

하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소특성 연구

김수종* · 김진곤* · 이승철* · 유우준* · 이정표*

A Study on Combustion Characteristics of Hybrid Rocket with the Variation of L/D ratio

Soo-jong Kim* · Jin-kon Kim* · Seung-chul Lee* · Woo-jun You* · Jung-pyo Lee*

ABSTRACT

In this paper, the combustion characteristics of a hybrid propulsion system were studied with various L/D(length vs diameter) ratio of the single port type solid fuel. Experiments of L/D ratio change were performed for 2 cases with the fixed grain port diameter and fuel length respectively. For the First case, results show that there are no large variation for regression rates as the L/D ratio changes. And as the L/D ratio increases, the O/F ratio and thrust tends to increase. For the Second case, there are no large change for O/F ratio and thrust as L/D ratio changes. On the other hand, as the L/D ratio decreases, only the regression rate tends to increase.

초 록

본 연구에서는 단일 포트 그레이н 형상을 갖는 하이브리드 추진 시스템의 고체 연료 L/D 비 변화에 따른 연소 특성을 고찰하였다. 본 연구를 위해 그레이н 포트 직경이 같은 경우와 그레이н 길이가 같은 경우로 나누어 L/D 비 변화에 관한 실험을 수행하였다. 그레이н 포트 직경이 같은 경우 L/D 비 변화에 따른 후퇴율은 큰 차이가 없었으며 L/D 비가 클수록 O/F 비는 낮았고 추력은 높았다. 그레이н 길이가 같은 경우 L/D 비 변화에 따른 O/F 비와 추력은 큰 차이가 없었으며 L/D 비가 작을수록 후퇴율은 높았다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), L/D ratio(L/D 비), O/F ratio(O/F 비), Regression Rate(후퇴율)

1. 서 론

현재 대다수 발사체는 고체와 액체 추진 시스템이 사용되고 있으나 안전성과 경제성에서 많은 부담을 가지고 있는 것이 사실이다. 더욱이 챌린저 호와 컬럼비아 호의 폭발 사고를 계기로 안전성에 대한 요구는 더욱 강조되고 있으며 증

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
연락처자, E-mail: sjkim76@hangkong.ac.kr

가하는 위성의 수요에 부응하는 경제적인 발사체의 필요성 또한 커지고 있다. 이러한 상황에 eAc가 개발한 최초의 민간 우주 여객선 스페이스쉽원(SpaceShipOne)의 발사 성공은 하이브리드 추진 시스템을 적용했다는 점에서 매우 괄목한 만한 성과라 할 수 있으며 하이브리드 추진 시스템의 안전성과 실효성이 입증된 사례라 할 수 있다. 이 때문에 세계 각국에서는 하이브리드 추진 시스템에 대한 관심이 집중되고 있고 이에 대한 연구가 가속화 되고 있는 실정이다. 이러한 하이브리드 시스템은 고체, 액체 시스템을 보완하는 많은 장점과 함께 몇 가지 단점을 가진다. 그 중 고체 연료와 액체, 기체 산화제를 사용하여 고체 연료의 후퇴율이 산화제에 의해 지배되는 특성에 따른 O/F 비 변화는 해결해야 할 문제점이다. 이는 고체연료의 연소시 산화제의 유동에 큰 영향을 받게 되어 고체 연료의 내부 포트 형상이 연소가 지속됨에 따라 증가하고 연소 단면적 또한 증가하여 연소되는 고체연료의 유량이 변해 발생하게 된다. 또한 그레인 포트의 직경과 길이의 형상에 따라 그레인 포트 내부를 흐르는 산화제의 유동이 변하게 되고 고체 연료의 후퇴율이 그에 따라 영향을 받는다. 이러한 특성에 기인하는 O/F 비 변화의 문제점을 해결하기 위해서는 먼저 전형적인 하이브리드 추진 시스템인 단일 포트 그레인(single port grain)을 갖는 추진 시스템의 고체 연료 L/D(length vs diameter) 비에 따른 연소 특성을 파악하는 것이 매우 중요하다.

따라서 본 연구에서는 그레인 포트 직경이 같은 경우와 그레인 길이가 같은 각각의 경우에 대해 L/D 비 변화를 갖는 하이브리드 추진 시스템의 연소 특성을 확인하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에서 사용한 실험장치는 Fig. 1과 같이 구성하였다. 산화제는 기체 산소, 연료는 고체 폴리에틸렌을 사용하였다. 산화제 공급을 위한 배관을 구성하였고 유량 측정을 위한 유량계

(Mass Flow Meter), 압력 측정을 위한 압력센서, 산화제 공급·차단을 위한 볼밸브, 역류 방지를 위한 체크밸브, 유량 조절을 위한 소닉노즐을 설치하였다. 점화를 위해 프로판 가스 공급

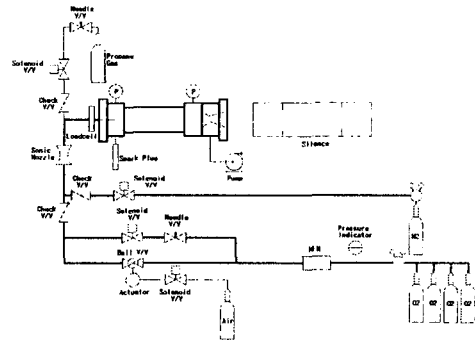


Fig. 1 Schematic of the hybrid experimental system

배관을 구성하였고 스파크 플러그를 이용해 점화하는 방법을 사용하였다. 토치식 점화를 위해 메인 산화제 공급 배관에서 분기한 별도의 배관을 설치하였다. 이는 메인 산화제 밸브로는 유량 조절이 어려워 점화시 필요한 작은 유량의 산화제 공급을 하기 위한 것으로 니들밸브를 사용하여 프로판과의 혼합비를 조절하였다. 점화시의 토치 화염이 분사되는 방향은 그레인 포트와 동축으로 배열하여 초기 점화시 연료 그레인 포트 내부에 충분한 점화열을 공급할 수 있도록 하였다. 연소기 시스템은 전방연소실(pre-chamber)과 후방연소실(post-chamber), 연료, 노즐로 구성하였다. 전방연소실과 후방 연소실에 각각 압력 센서를 장착하였고 노즐은 구리로 제작하였으며 노즐의 외부로 냉각수가 흘러 냉각이 되도록 하였다. 추력 측정을 위하여 연소기를 마찰이 적은 LM가이드 위에 장착하고 로드셀을 이용하여 추력을 측정하였다. 전체 실험 순서는 PLC를 이용하여 자동제어되며 DAQ를 이용하여 각 센서로부터의 데이터를 받도록 구성하였다.

2.2 실험 방법

모든 실험은 Table 1.과 같은 조건에서 수행하였으며 실험에 사용한 연료의 형상은 Table 2.와 같다. 고체연료는 L/D 비 10, 12.5, 16.7, 25를

Table 1. Specification of the combustion test

Oxidizer	Gas Oxygen
Solid Fuel	PolyEthylene(PE)
Combustion Time	20 sec
Oxidizer Supply Pressure	20 kgf/cm ²
Oxidizer Mass Flow Rate	14.5 ~ 32.2 g/sec

Table 2. Solid fuel shape

Grain Length(mm)	Grain port Diameter(mm)	L/D ratio
100	10	10
125	10	12.5
167	10	16.7
250	10	25
250	15	16.7
250	20	12.5
250	25	10

갖는 형상으로서 그레인 포트 직경이 10 mm로 같으며 길이가 다른 경우와 길이가 250 mm로 같으며 직경이 다른 경우의 형상 변수를 갖도록 제작하였다. 산화제는 20 kgf/cm²의 압력으로 공급하였고 20초간 연소를 하였다. 산화제 유량은 5가지의 소닉노즐을 사용하여 유량값을 조절할 수 있었으며 그 범위는 14.5 ~ 32.2 g/sec로 결정하였다. 고체 연료의 후퇴율은 연소 전·후의 무게를 측정하고 고체 연료로 사용한 폴리에틸렌의 밀도를 이용해 부피 변화량을 구해 계산하였으며 연료 그레인 포트 반경의 증가속도가 된다.

3. 실험결과

3.1 후퇴율

Fig. 2는 산화제 유량에 대한 후퇴율 그래프로써 그레인 포트 직경이 10 mm인 경우 L/D 비에 따른 결과이다. 4 가지 경우 모두 산화제 유량이 증가함에 따라 후퇴율이 증가하나 L/D 비에 따라서는 큰 차이가 없음을 알 수 있다. 이러한 결과는 그레인 포트의 길이에 따라 전체 추

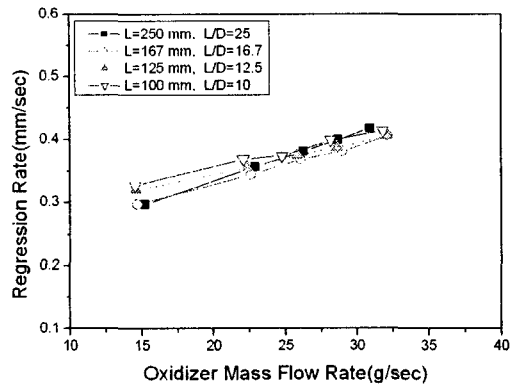


Fig. 2 Oxidizer mass flow rate vs Regression rate (D=10 mm)

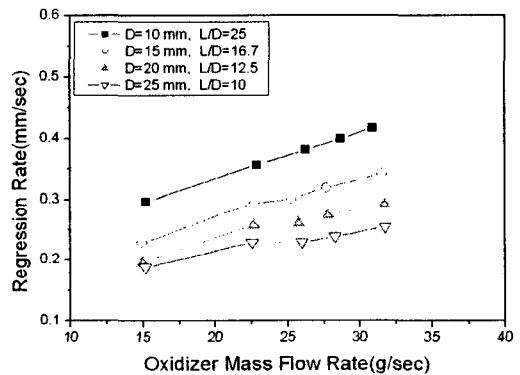


Fig. 3 Oxidizer mass flow rate vs Regression rate (L=250 mm)

진제 연소 유량의 조절이 가능하다는 것을 보여준다. Fig. 3은 길이가 250 mm인 경우 L/D 비에 따른 결과로 L/D 비가 클수록 후퇴율이 높게 나타나는 것을 알 수 있다. 이는 연소시간이 진행됨에 따라 내부 포트가 증가하게 되는 단일 포트 하이브리드 추진 시스템의 특성을 고려할 때 L/D 비 10, 12.5, 16.7, 25의 결과를 비교한다면 연소가 진행됨에 따라 연소 단면적은 증가하나 후퇴율이 낮아져 단위 시간당 연소되는 고체 연료량의 변화가 둔화되는 결과를 보여준다.

3.2 O/F 비

Fig. 4는 그레인 포트 직경이 같은 경우 길이에 따른 O/F 비의 결과로서 L/D 비가 작을수록 즉, 길이가 짧을수록 O/F 비가 높게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 위 후퇴율의 결과와

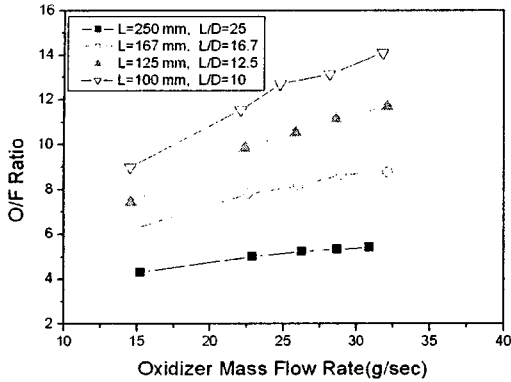


Fig. 4 Oxidizer mass flow rate vs O/F ratio (D=10 mm)

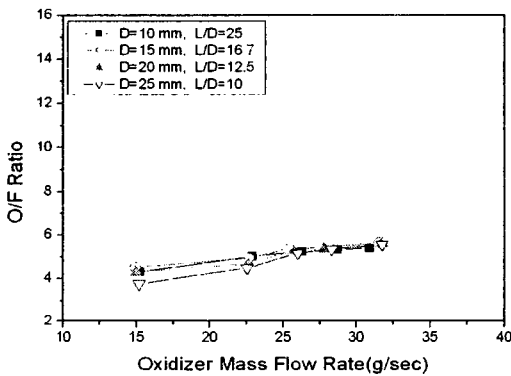


Fig. 5 Oxidizer mass flow rate vs O/F ratio (L=250 mm)

일치하는 것으로 단위 길이당 고체 연료 연소율이 같으므로 동일한 산화제 유량이 공급될 때 고체 연료 연소량은 길이가 길수록 많아짐을 나타낸다. Fig. 5는 그레인 길이가 같고 그레인 포트 직경이 다른 경우로 L/D 비에 따른 O/F의 차이가 크지 않은 것을 알 수 있다. 이는 연소시간에 따른 고체 연료의 연소율이 비교적 일정하다는 것을 나타내는 결과로 전형적인 단일 포트 하이브리드 추진 시스템의 단점인 연소 시간에 따른 O/F 비의 변화를 상당부분 개선한 결과를 나타낼 수 있다. 또한 산화제 유량에 따라서도 O/F 비의 증가 범위가 4~5로 크지 않았으며 이런 O/F 비에 근접한 결과를 나타냈다.

3.3 추력

Fig. 6은 그레인 직경이 같은 경우의 추력으로

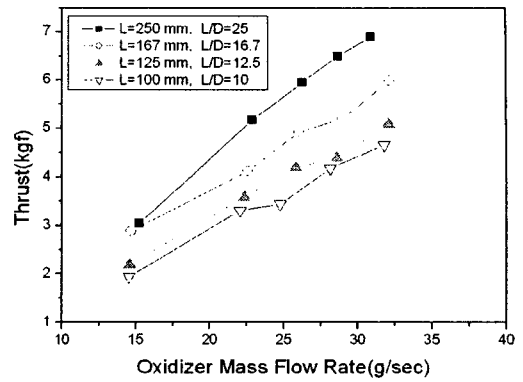


Fig. 6 Oxidizer mass flow rate vs Thrust (D=10 mm)

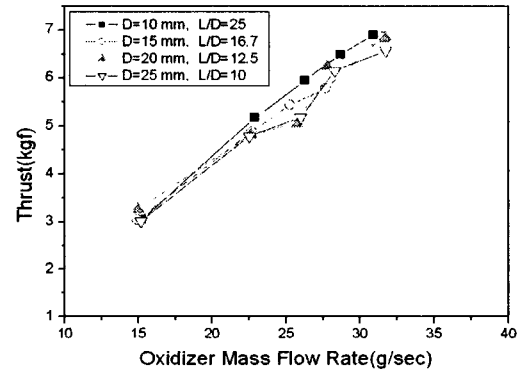


Fig. 7 Oxidizer mass flow rate vs Thrust (L=250 mm)

L/D 비가 클수록 높게 나타났다. 이는 후퇴율의 결과와 일치하는 것으로 산화제 공급 유량이 일정할 때 고체 연료 연소량이 연료 길이가 길수록 증가하기 때문에 나타난 결과이다. Fig. 7은 그레인 길이가 같은 경우로 L/D 비가 달라도 큰 차이가 없는 것을 보여준다. 이는 후퇴율과 O/F 비의 결과와 일치하는 것으로 L/D비가 작을수록 연소 단면적은 커지지만 후퇴율은 낮아져 전체 시간당 고체 연료 연소량이 큰 차이 없이 유지되기 때문에 나타난 결과이다.

3. 결론

초기 그레인 포트 직경이 10 mm로 같으며 길이가 다른 경우와 그레인 길이가 250 mm로 같으며 직경이 다른 경우의 형상 변수를 갖는 고체 연료를 제작하여 하이브리드 연소 실험을 수행하였다. 그 결과 고체 연료 L/D 비에 따른 다

음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

- 그레인 포트 직경이 같은 경우 L/D 비가 달라
도 후퇴율은 큰 차이가 없었다.

- 그레인 길이가 같은 경우 L/D 비가 작을수록
후퇴율이 낮았다. 이를 통해 연소가 진행됨에 따
라 후퇴율이 낮아짐을 알 수 있었다.

- 그레인 포트 직경이 같은 경우 L/D 비가 클수
록 O/F 비는 낮았으며 산화제 유량의 증가에
따른 O/F 비의 증가율도 낮았다.

- 그레인 길이가 같은 경우 L/D 비가 달라도
O/F 비는 큰 차이가 없었다.

- 그레인 포트 직경이 같은 경우 L/D 비가 클수
록 동일 산화제 유량에서 연소되는 고체 연료량
이 많아져 추력이 높게 나타났다.

- 그레인 길이가 같은 경우 L/D 비가 달라도 단
위 시간당 연소하는 고체 연료량이 비교적 일정
하게 유지되어 추력은 큰 차이가 없었다.

위의 결과를 통해 단일 포트 그레인 형상을
갖는 하이브리드 추진 시스템의 경우 임무 요구
에 적합한 L/D 비 결정을 통해 추진제 연소 유
량의 조절과 O/F 비 변화의 문제점을 해결 할
수 있을 것이라 판단된다.

참 고 문 헌

1. Humble, R. W., Henry, G. N. and Larson, W. J., Apace Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill Press, 1995
2. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., 2001
3. 유덕근, 산화제 공급유량과 압력에 따른 하이브리드 로켓 연소 특성에 관한 실험적 연구, 한국항공대학교 대학원 석사학위논문, 2004

4. 김수중, 스월인제션 하이브리드 로켓 엔진의 스월러와 pre-chamber 변화에 따른 연료 후퇴율에 관한 연구, 한국항공대학교 대학원 석사학위논문, 2004