

하이브리드 로켓 불안정성 I

이선재* · 이정표* · 문희장** · 성홍계** · 김진근**†

Hybrid Rocket Instability I

Sunjae Rhee* · Jungpyo Lee* · Heejang Moon** · Honggye Sung** · Jingon Kim**†

ABSTRACT

In this paper, the typical combustion instabilities in hybrid rocket were studied. To induce combustion instabilities in the combustor with the diaphragms were mounted, on front and rear of the fuel, and combustion experiments were performed. The calculated theoretical frequencies using Longitudinal Acoustic Mode and Helmholtz Mode are compared with experimental frequencies using FFT analysis. The theoretical calculated results showed good agreements with experimental results are compared.

초 록

본 연구에서는 하이브리드 로켓에서 발생하는 대표적인 불안정성 모드에 대한 연구를 수행하였다. 연소 불안정을 유도하기 위하여 연료 전방 및 후방에 다이어프램(diaphragm)을 설치하여 연소 실험을 수행 하였다. 길이방향 음향 모드(Longitudinal Acoustic Mode)와 헬름홀츠 모드(Helmholtz Mode)의 이론 모델을 사용한 주파수 계산 결과와 FFT 분석을 이용해 얻은 실험 주파수 비교를 통해 해당 모드를 찾을 수 있었고, 이론 주파수와 실험 주파수가 유사함을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Combustion Instability(연소 불안정), Longitudinal acoustic Mode(길이방향 음향 모드), Helmholtz Mode(헬름홀츠 모드)

1. 서 론

일반적으로 로켓의 연소 불안정은 연소실 압력이 평균 연소실 압력의 10% 이상의 진폭으로 진동하는 것으로 정의된다. 이러한 압력 진동이

발생하면 정확한 내탄도 설계가 어려워지며, 갑작스런 압력의 증가로 인해 구조적인 문제를 발생시킬 수 있기 때문에 연소 불안정의 연구가 필요하다.[1]

본 연구에서는 연소기 내 와류를 형성하기 위해 연료 전방 및 후방에 다이어프램(diaphragm)을 장착하여 와류 진동(Vortex Shedding) 불안정을 유도하였고, 연료 길이와 산화제 유량, 연

* 한국항공대학교, 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교, 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: jkkm@kau.ac.kr

료 포트 직경, 다이아프램 직경, 노즐목 직경 등의 실험변수를 제어하여 실험을 수행하였다. 기존의 불안정 모드의 이론 주파수와 실험 데이터의 FFT를 이용하여 분석한 실험 주파수의 비교를 통해 길이방향 음향 모드(Longitudinal Acoustic Mode)와 헬름홀츠 모드(Helmholtz Mode)를 검증하였다.

2. 하이브리드 로켓 불안정 주파수 모드의 종류

하이브리드 로켓의 압력 진동은 주로 저주파 영역에서 발생한다. 본 연구에서는 연소 불안정의 종류와 특성을 분석하기 위해 하이브리드 로켓에서 일반적으로 관찰되는 네 가지 주파수 모드(Longitudinal Acoustic Mode, Helmholtz Mode, Vortex Shedding Mode, Hybrid Low Frequency Mode)에 대해 살펴보았다.

2.1 길이방향 음향 모드 (Longitudinal Acoustic Mode)

길이방향 음향 모드는 연소실 내에서 발생하는 음향파(acoustic wave)가 연소기 길이방향으로 전달됨으로써 발생한다.

$$f_L = \frac{nc}{2L_m} = \frac{n\sqrt{\gamma(RT)_{av}}}{2L_m} \quad (1)$$

n 은 모드 수이고, L_m 은 연소기 길이이며, c 는 연소실 음속이다. c 의 계산에서 사용되는 내부 온도와 기체상수, 비열비 값들은 CEA(Chemical Equilibrium with Application) code를 이용하여 구할 수 있고, T_{av} 는 주입되는 산화제의 온도와 연소실 내부의 온도의 평균값을 취하였다. 길이방향 음향모드 이론식은 연소실 내부 단면적이 일정한 경우 적용 가능하지만, 일반적으로 로켓 연소기에서 실험으로 측정된 주파수와 계산된 값 사이에 약 20% 정도의 오차를 가지고 근사적으로 추정할 수 있다고 알려져 있다.[1]

2.2 헬름홀츠 모드 (Helmholtz Mode)

헬름홀츠 모드는 Fig. 1과 같이 유체가 좁은 목을 통과하여 큰 체적으로 이동할 때 wave의 압축, 팽창이 반복됨에 따라 발생하는 유체 진동으로, Eq. (2)와 같이 나타낼 수 있다.[2]

$$f_H = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{D_{front}^2 \pi}{4V_{cavity}(L_{front} + 0.8D_{front})}} \quad (2)$$

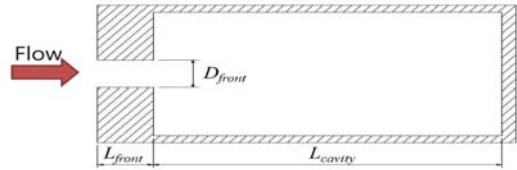


Fig. 1 Geometry of Helmholtz Resonator

로켓에서는 노즐 팽창부가 초음속 유동이기에 때문에 헬름홀츠 모드에서의 체적은 노즐목까지의 체적으로 고려하는 것이 적합하다. L_{front} 는 전방 입구목의 두께이며, D_{front} 는 입구목의 내경이다.

2.3 와류 진동 모드 (Vortex Shedding Mode)

와류 진동은 유동이 박리되는 형상이나 높이 차이가 있는 형상의 후면같이 급격한 체적의 증가가 있는 경우, 유동의 속도 차이로 인한 전단층의 형성으로 생성된 와류로 인해 발생한다. 생성된 와류는 출구 쪽의 벽에 충돌하면서 강한 음향 노이즈(acoustic noise)를 발생시키고 이 노이즈는 와류가 생성되는 쪽으로 전파됨에 따라, 더 큰 노이즈를 유도한다. 이러한 현상이 축적됨으로써 와류 진동이 일어나게 되는 것이다.

와류 진동과 불안정성 특성의 관계를 보여주는 Strouhal 수(St)는 단면의 공기역학적 불안정성을 파악하는데 중요한 무차원 수로써 유동이 형상에 따라 발생하는 박리에 의해 생성된 비교적 규칙적인 와류를 무차원 수로 표현한 것이다. f_{VS} 는 와류 진동 주파수이고, L 은 특성길이, U 는 유동 속도이다.

$$St = \frac{f_{VS}L}{U} \quad (3)$$

2.4 하이브리드 저주파 모드 (Hybrid Low Frequency Mode)

하이브리드 저주파 모드는 하이브리드 연소의 고유 저주파 압력 진동으로 고체 연료의 열 관성(thermal lag)에 의한 기화 지연으로 발생한다. 따라서 경계층 응답 시간(τ_{bl})의 계산을 통해 하이브리드 저주파의 예측이 가능하다.[3]

$$f_{HL} = \frac{0.48}{\tau_{bl}} \quad (4)$$

3. 실험 장치 및 결과

3.1 실험 장치 및 방법

하이브리드 연소 시험 장치는 산화제 공급 장치, 점화장치, 데이터 획득 장치 및 연소실 네 부분으로 구성된다.[4] 연소 시간에 따른 압력 진동 주파수를 분석하기 위해 전방 및 후방 연소실에 각각 고주파수 센서인 'Kistler' 사의 압전식 압력 센서 (piezoelectric pressure transducer)를 장착하여 측정하였고, 실험 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of the Combustion Test

Oxidizer		Gas Oxygen
Solid Fuel		HDPE
Oxidizer Mass Flow Rate (g/sec)		9 ~ 60
Solid Fuel Density (kg/m ³)		950
Combustion Time (sec)		10
Fuel Grain Configuration	Initial Port Diameter (mm)	25, 30
	Out Diameter (mm)	50
	Grain Length (mm)	50, 75, 100, 150, 175, 200, 300
Diaphragm Diameter (mm)		10, 15

연소기 내에 와류를 생성하기 위하여 연료 전방 및 후방에 연료 포트 직경보다 작은 내경의 다이어프램을 장착하였고, 다이어프램은 내열성

이 뛰어난 카본(carbon) 재질로 제작하였다. 다이어프램의 사양은 Table 2와 같다.

Table 2. Specification of the Diaphragm

Case	Front	Rear
Material	Carbon Graphite	
Inner Diameter(mm)	10, 15	
Out Diameter (mm)	40	50
Thickness (mm)	15	20

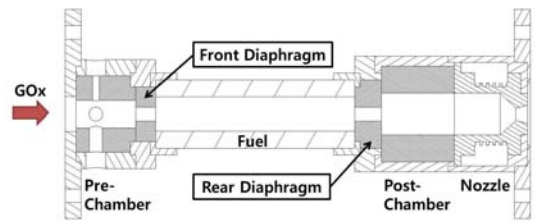


Fig. 2 Schematic of the Hybrid Combustor

연소 불안정의 주파수를 분석하기 위해 Sampling rate를 5000으로 하였고, FFT(Fast Fourier Transform)와 STFT(Short Time Fourier Transform)을 수행하였다. FFT를 통해 획득된 진폭(amplitude)은 MSA(Mean Squared Amplitude)이고 윈도우는 Hamming 윈도우를 사용하였으며, STFT에는 Gaussian 윈도우를 사용하였다.[1]

3.2 실험 결과 및 주파수 분석

진폭(amplitude)의 상대적인 크기를 통해 하이브리드 연소기의 공진 주파수를 판별 할 수 있다. Fig. 3의 상단은 전·후방에 다이어프램을 장착하지 않은 실험의 연소실 압력이고, 하단은 다이어프램을 장착한 실험의 압력이다. 두 실험조건은 다이어프램의 유·무 외에는 동일하다. 다이어프램을 장착한 연소기에서 발생한 큰 압력 진동의 원인으로는 와류 생성으로 인한 와류 진동 불안정성일 것으로 판단되며, 이에 대한 자세한 연구는 '하이브리드 로켓 불안정성 II'에서 다룰 것이다.[5]

본 연구는 하이브리드 연소기에서 발생하는 길이방향 음향 모드와 헬름홀츠 모드를 다룬다.

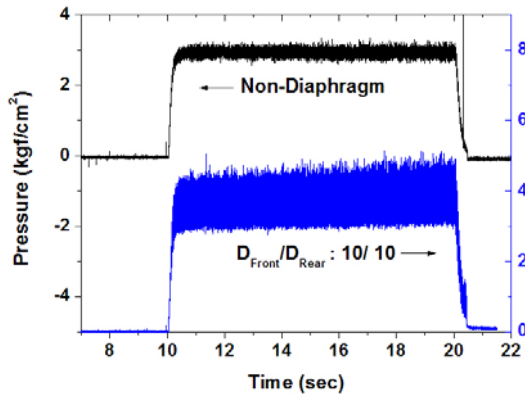


Fig. 3 The Effect of Pressure Oscillation with the Diaphragms

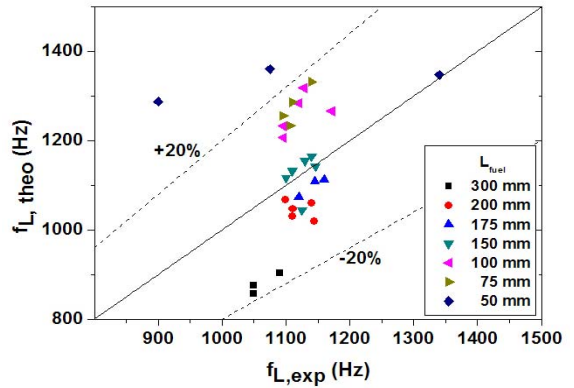


Fig. 4 Experimental L. A Mode Frequency vs Calculated L. A mode Frequency

Figure 5는 각 실험 데이터의 연료 길이 변화에 따른 FFT 결과를 비교한 것이다. 이론 주파수식, Eq. (1)을 이용한 본 연소기의 길이방향 음향 주파수는 약 1000 Hz 로 계산되었고, 연료 길이가 짧아질수록 길이방향 음향 주파수는 증가한다. 실험 데이터로 FFT를 분석해 본 결과, Fig. 5와 같이 1000 Hz 부근에서 진폭이 튀는 것을 확인할 수 있었고, 이론값과 실험값의 차이는 20% 내로 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 오차는 본 연구의 연소실 내 단면적이 시간에 따

라 변하고, 연소실 내에서의 음속을 정확하게 계산하는 것이 어렵기 때문에 발생한 것으로 판단된다. 또한 연소실과 산화제 주입 온도의 평균으로 음속을 구하는 과정에서 연료 길이에 대한 영향을 고려하지 않아 연료 길이에 따라 이론 주파수와 실험 주파수의 오차 경향이 있는 것으로 판단된다. 그러나 일반적으로 길이방향 음향 모드의 실험값과 계산 값의 차이는 약 20% 정도 발생할 수 있다고 알려져 있다.[1]

Figure 5의 연료 길이 100 mm에서 1000 Hz

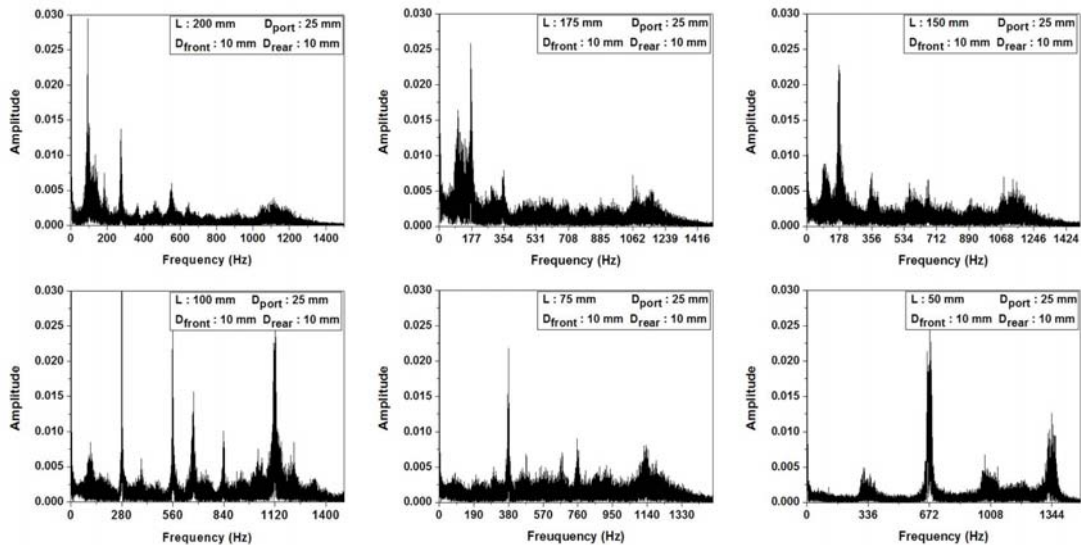


Fig. 5 Comparison of FFT with the Fuel Length

대역에서 다른 연료길이의 결과보다 상대적으로 큰 진폭을 가지는 것을 볼 수 있다. 이는 길이방향 음향 모드와 와류 진동 모드와의 공진이 발생함에 따른 것으로 판단된다.

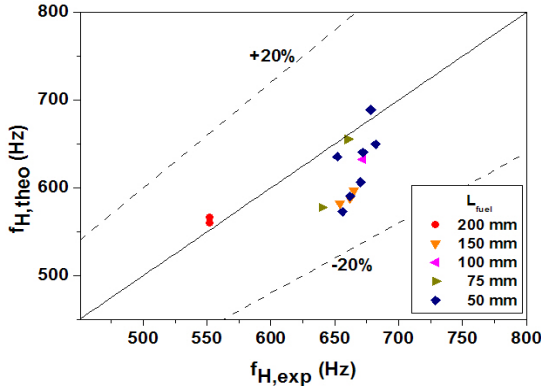


Fig. 7 Experimental Helmholtz Mode Frequency vs Calculated Helmholtz Mode Frequency

Figure 7 이론 주파수와 실험 주파수를 비교한 것이다. 헬름홀츠 모드의 이론 주파수는 Eq. (2)를 이용한 결과 500~700 Hz대로 계산되었으며, Fig. 5를 보면, 주요 공진 주파수 모드가 아닌 500~700 Hz 대역에서 불안정성 모드가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이 범위의 주파수는 헬름홀츠 모드로 판단되며, 이론 헬름홀츠 주파수와와의 차이가 약 20% 내로 보이고 있다. 그러나 헬름홀츠 모드로 판단되는 주파수가 모든 실험 case에서 관찰 되지는 않았다.

4. 결 론

본 연구에서는 전방 및 후방에 다이아프램을 설치하여 연소 불안정을 유도하였고, 길이방향 음향 모드와 헬름홀츠 모드 이론식을 이용하여 계산한 주파수와 실험 데이터의 FFT 분석을 이용하여 얻은 주파수를 비교하여 각 모드의 불안정성 발생을 파악해 보았다.

실험 결과 본 연소기에서 길이방향 음향 모드

는 1000 Hz 대역에서 발생한 것으로 판단되며, 이 모드는 연소실 내의 형상과 평균 온도 설정에 따른 오차 때문에 이론 주파수와 약 20%의 차이가 나는 것을 확인하였다.

헬름홀츠 모드의 경우도 이론 주파수 대역에서 실험 주파수에서도 관찰되었으나 모든 실험 case에 부합되지 않았으며, 추가적인 연구가 수행되어야 할 것으로 판단된다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참 고 문 헌

1. 김수중, "용융성 고체 연료-기체 산소 하이브리드 로켓의 연소특성 연구," 한국항공대 박사학위 논문, 2010
2. De Zilwa, S., Zilliac, G., Karabeyoglu, A. and Reinath, M., "Time-Resolved Fuel-Grain Regression Measurement in Hybrid Rockets," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2003-4595, July 2003
3. Karabeyoglu, M. A., De Zilwa, S., Cantwell, B. and Zilliac, G. "Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities," Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 6, 2005, pp. 1107-1116
4. 이정표, "Single-Port Hybrid Rocket Motor의 물질전달 수를 고려한 고체연료 연소율에 관한 연구," 한국항공대 석사학위논문, 2007
5. 이정표, 이선재, 문희장, 성홍계, 김진곤, "하이브리드 로켓 불안정성 II," 한국추진공학회 춘계 학술대회, 2012