다이하프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터의 연소불안정 연구

이정표^{a,*} · 김영남^b · 김진곤^c · 문희장^c

A Study on the Combustion Instability of the Hybrid Rocket Motor with a Diaphragm

Jungpyo Lee^{a,*} · Youngnam Kim^b · Jinkon Kim^c · Heejang Moon^c

^aTechnical Support, Flowmaster Korea, Korea

^bFlow and Noise, Korea

^cSchool of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jpleerocket@gmail.com

ABSTRACT

In this paper, the main cause on excitation of the combustion instability which may occur in the hybrid rocket motor with a diaphragm was studied. Hybrid rocket motor propulsion tests considering various experimental conditions such as with a diaphragm or not, a diameter of diaphragm, oxidizer mass flow rate, fuel length, etc were performed, and the combustion visualization for the inside of a hybrid rocket motor with a diaphragm was performed. With these experimental results, it was confirmed that the main cause of a large excitation was the hole-tone, and it was shown that the hole-tone model can be predicted experimental primary pressure oscillation frequency quite well.

초 록

본 연구에서는 다이하프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 큰 압력진동의 가진 요인을 분석하였다. 다이하프램 유·무와 다이하프램 직경, 산화제 유량, 연료 길이 등의 다양한 실험조건을 고려하여 하이브리드 로켓 모터 추진시험을 수행하였고, 하이브리드 로켓 모터 가시화 장치를 이용하여 다이하프램이 삽입된 연소기의 내부 연소장을 가시화 하였다. 이러한 실험을 통해 주요 연소실 압력 가진 요인은 hole-tone인 것으로 판단되고, hole-tone 모델로 예측한 주파수와 추진 시험을 통해 획득한 주요 압력진동 주파수가 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Diaphragm(다이하프램), Combustion Instability(연소 불안정), Hole-tone(홀톤), Excitation Frequency(가진 주파수)

c	Sound speed
$D_{D,p}$	Diaphragm port diameter
$D_{f,p}$	Fuel port diameter
$D_{N,T}$	Nozzle throat diameter
D_{ori}	Orifice diameter
$D_{f,Diap}$	Front diaphragm port diameter
$D_{r,Diap}$	Rear diaphragm port diameter
L_f	Fuel length
M	Mach number
$\dot{m}_{ox}$	Oxidizer mass flow rate
p_s	Oxidizer supply pressure
t_b	Burning time
u_i	Inflow velocity

1. 서 론

하이브리드 로켓 모터는 고체 연료와 기상 또는 액상의 산화제를 따로 저장하여 사용하는 추진기관으로서 성능은 액체 로켓과 고체 로켓의 중간(I_{sp} : 230~280 sec)이며 추력중단, 재점화 및 추력조절이 가능할 뿐만 아니라 연료와 산화제가 분리 저장되므로 고체로켓과 같은 폭발의 위험성이 없다고 볼 수 있다[1-4]. 또한 하이브리드 로켓은 일반적으로 심각한 압력진동이 발생하지 않는 것으로 알려져 있다. 하이브리드 로켓에서의 압력진동은 주로 음향 공명(acoustic resonance)에 의한 고주파 영역 보다는 저주파 영역에서 발생하고, 이러한 저주파 연소 불안정은 비음향(non-acoustic) 연소 불안정으로 주로 액체 산화제의 기화 지연, 고체 연료의 열적 지연(thermal lag), 산화제 공급 시스템의 진동 전달, L^* 불안정, 모터 헤드에서의 불안정한 화염 정착 등에 의해 발생한다고 알려져 있다[5].

그러나 하이브리드 모터에서 atomization/mixing, massflux coupling, chuffing, pressure coupling, hole-tone, vortex shedding, DC shift 등과 같은 불안정 유발 메커니즘에 의해 연소실 압력진동은 가진 될 수 있고[5], 미국의 'AMROC'이나 'JIRAD'(Joint Government/Industry Research and Development)에서 수행된 하이브리드 로켓

모터 실험에서 큰 연소불안정이 발생되었다는 기록이 있다[6-8]. AMROC DM-01(250,000 lb 급 모터) 시험에서는 2-3 Hz 영역의 주파수에서 평균압력의 15-20% 압력진동이 나타났고, JIRAD의 다양한 사이즈의 하이브리드 로켓 모터 시험에서는 8-15 Hz 영역의 저주파수에서 평균압력의 50-60%의 큰 압력진동이 발생한 사례가 있다. 이러한 큰 압력진동은 전방연소실에서의 연소실 체적/형상, 인젝터 형상, 열원 등과 같은 조건들과 관련되어 있는 것으로 확인되었으며, 연소불안정에 후방 연소실의 영향은 중요하지 않은 것으로 보고되었다[7,9,10]. 또한 11-inch GOx 모터의 실험에서 축방향 인젝터가 방사형 또는 45° 기울인 인젝터에 비해 안정성이 향상되었다는 연구결과가 있고[6,7], 기체 산화제 공급 시스템에서 sonic-nozzle이나 venturi 후방의 공급장치 체적이 모터의 안정성에 영향을 끼친다는 연구가 보고된 바 있다. 그러나 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 이러한 연구결과는 실험으로 확인만 되었으며 연소불안정의 발생 메커니즘 및 원인이 명확하게 파악되지 않은 상태이다[5].

본 실험실에서 수행한 다이아프램을 설치한 연소기의 연소특성 연구에서도 연소실 압력에 큰 압력진동이 발생함을 확인하였다. 다이아프램은 Fig. 1(a)와 같이 연소기 내에 간단한 설치로 하이브리드 로켓의 큰 단점인 낮은 고체연료 연소율을 증가할 수 있는 장치로, 최근 이에 대한 많은 연구가 수행되고 있다. 다이아프램을 설치한 하이브리드 로켓 모터에서 연소율 증가의 메커니즘은 다음과 같다. 고체 연료 중간에 위치한 다이아프램의 후방에서는 연료 포트와 다이아프램 포트와의 직경 차이로 인해 정체 와류(vortex)가 발생하고, 고온의 정체 와류로 인한 열전달의 증가가 고체연료의 연소율을 상승시킨다[11].

그러나 다이아프램을 설치한 하이브리드 로켓 추진실험에서 대부분 Fig. 1(b)와 같이 압력진동이 매우 크게 나타나는 것을 볼 수 있다[11]. 실험으로 획득한 압력 데이터를 FFT 해석한 결과 주요 압력진동 주파수는 100~400 Hz 대의 저주

Fig. 1 a. Configuration of hybrid rocket motor with a diaphragm(up),
b. Chamber pressure vs. burning time (down).

파수로 관찰 되었고, 압력 데이터 및 FFT 해석을 통해 공진이 발생함을 확인했다. 공진발생은 특정 진동수를 가진 시스템에 같은 진동수를 가진 입력이 외부에서 전해질 때 진폭이 커지면서 에너지가 증가하는 현상으로, 하이브리드 모터 시스템의 고유 주파수와 다이아프램 삽입으로 인한 모터 내부 유동의 진동이 갖는 특정 주파수가 서로 일치하여 공진이 발생한 것으로 판단된다.

본 연구에서는 다이아프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 연소불안정의 가진 요인을 분석하고, 다양한 실험조건을 통하여 가진 주파수의 특성을 알아본다.

2. 하이브리드 로켓 모터 연소불안정 가진 실험조건

하이브리드 로켓 모터 시스템은 Fig. 2와 같이 전방 연소실, 후방 연소실, 연료 그레이н, 노즐로 구성되어 있다. 연소실의 압력을 측정하기 위해 전방 및 후방 연소실에 고주파수 센서인 'Kistler' 사의 압전식 압력 센서(piezoelectric pressure transducer, 6061 B)를 설치하여 측정하

Fig. 2 Schematic of the hybrid rocket motor.

였고, 노즐은 연소 중 노즐목의 삭마를 방지하기 위해 수냉식 냉각장치가 설치된 구리 합금 노즐을 사용하였다. 또한 본 연구에서는 연소기 내 유동특성을 바꿔 큰 연소불안정을 발생하기 위한 목적으로 연소기 내부에 카본(carbon) 재질의 다이아프램을 설치하였다[12].

다이아프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 연소불안정의 발생 메커니즘을 알아보기 위하여 전/후방 다이아프램 장착, 다이아프램 형상 등의 조건을 고려하였다. 고체연료의 연소율 향상을 위해 다이아프램을 삽입한 하이브리드 로켓 모터는 일반적으로 다이아프램이 연료 중앙에 위치해 있다[11]. 그러나 본 연구에서는 다이아프램의 장착 위치 및 유·무 등에 따른 연소불안정 특성 변화를 알아보기 위하여 다음과 같이 네가지 형상을 고려하였다. Type 1은 다이아프램을 설치하지 않은 일반적인 하이브리드

Table 1. Experimental conditions.

Oxidizer/Fuel	GOx/HDPE (High Density Polyethylene)
Fuel port diameter (mm)	20, 25, 30
Diaphragm port diameter (mm), Front/Rear	10/10, 15/10, 7/10, 5/10, 10/15
Oxidizer massflow rate (g/s)	5 ~ 65
Fuel length (mm)	300, 250, 200, 175, 150, 100, 75, 50
Burning time (s)	10
Oxidizer supply pressure (kgf/cm ²)	30
Sampling rate (/s)	5000

드 로켓 모터이고, Type 2는 다이어프램을 연료 후방에만 설치하였고, Type 3은 전방에만 설치하였다. 그리고 Type 4는 연료 전/후방에 다이어프램을 모두 설치하였다. 또한 다이어프램이 설치된 하이브리드 로켓에서 다이어프램 포트 직경의 변화와 산화제 유량 변화, 연료 길이 변화 등에 따른 연소불안정 특성 등을 알아보기 위하여 Table 1과 같이 다양한 실험조건을 고려하였다.

3. 실험 결과

3.1 다이어프램 유·무에 따른 특성

다이어프램 설치 유·무에 따른 압력진동 특성을 알아보기 위하여 네가지 연소기 형상을 고려하여 실험을 수행하였다. 연소기 형상외의 다른 실험조건은 모두 동일하게 하였다. (L_f : 200 mm, $D_{f,p}$: 25 mm, D_{NT} : 9 mm, D_{ori} : 2.0 mm, p_s : 30 kgf/cm²) 다이어프램 유·무에 따른 연소실 압력진동 결과는 Fig. 3-6과 같다. 연료 전/후방에 다이어프램이 모두 없는 연소기(Type 1)와 연료 전방에만 다이어프램이 설치 되어 있는 연소기(Type 3)에서는 압력진동이 상대적으로 작게 나타나고, 후방 다이어프램이 설치된 연소기(Type 2, Type 4)에서는 압력진동이 크게 나타남을 볼 수 있다. 따라서 연소기 전방에서 유입되는 유동이 후방에서 충돌할 수 있는 벽이 형성되지 않으면 큰 압력진동은 발생하지 않는 것으로 판단된다. 또한 연소불안정이 크게 발생하는 Type 2와 Type 4의 FFT 해석 결과를 보면, 각각 83 Hz, 176 Hz의 주파수에서 공진 현상이 나타나고 큰 진폭이 발생함을 확인 할 수 있다.

3.2 후방 다이어프램 직경의 변화에 따른 특성

연료 포트 내부를 흐르는 유동이 충돌하는 후방 다이어프램의 직경 변화에 따른 압력진동의 영향을 알아보기 위해, 전방 다이어프램 직경은 동일하게 하고 후방 다이어프램 직경을 각각 10

Fig. 3 Type 1. chamber pressure vs. burning time (L), FFT analysis(R).

Fig. 4 Type 2. chamber pressure vs. burning time (L), FFT analysis(R).

Fig. 5 Type 3. chamber pressure vs. burning time (L), FFT analysis(R).

Fig. 6 Type 4. chamber pressure vs. burning time (L), FFT analysis(R).

Fig. 7 Primary pressure oscillation frequency vs. oxidizer mass flow rate.

Fig. 8 FFT analysis of the chamber pressure.

Fig. 9 Chamber pressure vs. time with the variation of $D_r.Diap$.

mm와 15 mm로 설정하여 실험을 수행하였다. 다양한 산화제 유량 조건에서 실험을 수행하였고, Fig. 7과 Fig. 8과 같이 후방 다이아프램 직경 변화에 따른 연소실 압력 공진 주파수는 큰 차이가 없었다. 그러나 Fig. 9와 같이 후방 다이아프램의 직경이 작을수록 압력진동이 커지는

Fig. 10 Chamber pressure vs. time(L), FFT analysis(R), $D_f.Diap/D_r.Diap = 5/10$ mm.

Fig. 11 Chamber pressure vs. time(L), FFT analysis(R), $D_f.Diap/D_r.Diap = 7/10$ mm.

것을 확인 할 수 있고, 이는 후방 다이아프램의 직경 변화는 연소실 압력 공진 주파수 보다는 압력진동의 진폭에 큰 영향을 끼치는 것을 의미한다. 이러한 현상은 후방 다이아프램의 직경이 작을수록 연료 내부를 흐르는 유동이 후방 벽에 부딪칠 수 있는 빈도가 커지기 때문으로 판단된다.

3.3 전방 다이아프램 직경의 변화에 따른 특성

전방 다이아프램의 직경 변화에 따른 압력진동 특성을 알아보았다. Fig. 10-13은 전방 다이아프램의 직경이 각각 5, 7, 10, 15 mm이고, 후방 다이아프램 직경은 10 mm로 동일하게 적용한 하이브리드 로켓 모터의 연소 실험 결과이다. 전방 다이아프램 직경 외의 실험조건은 모두 동일하게 하였다. ($L_f : 175$ mm, $D_{f,p} : 25$ mm, $D_{N,T} : 9$ mm, $D_{ori} : 2.0$ mm, $p_s : 30$ kgf/cm²) 후방 다이아프램에서 유동의 충돌로 인해 전방 다이아프램의 직경이 7, 10, 15 mm인 실험조건에서는 압력 진동이 크게 발생하지만, 직경이 5 mm

Fig. 12 Chamber pressure vs. time(L), FFT analysis(R), $D_{f.Diap}/D_{r.Diap} : 10/10$ mm.

Fig. 13 Chamber pressure vs. time(L), FFT analysis(R), $D_{f.Diap}/D_{r.Diap} : 15/10$ mm.

인 경우에는 압력 진동이 매우 작게 나타남을 볼 수 있다. 압력진동이 큰 실험조건($D_{f.Diap} : 7, 10, 15$ mm)에서는 하이브리드 로켓 모터의 고유 시스템 주파수와 가진 주파수의 공진으로 큰 진폭이 나타나지만, 직경 5 mm인 실험에서는 공진 현상이 없고 상대적으로 진폭이 매우 작게 나타난다. 이러한 현상은 전방 다이어프램에서 유입되는 유동의 주입속도가 특정 값보다 큰 경우 큰 압력진동을 유발하는 가진 메커니즘이 발생하지 않기 때문으로 판단되고, 이에 대한 설명은 위의 실험결과들을 통해 가진 메커니즘을 분석한 후 다시 논의하겠다.

3.4 실험 결과 분석

‘전/후방 다이어프램 설치 유·무’ 및 ‘후방 다이어프램 직경 변화’의 실험결과를 보면, 전방 다이어프램(또는 인젝터)에서 주입된 제트가 후방 다이어프램에서 충돌하여 발생하는 진동이 하이브리드 모터 시스템의 압력진동을 가진시키

Fig. 14 Mechanism of hole-tone [19].

는 것으로 판단되고, 후방 다이어프램이 설치되어 있는 모터에서 큰 압력진동을 발생하는 주요 가진 요인은 hole-tone인 것으로 판단된다.

Hole-tone은 Fig. 14와 같이 전방 노즐 에지(edge)에서 생성된 와류(vortex)가 후방 고체벽에 충돌하면서 발생하는 강한 순음성 충돌음으로, 다양한 유동장에서 발생할 수 있으며 강한 진동을 야기하기 때문에 유체역학이나 음향학 분야에서 많은 관심을 끌어난 현상이다[13-18].

불안정한 제트의 전단층에서 교란에 의하여 발생한 와류가 하류 방향으로 흐르면서 후방 다이어프램에 충돌하여 음파가 발생하고 이것이 다시 전방에서 유입되는 유동을 교란하여 전방 다이어프램에서 와류가 지속적으로 생성되는 되먹임(feedback) 순환을 이룬다[19]. 따라서 전방에서 생성된 와류가 후방의 다이어프램에 부딪치면서 유효음원으로 작용하고 압력진동을 지속적으로 유발하게 되는 것이다.

그리고 전방 다이어프램의 직경이 5 mm인 실험에서 큰 압력진동이 발생하지 않은 것은 다음과 같은 원인 때문으로 판단된다. 작은 직경의 다이어프램에서 유입되는 유동은 높은 배출 속도를 갖기 때문에 축방향 모멘텀이 크게 발생된다. 따라서 전방 다이어프램에서 유입되는 유동은 음파에 의한 교란의 영향을 상대적으로 적게 받고, 연소실 내부를 흐르는 유동에서 와류가 생성되지 않는 것으로 판단된다. 따라서 작은 직경의 다이어프램에서 유입되는 제트는 후방 다이어프램에서 큰 충돌없이 배출되는 것으로 판단된다.

4. 다이아프램이 삽입된 연소기의 연소 가시화

다이아프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 와류의 충돌을 확인하기 위하여, 전/후방 다이아프램이 삽입된 연소기의 내부 연소장을 가시화 하였다. Fig. 15는 연소 가시화 실험장치의 구성도이고, Fig. 16은 장치를 이용하여 찍은 연소 가시화 사진이다. 연소기 측면에서 가시화를 하기 위해 평판형 연소기를 사용하였고, 산화제와 연료는 각각 GOx와 HDPE를 사용하였으며, 산화제 유량은 약 20 g/s ($\sim 10 \text{ kg/m}^2\text{sec}$)로 설정하였다. 그리고 하이브리드 로켓 모터 추진 시험 장치와의 역학적 상사를 위하여 연료 사이 단면적과 다이아프램 사이 단면적의 비는 4로 하였고, 다이아프램 사이 간격 및 두께는 각각 5, 10 mm로 설정하였다. 가시화 창은 1200 K의 고온을 견딜 수 있는 석영 유리

Fig. 15 Combustion visualization system.

Fig. 16 Images of combustion visualization.

(SiO₂)를 사용 하였고, 가시화 창의 크기는 259×109×19 mm 이다. 연소 가시화는 Photron사의 FASTCAM APX-RS 모델의 고속 카메라를 이용하였고 초당 6000 frame의 속도로 촬영하였다[20].

고속 카메라를 이용하여 촬영한 Fig. 16의 (a) 부터 (d)의 사진은 전방에서 유입된 유동이 후방으로 흐르는 것을 보여준다. (a)에서는 전방 다이아프램을 지난 유동이 불안정화 되고 전방 다이아프램 에지(edge)에서 와류가 형성되는 것을 볼 수 있다. (b)와 (c)에서는 다이아프램 에지에서 전단층의 불안정화로 생성된 와류가 연소기 하류로 흐르는 것을 볼 수 있다. (d)는 연소기를 흐르던 와류가 후방 다이아프램에 부딪치는 사진으로, 이러한 충돌로 인해 압력진동이 유발되는 것으로 판단된다. 와류가 후방 다이아프램에 충돌하면서 발생하는 음파(acoustic wave)는 다시 전방에서 유입되는 유동을 교란하게 되는 feedback 순환을 이루게 되어 압력진동을 유지할 수 있는 에너지를 지속적으로 공급할 수 있게 된다.

5. Hole-tone 모델

Hole-tone에서 발생하는 충돌의 주기(τ)는 전방 다이아프램에서 생성된 와류가 후방 다이아프램에 부딪치고 뒤이어 와류가 후방 다이아프램에 충돌하는데 걸린 시간이다. 따라서 충돌 주기에 반비례한 hole-tone 주파수는 연료 내부를 흐르는 유동의 대류속도에 비례하고 연료 길이에 반비례한 관계를 갖는다. Fig. 11-13에서의 FFT 해석 결과를 보면, 전방 다이아프램의 직경이 7, 10, 15 mm 일 때, 주요 압력진동 주파수는 각각 215, 175, 88 Hz로 나타났고, 이는 모터 내부로 유입되는 유동의 속도가 빠를수록 주요 압력진동 주파수는 커지는 경향으로 hole-tone의 특성과 동일함을 볼 수 있다.

Hole-tone 주파수 예측 모델식은 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다. 이 식은 Rossiter가 제안한 cavity에서 발생할 수 있는 자발-유지

(self-sustained) 압력 진동의 모델과 유사한 형태로, 두 압력진동의 메커니즘은 동일하다[21]. u_i 는 전방 다이어프램에서 배출되는 유동의 배출 속도이고, k 는 연료 포트 내부를 흐르는 유동의 평균속도와 전방 다이어프램을 빠져 나오는 유동의 배출속도의 비이다. 따라서 $u_i k$ 는 전방 다이어프램을 지난 유동의 대류속도를 의미하고, c 는 음속을 의미한다. 그리고 L_f/c 는 후방에서 충돌로 생성된 음파가 전방으로 전달되는데 걸린 시간, $L_f/u_i k$ 는 전방에서 생성된 와류가 후방으로 가는데 걸린 시간을 의미한다. 본 연구에서 유동의 대류속도($u_i k$)는 연소실 내 유동을 이상 기체로 가정하고 압력 데이터 및 화염온도를 이용하여 밀도를 구하고 연료 포트의 단면적을 고려하여 계산하였다. n 은 연소기 내부를 흐르는 와류의 개수를 나타내는 것으로 모드수를 나타내고, 본 연구에서 n 은 모두 1로 설정하여 hole-tone 주파수를 계산하였다.

$$f_{hole} = \frac{n}{\tau} = \frac{n}{\frac{L_f}{c} + \frac{L_f}{u_i k}} = \frac{u_i}{L_f} \frac{n}{\left(\frac{1}{k} + M\right)} \quad (1)$$

Fig. 17은 다이어프램이 설치된 하이브리드 모터 추진실험으로 획득한 압력진동 공진 주파수와 Eq. 1로 계산한 hole-tone 주파수를 비교한 것이다. 실험은 Table. 1과 같이 다양한 연료직경, 다이어프램 직경, 산화제 유량, 연료 길이 등을 고려하여 수행되었다. 실험 결과, 공진 주파수에 영향을 끼치는 변수는 연료길이와 포트 내 대류 속도로, Fig. 17에서처럼 연료길이가 길어질수록 공진 주파수는 작아지는 경향이 나타났고, 연료 포트 내부를 흐르는 유동의 대류속도가 클수록 공진 주파수는 크게 나타났다. 이러한 특성은 hole-tone의 특성과 동일하고, Fig. 17과 같이 대부분의 실험에서 실험 압력진동 공진 주파수와 hole-tone 모델식으로 계산한 주파수가 큰 오차없이 일치함을 볼 수 있다. 따라서 다이어프램을 삽입한 하이브리드 로켓 모터에서 발생한

Fig. 17 Comparison of pressure oscillation frequencies with resonance.

큰 압력진동의 연소불안정의 가진 요인은 hole-tone인 것으로 판단된다. 전방 다이어프램 (또는 인젝터)에서 생성된 와류가 후방 다이어프램에서 충돌됨에 따라 연소실내 유동은 특정 진동수를 갖고, 하이브리드 로켓 모터의 고유 시스템 주파수와 hole-tone 주파수가 서로 일치하여 공진현상이 나타난 것으로 판단된다.

그리고 Fig. 17의 일부 실험 데이터에서 실험 값과 모델값에 차이가 크게 발생하는 이유는 연료 포트 내부를 흐르는 유동의 대류속도($u_i k$) 계산에서의 오차 때문으로 판단된다. 본 연구에서 사용된 하이브리드 로켓 모터는 다이어프램의 삽입으로 복잡한 내부 형상을 갖고 있다. 따라서 연료 포트 내부를 흐르는 대류 속도를 정확하게 계산하지 못했기 때문에 이러한 차이가 발생한 것으로 판단된다. 실제로 실험 데이터 분석 결과 연료길이가 짧은 경우 연료길이가 클 때보다 실험 압력진동 공진 주파수와 hole-tone 주파수의 차이가 더 크게 나타남을 확인 하였다. 이는 연료길이가 짧은 경우 연료 포트 내부를 흐르는 유동의 대류속도는 전방 다이어프램에서의 유동 분출 속도에 더 크게 영향을 받기 때문으로 판단된다.

6. 결 론

다이아프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 연소불안정의 가진 요인을 분석하였다. 전/후방 및 후방 다이아프램이 삽입된 하이브리드 로켓 모터 추진실험에서 대부분 공진 현상으로 큰 압력진동이 발생했고, 다양한 실험 조건 및 연소가시화 시험을 통해 심각한 연소불안정을 유발하는 가진 메커니즘은 연료 포트를 흐르는 불안정 유동(와류)과 후방 다이아프램의 충돌임을 확인하였다. 이러한 결과를 통해 큰 압력진동의 가진 요인은 유동이 벽면 등의 고체면에 충돌할 때 발생하는 강한 순음성 충돌음인 hole-tone인 것으로 판단된다. 또한 공진 주파수는 hole-tone의 특성과 동일하게 연료 포트 내부를 흐르는 유동의 대류속도가 클수록 크고, 연료 길이가 길어질수록 작게 나타났고, 하이브리드 로켓 모터 추진실험으로 획득한 압력진동 공진 주파수와 hole-tone 모델식으로 계산한 주파수가 큰 오차없이 일치하였다. 따라서 전/후방 및 후방 다이아프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생한 큰 압력진동은 연소실에서 주기적으로 생성되는 와류와 후방 다이아프램의 충돌로 나타나는 hole-tone의 주파수와 하이브리드 로켓 모터 시스템의 고유 연소불안정의 주파수가 서로 일치하여 공진이 발생했기 때문으로 판단된다. 또한 하이브리드 로켓 모터 시스템의 고유 연소불안정은 고체 연료의 열용량(heat capacity)에 의한 기화 지연과 경계층에서의 연소 과도현상(combustion transient)이 커플되어 나타나는 TC coupled 진동[5]으로 판단되고 이에 대한 연구는 추가적으로 수행될 것이다.

후 기

"이 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 지원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(NRF-2013M1A3A3A02042277)."

References

1. George P. Sutton, Oscar Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Seventh Ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2000.
2. Ronald Humble, Gregory Henry, Wiley Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, Inc., Ch. 7, 1995.
3. Anon., "Hazard Analysis of Commercial Space Transportation; Vol. 1: Operations, Vol. 2: Hazards, Vol. 3: Risk Analysis," U.S. DOT, PB93-199040, Accession No. 00620693, 1988.
4. Peterson, Z., Eilers, S.D., and Whitmore, S., "Closed-Loop Thrust and Pressure Prole Throttling of a Nitrous-Oxide HTPB Hybrid Rocket Motor," AIAA 2012-4551, 2012.
5. M. Arif Karabeyoglu, *Fundamental of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*, Chap. 9, AIAA, INC., 2007.
6. Boardman, T.A., Carpenter, R.L., and Claflin, S.E., "A Comperative Study of the Effects of Liquid-Versus Gaseous-Oxygen Injection on Combustion Stability in 11 inch-Diameter Hybrkd Motors," AIAA Paper 97-2936, July 1997.
7. Boardman, T.A., Brinton, D.H., Carpenter, R.L., and Zolods, T.F., "An Experimental Investigation of Pressure Oscillations and Their Suppression in Subscale Hybrid Rocket Motors," AIAA Paper 95-2698, July 1995.
8. Boardman, T.A., Carpenter, R.L., and Goldberg, B.E., and Shaeffer, C.W., "Development and Testing of 11- and 24-Inch Hybrid Motors Under the Joint Government/Industry IR&D Program," AIAA Paper 93-2552, June 1993.
9. Greiner, B., and Frederick, R.A., Jr., "Hybrid Rocket Instability," AIAA Paper, 93-2553, June 1993.
10. Wooldridge, C., Marxman, G.A., and Kier, R., "Investigation of Combustion Instability

- in Hybrid Rockets," NASA CR-66812 Final Rept., 1969.
11. Moon, Keunhwan, "A Study on Combustion Characteristic of the Hybrid Combustor Using Non-combustible Diaphragm," Master Dissertation, Korea Aerospace University, 2012.
 12. Lee, Jungpyo, "A Study on the Combustion Instability Attenuation of the Hybrid Rocket Using Diaphragm," Ph. D. Dissertation, Korea Aerospace University, 2013.
 13. Michalke, A. and Fuchs, H.V., "On Turbulence and Noise of an Axisymmetric Shear Flow," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 70, Issue 01, pp. 179-205, 1975.
 14. Crighton, D.G., "Basic Principles of Aerodynamic Sound Generation," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 16, pp. 31-96, 1975.
 15. Rockwell, D. and Naudascher, E., "Self-sustained Oscillations of Impinging Free Shear Layer," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 11, pp. 67-94, 1979.
 16. Rockwell, D., "Oscillations of Impinging Shear Layer," AIAA Journal, Vol. 21, Issue 05, pp. 645-661, 1983.
 17. Lush, P.A., "Measurements of Subsonic Jet Noise and Comparison with Theory," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 46, Issue 03, pp. 477-500, 1971.
 18. Mani, R., "The Influence of Jet Flow on Jet Noise. Part 1. The Noise of Unheated Jets," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 73, Issue 04, pp. 753-778, 1976.
 19. Im, Jung-Bin, "A Study on Tone Generation and Flow Instability of Impinging Circular Jet," Ph. D. Dissertation, Soongsil University, 1999.
 20. Oh, Jisung, "A Study on the Flow Visualization in Combustor of Hybrid Rocket with Diaphragm," Master Dissertation, Korea Aerospace University, 2012.
 21. J.E. Rossiter, "Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds," Reports and Memoranda No. 3438, 1964.