

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 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 variations for regression rates as the L/D ratio changes. And as the L/D ratio increases, the O/F ratio decreases and thrust, characteristic velocity tends to increase. For the second case, there is no large change for O/F ratio, thrust and characteristic velocity as L/D ratio changes. On the other hand, as the L/D ratio decreases, only the regression rate tends to increase. Experimentally, exponent n in $\dot{r} = aG_0^n$ was found about 0.5 and then the O/F ratio was shown nearly constant. In the experiment, PE and gas oxygen were used as a fuel and an oxidizer.

초 록

본 연구에서는 단일 포트 연료 형상을 갖는 하이브리드 추진 시스템의 고체 연료의 L/D(길이/직경) 비 변화에 따른 연소 특성을 고찰하였다. 본 연구를 위해 연료 포트 직경이 같은 경우와 연료 길이가 같은 경우로 나누어 L/D 비 변화에 관한 실험을 수행하였다. 연료 포트 직경이 같은 경우 L/D 비 변화에 따른 후퇴율은 큰 차이가 없었으며 L/D 비가 클수록 O/F 비는 낮았고 추력과 특성속도는 높았다. 연료 길이가 같은 경우 L/D 비 변화에 따른 O/F 비와 추력, 특성속도는 큰 차이가 없었으며 L/D 비가 작을수록 후퇴율은 높았다. O/F 비의 변화가 없을 경우 $\dot{r} = aG_0^n$ 에서 지수 n 은 0.5의 값을 갖는 것을 실험적으로 얻을 수 있었다. PE와 기체산소를 본 실험의 연료와 산화제로 사용하였다.

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

† 2005년 8월 23일 접수 ~ 2005년 11월 20일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
연락처, E-mail: sjkim76@hau.ac.kr

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 증가하는 위성의 수요에 부응하는 경제적인 발사체의 필요성 또한 커지고 있다. 이러한 상황에 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[1]. 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 갖고 있다[2]. 그 중 연소 시 O/F 비가 변하여 연소효율이 저하되는 하이브리드 연소의 문제점은 추진 시스템의 설계 시 해결해야 할 중요한 사항이다. 이는 고체연료의 후퇴율이 산화제의 공급에 의존하는 하이브리드 연소의 특성에 의한 것으로, 연소가 진행될수록 고체연료 포트가 넓어져 연소 단면적이 증가하고 이에 따라 고체연료 포트 내부에서의 산화제 유동이 변하며 후퇴율의 변화가 발생하고 동시에 고체연료 유량의 변화를 가져오기 때문에 발생하게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위한 방법으로 연소 단면적을 균일하게 하여 고체연료 유량을 일정하게 유지하는 End-burning 하이브리드 추진시스템의 연구가 이루어지고 있다[3]. 이에 반해 전형적인 하이브리드 추진 시스템인 단일 포트 연료(single port fuel) 형상을 갖는 추진 시스템에서 O/F 비 변화의 중요한 변수는 고체연료의 초기포트 직경과 길이의 비인 L/D(length vs diameter) 비이며 이에 따라 고체연료의 후퇴율과 고체연료 유량은 큰 영향을 받게 된다[4, 5]. 또한 이러한 L/D 비의 영향은 산화제 유량과 후퇴율과의 상관관계를 표현한 식에서의 지수 n의 값을 변화시킬 수 있다.

따라서 본 연구에서는 고체연료의 포트직경과 길이를 변수로 하여 연료 포트 직경과 연료 길이를 각각 고정시킨 경우에 대해 L/D 비 변화에 따른 하이브리드 추진 시스템의 연소 실험을 수행하고, O/F 비의 변화를 유발하지 않는 후퇴율 관계식에서의 후퇴율 지수 n에 대해 고찰하고자 한다.

2. 이론적 고찰

하이브리드 로켓의 고체 연료 후퇴율을 표현하는 가장 일반적인 형태는 산화제의 질량 유량만의 함수로 나타낸 Eq. 1과 같다[6].

$$\dot{r} = aG_0^n \quad (1)$$

\dot{r} = 후퇴율(mm/sec)

a = 후퇴율 상수

n = 후퇴율 지수

G_0 = 산화제 질량 유속(kg/m²s)

산화제의 질량 유속 G_0 는 Eq. 2와 같이 정의된다[6].

$$G_0 = \dot{m}_{ox} / A \quad (2)$$

\dot{m}_{ox} = 산화제 질량 유량(kg/s)

A = 연료 포트 단면적(m²)

한편 연료의 질량 유속은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$G_f = \frac{\dot{r}\rho PL}{A} = \frac{aG_0^n \rho PL}{A} \quad (3)$$

G_f = 연료 질량 유속(kg/m²s)

ρ = 연료 밀도(kg/m³)

P = 연료 포트 둘레길이(m)

L = 연료 길이(m)

따라서 O/F 비는 산화제와 고체연료의 질량 유속의 비인 G_0/G_f 로 표현되며 산화제 유량과 연료 포트의 직경으로 표현하면 다음과 같다.

$$O/F = G_0/G_f = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} D^{2n-1}}{4^n \rho \pi^{1-n} a L} \quad (4)$$

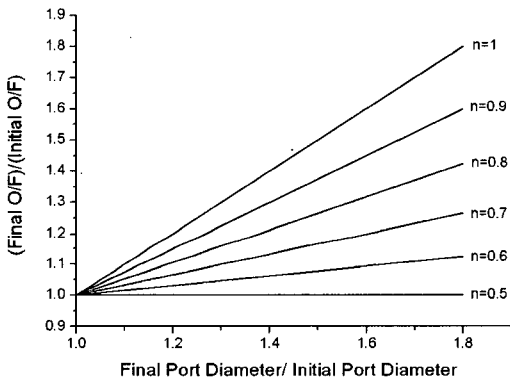


Fig. 1 O/F Shift vs Change in Port Diameter for Several Regression Rate Exponents[7]

Equation 4를 통해 연소가 진행되는 동안 연료 포트 직경의 변화가 없는 경우에 $n=1$ 인 연소과정이라면 산화제 유량 변화에 관계없이 즉, 추력조절에 관계없이 O/F 비는 변화하지 않는다는 것을 알 수 있다. 또한 산화제 유량의 변화가 없이 균일한 추력을 요구한다면 $n=0.5$ 의 연소과정일 때 연료 포트의 직경변화와 관계없이 O/F 비는 변화하지 않는다는 것을 알 수 있다. 이를 다양한 후퇴율 지수 n 에 따라 표현하면 Fig. 1과 같은 O/F 비의 변화를 그래프를 얻을 수 있으며 이를 통해 원하는 요구 성능에 적합한 하이브리드 추진 시스템을 설계할 수 있다.

3. 실험장치 및 방법

3.1 실험장치

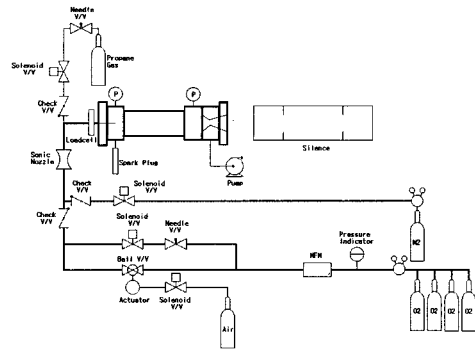


Fig. 2 Schematic of the Experimental System for Hybrid Propulsion

본 연구에서 사용한 실험장치는 Fig. 2와 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, 산화제 공급 유량 조절을 위한 소닉노즐을 설치하였다. 점화를 위해 프로판 가스 공급 배관을 별도로 구성하였으며 스파크 플러그를 이용해 점화하는 방법을 사용하였다. 점화 안정성을 위해 점화 시 토치식으로 점화되도록 하였다. 메인 산화제 밸브로는 점화를 위한 미세한 유량 조절이 어려워 메인 산화제 공급 배관에서 분기한 별도의 배관을 설치하였다. 유량 조절을 위하여 니들밸브를 사용하였으며 프로판과의 혼합비를 조절하였다. 점화 시의 토치 화염이 분사되는 방향은 연료 포트와 동축으로 배열하여 초기 점화 시 연료 포트 내부에 충분한 점화열을 공급할 수 있도록 하였다. 연소기 시스템은 전방연소실(pre-chamber)과 후방연소실(post-chamber), 연료, 노즐 부분으로 구성하였다. 전방연소실과 후방 연소실에 각각 압력 센서를 장착하였고 노즐은 구리로 제작하였다. 고온의 노즐벽은 펌프로 가압된 냉각수로 냉각시켰다. 노즐 형상은 수축각 45°, 확산각 15°를 갖는 원뿔형 노즐이며 면적비는 2.5로 제작하였다. 추력은 연소기를 마운트에 고정하고 마운트를 마찰이 적은 LM가이드 위에 장착한 뒤 로드셀을

이용하여 측정하였다. 추력 측정 장치의 calibration은 로드셀에 선형적으로 증가하는 부하를 가한 뒤 응답 신호를 측정하는 방법으로 수행하였다. 전체 실험 순서는 PLC를 이용하여 자동제어되며 DAQ를 이용하여 각 센서로부터의 데이터를 받도록 구성하였다.

3.2 실험 방법

모든 실험은 Table 1과 같은 조건에서 수행하였으며 실험에 사용한 연료의 형상은 Table 2와 같다. 고체연료는 L/D 비 10, 12.5, 16.7, 25를 갖는 형상으로서 연료 포트 직경을 10 mm로 고정시키고 길이를 변화시킨 경우와 길이를 250 mm로 고정시키고 직경을 변화시킨 경우의 형상 변수를 갖도록 제작하였다. 산화제는 20 kgf/cm²의 압력으로 공급하였고 연소시간은 20

초로 실험하였다. 산화제 유량의 조절을 위하여 5가지의 소닉노즐을 사용하였으며 그 범위는 14.5 ~ 32.2 g/sec로 결정되었다.

3.3 후퇴율 계산

고체 연료의 후퇴율은 연소 시간 동안의 평균 연료 연소 속도로서 연소 전·후에 고체 연료의 무게를 측정하고 연료로 사용한 폴리에틸렌의 밀도(950 kg/m³)를 이용하여 체적변화량을 구한 뒤 연료 포트 반경의 증가속도를 Eq. 5를 이용하여 계산하였다.

$$\dot{r} = \frac{R_f - R_i}{t_b} \tag{5}$$

R_i = 연소 전 연료 포트 반경(mm)

R_f = 연소 후 연료 포트 반경(mm)

t_b = 연소시간(sec)

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. Dimensions of Solid Fuel

Fuel Length(mm)	Fuel 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

4. 실험결과

4.1 후퇴율

Figure 3은 산화제 유량에 대한 후퇴율 그래프로서 연료 포트 직경이 10 mm인 경우 L/D 비에 따른 결과이다. 4 가지 경우 모두 산화제 유량이 증가함에 따라 후퇴율이 증가하나 L/D 비

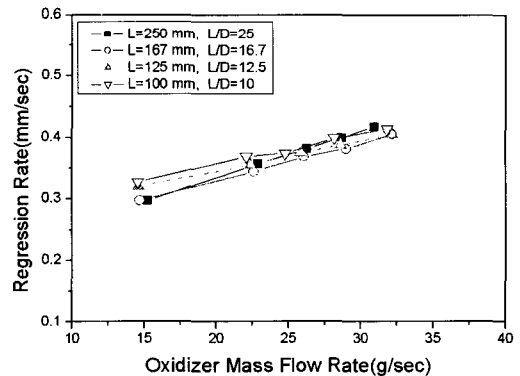


Fig. 3 Oxidizer Mass Flow Rate vs Regression Rate - Fixed Port Diameter (D=10 mm)

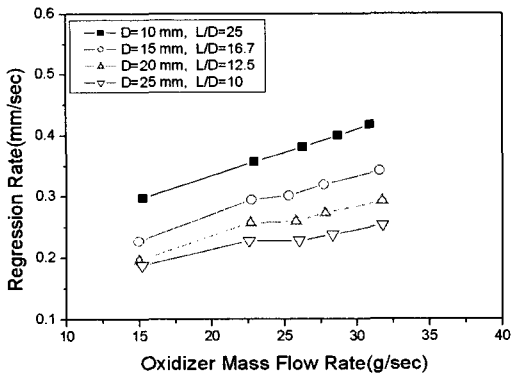


Fig. 4 Oxidizer mass Flow Rate vs Regression Rate - Fixed Port Length (L=250 mm)

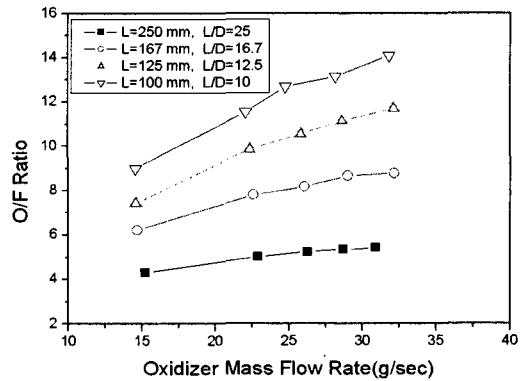


Fig. 5 Oxidizer Mass Flow Rate vs O/F Ratio - Fixed Port Diameter (D=10 mm)

의 변화에 따라서는 큰 차이가 없음을 알 수 있다. 이 결과는 고체 연료의 길이에 따라 추진제 연소 유량의 조절이 가능하여 추진 시스템의 요구 총 임펄스의 수준에 적합한 시스템의 설계가 가능하다는 것을 보여준다. Fig. 4는 길이가 250 mm인 경우 L/D 비에 따른 결과로 L/D 비가 클수록 후퇴율이 높게 나타나는 것을 알 수 있다. 연소가 진행됨에 따라 내부 포트의 직경이 증가하게 되는 단일 포트 하이브리드 추진 시스템의 특성을 고려하면 이는 연소가 진행됨에 따라 연소 단면적은 증가하는 반면 후퇴율은 감소하기 때문에 단위 시간당 연소하는 고체 연료량이 비교적 일정하게 유지되었음을 보여주는 결과이다.

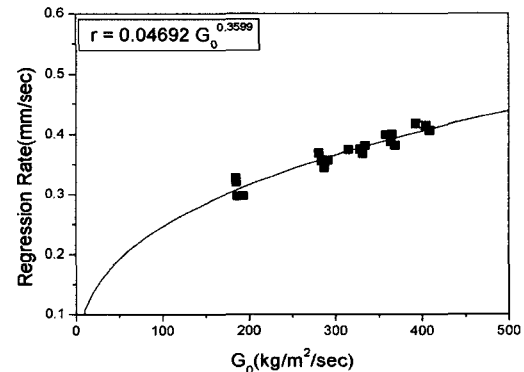


Fig. 6 Curve Fit of Oxidizer Mass Flux Rate vs Regression Rate - Fixed Port Diameter (D=10 mm)

4.2 O/F 비

Figure 5는 연료 포트 직경이 같은 경우 길이에 따른 O/F 비의 결과로서 L/D 비가 작을수록 즉, 연료 길이가 짧을수록 O/F 비가 높은 것을 알 수 있다. 이는 4.1절 후퇴율의 결과와 일치하는 것으로 단위 길이당 고체 연료 연소량이 같기 때문에 동일한 산화제 유량이 공급될 때 고체 연료 연소량은 연료의 길이가 길어질수록 많아짐을 보여준다. 이러한 O/F 비의 차이는 Fig. 6을 통해서도 확인할 수 있는데 후퇴율에서 큰 차이가 없는 결과를 보였던 연료 포트 직경이 고정된 경우에서의 결과로부터 얻은 후퇴율

지수 n은 0.3599로 O/F 비가 변하지 않는 0.5와는 큰 차이가 있었다. Fig. 7은 연료 길이가 같고 연료 포트 직경이 다른 경우로 L/D 비에 따른 O/F 비의 차이가 크지 않은 것을 알 수 있다. 이는 연소시간에 따른 고체 연료의 연소율이 비교적 일정하다는 것을 나타내는 결과로 전형적인 형태인 단일 포트 하이브리드 추진 시스템의 단점인 연소 시간에 따른 O/F 비의 변화를 상당부분 개선한 결과라 할 수 있다. 또한 산화제 유량 변화에 따라서도 O/F 비의 증가 범위가 4~5로 크지 않았으며 이룬 O/F 비에도 근접한 결과를 보였다. Fig. 8의 결과를 Table 3

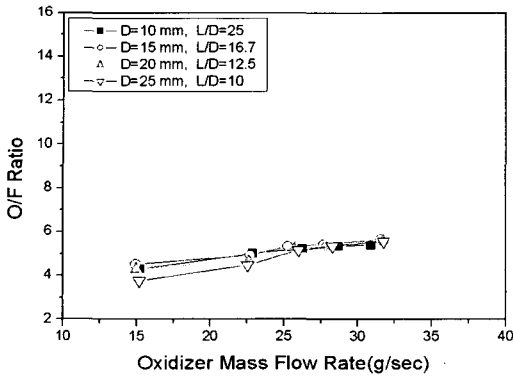


Fig. 7 Oxidizer Mass Flow Rate vs O/F Ratio - Fixed Port Length (L=250 mm)

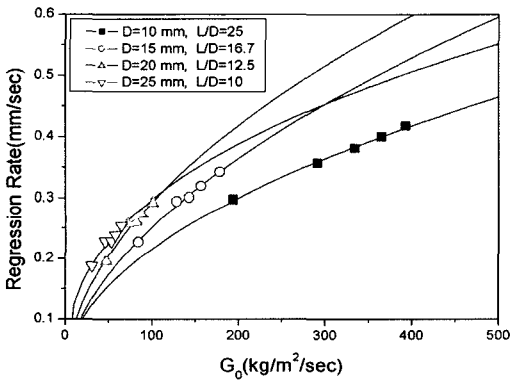


Fig. 8 Curve Fit of Oxidizer Mass Flux Rate vs Regression Rate - Fixed Port Length (L=250 mm)

에 정리하여 상수 a 와 지수 n 의 값을 나타내었다. Table 3을 통해 연료 포트 길이를 고정시킨 L/D 비 실험의 경우 후퇴율 지수 n 이 0.5에 근접하였음을 알 수 있다. 그러나 L/D 비 10의 결과에서 지수 n 은 0.3835로 O/F 비의 변화가 없는 경우인 0.5와는 차이가 있었다. 이러한 차이는 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 실험시의 산화제 공급 유량(G_0)이 0에서 65의 낮은 유량 범위에 있고 이 경우 산화제 공급 유량과 함께 연소실 내부 압력이 후퇴율에 영향을 미치는 또 하나의 중요한 변수로 작용하여 나타난 결과로 판단된다[8].

Table 3. Comparison of the Regression Rate Experimental Function - Fixed Port Length

Fuel Length (mm)	Fuel Port Diameter (mm)	L/D Ratio	a	n
250	10	25	0.02388	0.4776
250	15	16.7	0.02124	0.5366
250	20	12.5	0.02709	0.5166
250	25	10	0.05087	0.3835

4.3 추력

Figure 9는 연료 포트 직경이 같은 경우의 추력으로 L/D 비가 클수록 높게 나타났다. 이는 후퇴율의 결과와 일치하는 것으로 산화제 공급 유량이 일정할 때 단위 길이당 고체 연료 연소량이 일정하고 연료의 길이가 길수록 전체 고체 연료 연소량은 증가하기 때문에 나타난 결과이다. Fig. 10은 고체 연료의 길이가 고정된 경우로 L/D 비가 달라도 큰 차이가 없는 결과를 나타낸다. 이는 후퇴율과 O/F 비의 결과와 일치하는 것으로 L/D 비가 작을수록 연소 단면적은 넓어지지만 후퇴율은 낮아져 전체 시간당 고체 연료 연소량이 큰 차이 없이 유지되기 때문에 나타난 결과이다. 이를 통해 산화제 공급유량의

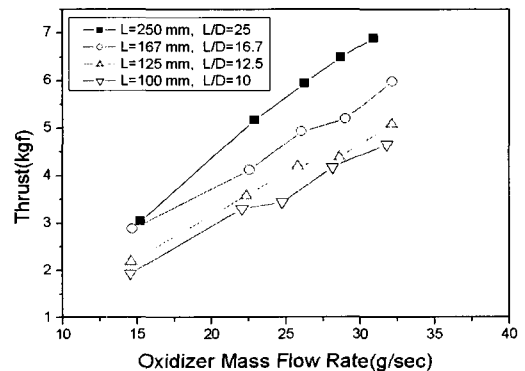


Fig. 9 Oxidizer Mass Flow Rate vs Thrust - Fixed Port Diameter (D=10 mm)

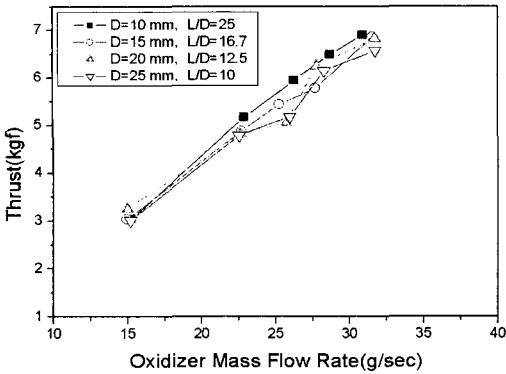


Fig. 10 Oxidizer Mass Flow Rate vs Thrust - Fixed Port Length (L=250 mm)

변화가 없는 경우 균일한 O/F 비를 갖게 되므로 고체 연료 포트 형상이 변하여도 균일한 추력 성능을 나타내는 것을 확인하였다.

4.4 특성속도

노즐 형상과 독립적으로 연소 효율을 보여주는 특성속도는 Fig. 11과 Fig. 12의 결과를 보인다. Fig. 11은 연료 포트 직경이 같은 경우의 특성속도로 L/D 비가 클수록 높게 나타났다. 이는 단위 길이당 발생하는 고체연료량이 일정하여 길이가 증가함에 따라 전체 고체연료 연소량이 증가하게 되고 O/F 비가 낮아져 연소 시 이론 O/F 비에 근접하였기 때문으로 이에 기인하여

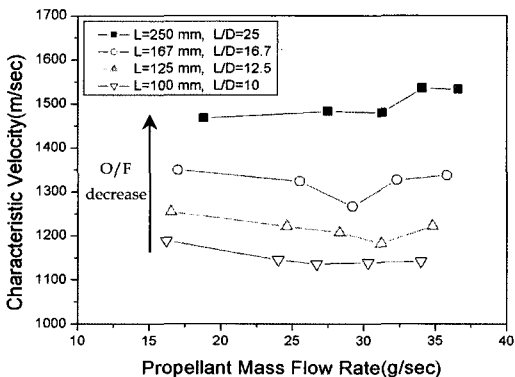


Fig. 11 Propellant Mass Flow Rate vs Characteristic Velocity - Fixed Port Length (D=10 mm)

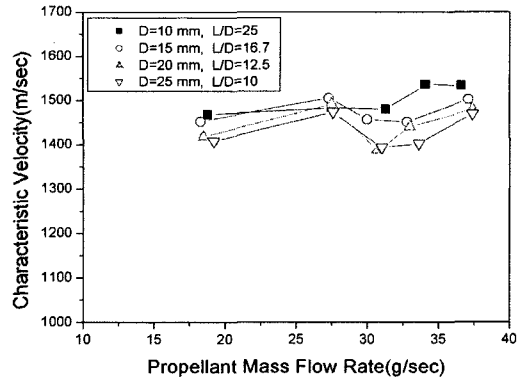


Fig. 12 Propellant Mass Flow Rate vs Characteristic Velocity - Fixed Port Length (L=250 mm)

L/D 비가 클수록 특성속도가 증가하는 결과가 나타났다. 전체 추진제 유량에 대해서는 특성속도의 변화가 크지 않아 추진제 유량 보다는 O/F 비가 더 큰 영향을 주었음을 확인할 수 있다. Fig. 12는 고체 연료의 길이가 고정된 경우로 L/D 비가 달라도 특성속도는 큰 차이가 없는 결과를 보이는데 이는 연소가 지속됨에 따라 내부 포트가 넓어지지만 후퇴율 지수 $n=0.5$ 를 만족한다면 O/F 비가 크게 변하지 않고 따라서 특성속도 또한 큰 변화 없이 유지될 수 있음을 보여주는 결과이다. Fig. 12에서의 추진제 전체 유량에 대한 특성속도의 변화는 Fig. 11에서의 결과와 마찬가지로 크지 않았다.

5. 결 론

초기 연료 포트 직경이 10 mm이고 길이가 다른 경우와 연료 길이가 250 mm이고 직경이 다른 경우에 대해 L/D 비가 다른 형상 변수를 갖는 고체 연료를 제작하여 연소 실험을 수행하였고 각 경우에 대해 연소 특성을 파악하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 연료 포트 직경이 고정된 경우 L/D 비가 변하여도 후퇴율은 큰 차이가 없어 단위 길이당

연소되는 고체 연료량이 비교적 일정하였다. 연료 길이가 고정된 경우 L/D 비가 작을수록 후퇴율은 낮았다. 이를 통해 연소가 진행됨에 따라 연료 포트 직경이 커져 연소 단면적은 넓어지지만 후퇴율이 낮아져 전체적인 고체 연료 연소량은 일정하게 유지됨을 확인하였다.

2. 연료 포트 직경이 고정된 경우 L/D 비가 클수록 O/F 비는 낮았으며 산화제 유량의 증가에 따른 O/F 비의 증가도 낮았다. 연료 길이가 고정된 경우 L/D 비가 달라도 O/F 비는 큰 차이가 없었다. 이것은 후퇴율 지수인 n 의 값이 0.5에 근접하였기 때문으로 산화제 유량이 균일하게 공급될 때 연소가 지속됨에 따른 O/F 비의 변화가 발생하지 않는다는 것을 보여준다.

3. 연료 포트 직경이 고정된 경우 L/D 비가 클수록 단위 길이당 연소되는 고체 연료량이 일정하고 동일 산화제 유량에서 연소되는 고체 연료량이 길이에 비례하여 증가하므로 추력이 높게 나타났다. 연료 길이가 고정된 경우 L/D 비가 달라도 단위 시간당 연소하는 고체 연료량이 비교적 일정하게 유지되어 추력은 큰 차이가 없이 유지되었다.

4. 연료 포트 직경이 고정된 경우 L/D 비가 클수록 특성속도는 높게 나타났으며 전체 추진제 유량에 따른 변화가 작았다. 연료 길이가 고정된 경우 L/D 비가 달라도 특성속도는 큰 차이 없이 유지되었으며 추진제 유량에 따른 변화 또한 작았다.

위의 결과를 통해 단일 포트 연료 형상을 갖는 하이브리드 추진 시스템에서 O/F 비의 변화를 유발하지 않는 후퇴율 지수 $n=0.5$ 의 유용함을 확인할 수 있었고, 하이브리드 추진 시스템의 설계 시 $n=0.5$ 의 값을 갖는 L/D 비 형상의 고체연료를 설계함으로써 하이브리드 추진 시스템

의 단점인 연소시 O/F 비 변화의 문제점을 개선할 수 있을 것으로 판단된다.

참고 문헌

1. Handwerk, B., "More Fun Facts, SpaceShipOne Burns Rubber, Laughing Gas," National Geographic News, 2004
2. Kuo, K. K., "Importance and Challenges of Hybrid Rocket Propulsion Beyond Year 2000," Invited von Karman Lecture in the Proceedings of the 37th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, February 26-28, 1997, pp.1-31
3. 조성찬, 김수중, 이승철, 김진곤, 구자예, 문희장, "하이브리드 연소기의 산화제 주입기 배열 특성에 따른 반응유동장 해석," 한국추진공학회지, 제 9권, 제2호, 2005, pp.78-88
4. Gany, A., "Scale Effects in Hybrid Motors under Similarity Conditions," AIAA 96-2846, 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Lake Buena Vista, FL, July 1-3, 1996
5. 유덕근, 산화제 공급유량과 압력에 따른 하이브리드 로켓 연소 특성에 관한 실험적 연구, 한국항공대학교 대학원 석사학위논문, 2004
6. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., 2001, pp. 579-607
7. Humble, R. W., Henry, G. N. and Larson, W. J., Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill Press, 1995, pp. 384-392
8. Muzzy, R. J., "Applied Hybrid Combustion Theory," AIAA Paper No. 72-1143, 1972