 대부분이고, 내부유동장의 직접적인 가시화는 그레인 모델의 불투명성, 광원 조사 및 고압연기 발생의 어려움 등으로 인하여 수행이 어렵다.

Received: Aug. 25, 2014 Revised: Sep. 24, 2014 Accepted: Sep. 27, 2014

† Corresponding Author

Tel: +82-2-300-0114, E-mail: jykoo@kau.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

본 연구에서는 고체로켓모터의 내부형상을 간략히 묘사한 부분 슬롯을 가진 다공성재(porous material) 실린더의 내부유동을 가시화하기 위해 고압연기발생장치를 적용하여 가시화 결과를 도출하고자한다.

2. 장치 셋업 및 실험조건

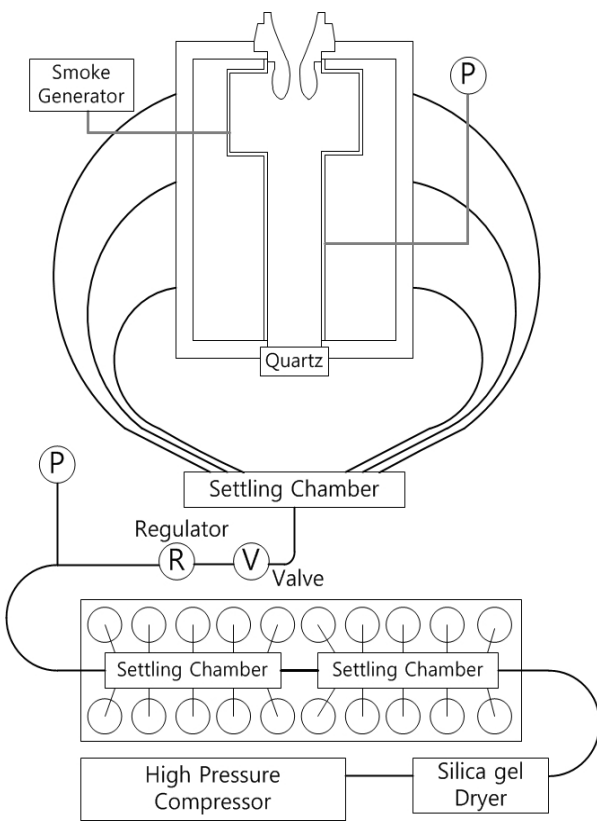
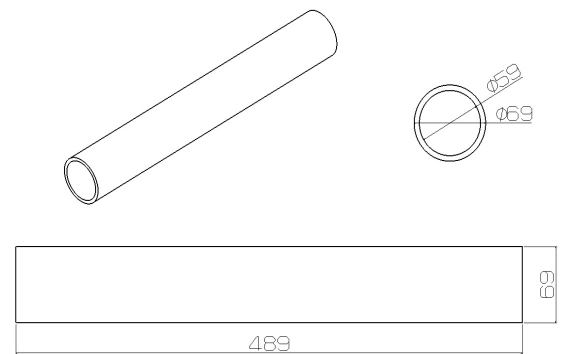


Fig. 1 Schematic of High-pressure Experiment System

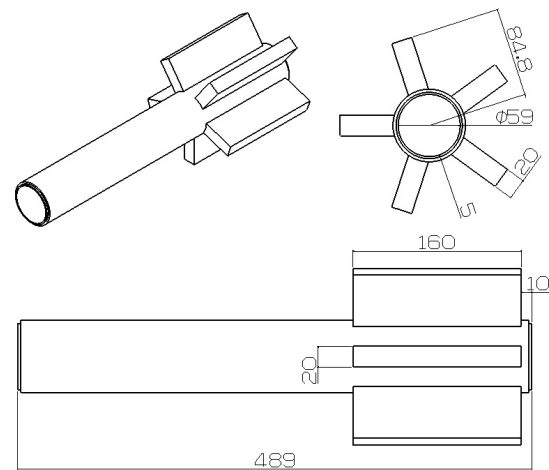
2.1 고압 공기유동모사시험 시스템

Figure 1은 고체로켓 모터 고압공기유동모사 시험장치의 시스템을 나타낸다. 고체로켓모터의 연소를 묘사하기 위한 전체 실험 시스템은 고압의 공기가 고압 압축기로부터 130기압으로 가압된 공기가 만들어지고, 수분제거를 위한 실리카겔(silica gel)을 거쳐 40리터 부피의 볼베 20개에

충진되며, 원하는 압력을 레귤레이터로 제어한 뒤 자동밸브를 통해 고압 주챔버(main chamber)로 공급된다. 또한 레귤레이터를 지난 유동의 균형적 공급 및 공급압력 진동의 저감을 위해 세틀링챔버(settling chamber)를 거쳐 총 15개의 고압 호스를 통해 공급된다. 고압챔버는 3개의 섹션으로 나뉘며, 각 섹션마다 5개의 압축공기 유입관이 72° 각도로 배치되어 시험모델로 균일한 압축공기를 보내도록 제작되었다.



(a) Cylinder Type Model



(b) Partial Slot Type Model

Fig. 2 Dimensions of Experimental Grain Models

2.2 그레인 모델

내부유동모사를 위한 그레인 모델은 공극 직경 100 μm의 다공성 소결금속(sintered metal)을 사용하여 실린더형 및 부분 슬롯형으로 제작되었으

며 Fig. 2(a)와 같이 실린더부의 전체 길이는 489 mm, 내경 59 mm 및 외경 69 mm이다. 부분 슬롯형은 Fig. 과 같이 실린더형과 동일한 형상에 높이 55 mm, 길이 160 mm의 슬롯이 추가된 형태이다. 그레인 모델은 Fig. 3과 같이 주챔버 내부에 장착되어 고압으로 압축된 공기가 챔버내부로 유입되면 다공성체인 그레인 모델 표면으로 주입되고, 그레인 모델 표면에서 분사되어 실제 고체로켓모터의 표면연소를 모사한다. 전방에는 가시화를 위한 투영창이, 후방에는 노즐목 직경 17.16mm의 내삽노즐이 설치된다.

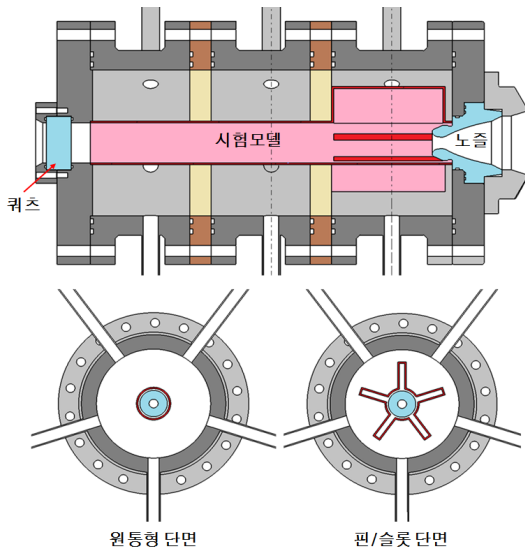


Fig. 3 Experimental Setup of Grain Model

2.3 가시화 셋업

가시화를 위하여 그레인 전방에 두께 35 mm의 석영 투영창이 설치되고, 8개의 35W의 LED 광원이 아크릴 노즐에서 전반사되어 노즐을 통해 내부로 조사된다. 가시화 이미지를 획득을 위해서는 SVSI Gigaview 고속카메라를 사용하였다. 유동가시화를 위해서는 무색의 공기에 연기를 투입하여 가시화하고자 하였다. 고압의 주챔버 내부로 연기를 분사시키기 위해서는 더 높은 압력으로 연기를 분사할 수 있는 시스템이 필요하며, 이를 위해 Fig. 4와 같이 고압연기발생기를 제작하여 이용하였다. 캠구동방식의 고압펌프를 통해 공급된 에틸

렌 글리콜 계열의 연막제는 500 W 보조히터 2개와 1 kW 메인히터를 통과하면서 상변화가 이루어지며, 슬롯에서 반경방향으로 분사된다.

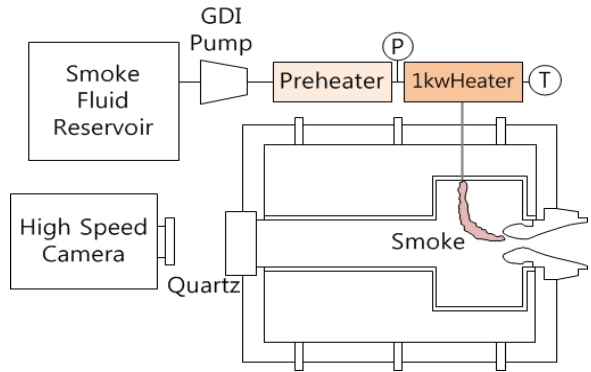


Fig. 4 Visualization system

2.4 시험 조건

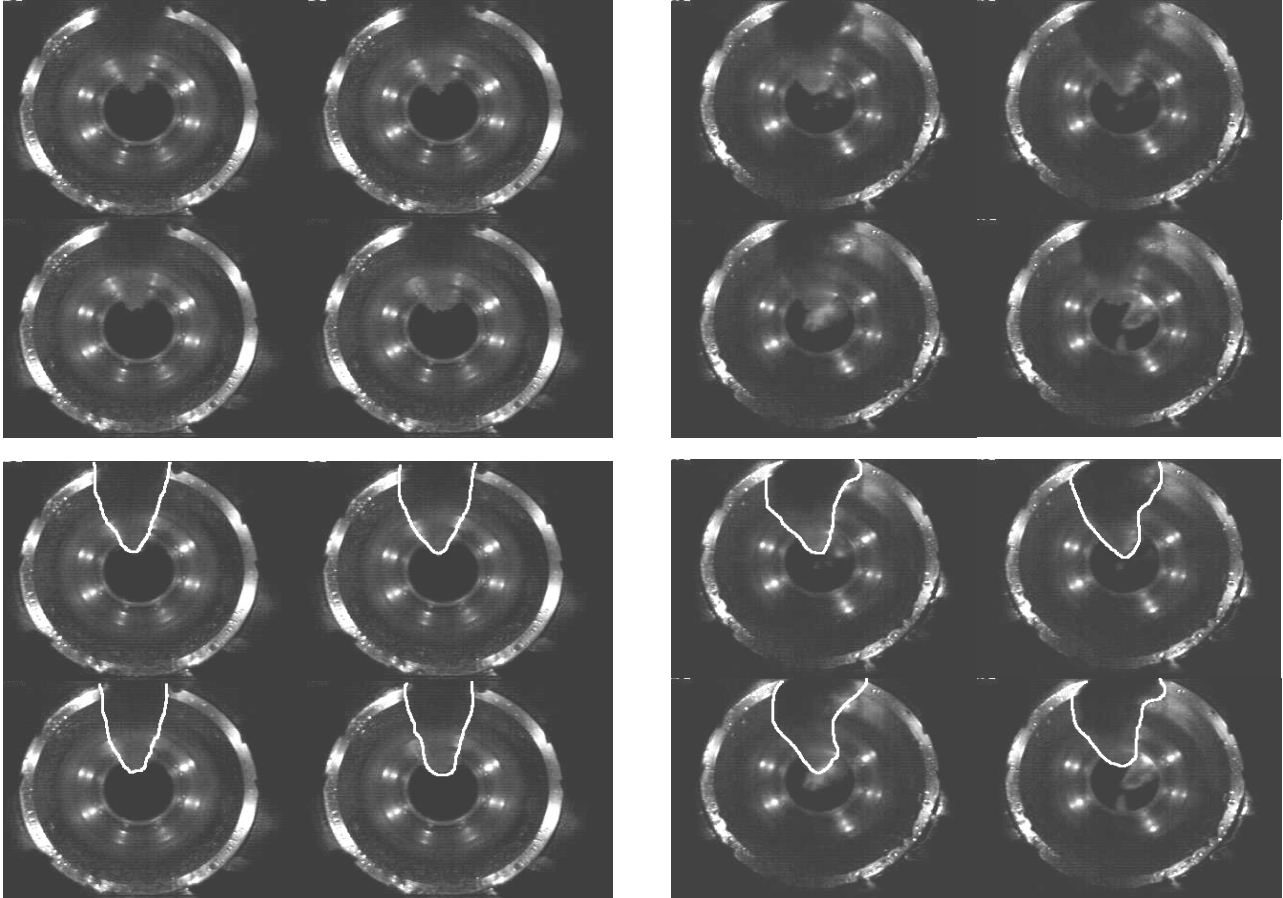
실제 고체로켓 모터 추진제 그레인의 레이놀즈 수는 약 $0.9\sim 1.8 \times 10^4$ 의 범위에 있으며[4] Table 1과 같은 조건에서 실험이 수행되었다. 또한 가시화를 위한 고속카메라는 320×256 픽셀의 해상도로 초당 2,130프레임, 노출시간 20us로 사용되었다.

Table 1 Experimental Conditions

Type	Cylinder	Slot
Chamber pressure, bar	4.85	5.02
Mass flow rate, kg/s	0.274	0.285
Injection Reynolds number	9.66×10^3	5.23×10^3
Injection Mach number	0.00148	0.00077

3. 결과 및 분석

Figure 5는 각각 실린더형 및 부분 슬롯형 그레인 모델의 가시화 이미지이다. 연기는 두 모델 모두 상단에서 부채꼴 형태로 분사되고 있으나 분사형태는 다소 차이를 보인다. 실린더형의 경



(a) Cylinder Type

(b) Partial Slot Type

Fig. 5 Visualized Images of Inner flow

우 연기가 교란이 없이 초기 분사부터 반경방향으로 노즐을 통해 빠져나가는 반면 부분 슬롯형의 경우에는 연기의 초기 각도가 좁은 상태에서 넓게 퍼지면서 시작된다. 이와 같은 형태는 슬롯에서 분사되는 유동의 빠른 속도와 슬롯이 없는 면에서의 낮은 속도의 차에 의해서 기인한다. 또한 부분 슬롯형의 경우에는 연기가 배출되면서 다소 불안정한 패턴을 보이는데 이와 같은 현상 역시 슬롯에서 분사된 유동과 슬롯이 없는 면에서 분사되는 유동의 균형이 불안정해지면서 좌우로 흔들리게 된다. 이러한 불안정 유동은 실제 고체로켓 모터에서는 연소과정과 상호작용하여 연소불안정을 발생시킬 수 있는 요소이며, 내부 유동 가시화를 통해 노즐부근의 원주방향 유동불안정이 슬롯에서 기인한다고 볼 수 있다. 또한

대칭적 구조에서 원주방향의 유동이 발생하는 것은 고체로켓모터에서 주로 문제가 되는 롤토크(roll torque) 발생의 원인으로써의 가능성도 있다 [7-9]. 따라서 추후 추가적인 연구를 통해 원주방향 유동을 발생시키는 인자와 감소방안을 연구할 필요가 있다.

4. 결 론

고압공기유동 모사시험 장치에 실린더형과 부분 슬롯형 그레인 모델을 장착하여 실제 고체로켓 모터와 유사한 레이놀즈수 상사조건에서의 내부 유동장 가시화 시험을 수행하였다. 다공성재료 가공된 부분 슬롯형 그레인 모델에서 실린더

형과 다른 원주방향의 불안정한 유동 특징이 관찰되었으며 이는 슬롯에서 분출되는 높은 유속과 핀베이스에서 분출되는 낮은 유속의 차이에 기인하는 것으로 추정된다. 이러한 슬롯이 원주방향으로의 유동을 생성하였고 이와 같은 현상은 연소불안정 및 톨트크로 연계될 수 있다. 따라서 연소속도를 가속시키기 위해 그레이드에 적용되는 슬롯형상의 최적화 설계가 필요함을 확인하였다. 추후 연기발생기 및 시퀀스제어 개선을 통하여 보다 개선된 가시화 데이터를 획득하여 톨트크와 관련된 연구가 요구된다.

후 기

이 연구는 국방과학연구소의 기초연구사업 “고체추진기관의 실험적 내부유동 연구” (과제 번호: UD- 12000-5-TD)로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] R. H. W. Waesche, J. F. Marchman, and S. Kupp, "Effects of Grain and AFT-Dome Configuration on Aft-End SRB Internal Flows," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 7, no. 2, pp. 163-170, 1991.

[2] D. Laboureur, B. Toth, and J. Anthoine, "Investigation of the Taylor-Culick Flow Through Particle Image Velocimetry and Numerical Simulation," *AIAA Journal*, vol. 48, no. 6, pp. 1077-1084, 2010.

[3] R. Dunlap, A. A. Blackner, R. C. Waugh, R. S. Brown, and P. G. Willoughby, "Internal Flow Field Studies in a Simulated Cylindrical Port Rocket Chamber," *AIAA Journal of Propulsion*, vol. 6, no. 6, pp. 690-704, 1990.

[4] D. Yildiz, J. Anthoine, J. M. Buchlin. "Influence of Radial Injected Flow on the Aeroacoustic Coupling in Solid Propellant Boosters," *Proceedings of 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 28-30 May, 2001.

[5] I. Yagodkin, "Use of Channels with Porous Walls for Studying Flows Which Occur During Combustion of Solid Propellants," *Proceedings of the 18th Astronautics Conference*, Vol. 3, pp.69-79, 1967.

[6] G. Casalis and F. Vuillot, *MOTOR FLOW INSTABILITIES - Part 2 Intrinsic linear stability of the flow induced by wall injection*, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Belgium, 2002.

[7] G. A. Flandro, "Roll Torque and Normal Force Generation in Acoustically Unstable Rocket Motors," vol. 2, no. 7, pp. 1303-1306, 1964.

[8] T. Shimada, and N. Sekino, "Roll Torque Induced by Star-Perforated Motor Internal Flow," *Proceedings of the 58th International Astronautical Congress*, Hyderabad, India, IAC-07-C4.2.07, 2007.

[9] T. Shimada, N. Sekino, and M. Fukunaga, "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, 2008.