

하이브리드 로켓 불안정성 II

이정표* · 이선재* · 김영남** · 문희장*** · 성홍계*** · 김진곤***†

Hybrid Rocket Instability II

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

ABSTRACT

In this paper, the combustion instabilities which may occur in the hybrid rocket were studied. The rocket combustor where the vortexes can be generated was designed, and the experiments were performed. The investigations about characteristics on the presence of the diaphragm, the length of the fuel, the diameter of the fuel port, the diameter of the diaphragm, the diameter of the nozzle throat, and the variation of the Ox massflow rate were conducted. The main resonant frequency of the combustion pressure is regarded by the Vortex shedding mode, and it is considered that the other resonant frequency of the pressure fluctuation is hybrid low frequency, or helmholtz mode.

초 록

본 연구에서는 ‘하이브리드 로켓 불안정성 I’에 이어 하이브리드 로켓에서 발생할 수 있는 연소불안정성에 대해 연구하였다. 하이브리드 로켓 연소기 내부에 와류가 발생할 수 있도록 연소기를 설계하여 연소시험을 수행하였고, 연소실 압력 공진 주파수의 다이어프램 유·무에 따른 특성, 연료 길이에 따른 특성, 연료 포트 직경에 따른 특성, 다이어프램 직경에 따른 특성, 노즐목 직경에 따른 특성, 산화제 유량 변화에 따른 특성에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구의 주요 연소실 압력 공진 주파수는 Vortex shedding으로 판단되며, Hybrid low frequency와 Helmholtz mode가 또다른 공진주파수 인 것으로 판단된다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Combustion Instability(연소 불안정), Vortex Shedding Mode(와류 진동 모드), Hybrid Low Frequency Mode(하이브리드 저주파 모드)

1. 서 론

‘하이브리드 로켓 불안정성 I’[1]에서는 하이브리드 로켓에서 발생 할 수 있는 주요 불안정성 모드(Longitudinal Acoustic Mode, Helmholtz Mode, Hybrid Low Frequency Mode, Vortex Shedding mode)를 설명하였고, 하이브리드 로켓 연소 시험을 통하여 Longitudinal Acoustic

* 한국항공대학교, 항공우주 및 기계공학과

** 바람과 소리(주)

*** 한국항공대학교, 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: jkkm@kau.ac.kr

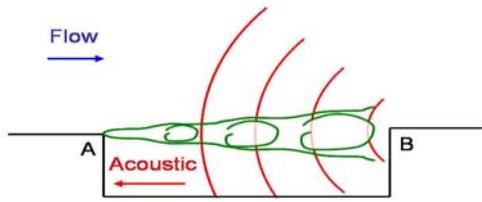


Fig. 1 Vortex Shedding Mode Conceptual Diagram

Mode와 Helmholtz Mode를 확인하였다. 본 논문에서는 박리된 유동으로 인해 발생하는 와류 진동 모드(Vortex Shedding Mode)와 고체 연료의 열 관성(Thermal Lag)에 의한 기화 지연으로 발생하는 하이브리드 저주파 모드(Hybrid Low Frequency Mode)에 대한 연구를 수행하였다. Vortex shedding 불안정성을 유발시키기 위해 고체 연료 전후방에 다이어프램을 설치하여 연소실험을 수행하였다.

2. 실험 장치 및 조건

Vortex shedding mode는 Fig. 1과 같이 전방에서 생성된 와류가 후방의 벽에 충돌하면서 음향 노이즈(Acoustic Noise)를 발생시키는 것이다.[2] 본 연구에서는 연소기 내에 와류를 발생시키기 위한 실험장치로 Fig. 2와 같이, 연료 전단에서 와류 형성 및 후단에서의 와류 충돌을 위해 전·후방 다이어프램을 각각 설치 하였다. Vortex shedding mode의 다이어프램 유·무에 따른 특성, 연료 길이에 따른 특성, 연료 포트 직경에 따른 특성, 다이어프램 직경에 따른 특성, 노즐목 직경에 따른 특성, 산화제 유량 변화에 따른 특성을 알아보기 위하여 Table 1과 같이 실험 변수를 설정하였고, 실험은 '하이브리드

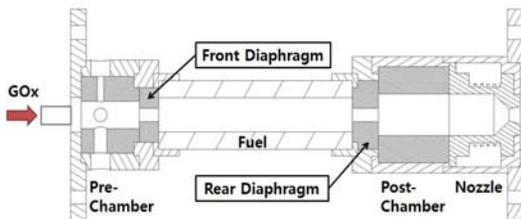


Fig. 2 Schematic of the Hybrid Combustor

Table 1 Experiment Condition

Diaphragm	With, W/O
Fuel Length (mm)	300, 200, 175, 150, 100, 75, 50
Fuel Port Diameter (mm)	20, 25, 30
Diaphragm Diameter, Front/Rear (mm)	10/10, 15/10, 7/10, 5/10, 10/15
Nozzle Diameter (mm)	9, 7
Orifice Diameter (mm)	1.8, 2.0, 2.4, 2.8, 3.2

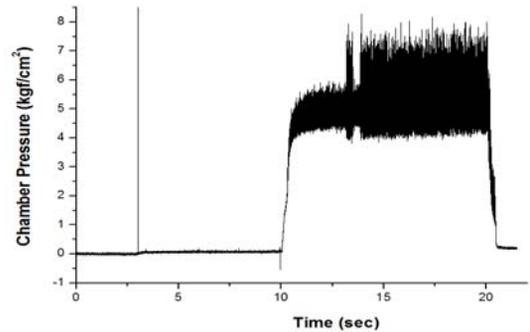


Fig. 3 Combustion Instability with Diaphragm

로켓 불안정성 I'과 동일하게 수행하였다.[1]

3. 실험 결과

3.1 다이어프램 유·무에 따른 특성

Figure 3은 전·후방 다이어프램을 설치한 연소기에서 나타나는 압력진동을 보여준다. 연소 초기부터 큰 압력진동이 나타나고, 연소 시작 후 약 3초 후부터는 강한 DC-Shift 현상이 나타나고 있다. 전·후방 다이어프램이 설치 되지 않은 연소기에서는 압력진동이 평균 압력의 약 10% 내로 상대적으로 작게 나타났고, 또한 전방에만 다이어프램이 설치 되어있는 연소기에서도 압력진동은 작아짐을 확인했다. 이는 전방에서 형성된 와류가 충돌할 벽이 존재 하지 않으면 압력 진동이 감소됨을 의미한다.

3.2 연료 길이, 포트 직경에 따른 특성

연료 길이에 따른 하이브리드 로켓 불안정성 특성을 연구하기 위해 Table 1과 같은 연료 길이 조건으로 실험을 수행하였다. Fig. 4는 각 실험 Case에서 연료 길이에 대한 연소실 압력 공진 주파수를 보여준다. 연소실 압력 공진 주파수는 고주파수 압력센서를 통해 계측된 연소실

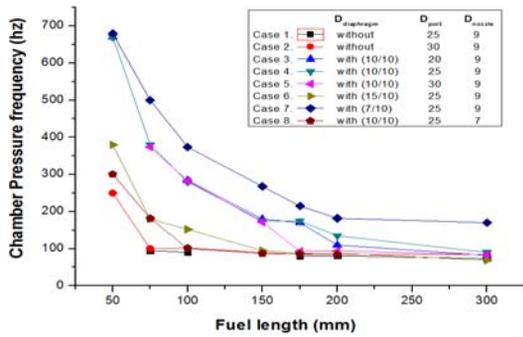


Fig. 4 The Effect of Chamber Pressure Frequency on the Fuel Length

압력 데이터를 이용하여 FFT(Fast Fourier Transform)를 수행하고, 주요 공진 주파수를 기록한 것이다. 먼저 실험 Case에 상관없이 연료 길이가 길어질수록 연소실 압력 공진 주파수는 작아짐을 볼 수 있고, Fig.4의 Case 3, 4, 5를 통해 연료 포트 직경 변화에 따른 연소실 압력 공진 주파수는 큰 차이가 없음을 확인 할 수 있다. 이는 연소실 압력 공진 주파수가 연료 포트 내부의 유동 조건 변화에는 큰 영향을 받지 않는 것을 나타낸다.

3.3 다이어프램 직경에 따른 특성

다이어프램으로 주입되는 유동의 조건에 따라 연소실 압력 공진 주파수가 어떻게 달라지는지 알아보기 위해 Table 1과 같이 다이어프램 직경을 변화하여 실험을 수행하였다. Fig. 4의 Case 4, 6, 7을 보면, 전방 다이어프램의 직경이 작아질수록 동일 연료 길이에서 연소실 압력 공진 주파수가 증가함을 볼 수 있다. 이는 주입되는 유동의 속도가 연소실 압력 공진 주파수에 중요한 영향을 미치기 때문으로 판단된다. 그리고 추가적으로 연소실 압력을 다르게 함으로서 유입 유동 속도를 바꿔주기 위해 노즐목 직경을 다양하게 하여 실험을 수행하였다.

또한 전방에서 생성된 와류가 부딪치는 후방벽의 영향을 알아보기 위해, 전방 다이어프램 직경은 동일하게 하고 후방 다이어프램 직경을 각각 10과 15 mm로 변경하여 실험을 수행하였다. Fig. 5와 같이 산화제 유량을 다양하게 하여 실험을 수행하였는데, 후방 다이어프램 직경 변화에 따른 연소실 압력 공진 주파수에는 큰 차이가 없었다. 그러나 Fig. 6과 같이 후방벽이 전방보다 낮은 경우 압력진동이 크게 작아지는 것을 확인 하였다. 이를 통해 연소실 압력 공진 주파수의 진폭은 후방벽의 형상

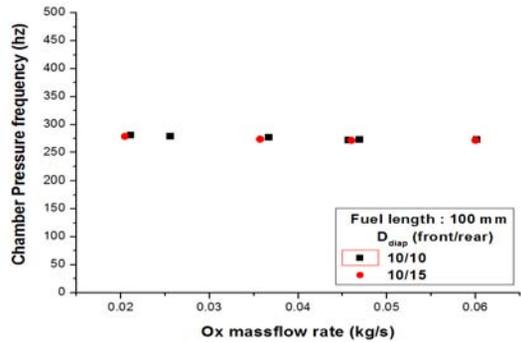


Fig. 5 The Effect of Chamber Pressure Frequency on the Ox Massflow Rate

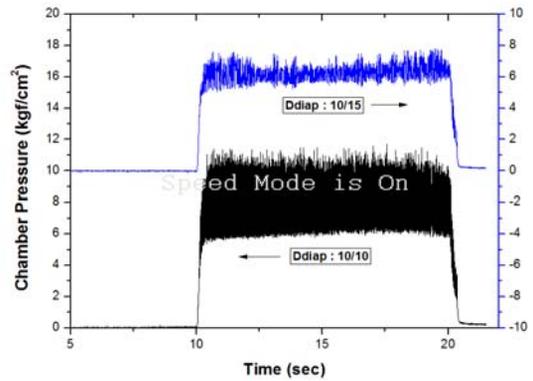


Fig. 6 The Effect of the Rear Diaphragm Diameter

에 따라 제어될 수 있음을 확인하였다.

3.4 노즐목 직경에 따른 특성

연소실 압력을 변경함으로써 유입 유동 속도를 바꿔주기 위해 노즐목 직경을 다양하게 하여 실험을 수행하였다. 노즐목이 작은 경우가 노즐목이 큰 경우보다 동일 산화제 공급 유량에서 연소실 압이 증가하여, 유입 유동의 밀도는 증가하고 속도는 감소하게 된다. Fig. 7은 노즐목을 각각 9, 7 mm 사용했을 때, 산화제 유량에 대한 연소실 압력 공진 주파수를 보여준다. 동일 산화제 유량에서 유입 유동의 속도가 클수록 연소실 압력 공진 주파수는 증가함을 볼 수 있고, 이는 앞의 '다이어프램 직경에 따른 특성의 결과와 일치하게 나타난다.

3.5 산화제 유량 변화에 따른 특성

와류 유동에서 일반적으로 사용되는 Strouhal 수(St)는 유동이 형상에 따라 발생하는 박리에 의해 생성된 비교

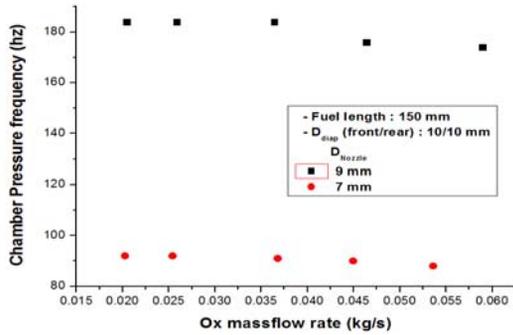


Fig. 7 The Effect of the Nozzle Diameter

적 규칙적인 와류를 무차원 수로 표현한 것으로, Eq. 1과 같이 표현된다.[3] 본 연구에서 특성 길이는 연료의 길이 (Cavity length)를 고려하였고, 유동의 속도는 유입 유동 속도를 고려하였다. 속도는 실험을 통해 획득한 유입 유동의 온도 및 내부 압력 데이터를 이용해 이상기체 방정식으로 구하였다.

$$St = f_{vs} \frac{L}{U} \quad (1)$$

각각의 연료길이에 대해 산화제 유량을 달리하여 실험을 수행하였고, Fig. 8과 같이 Re 수에 대한 St 수의 관계를 나타내었다. 동일 Re 수에서 연료 길이가 증가함에 따라 St 수는 크게 나타나고, 동일 연료 길이에서 Re 수가 증가함에 따라 St 수는 작게 나타났다. 따라서 St 수는 Re 수와 형상의 함수로 표현될 수 있다.

이러한 실험 결과들로 볼 때, 본 연구의 하이브리드 로켓 연소기에서 연소불안정성을 일으키는

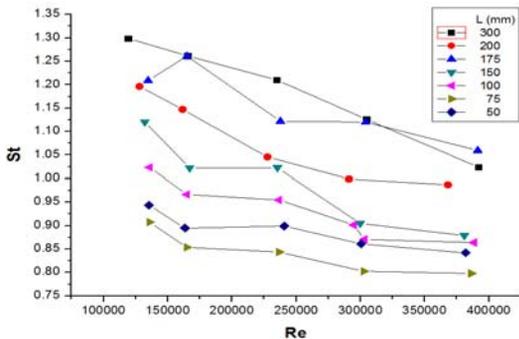


Fig. 8 The Effect of St on the Re (Length Effect)

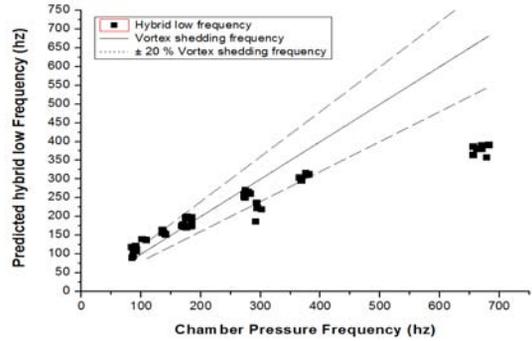


Fig. 9 Chamber Pressure Frequency vs Hybrid Low Frequency

주요 요인은 전방 다이어프램에서 형성된 와류에 의한 것으로 판단되며, Vortex shedding mode가 연소실 압력 공진 주파수의 주요 모드인 것으로 판단된다.

3.6 Hybrid Low Frequency

M. Arif Karabeyoglu et al.[4]에 의해 제안된 Hybrid low frequency mode는 하이브리드 로켓의 고유 저주파 압력 진동으로 고체 연료의 열 관성(thermal lag)에 의한 기화 지연으로 발생한다. 경계층 응답 시간(τ_{bl})을 통해 하이브리드 저주파의 예측이 가능하고, 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$f_{HL} = \frac{0.48}{\tau_{bl}} = 0.48 \left(2 + \frac{1}{O/F} \right) \frac{G_{o,avg} R T_{avg}}{c' L P_c} \quad (2)$$

Figure 9는 각각의 실험 데이터를 이용하여 연소실 압력 공진 주파수와 예측된 Hybrid low frequency를 나타낸 것이다. 약 400 hz 까지는 Hybrid Low Frequency가 연소실 압력 공진 주파수의 오차범위 $\pm 20\%$ 내로 일치함을 볼 수 있다. 따라서 본 연구의 연소불안정성은 연소실 압력 주요 공진 주파수인 Vortex shedding과 Hybrid low frequency mode의 공진으로 인해 발생한 것으로 판단된다. 또한 오차범위 20% 밖의 약 650 hz 대에서의 연소불안정성은 '하이브리드 로켓 불안정성 I'의 결과에서와 같이 Helmholtz mode와 Vortex shedding의 공진으로

발생한 것으로 판단된다.

4. 결 론

하이브리드 로켓에서 발생할 수 있는 연소불안정성에 대해 알아보았다. 하이브리드 로켓 연소기 내부에 와류를 생성하기 위한 연소기를 설계하여 실험을 수행하였고, 매우 큰 압력진동이 발생 하였다.

전방에서 형성된 와류가 후방벽에서 부딪치면서 생기는 음파로 인해 큰 압력진동이 발생하고, 연소실 압력 공진 주파수의 진폭은 후방벽의 형상에 의해 제어될 수 있음을 확인하였다. 그리고 연료 길이가 길어질수록 연소실 압력 공진 주파수는 작아지며, 연소실 압력 공진 주파수는 연료 포트 내부의 유동 조건 보다는 유입되는 유동의 조건에 크게 영향 받는 것을 확인했다. 또한 St 수는 Re 수와 형상의 함수로 표현될 수 있었다.

실험 결과들로 볼 때, 와류 형성으로 인한 불안정성 모드인 Vortex shedding이 연소실 압력 공진 주파수의 주요 모드인 것으로 판단되고, 본 연구에서 발생한 하이브리드 연소 불안정의 주요 원인으로는 Vortex shedding mode와 Hybrid low frequency mode, 또는 Vortex shedding mode와 Helmholtz mode가 서로 공진하여 발생

한 것으로 판단된다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. 이선재, 이정표, 문희장, 성홍계, 김진곤, "하이브리드 로켓 불안정성 I", 2012, 한국추진공학회 춘계 학술대회
2. William K. Blake, "Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration Volume I", 1986, ACADEMIC PRESS, Orlando
3. V Strouhal, "Uber eine besondere Art der Tonerregung", Ann Phys, 1878
4. M. Arif Karabeyoglu, Shane De Zilwa, Brian Cantwell, and Greg Zilliac, "Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities", Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 6, 2005, pp. 1107-1116.