

# 하이브리드 로켓의 DC-shift 불안정 발생 특성

강동훈\* · 이창진\*\* · 몬킨우\*\*\*

## DC-shift Instability in Hybrid rocket

Donghoon Kang\* · Changjin Lee\*\* · Monkhinoo\*\*\*

### ABSTRACT

DC-shift phenomenon can be observed in Hybrid rocket combustion. This phenomenon makes performance drop which is structure problem or reduce thrust. Understanding of DC-shift phenomenon, the conditions of the hybrid rocket combustion stability can be found. In this paper, the condition of DC-shift was found and made by using acoustic mode and vortex shedding frequency. The conditions of stable combustion was defined from the experimental study of DC-shift phenomenon.

### 초 록

하이브리드 로켓의 연소 과정에서 DC-shift 현상을 관찰할 수 있다. 이와 같은 현상은 갑작스런 구조적 문제를 일으키거나 추력의 감소를 가져와 성능의 저하를 유발한다. DC-shift 현상에 대한 이해를 통해 하이브리드 로켓의 연소 안정성의 조건을 알 수 있다. 이 논문에서는 음향모드와 와류유출주파수를 이용하여 DC-shift 현상을 유도하고 주파수의 변화에 따른 DC-shift 현상의 발생 조건과 세기에 대해서 알아보았다. DC-shift 현상에 대한 실험적 연구를 통하여 연소 안정성의 조건을 정의하였다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Acoustic mode(음향모드), Vortex Shedding Frequency(와류유출주파수), Hybrid rocket(하이브리드 로켓), DC-shift

### 1. 서 론

하이브리드 로켓의 연소 과정 중에 추진제의 연소율이 갑자기 증가하면서 이에 따라 연소 압력도 급격하게 상승하는, 이른바 DC-shift 연소 불

안정 현상이 관찰되고 있다 [1,3].

이 현상은 원래 고체추진 로켓에서 발생하는 대표적인 비선형 연소불안정 현상으로 알려져 있다. 고체 추진 로켓의 경우에 관찰되던 DC-shift 연소 불안정이 하이브리드 로켓 연소에도 나타난다는 사실은 두 종류의 로켓 연소과정이 공통으로 갖는 특성이 존재한다는 것을 의미한다. 따라서 고체 로켓의 DC-shift 현상의 원인으로 보고되는 음향모드(acoustic mode)와 와류

\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

\*\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 교수

\*\*\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과  
연락처, E-mail: top1096@hanmail.net

유출 주파수(vortex shedding frequency)의 간섭이 하이브리드 로켓의 DC-shift 현상에서도 원인이 될 것으로 생각된다 [1].

DC-shift 불안정성은 순간적인 압력 상승으로 인한 로켓의 구조적인 문제나 압력 하강으로 인한 추력 감소로 하이브리드 로켓의 연소에서 연구되어야 할 부분이다. 여기서 로켓 연소에 대한 일반적인 정의 식을 살펴보면

$$P_0 = \frac{c^* \dot{m}}{A^*} \quad (1)$$

인데 (1) 식에서 보듯이 연소 압력( $P_0$ )은 특성속도( $c^*$ )와 질량유량( $\dot{m}$ )에 비례하며 노즐 목 면적( $A^*$ )에 반비례한다. 여기서 노즐 목 면적이나 질량유량은 일정하므로 압력의 급격한 변화가 일어나기 위해서는 특성 속도가 변하는 것으로 추정할 수 있다. 따라서 음향모드와 와류유출 주파수의 공진이 특성 속도를 순간적으로 변화시키는 것으로 생각할 수 있다.

하이브리드 로켓에서의 연소불안정 특성으로는 음파교란에 의한 고주파 연소불안정 현상보다는 수십 Hz, 수백 Hz의 불안정 현상이 주로 관찰되고 있다. 지금까지는 주로 산화제의 영향이나 기계적 진동에 의한 연소불안정 연구가 이루어졌다. Rocker는 비-음파 연소불안정을 실험적으로 확인하였는데 그의 실험 결과에 의하면 산화제의 분무, 산화제 인젝터의 기계적 진동, 예-연소실의 와류유출(vortex shedding)이 비-음파 연소불안정의 원인인 것으로 나타났다 [4]. 또한 Carmicino 등은 음향가진(acoustic excitation)이 있는 경우, 하이브리드 로켓 후반부의 후-연소실(aft-chamber)의 음파 교란과 예-연소실(pre-chamber)의 와류유출 주파수에 의한 공진현상이 DC-shift 발생과 밀접한 관련이 있는 것으로 확인했다. Carmicino의 연구에서는 후-연소실의 음파 교란과 예-연소실의 와류유출을 만들기 위하여 반경형 인젝터와 그레인 후반부에 링을 만들어 일정한 와류유출 주파수를 생성하였다. 그의 실험 결과 DC-shift 현상은 음향모드와 와류유출주파수의 공진에 의한 것으로 나타났다 [1].

본 연구에서는 PMMA와 기체 산소를 이용하여 DC-shift 현상이 일어나는 조건에 대해서 알아보고, 하이브리드 로켓 연소에서 어떠한 주파수 특성이 DC-shift와 깊은 관계가 있는지 알아보려고 한다. 따라서 DC-shift 현상을 발생시킬 수 있는 실험장치를 구성하고 어떤 조건에서 DC-shift가 두드러지는지 알아보려고 하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실험장비

본 연구에서 고체 연료는 중공을 갖는 Poly Methyl Meth Acrylate(PMMA), 산화제는 기체 산소(GOx)를 사용하였다. Table 1에서는 실험에 사용된 연료의 조건에 대해서 정리한 것이다.

Table 1. Propellant and Oxidizer

Propellant	PMMA
Oxidizer	GOx
Grain length(mm)	200
External diameter (mm)	50
Inside diameter(mm)	20

하이브리드 로켓 후반부의 음파 교란과 와류유출 주파수의 간섭을 발생시키기 위하여 연소실 전후방에 예-연소실과 후-연소실을 설치하였다. 그러나 Carmicino의 연구에 의하면 예-연소실과 후-연소실이 있다고 하여 반드시 DC-shift 현상이 발생하지는 않으며 예-연소실과 후-연소실 외에도 산화제 공급 인젝터의 형상이 중요한 것으로 알려져 있다 [1]. 또한 그의 연구에서는 축류형 인젝터에서는 음향가진이 발생하지 않는 것으로 나타났다으므로, 음향가진을 주어 음파 교란과 와류유출 주파수의 간섭을 발생시키기 위해 반경 방향으로 산화제를 공급하는 인젝터도 설계하였다. [1] Fig. 1에 축류형 인젝터와 반경형 인젝터의 형상이 제시되어 있다.



Fig. 1 Axial and Radial injector

Figure 2에서는 음파 교란과 와류유출 주파수의 간섭을 발생시키기 위하여 연소실 전후방에 예-연소실과 후-연소실을 설치한 모습과 음향가진을 발생시키기 위해 반경형 인젝터를 장착한 모습이 나타나 있다. 이 음향가진 링을 장착함으로써 산화제 공급 유동이 그레이의 축방향으로 직접 전달되지 않고 예-연소실의 벽면을 타고 전달된다.

또한 반경형 인젝터에서는 음향가진의 정도를 조절함과 동시에 축류형 인젝터와 같은 효과를 낼 수 있도록 Fig. 3과 같이 각기 다른 길이의 링을 제작하여 탈부착 할 수 있도록 하였다. 각기 다른 길이의 링을 비교함으로써 어떠한 산화제 공급 유동 조건이 음향가진이 가장 강하게 일어나는지를 알 수 있다.



Fig. 3 Acoustic excitation ring and Injector

산화제와 소화 기체인 질소를 제어하기 위하여 Programming Logic Controller(PLC)와 솔레노이드 밸브를 이용하였고, 정해진 연소 시간동안 산화제를 공급하기 위해서 PLC를 사용하여 각 부분의 솔레노이드 밸브를 제어하였으며 점화를 위해 모델 로켓용 추진제를 사용하였다. 다양한 산화제 유량에서 실험하기 위하여 Sega의 유량계(MFC)를 이용하여 산화제를 10~30g/s 영역에서 조절하여 사용하였다. 데이터 측정을 위

해 Druck의 압력계와 National Instrument의 데이터 수집 장치와 LabVIEW 프로그램을 사용하였다.

## 2.2 주파수 예측

하이브리드 로켓 연소에서의 주된 주파수는 (1) 식과 (2) 식으로 예측할 수 있다. 하이브리드 로켓 연소에서 관찰할 수 있는 주파수로는 음향 모드, 와류유출 주파수, 저주파 진동 특성 등을 관찰할 수 있다. 여기서 음향모드의 주파수( $f_a$ )는

$$f_a = \frac{c}{2L} = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{2L} \quad (2)$$

와류유출 주파수( $f_v$ )는

$$f_v = \eta c^* \psi^2 Sr \frac{D_t^2}{D^3} \quad (3)$$

이다. 여기서 음향모드는 전체 연소실 길이의 영향을 주로 받기 때문에 연소실 형상이 정해지면 조절하기 어려운 주파수이다. 반면, 와류유출 주파수는 현재의 실험 장치에서 산화제 유량과 그레이 내경을 조절함으로써 변화시킬 수 있다. 따라서 와류유출 주파수를 조정함으로써 이 두 주파수를 공진시킬 수 있다. Table 2는 현재 구성된 실험 장치에서 산화제 유량에 따른 음향모드와 초기 와류유출 주파수를 정리한 것이다.

Table 2. Oxidizer flow rate and Frequency

Oxidizer flow rate(g/s)	Acoustic mode (Hz)	Vortex Shedding Frequency(Hz)
10	992	1700
20	992	520
30	992	240

## 2.3 기준실험

10g/s, 20g/s, 30g/s의 산화제 공급 유량 조건에 대해서 음향가진이 없는 상태의 실험을 수행하였다. 음향가진이 없을 때의 실험 결과는 이후 음향가진을 가하였을 때의 결과와 비교할 수 있는 기준 자료가 되므로 여러 번 측정하여 정확

한 데이터를 얻을 수 있도록 하였다. Fig. 4는 산화제 유량이 10g/s 일 때의 실험 결과이다. 음향가진이 없는 경우의 압력 측정에서는 DC-shift 현상은 발생하지 않았으며 예-연소실의 영향으로 침식연소(erosive burning) 현상이 나타남을 알 수 있었다.

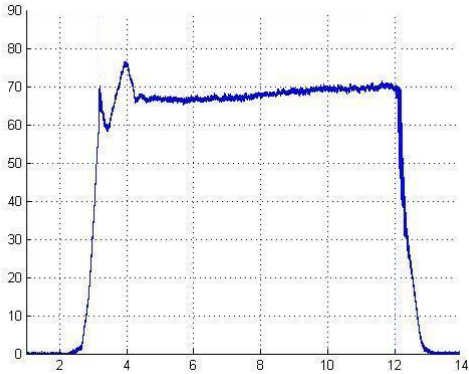


Fig. 4 Reference result at 10g/s of oxidizer flow rate

#### 2.4 음향가진이 있는 실험

음향가진이 있는 경우의 실험과 음향가진이 없는 경우와 비교하기로 한다. Carmicino 등의 결과를 토대로 볼 때 음향가진을 가하게 될 경우 음향모드와 와류유출 주파수의 공진 현상을 유도할 수 있으므로 본 연구에서도 이와 비슷한 공진 현상을 관측할 수 있을 것으로 기대된다. 산화제 유량과 그레인 내경을 조절함으로써 와류유출 주파수와 음향모드가 같거나 다른 주파수일 경우에 어떠한 변화가 있는지 알아볼 수 있으며, 각기 다른 길이의 음향가진 링을 이용하여 실험함으로써 어떠한 산화제 공급 유동 조건에서 음향가진이 강하게 일어나는지도 확인할 수 있다.

### 3. 현재 진행 연구

본 연구를 통하여 하이브리드 로켓 연소에서 DC-shift 현상이 일어나는 조건과 산화제 공급

유동 조건에 따른 DC-shift 현상을 명확히 알 수 있을 것으로 기대된다. 구성된 실험 장치를 통하여 음향가진을 가하는 경우와 그렇지 않은 경우를 비교할 수 있으며, 음향모드와 와류유출 주파수의 관계를 확인할 수 있다. 또한 고체 로켓과의 가장 큰 차이점인 외부 유동의 영향은 산화제 공급 유동 조건에 따른 음향가진의 세기를 변화시킴으로서 확인할 수 있다. 이후 본 실험 결과는 하이브리드 로켓 설계에서의 연소 안정과 관련한 자료가 될 수 있을 것으로 기대된다.

### 참 고 문 헌

1. C.Carmicino, A. Russo Sorge, "On the Role of Vortex Shedding in Hybrid Rockets Combustion Instability", AIAA 2008-5016
2. 나양, 이창진, "채널유동에서 질량분사에 의한 표면유동의 진동 특성", 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, pp. 776-779
3. J.P.Arves, H.Stephen Jones, "Explantion of the DC shift In Hybrid Motors", AIAA 97-2938
4. Marvin Rocker, "Simulation of Non Acoustic Combustion Instability in a Hybrid Rocket Motor"
5. Eric John Wernimont, "Experimental study of Combustion in Hydrogen preoxide Hybrid rockets", A Thesis submitted to the Faculty of Purdue University August 1997, pp. 9-33
6. George P. Sutton, "Rocket Propulsion Element" A wiley interscience publication, pp. 612-623
7. Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Wiley J. Larson, "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, pp. 365-439
8. Hill, Peterson, "Mechanics and Thermodynamics of propulsion", Addison Wesley, pp. 603-606