

# 실린더-슬롯형 그레인을 가진 고체로켓모터의 연소불안정 연구

## A study on combustion instability of solid rocket motor with cylinder-slot grain

이도형,<sup>†</sup> 김홍집<sup>2</sup>

(Dohyung Lee<sup>1†</sup> and Hongjip Kim<sup>2</sup>)

<sup>1</sup>국방과학연구소 제4기술연구본부 1부, <sup>2</sup>충남대학교 기계공학과  
(Received June 25, 2020; accepted July 20, 2020)

**초 록:** 종횡비(Length/Diameter, L/D)가 크고, 실린더-슬롯형 그레인을 적용한 고체로켓모터의 연소시험에서 연소 불안정 현상이 발생하였다. 압력섭동을 스펙트럼 분석한 결과 중심축 길이방향 주파수가 지배적임이 확인되어, 음향 노드와의 일치를 해소하기 위해 실린더 파트의 길이를 증가시켰다. 또한 고체로켓모터에서 발생하는 유동 구조에 의한 불안정성 발생 원인을 분석하기 위하여 음향모드해석과 유동해석을 수행하였다. 설계 변경 전후 그레인 형상을 이용하여 연소실 내 압력 진동 크기 및 주파수에 대해 정량적 비교를 통해 연소불안정이 저감됨을 확인하였다. 최종적으로 연소시험을 수행하여 해석결과와 같이 연소불안정 현상이 사라짐을 확인하였다.

**핵심용어:** 고체로켓모터, 연소불안정, 추진제그레인, 대와동모사, 스펙트럼분석

**ABSTRACT:** Combustion instability occurred in the combustion test of solid rocket motor with large aspect ration Length/Diameter (L/D) and cylinder-slot grain. As a result of spectral analysis of the pressure perturbation, it was confirmed that the central axis longitudinal frequency was dominant, so that the length of the cylinder part was increased to eliminate the coincidence with acoustic node. In addition, acoustic modal analysis and flow analysis were performed to analyze the cause of instability by unsteady flow structure in solid rocket motors. It was confirmed that the combustion instability is reduced by quantitative comparison of the amplitude and frequencies of the pressure inside the combustion chamber using the grain shape before and after the design change. Finally, a combustion test was performed to verify that the combustion instability was resolved as in the flow analysis.

**Keywords:** Solid rocket motor, Combustion instability, Propellant grain, Large eddy simulation, Spectrum analysis

**PACS numbers:** 43.20. Mv, 43.28. Ra

### 1. 서 론

고체로켓모터의 연소불안정이란 연소실 내의 압력 교란이 연소실 형상 고유의 음향모드와 결합하여 연소실 평균압력의 5% 이상의 진폭으로 압력 섭동이 진동하는 현상을 말한다. 연소불안정이 발생하면 과도한 압력의 상승 및 열전달로 인해 로켓모터가 파손되거나 다른 구성품에 악영향을 미치게 된다. 많은

고체로켓모터의 예기치 못한 연소불안정으로 인하여 개발기간이 지연되거나 경제적인 손실이 증가한 사례가 보고되고 있다.<sup>[1]</sup> 연소 시 발생하는 연소불안정 현상은 온도, 압력, 유동구조, 그레인 형상 등에 의해 유발될 수 있으며, 이를 최소화하기 위하여 연구가 현재까지 지속적으로 진행되고 있다.<sup>[2]</sup> 특히, 유동에 의한 연소불안정 현상은 비교적 최근에 대두되었으며 아직 원인이 명확하게 알려지지 않았다. 이중

<sup>†</sup>Corresponding author: Dohyung Lee (honibi@add.re.kr)

<sup>4th</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development, 160, Bugeyuseong-daero 488beon-gil, Yuseong-gu, Daejeon 34060, Republic of Korea  
(Tel: 82-42-821-4520, Fax: 82-42-823-3400)



Copyright©2020 The Acoustical Society of Korea. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

와류유동 관점에서의 크게 추진제 표면에서 가스분출 방향과 주유동 방향의 수직 관계(parietal vortex shedding)<sup>[3]</sup> 유동 변화의 동적거동이 강한 인히비터(obstacle vortex shedding)<sup>[4,5]</sup>나, 실린더-슬롯과 같은 그레인 형상(corner vortex shedding)<sup>[6]</sup>에 기인하여 발생하는 불안정성에 대한 실험 및 수치적 연구가 수행 중에 있다. 따라서 본 연구에서는 실린더에서 슬롯(slot)으로 확장하는 그레인 형상을 지닌 고체 로켓 모터에서 발생하는 유동에 의한 불안정 발생 원인에 대해 분석하고 감쇄 방안에 대해 연구하였다.

## II. 연소시험 및 설계변경

본 연구에 사용된 고체로켓모터는 초기 설계 단계에서 높은 종횡비와 고충전을 위하여, 추진제 형상을 Fig. 1과 같은 Cylinder-Slotted로 선정하였다. 또한 높은 비추력을 가지도록 알루미늄이 다량으로 포함되어 있는 추진제를 적용하였다.

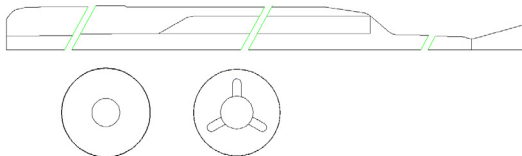


Fig. 1. (Color available online) Rocket motor and cross section diagram.

설계된 로켓모터의 연소시험을 수행한 결과 Fig. 2와 같이 점화 후 연소초기에 압력진동이 발생하였으며, 그 진동은 전체 연소시간의 40%까지 유지되었다. 압력데이터를 일정한 시간간격으로 Spectrum analysis를 수행한 결과 Fig. 3과 같이 280 Hz, 562 Hz, 844 Hz임을 확인하였다.

로켓모터의 길이방향모드 주파수는 다음과 같은 식을 이용하여 계산한다. 여기서  $f_{1L}$ 은 길이방향 첫 번째 모드의 주파수,  $c$ 는 연소가스의 음속,  $L$ 은 연소실 길이이다.

$$c = \sqrt{\gamma(R_g T)_{av}} \quad (1)$$

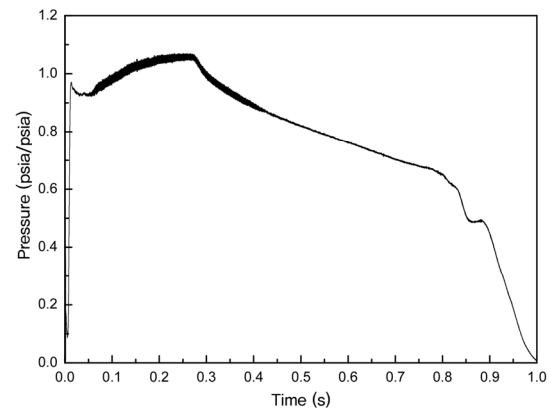


Fig. 2. Pressure of solid rocket motor (Case 1).

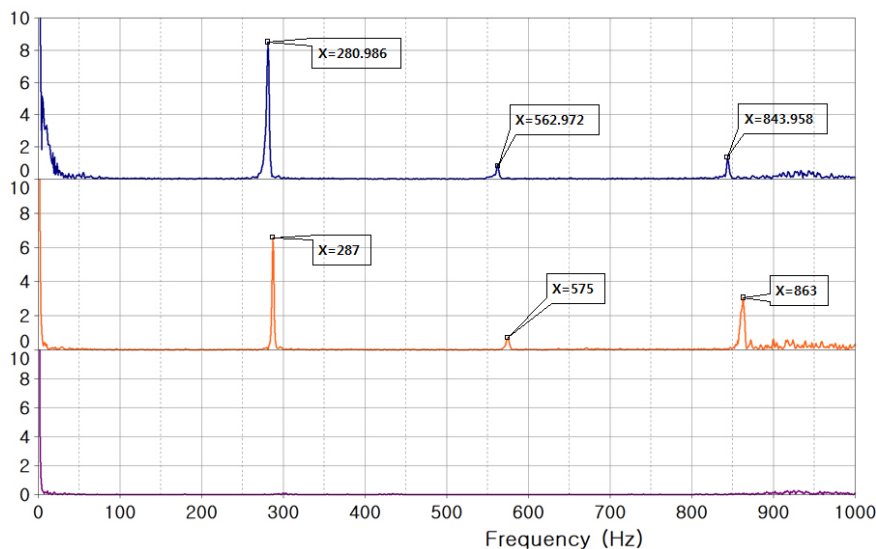


Fig. 3. (Color available online) Result of spectrum analysis (Case 1).

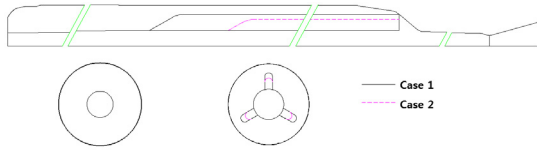


Fig. 4. (Color available online) Comparison of rocket motor and cross section diagram.

$$f_{1L} = \frac{c}{2L} \tag{2}$$

Eq. (1)에서는 추진제 가스의 물성치를 적용하여 음속을 계산하였으며, Eq. (2)에서는 계산된 음속과 연소실 길이를 이용하여 주파수를 획득하였다. 이론적으로 계산된 로켓모터의 길이방향모드 주파수는 289 Hz로 연소시험결과에서 분석한 값과 거의 동일함을 확인할 수 있다.

따라서 길이방향모드 불안정을 해소하기 위해 로켓모터 설계 변경을 시도하였다. 연소불안정 현상이 발생한 로켓모터의 경우 추진제 그레인의 형상을 변경시켜 모터내의 음향장을 변화시키거나 속도연계 함수에 영향을 주는 방법을 사용한다. 또는 추진제의 응답함수와 입자감쇄에 영향을 주는 금속입자를 첨가함으로써 추진제의 조성을 바꾸어 추진제 연소 특성을 변화시키는 방법을 사용한다.<sup>[7]</sup>

본 연구에서는 추진제 그레인 형상을 변경하는 방법을 사용하였는데 실린더 직경은 같으나 실린더 길이와 슬롯의 깊이를 변경하였다. 현재 설계된 추진제 형상(Case 1)은 실린더 길이가 모터 Cavity의 중간 길이에 해당되어 실린더 끝이 음향학적 노드점에 해당한다. 그러므로 실린더 길이를 1.15배 더 길게 슬롯의 깊이는 0.84배 얇게 설계를 변경하였다(Case 2). 이러한 형상 결정은 로켓모터의 성능 변화를 가능한 작게 하면서 축방향 음향 모드의 가진과 소멸을 확인하기 위함이다. 변경 전 후의 추진제 형상은 Fig. 4와 같다.

### III. 모드해석 및 유동해석

연소불안정현상이 발생된 추진제 형상과 설계 변경된 추진제 형상에 대해 유한요소법을 이용하여 음향모드 및 공진 주파수를 계산하였다. 계산된 음향

Table 1. Natural frequency derived from acoustic mode analysis.

| Mode 1 | Case 1     | Case 2     |
|--------|------------|------------|
| 1      | 307.0 Hz   | 299.5 Hz   |
| 2      | 615.0 Hz   | 611.3 Hz   |
| 3      | 884.6 Hz   | 884.4 Hz   |
| 4      | 1,182.4 Hz | 1,174.2 Hz |

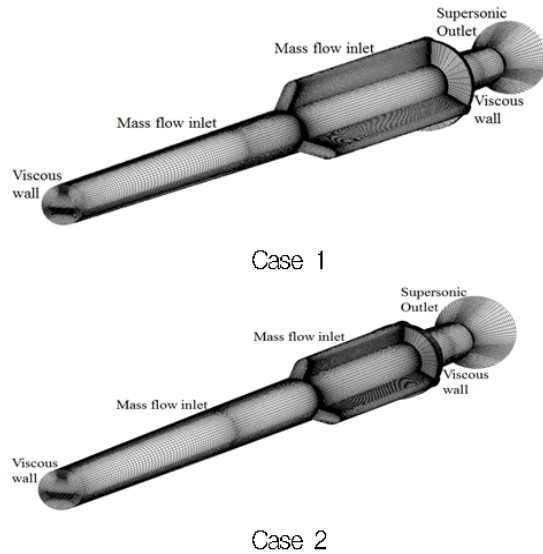


Fig. 5. Boundary condition and grid system.

모드의 공진주파수는 Table 1과 같다. 실린더 형상과 슬롯 형상이 결합되어 있는 구조의 경우에는 고차 공진주파수가 1차 공진주파수의 정수배가 아님을 확인할 수 있었으며, 연소실 형상 변화에 대한 음향모드 및 공진 주파수의 차이는 크지 않음을 확인할 수 있었다.

또한 유동에 의한 불안정성을 확인하기 위해 두가지 추진제 형상에 대해 내부 유동 해석을 수행하였다. 로켓모터 내부에서 발생하는 복잡한 난류 유동 구조를 예측하고 난류 닫힘 문제를 해결하기 위하여 Large Eddy Simulation(LES) 기법을 사용하였다.

총 격자수가  $1.23 \times 10^6$ 로 Fig. 5와 같이 메쉬를 구성하였으며, 그레인 면에 mass flow inlet, 출구에 pressure outlet, 나머지 표면에 wall 경계조건을 입력하였다. 연소가스의 열역학 특성치는 Chemical Equilibrium with Application(CEA)로부터 계산하였다. 그레인 면의 수직으로 유입되는 유량은  $20 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$ , 온도는 3850 K이다. 계산 속도를 증대하기 위하여 계산

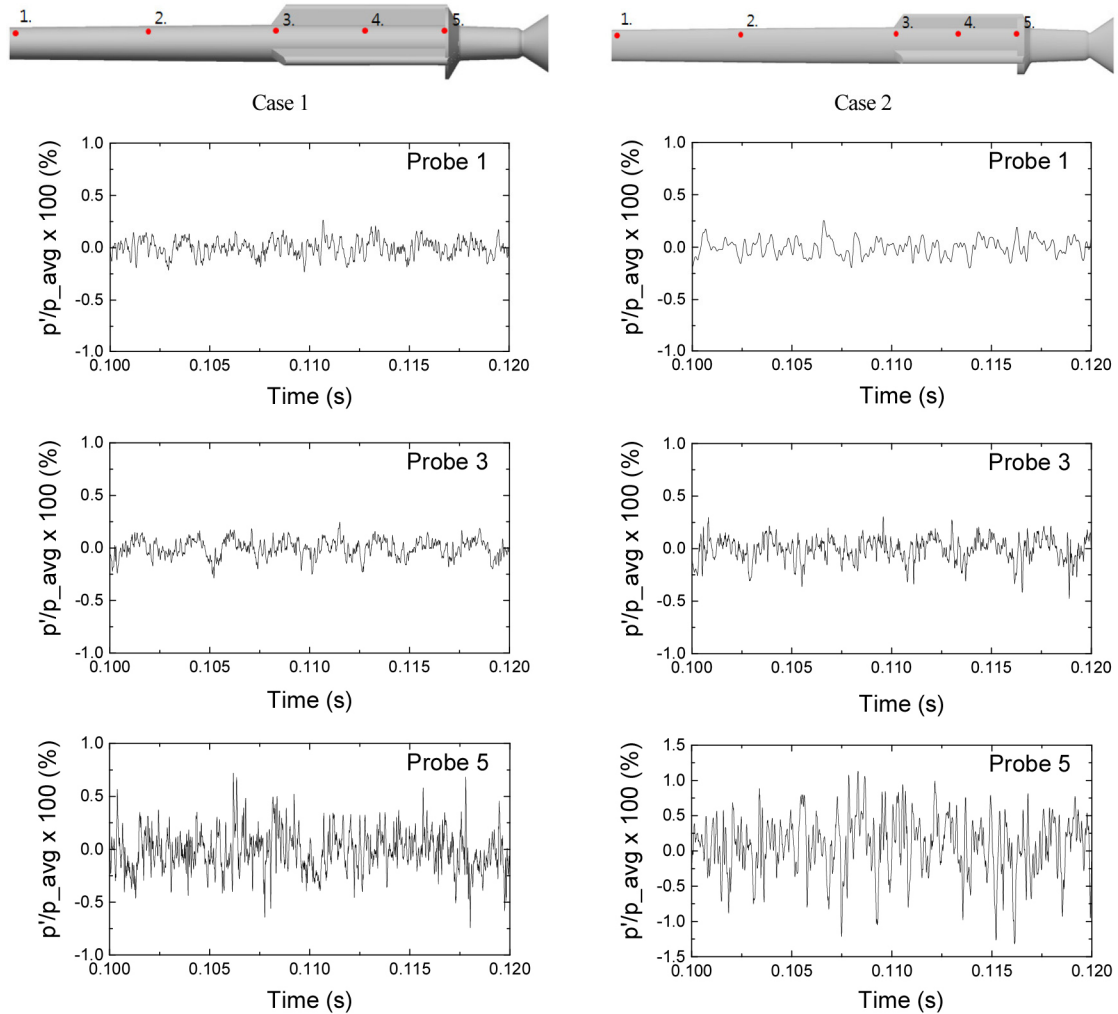


Fig. 6. (Color available online) Pressure perturbation history at 1, 3, 5 points of case 1 (left), case 2 (right).

영역은 총 112개의 블록으로 나누어 Message Parallel Interface(MPI) 고속 병렬 처리 기법을 적용하였다.

고체 로켓 내부 압력 진동 및 Fast Fourier Transform (FFT) 결과를 Figs. 6과 7에 나타내었다. 압력진동 그래프는 Probe 1, 3, 5 위치에 대하여 두 케이스를 비교한 결과이다. 두 형상 모두 실린더보다 슬롯에서 더 큰 압력 진동이 나타나며, 특히 Probe 5 위치에서는 압력진동이 급격히 증가함을 보이고 있다. 이는 Probe 3 위치에서 생성된 와류가 후방돔(Probe 5 위치)에 부딪히면서 압력섭동이 증가하기 때문이다. 또한 Probe 5 위치에서 Case 2는 Case 1보다 큰 압력 진동을 보여주는데, Fig. 7의 주파수 분석 결과에서 Case 2는 Case 1에 비하여 낮은 주파수 대역을 가지고 있으므로 연소실 내에서의 에너지의 전달속도가 느

리다고 판단할 수 있다. 하지만 추진제에서 공급되는 에너지는 유사하기 때문에 후방돔에 부딪히는 하나의 와동이 가지는 에너지는 더 크다고 할 수 있으며, 이로 인하여 큰 압력 진동을 야기할 수 있다. 이를 통하여 동일한 물성치, 온도 및 질량 유량조건에서 실린더의 길이와 슬롯의 깊이가 압력진동에 영향을 줄 수 있다. Fig. 7의 FFT 결과를 보면, Case 1에서는 424 Hz, Case 2에서는 370 Hz가 지배적으로 나타나고 있다. 이는 축방향 1차 모드에 해당되며 연소실 전반적으로 축방향 1차 모드가 지배적으로 존재함을 의미한다. 그리고 실린더 부의 중심인 Probe 2 위치에서는 축방향 1차, 2차, 3차 모드가 뚜렷하게 나타나는데 이는 실린더에서 안정적으로 각 모드가 형성되었기 때문이다. 슬롯 형상에 의하여 와동이 떨어

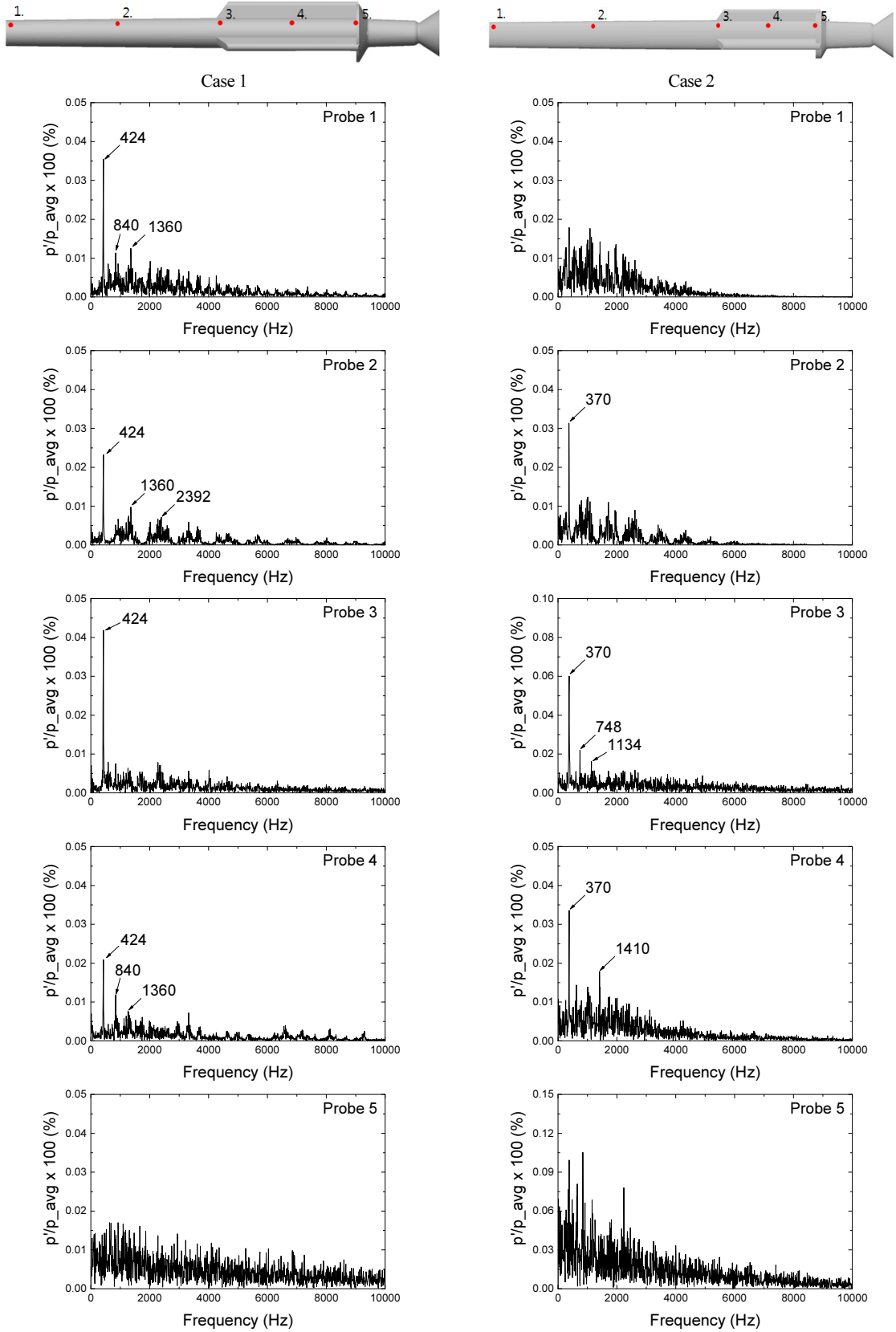


Fig. 7. (Color available online) Power spectral densities of pressure at each points of case 1 (left), case 2 (right).

저나가는 Probe 3에서는 와동생성주기가 1차 모드와 상호작용하여 2차 3차 모드 등의 고주파는 대부분 사라지는 것으로 판단된다. Case 2의 Probe 1 위치에서는 지배적인 주파수가 보이지 않는데, Case 2에서는 실린더 길이를 15% 길게 하여 실린더 끝에서의 음향 노드 점을 피했기 때문에 압력진동파가 거의 사라짐을 알 수 있다. 즉, 실린더-슬롯의 조합된 그레이인 형상에서 실린더의 길이는 축방향의 노드 점을 피함으로서 저주파의 압력 진동을 소멸시킬 수 있을 뿐만 아니라 다른 주파수대의 압력 진동도 감소하는데 도움을 준다는 것을 의미한다.

유동해석 결과상으로도 축방향 모드가 반경방향 또는 접선방향 모드보다 더 지배적인 불안정발생 모드인 것을 확인 할 수 있다. 본 연구에 적용된 로켓모터의 연소불안정현상의 원인이 저주파에 의해 발생하였음을 연소시험을 통하여도 확인하였다. 즉, 고주파의 경우에는 대부분이 감쇄되었을 것으로 판단된다.

#### IV. 설계변경 후 연소시험

설계 변경된 로켓모터의 연소시험을 수행한 결과 아래 Fig. 8과 같이 Case 1에 비해 압력진동 현상이 크

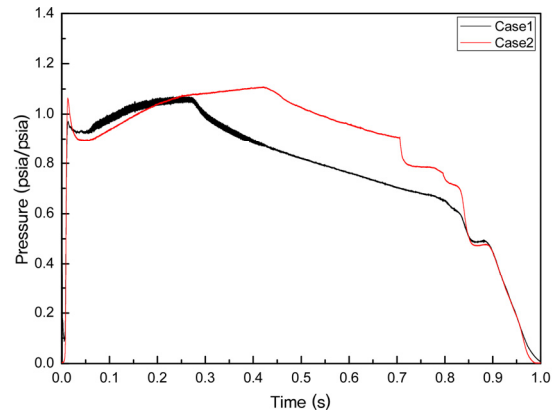


Fig. 8. (Color available online) Pressure of solid rocket motor (case 2).

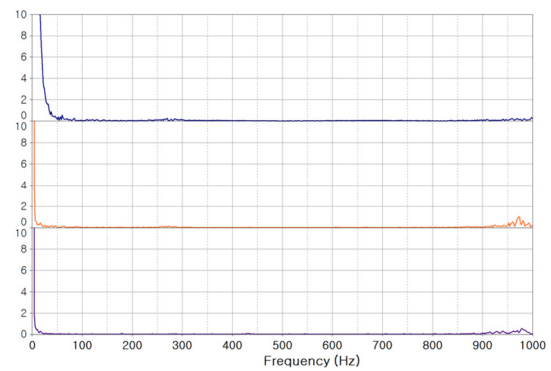


Fig. 9. (Color available online) Result of spectrum analysis (Case 2).

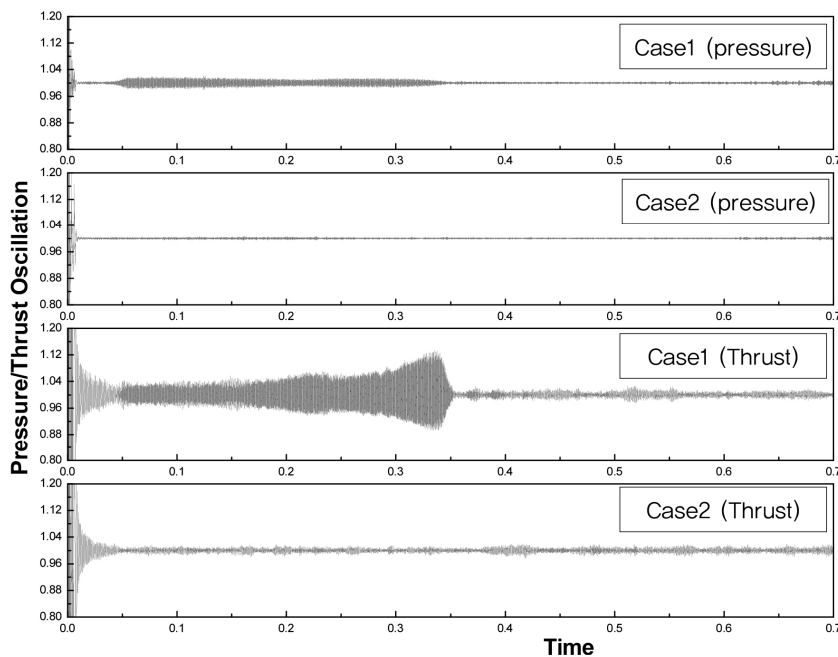


Fig. 10. Pressure and thrust oscillation comparison.

계 감소함을 알 수 있다. 얻어진 압력 데이터를 일정한 시간 간격으로 Spectrum analysis를 수행한 결과 Fig. 9와 같이 특정한 주파수가 나타나지 않은 것으로 미루어 Case 1에서 발생되었던 연소불안정 현상이 사라졌음을 알 수 있다.

Fig. 10에서는 Case 1과 Case 2의 연소시험에서 얻어진 압력과 추력 데이터를 이용하여 진동의 크기를 비교하였다. 연소불안정 현상이 발생한 Case 1에 비해 Case 2의 경우 진동폭이 현저하게 감소하였음을 알 수 있다.

### V. 결 론

종횡비(Length/Diameter, L/D)가 큰 로켓모터에 흔히 사용되는 실린더-슬롯형 그레인의 경우 저주파인 길이방향 압력진동현상이 자주 발생하며, 이 현상을 제거하기 위해 추진제 그레인의 형상을 변경하거나 추진제의 조성에 금속입자를 첨가한다. 본 연구에서는 금속입자가 다량으로 포함된 추진제에서 연소불안정이 발생됨에 따라 추진제 그레인 형상을 변경함으로써 연소불안정을 제거하였다. 초기에 설계된 추진제 형상(Case 1)은 실린더 길이가 음향 모드의 노드 점에 있는 형상이며 설계 수정된 형상(Case 2)은 노드 점을 피해 있는 형상이다. 내부 유동에 의해 발생하는 불안정성에 대한 원인을 분석하기 위하여 실린더-슬롯 그레인형 고체 로켓 모터에 대해 음향모드해석 및 유동해석을 수행하였다. Case 1, 2에서 각각 축방향 1차모드에 해당하는 424 Hz, 370 Hz와 고주파 하모닉 주파수가 나타났으며, 압력측정위치인 Probe 1에서 Case 2는 Case 1에 비하여 압력 진동이 거의 소멸되었음을 확인하였다. 또한 설계 변경된 로켓모터의 연소시험을 통하여 해석된 결과와 같이 실제로 연소불안정 현상이 사라짐을 확인하였다. 따라서 유사한 추진기관 그레인 설계단계에서부터 연소불안정 현상을 회피하는 기준으로서 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

### References

1. F. S. Blomshield, "Historical perspective of combustion

instability in motor: case studies," Proc. 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2002-3875 (2001).  
 2. F. S. Blomshield, "Lessons learned in solid rocket combustion instability," Proc. 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2007-5803 (2007).  
 3. A. Kourta, "Instability of channel flow with fluid injection and parietal vortex shedding," Computers & Fluids, **33**, 155-178 (2004).  
 4. N. Lupoglazoff and F. Vuillot, "Numerical simulation of vortex shedding phenomenon in 2D test case solid rocket motors," Proc. 30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-92-0776 (1992).  
 5. F. Vuillot, C. Traineau, M. Prevost and N. Lupoglazoff, "Experimental validation of stability assessment methods for segmented solid propellant motors," Proc. 29th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-93-1883 (1993)  
 6. W. Wu and L. Kung, "Determination of triggering condition of vortex-driven acoustic combustion instability in rocket motors," J. Propul. Power, **16**, 1022-1029 (2000).  
 7. L. A. Povinelli, "Particulate damping in solid-propellant combustion instability," AIAA J. **5**, 1791-1796 (1967).

### 저자 약력

▶ 이 도 형 (Dohyung Lee)



1994년 2월: 전북대학교 정밀기계공학 공학사  
 1996년 2월: 전북대학교 대학원 정밀기계공학 석사  
 2011년 2월: 충남대학교 대학원 기계공학 박사 수료  
 1996년 1월 ~ 현재: 국방과학연구소 책임연구원

▶ 김 홍 집 (Hongjip Kim)



1994년 2월: 서울대학교 기계공학 학사  
 1996년 2월: 서울대학교 대학원 기계공학 석사  
 2000년 8월: 서울대학교 대학원 기계공학 박사  
 2000년 9월 ~ 2002년 2월: 한국원자력연구원  
 2002년 3월 ~ 2010년 8월: 한국항공우주연구원  
 2010년 9월 ~ 현재: 충남대학교 기계공학 부교수