하이브리드 로켓 모터의 연소불안정 분석 및 저감 설계

이정표^{a,*} · 이선재^b · 김진곤^c · 문희장^c

An Analysis and Reduction Design of Combustion Instability Generated in Hybrid Rocket Motor

Jungpyo Lee^{a,*} · Sunjae Rhee^b · Jinkon Kim^c · Heejang Moon^c^a*Aerospace Engineering, Universidade de Brasília, Brazil*^b*R&D Planning & Coordination Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea*^c*School of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*^{*}*Corresponding author. E-mail: jpleerocket@gmail.com*

ABSTRACT

In this paper, the mechanism of the combustion instability which may occur in a hybrid rocket motor with a diaphragm was studied. And the new design for a hybrid motor grain was suggested. It could increase a regression rate of solid fuel, and reduce a large pressure oscillation in a hybrid rocket motor with a diaphragm. It was confirmed that the main mechanism of a large pressure oscillation was hole-tone, and it was caused by a collision between a diaphragm and a vortex which was generated in a pre-chamber. And 'Stepped Grain' design which had the mechanism for high regression rate in a motor with a diaphragm and could reduce a combustion instability was suggested.

초 록

본 연구에서는 다이어프램(diaphragm)을 설치한 하이브리드 로켓에서 발생하는 연소불안정의 발생 메커니즘을 알아보고, 고체연료의 연소율은 증가하면서 연소불안정은 줄일 수 있는 그레인 설계를 제안하였다. 고체연료의 연소율을 증진시키기 위해 다이어프램을 설치한 하이브리드 로켓 모터에서 관찰되는 큰 연소불안정의 가진 요인은 전방 연소실에서 생성된 와류가 후방의 다이어프램에 부딪치면서 나타나는 Hole-tone으로 판단된다. 또한 다이어프램의 고연소율 발생 메커니즘을 적용하면서 연소불안정은 줄일 수 있는 'Stepped Grain'을 제안하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Diaphragm(다이어프램), Combustion Instability(연소 불안정), Hole-tone(홀톤), TC Coupled(열지연·경계층연소 커플)

Received 11 December 2013 / Revised 6 July 2014 / Accepted 11 July 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 추계학술대회(2013. 12. 4-5,

경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

하이브리드 로켓 모터는 고체 연료와 기상 또

Fig. 1 Configuration of hybrid rocket motor with a diaphragm.

는 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].

하이브리드 로켓의 상용화를 위해서 해결해야 할 단점 중 크게 대두되는 것이 낮은 후퇴율(regression rate)로 인해 추진 성능이 낮다는 것이다. 낮은 후퇴율을 개선하기 위해 사용되는 대표적인 방법으로는 멀티 포트 그레인을 적용한 연료, 스웰 인젝터 사용, 용융성(liquefying) 연료 사용, 금속 분말을 첨가 등의 연구가 활발히 진행되고 있고, 최근에는 하이브리드 고체 연료의 사이에 다이어프램(diaphragm)을 장착하여 고체 연료의 연소효율을 높이는 연구가 진행 중이다[5]. 고체 연료 사이에 위치한 다이어프램의 전·후방에서는 연료 포트 직경과 다이어프램 내경의 차이로 인해 고온의 와류(vortex)가 발생하며, 이 와류로 인한 열전달의 증가로 인해 고체연료의 연소율이 상승한다. 그러나 선행연구에 의하면 다이어프램을 설치함으로써 고체연료의 연소율은 증가하였지만, 큰 압력 진동을 수반한 연소불안정이 발생하였다[5]. 따라서 본 연구에서는 다이어프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 심각한 연소불안정의 발생 메커니즘을 알아보고, 고체연료의 연소율은 증가하면서, 연소불안정은 줄일 수 있는 그레인 설계를 제안하였다. 그리고 본 연구에서의 연소 실험은 참고문헌 [6]에서 수행한 실험과 동일하고, 실험 장치 및 실험 조건은 본 논문에서 생략하였다. 참고문헌 [6]에서는 다이어프램이 설치되어 있는 연소

Fig. 2 Chamber pressure with and without diaphragm.

기에서의 연소불안정 발생 메커니즘을 다이어프램 유·무, 다이어프램 내경 변화 등의 다양한 실험 변수를 고려하여 분석하였다.

2. 하이브리드 로켓 모터의 연소불안정 발생

2.1 다이어프램 설치 유무에 따른 연소불안정 특성

다이어프램은 Fig. 1과 같이 연소기 내에 간단한 설치로 하이브리드 로켓의 큰 단점인 낮은 고체연료 연소율을 증가할 수 있는 장치이다. 그러나 Fig. 2와 같이 다이어프램을 설치한 하이브리드 로켓 모터에서는 다이어프램을 설치하지 않은 모터에 비해 압력진동이 매우 크게 나타나는 것을 볼 수 있고, 다이어프램을 설치한 모터에서는 대부분 심각한 연소불안정이 발생했다는 연구 결과가 보고되어 있다[5]. 다이어프램을 설치한 모터에서 연소 실험으로 획득한 압력 데이터를 FFT(Fast Fourier Transform) 해석한 결과 주요 압력진동 주파수는 100~400 Hz 대의 저주파수로 관찰 되었고, 압력 데이터 및 FFT 해석을 통해 공진이 발생함을 확인했다[7,8].

2.2 연료 포트와 다이어프램의 직경 차이의 변화에 따른 연소불안정 특성

다이어프램 내경과 연료 포트 직경의 차이의 변화에 따른 압력진동의 특성을 알아보기 위해 단차의 변화를 주어 실험을 수행하였다. 연료 포트 직경은 20, 25 mm로 설정하였고, 다이어프램 내경은 10, 15 mm로 설정하였다. Fig. 3, 4는 각

Fig. 3 Chamber pressure and FFT analysis with different step height (D_{diap} : 10 mm).

Fig. 4 Chamber pressure and FFT analysis with different step height (D_{diap} : 15 mm).

각 다이어프램 직경 10 mm, 15 mm을 적용한 연소기 모터의 연소실 압력과 FFT 결과를 보여 준다. Fig. 3, 4에서와 같이 다이어프램 내경과 연료 포트의 직경 차이가 커질수록 압력 진동이 커지는 것을 볼 수 있다. 본 연구에서 관찰되는 다이어프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 큰 압력 진동의 가진 메커니즘은 연료 포트를 흐르는 불안정 유동(와류)이 벽면 등의 고체면에 충돌할 때 발생하는 충돌음으로 판단된다[6]. 단차가 커질수록 연료 포트 내부를 흐르는 유동이 후방의 벽에 부딪히는 강도 및 비율이 커짐에 따라 압력 진동이 가진될 확률이 높아진 것으로 판단된다.

참고문헌 [6]에서는 다이어프램이 설치된 하이브리드 로켓에서 발생하는 연소불안정의 발생 원인을 분석하기 위해 전/후방 다이어프램 유무, 후방 다이어프램 직경 변화, 전방 다이어프램 직경 변화 등의 다양한 실험 조건을 고려하여 실험을 수행하였다. 결과에 따르면 본 연구에서의 심각한 연소불안정의 가진 요인은 전방 연

Fig. 5 Mechanism of the hole-tone mode.

소실에서 생성된 와류가 후방의 다이어프램에 충돌하여 발생하는 강한 순음성 충돌음인 Hole-tone으로 확인 되었다. Fig. 5는 다이어프램이 설치된 모터에서 Hole-tone의 발생 메커니즘을 나타낸 것이다. 유동이 박리되는 형상이나 높이 차이가 있는 형상의 후면같이 급격한 체적의 증가가 있는 경우, 유동의 속도 차이로 인한 전단층의 발생으로 와류가 생성될 수 있다. 따라서 Fig. 5의 전방 연소실에서 생성된 와류는 후방의 다이어프램과 충돌하면서 강한 음파를 발생시키고, 이 음파는 다시 전방에서 유입되는 유동을

교란하여 전방 연소실에서 와류가 지속적으로 생성되는 feedback을 이루게 된다[9]. 따라서 전방에서 생성된 와류가 후방의 다이어프램에 부딪치면서 유효음원으로 작용하고 압력진동을 지속적으로 유발하는 것으로 판단된다.

Fig. 3과 4의 압력 데이터의 FFT 분석 결과를 보면 모든 실험조건에서 최대 진폭을 나타내는 주요 주파수(primary frequency)는 100 Hz 부근에서 나타나고, 주요 주파수의 특성은 다이어프램 내경과 연료 포트 직경의 단차 변화에 큰 변화를 보이지 않음을 볼 수 있다. 직경 차이가 커짐에 따라 연료 포트 내부를 흐르는 유동과 다이어프램의 충돌 강도가 커지기 때문에 압력 진동은 커지지만, 최대 진폭을 나타내는 주요 주파수(primary frequency)는 큰 차이 없이 나타난 것으로 판단된다. 이는 연료 포트 직경과 다이어프램 내경의 변화가 압력 진동의 진폭에는 영향을 크게 끼치지 않지만, Hole-tone 주파수에는 영향이 크지 않기 때문이다. Hole-tone 주파수는 전방에서 생성된 와류가 후방의 벽에 충돌하는데 걸린 시간에 반비례한 관계를 갖고, Hole-tone 주파수에 영향을 크게 끼치는 주요 변수는 Fig. 5에서 와류가 발생하는 인젝터에서 와류가 충돌하는 다이어프램까지의 거리(L)와 연료 포트 내부를 흐르는 유동의 속도(u_i)이다[6,9]. 따라서 Hole-tone 주파수에 영향을 크게 끼치는 주요 인자는 u_i 와 모터 형상 변수인 L 이고, 다이어프램과 연료 포트 직경이 이들 변수에 크게 영향을 끼치지 않는 것으로 판단된다.

2.3 다이어프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서의 연소불안정 발생 원인

고체 연료의 열적 지연(thermal lag)과 기상 연소(gas-phase combustion), 연소실 기체역학(gasdynamic subsystems) 특성이 서로 커플되어 있는 하이브리드 로켓 모터 시스템에서는 일반적으로 TC coupled와 Helmholtz mode, Longitudinal acoustic mode가 고유 연소불안정 모드로 나타난다고 알려져 있다. TC coupled 진동은 하이브리드 로켓의 고체 연료의 열관성(heat capacity)에 의한 기화지연과 경계층에서의

연소 과도현상(combustion transient)이 커플되어 나타나고, 일반적으로 100 Hz 대의 저주파에서 나타난다고 알려져 있다[10]. Helmholtz mode와 Longitudinal acoustic mode는 연소실 기체역학 특성으로 나타나는 것으로, Helmholtz mode는 유체가 좁은 목을 통과하여 큰 체적으로 이동할 때 체적 내부 파동의 압축, 팽창이 반복됨에 따라 발생하고, Longitudinal acoustic mode(길이 방향 음향 모드)는 연소실 내에서 발생하는 음향파(acoustic wave)가 연소기 길이방향으로 전달됨으로써 발생한다.

따라서 다이어프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터 연소실험에서 나타나는 큰 압력진동은 하이브리드 모터 시스템의 고유 진동 요인인 TC coupled와 유동이 벽면 등의 고체면에 충돌할 때 발생하는 강한 순음성 충돌음인 Hole-tone이 서로 공진했기 때문으로 판단된다. 반면 1-L Acoustic mode와 Helmholtz mode는 본 연구의 실험조건에서 모두 800 Hz 이상으로 100 Hz 부근에서 나타나는 공명주파수는 이와는 상관없음을 확인하였다.

3. 연소불안정 저감 모터 설계

다이어프램을 설치한 연소기에서는 다이어프램 후방에서 고온의 재순환류가 발생하여 고체 연료의 후퇴율이 증가하였지만, 다이어프램 내부 유동의 충돌벽 역할을 하면서 큰 연소불안정이 발생되었다. 이를 개선하기 위해 후방 연료의 포트 직경을 전방 연료 포트 직경보다 크게 설계하여 연료 포트 내에 충돌벽을 없애 연소불안

Fig. 6 Configuration of 'Stepped Grain' ($D_{front} < D_{rear}$).

Fig. 7 Chamber pressure and FFT analysis for 'Stepped Grain' (D_{front} : 10, D_{rear} : 25 mm).

Fig. 8 Chamber pressure and FFT analysis for 'Stepped Grain' (D_{front} : 15, D_{rear} : 25 mm).

Table 1. Experimental conditions.

Oxidizer/Fuel	GOx/HDPE (High Density Polyethylene)
Front fuel port diameter (mm)	10, 15
Rear fuel port diameter (mm)	25
Oxidizer massflow rate (g/s)	18 ~ 50
Total fuel length (mm)	200
Burning time (s)	10
Oxidizer supply pressure (kgf/cm ²)	30
Sampling rate (/s)	5000

정을 저감시킴과 동시에 전·후방 연료의 직경 단차에서 발생하는 고온의 재순환류로 인해 후방연료의 후퇴율을 증가시키고자 하였다. Fig. 6은 후방 연료 포트 직경을 전방 연료 포트 직경보다 크게 하여 설계한 'Stepped Grain' 모터의

설계도이고, 하이브리드 로켓 모터 시스템은 기본적으로 Fig. 6과 같이 전방 연소실, 후방 연소실, 연료 그레인, 노즐로 구성되어 있다.

3.1 'Stepped Grain'의 연소 실험 조건

'Stepped Grain'에서의 연소불안정 및 연소율 특성을 알아보기 위하여 Table 1과 같이 실험조건을 고려하였다. 연소실의 압력을 측정하기 위해 전방 및 후방 연소실에 고주파수 센서인 'Kistler'사의 압전식 압력 센서(piezoelectric pressure transducer, 6061 B)를 설치하여 측정하였고, 노즐은 연소 중 노즐목의 삭마를 방지하기 위해 수냉식 냉각장치가 설치된 구리 합금 노즐을 사용하였다.

3.2 'Stepped Grain'의 연소 실험 결과

Fig. 7과 8은 전방 연료 포트 직경(D_{front})을 각각 10 mm와 15 mm로 설계하고, 후방 연료 포트 직경(D_{rear})을 25 mm로 고정하여 연소시험을 수행한 결과이다. 'Stepped Grain'의 경우 다이

Fig. 9 Regression rate for 'Stepped Grain'.

아프램을 설치한 모터와 달리 큰 압력진동이 발생되지 않았고, 압력 데이터의 FFT 분석 결과를 보면 공진 현상이 발견되지 않음을 볼 수 있다. 이는 전방 연소실에서 생성된 와류가 충돌할 수 있는 벽을 제거함으로써 모터 내에서 발생할 수 있는 Hole-tone 모드를 제거했기 때문으로 판단된다. 그리고 FFT 해석 결과를 보면 100~200 Hz 대와 1000~1200 Hz 대의 영역에서 낮은 진폭의 압력 진동이 발생함을 볼 수 있고, 이러한 진동은 각각 하이브리드 모터 시스템의 고유 주파수인 TC coupled와 1-L Acoustic mode로 판단된다.

3.3 'Stepped Grain'의 후퇴율

Fig. 9는 'Stepped Grain'과 다이아프램을 설치한 모터에서의 연료 전·후방의 후퇴율을 다이아프램이 설치되지 않은 원통형 single-port 그레이의 후퇴율과 비교한 것이다. 후퇴율은 고체 연료의 연소 표면에 대해 수직 방향으로 타들어가는 평균 속도로 정의되며 연소 전·후 연료의 무게를 측정하여 구하였다. 'Stepped Grain'에서도 다이아프램을 설치했을 때의 연소 특성과 동일하게 전방 연료의 경우 single-port 연료의 후퇴율과 큰 차이 없이 나타났고, 전·후방의 연료 단차에서 발생하는 고온의 재순환류 때문에 후방 연료에서는 single-port 그레이의 연료에 비해 후퇴율이 크게 증가함을 볼 수 있다. 후퇴율 증가율은 전방 연료의 직경이 10 mm인 경우 약

Fig. 10 Comparison between regression rate of rear fuel and correlation (Eq. 1).

50%, 15 mm인 경우 약 28%로 나타났다. 'Stepped Grain'에서 전방 연료 포트와 후방 연료 포트의 직경 차이가 커질수록 후방 연료의 후퇴율이 상승하는 것은 직경 차이가 커질수록 전·후방의 연료 직경 차이로 나타나는 재순환류의 크기가 커졌기 때문이고, 다이아프램을 적용한 모터에서도 동일한 연소특성이 나타남을 볼 수 있다[5].

또한 동일 산화제 유속 및 모터 형상에서 'Stepped Grain'의 후퇴율이 다이아프램을 설치한 모터의 연소를 보다 감소함을 볼 수 있다. 이는 'Stepped Grain'의 경우 단차가 연소시간이 증가함에 따라 감소하는 반면, 비연소성의 카본 다이아프램을 설치한 모터에서는 단차가 오히려 증가했기 때문이다.

'Stepped Grain'에서 고체연료의 후퇴율은 연료 포트 직경의 면적비에 영향을 크게 받을 수 있고, 따라서 후퇴율 관계식은 Eq. 1과 같이 산화제 유속 및 면적비의 함수로 표현할 수 있다. Eq. 1은 다이아프램이 설치된 하이브리드 모터에 일반적으로 적용할 수 있는 관계식으로 다양한 실험조건에서 고체연료의 연소율을 잘 예측할 수 있었다[5].

$$\dot{r} = 0.0272 G_{ox,avg}^{0.53} \left(\frac{A_{p,avg}}{A_{i,avg}} \right)^{0.36} \quad (1)$$

$A_{i.avg}$ 는 전방 연료의 연소 전·후 평균직경 단면적을 의미하고, $A_{p.avg}$ 는 전·후방 연료의 연소 전·후 평균직경 단면적을 의미한다. 따라서 전방 연료의 경우 면적비의 값이 1이 되어 후퇴율은 산화제의 함수로만 표현되며, 후방 연료의 경우 면적비가 클수록 후퇴율이 높게 나타나는 경향이 나타난다. Fig. 10은 후퇴율 관계식인 Eq. 1과 실험데이터를 함께 나타내는 그림으로 오차는 $\pm 10\%$ 내로 나타났다. 또한 Eq. 1은 다이어프램을 설치한 모터에서도 후퇴율을 잘 예측할 수 있음을 볼 수 있다. 따라서 하나의 실험식으로 두 모터의 연소율을 모두 표현 할 수 있고, 두 모터의 고체연료 연소율 증가 메커니즘은 동일함을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 다이어프램(diaphragm)을 설치한 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 심각한 연소불안정의 발생 메커니즘을 알아보았고, 고체 연료의 연소율을 증가시키면서 연소불안정을 줄일 수 있는 'Stepped Grain'을 제안하였다.

다이어프램이 설치된 하이브리드 로켓 모터에서 발생하는 심각한 압력진동의 가진 요인은 전방 연소실에서 형성된 와류가 후방의 벽에 충돌하여 나타나는 Hole-tone으로 판단되고, Hole-tone 모드와 하이브리드 로켓 모터 시스템의 고유 주파수인 TC coupled가 서로 공진하여 큰 연소불안정이 나타난 것으로 판단된다.

또한 전·후방 연료의 직경 차이에서 발생되는 고온의 재순환류로 인해 고체연료의 연소율은 증가하고, 내부 유동과 벽의 충돌로 인해 발생하는 Hole-tone 모드는 없앨 수 있는 'Stepped Grain'을 설계하였다. 'Stepped Grain'을 적용하여 연소 실험을 수행한 결과, 압력 진동이 크게 저감되었고, 후방연료의 후퇴율은 single-port 그레인의 후퇴율에 비해 크게 상승되는 것을 확인하였다. 'Stepped Grain'에서 후방 연료의 후퇴율 증가율은 전방 연료 직경이 10 mm인 경우 약 50%, 15 mm인 경우 약 28%로 나타났고, 후

퇴율 관계식은 산화제 유속과 연료 포트의 연소 전·후의 평균 직경에 대한 면적비의 함수로 표현 할 수 있었다.

후 기

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

References

1. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th Ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2000.
2. Humble, R.W., Henry, G.M. and Larson, W.J., *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. Moon, K.H., "A Study on Combustion Characteristic of the Hybrid Combustor Using Non-combustible Diaphragm," Master Dissertation, Korea Aerospace University, 2012.
6. Lee, J.P., Kim, Y.N., Moon, H.J. and Kim, J.K., "A Study on the Combustion Instability of the Hybrid Rocket Motor with a Diaphragm," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 6, pp. 1-10, 2013.

-
7. Lee, J.P., "A Study on the Combustion Instability Attenuation of the Hybrid Rocket Using Diaphragm," Ph. D. Dissertation, Korea Aerospace University, 2013.
 8. Rhee, S.J., "A Study on Combustion Instability Characteristics and Instability Decrement in Hybrid Rocket Motor," Master Dissertation, Korea Aerospace University, 2013.
 9. Im, J.B., "A Study on Tone Generation and Flow Instability of Impinging Circular Jet," Ph. D. Dissertation, Soongsil University, 1999.
 10. Karabeyoglu, M.A., *Fundamental of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*, Chap. 9, AIAA, INC., 2007.