

End-Burning 하이브리드 로켓의 스월 강도 변화에 따른 연료 후퇴율에 관한 연구

최원준* · 우경진* · 문희장** · 성홍계** · 김진곤**†

A Study on Regression Rate in End-Burning Hybrid rocket with Variation of Swirl Intensity

Wonjun Choi* · Kyoungjin Woo* · Heejang Moon** · Honggye Sung** · Jinkon Kim**†

ABSTRACT

In this paper, the regression rate of the End-Burning Hybrid Rocket with variation of swirl intensity was investigated experimentally with the variation of fuel diameter, injector shape and angle. When fuel grain diameter is large, fuel mass flow rate increases. And the injector diameter increase, fuel regression rate decrease. The impinging effect of oxidizer flow on fuel surface for fuel combustion efficiency is stronger than swirl effect in this End-burning propulsion system. The relation between the regression rate, oxidizer mass flux and swirl intensity was obtained.

초 록

본 연구는 End-Burning 하이브리드 로켓 연소에서 연료직경과 인젝터 형상 변화, 인젝터 각도 변화를 통한 스월강도 변화에 따른 연소특성의 변화를 알아보기 위해 수행하였다. 연료직경이 커지면 연료의 연소량이 증가하고, 인젝터 직경이 커질수록 후퇴율이 낮아졌다. 그리고 본 연구의 End-Burning 연소기는 고체연료의 연소율에 미치는 영향이 산화제 유동의 Impinging 효과 보다는 Swirl 효과가 더 큼을 확인했다. 스월상수를 적용한 후퇴율식을 도출하여, 스월상수가 서로 다른 경우들에 대한 후퇴율 관계식을 하나의 식으로 표현할 수 있었다.

Key Words: End-Burning(엔드 버닝), Hybrid Propulsion System(하이브리드 추진 시스템), Gox(기체산소), HDPE(고밀도 폴리에틸렌), Regression Rate(후퇴율)

1. 서 론

하이브리드 추진 시스템은 액체 로켓과 고체 로켓 시스템의 단점을 보완하고 장점을 취한 로켓 시스템으로 기술적 난이도가 높지 않아 단기간 저비용 개발이 가능하고 안전성 신뢰성이 높아 연구가 활발히 이뤄지고 있다. 하지만 하이브

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

리드 추진시스템은 액체, 고체 추진 시스템을 대체하기에는 낮은 고체 연료 후퇴율과 O/F비가 변한다는 단점을 가진다. 일반적인 하이브리드연소에서는 연소가 진행됨에 따라 연소 표면적이 증가하고 기화되는 연료가스 발생량의 증가로 O/F비가 감소한다. 따라서 최적 연소 조건을 유지하기 위해 동일한 연소 단면적을 유지할 수 있는 End-Burning 하이브리드 추진 시스템에 대한 연구가 이루어지고 있다.

End-Burning 하이브리드 추진 시스템은 균일한 연소 단면적을 가지므로 큰 추력을 얻기 보다는 작지만 일정한 추력을 필요로 하는 경우에 적합하기 때문에, 인공위성의 궤도 진입 및 자세 제어용 추력기에 사용될 수 있다.[1]

본 연구에서는 일반적으로 사용되는 접선형 스월 인젝터를 사용하여, 산화제의 질량 유량과 스월 강도가 고체 연료의 후퇴율에 미치는 영향을 실험적으로 분석 하였다.

2. 본 론

2.1 스월 상수와 후퇴율 관계식

스월 상수는 산화제 유동의 선화 강도를 나타내는 변수로서 그 정의는 다음과 같다.[2]

$$S = \frac{G_\theta}{G_x D_e / 2} \quad (1)$$

G_θ 는 스월 운동량의 축 방향 플럭스, G_x 는 축 방향 운동량의 축 방향 플럭스, D_e 는 연소실 출구 직경이며 D_o 를 연소기 직경으로 두면 G_θ 와 G_x 는 아래 (2)와 (3)식으로 표현할 수 있다.

$$G_\theta = \int_0^{D_e} (\rho u w + \overline{\rho u' w'}) r^2 dr \quad (2)$$

$$G_x = \int_0^{D_e} [\rho u^2 + \overline{\rho u'^2} + (p - p_e)] r dr \quad (3)$$

- u, v, w : Velocity components in cylindrical polar coordinate directions (x, r, θ)

- p_e : Exit pressure

G_x 를 반경 방향 운동량 방정식에 의해 압력항을 w 로 표현하고, $\overline{u'^2} - (\overline{w'^2} + \overline{v'^2})/2$ 의 항은 상대적으로 작다고 가정하면 무시할 수 있다.

$u = u_{\max}$ 이며, w_{\max} 는 최고 스월속도 성분으로 $w = w_{\max} \frac{r}{D_o/2}$ 로 나타낼 수 있다. 또한 스월 인젝터 출구와 연소기 출구에서의 속도 프로파일이 균일하다고 가정한다면 식(2)와 (3)은 아래와 같이 표현된다.

$$G_\theta = \frac{\dot{m}^2 D_o}{4\rho A_i}, \quad G_x = \frac{2\dot{m}^2}{\rho\pi D_e^2} \quad (4)$$

- A_i : Exit area of injector hole

- ρ : Time mean density

- \dot{m} : Mass flow rate

식(4)를 스월 강도의 정의 식(1)에 대입하면 스월강도는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$S = \frac{\pi D_o D_e}{4A_i} \quad (5)$$

인젝터에 각이 있는 경우 연료 면으로 향한 각을 a_{inj} 로 표현하면 G_θ 와 G_x , S 는 (6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$G_\theta = \frac{\dot{m}^2 D_o}{4\rho A_i} \cos(a_{inj}), \quad G_x = \frac{2\dot{m}^2}{\rho\pi D_e^2} (1 + \sin(a_{inj}))$$

$$S = \frac{\pi D_o D_e}{4A_i} \frac{\cos(a_{inj})}{(1 + \sin(a_{inj}))} \quad (6)$$

Marxman, G. A와 Gilbert, M.[3]에 의한 고체 연료의 후퇴율 모델을 기초 식으로 사용하고 스월 유동에 의한 영향을 설명하기 위한 항을 추가하기 위해 St수(Stanton Number)를

$St_v = St_0 \frac{St_{sw}}{St_0} \frac{St_v}{St_{sw}}$ 로 표현할 수 있다. F. Chang

and V. K. Dhir[4]이 제시한 실험식을 스윙 강도에 대해 간단히 정리하면 $N_{sw}/N_o \propto S^m$ 과 같고, Nu수(Nusselt Number)의 정의를 이용하면 (5)와 (6)으로 표현한 스윙 강도를 고려한 후퇴율식은 (7)의 형태로 정리된다.

$$\dot{r} = a \cdot C_o^m \cdot S^m \quad (7)$$

Table 1. Specification of the combustion test

산화제	Gas Oxygen		
연료재질	HDPE		
연료외경	50 mm	60 mm	
연료길이	80 mm		
인젝터 입구 직경	2 mm	3 mm	4 mm
인젝터 입구 port수	4 개		
인젝터 입구 각도	0 °	5 °	
인젝터 출구 직경	10 mm		
노즐 목 직경	5 mm		
산화제 공급 압력	30 kgf/cm ²		
연소시간	20 초		

2.2 실험 조건

실험은 스윙 상수에 대한 조건을 달리하여 수행하였다. 연료의 직경을 변경하였을 때 스윙 강도의 변화에 따른 연소특성에 대한 실험을 수행하였고, 인젝터 형상에 따른 영향을 보기 위하여, 인젝터 직경과 각도를 변화시켜 실험을 수행하였다.

2.3 실험장치

본 연구에서 연소 실험 장치는 크게 산화제 공급 시스템, 점화 시스템, End-Burning 하이브리드 연소기, 데이터 획득 및 제어 시스템으로 구성되며 연소기 내부 단면형상은 Fig. 1과 같다. 스윙 인젝터를 연료 표면에 근접하게 설치하여 산화제를 공급하며, 산화제는 초킹 오리피스를 배관 내에 설치하여 유량을 조절하였다. 산화

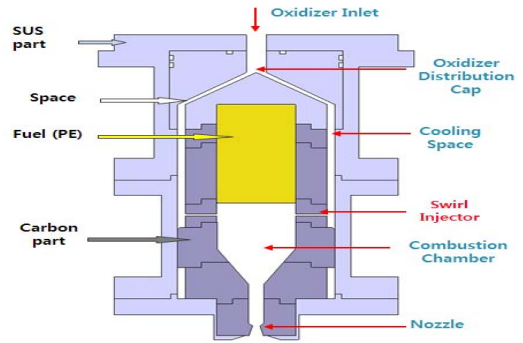


Fig. 1 End-Burning Hybrid Combustor

제 유량은 터빈 유량계와 저온용 압력 센서, K-type의 Thermocouple을 사용하여 이상 기체 상태 방정식을 통해 계산하였다. 점화 장치는 스파크 플러그의 열원을 산소, 부탄 혼합 가스에 가해 연소시켜 점화하는 토치식 점화 방식을 사용하였다. 실험은 PLC(Program Logic Control)을 통해 제어되며 DAQ보드를 이용하여 데이터를 획득하였다.

2.4 실험결과

2.4.1 연료 직경에 따른 연소 특성

연료 직경이 50mm와 60mm인 경우에 대한 연소 실험 결과, 스윙상수 정의에 의해 스윙 강도는 연료 직경에 비례하며 50mm에서 31.25,

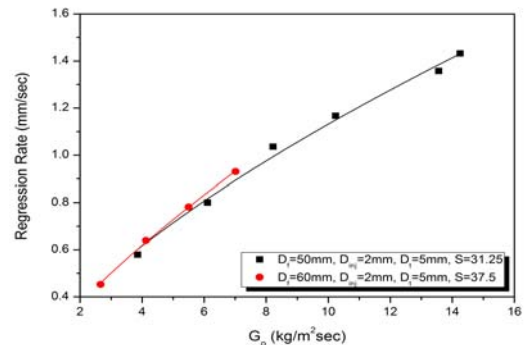


Fig. 2 Regression rate variation to oxidizer mass flux with various fuel diameter

60mm에서 37.5로써 약 20% 증가하였다. Fig. 2

는 연료직경에 따른 후퇴율을 나타낸 것으로, 50mm일 때에 비하여 60mm의 경우가 스웰강도의 증가로 인해 약간 더 큰 기울기를 보이는 것

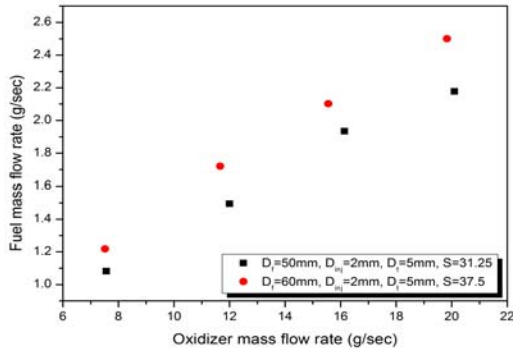


Fig. 3 Fuel mass flow rate variation to oxidizer mass flow rate with various fuel diameter

을 알 수 있다. Fig. 3는 산화제 질량 유량에 대한 연료의 질량 유량을 각 실험별로 나타내었다. 후퇴율의 차이에 비해 그 차이가 큰 것을 볼 수 있는데 이는 연료의 직경이 커짐에 따라 후퇴율의 차이는 작아도 연료의 질량 유량에는 차이가 큼을 보여준다. Fig. 4에서 연료직경을 바꾼 각 실험의 시간별 연소실 압력과 산화제유량에서 연소 초반의 압력변동이 50mm에서 더 큰 것을 볼 수 있는데 스웰강도는 약하지만 스웰 유동으로 깎여 나가는 연료 표면적의 비율이 상대적으로

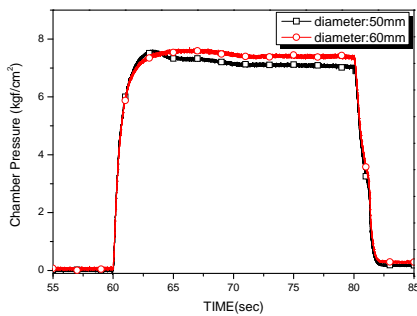


Fig. 4 Oxidizer mass flow rate and chamber pressure to combustion duration

로 크기 때문에 변동이 큰 것으로 판단되지만, 변동폭은 둘다 $1\text{kgf}/\text{cm}^2$ 이내로 크지 않음을 볼 수 있다.

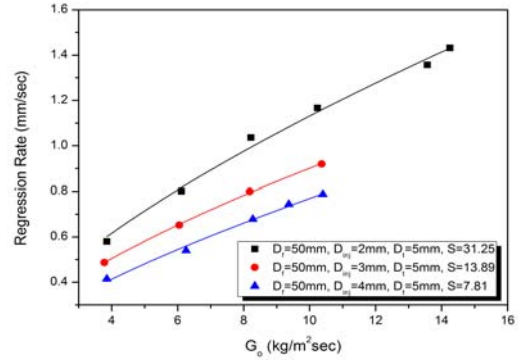


Fig. 5 Regression rate variation to oxidizer mass flux with various injector inlet diameter

2.4.2 인젝터 입구 직경에 따른 연소특성

인젝터 입구 직경을 2mm, 3mm, 4mm로 변경하여 연소 실험을 수행하였으며, 스웰강도는 각각 31.25, 13.89, 7.81이다. Fig. 5는 인젝터 직경에 따른 후퇴율을 나타낸 것으로 인젝터 직경이 커질수록 후퇴율이 감소하는 것을 볼 수 있으며, 인젝터 직경 변화에 비해 후퇴율 차이가 큼을 볼 수 있다. 이는 인젝터 직경이 커질수록 스웰 강도가 약해져 연료 연소율이 낮아지게 되는데, 스웰강도가 인젝터 직경에 따라 큰 차이를 나타

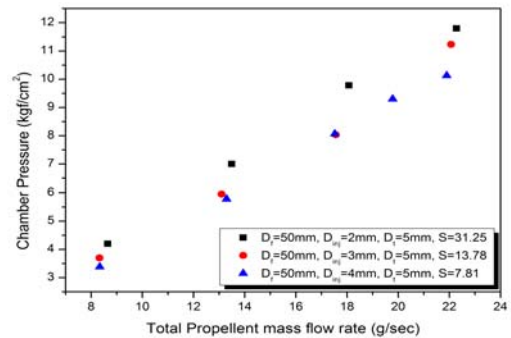


Fig. 6 Comparison of chamber pressure with various injector inlet diameter

내기 때문이다. 또한 연료 직경이 동일하기 때문에 연소율 차이가 후퇴율에 그대로 반영되었다.

Figure 6은 인젝터 직경 변화에 따른 연소실 압력을 나타낸 것으로 인젝터 직경이 작을수록 스월강도가 강하여 연료 연소율이 높아져 연소실 압력이 높게 나타나는 것을 볼 수 있다. 직경이 2mm와 3mm인 경우에 비해 4mm에서 차이가 크게 나타나는데 이는 직경이 커질수록 스월강도의 상승률이 커지기 때문인 것으로 판단된다.

2.4.3 인젝터 입구 각도 변화에 따른 연소특성

인젝터 입구의 각도를 연료 면과 수평인 형태의 인젝터와 연료 면으로 5° 기울인 형태의 인젝터에 대한 실험을 수행하였으며, 인젝터의 형상은 Fig. 7과 같다.

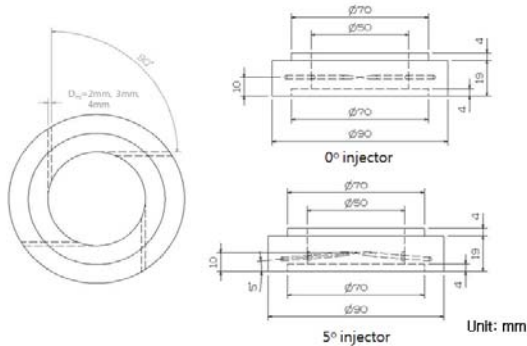


Fig. 7 Injector geometry

입구 각도를 가지는 인젝터는 스월강도가 약 28.63이며 수평 형태의 인젝터는 31.25로 입구 각도를 가지는 인젝터의 스월 강도가 감소하게 된다. Fig. 8은 인젝터 입구 각도에 따른 후퇴율을 나타낸 것으로, 인젝터 입구 각도가 5° 기울어져 있는 인젝터를 사용한 경우의 후퇴율이 수평인 인젝터의 후퇴율에 비해 낮은 후퇴율을 나타낸다. 실험전 예상으로는 입구 각도가 있는 경우에 연료 면으로의 Impinging 효과가 커져 높은 후퇴율이 나타날 것으로 예상되었다. 그러나 각도가 있는 인젝터를 사용하였을 경우의 후퇴율이 낮은 것으로 볼 때, 인젝터 각도로 인한

impinging 효과에 비해 회전방향 모멘텀에 따른 강한 스월 유동이 고체 연료 연소율에 더 큰 영향을 주는 것으로 판단된다.

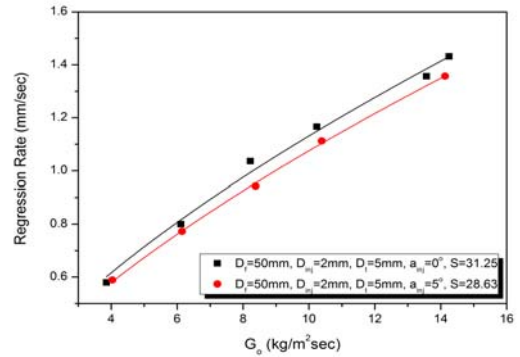


Fig. 8 Regression rate variation to oxidizer mass flux for injector inlet angle 5°

2.4.4 후퇴율식

연료의 직경변화와 인젝터의 직경, 인젝션 각도 변화 등을 통해 스월 강도를 달리한 실험에서의 후퇴율식은 스월 강도를 고려해야 한다. 이에 본 연구에서 스월 강도변화에 따른 후퇴율 변화를 모두 포함하는 후퇴율식을 식(8)과 같이 표현하였으며, 하나의 후퇴율식으로 모든 실험의 실험 후퇴율을 후퇴율식을 이용한 값과의 차이가 ±5% 이내의 오차범위로 표현 가능했다.

$$\dot{r} = 0.0875 G_o^{0.75} S^{0.25} \quad (8)$$

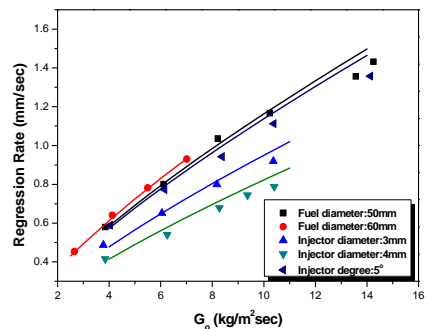


Fig. 9 Regression rate variation to oxidizer mass flux with one regression rate equation

3. 결 론

본 연구에서는 End-Burnig 하이브리드 연소기에서의 스월 강도 변화에 대한 연소 특성을 알아보기 위하여 연료직경 변화, 인젝터 직경 변화, 인젝션 각도 변화를 통하여 다양한 스월 강도에 대한 연소 실험을 수행하였다. 실험 결과 연료 직경에 따른 실험에서는 연료 직경이 커짐으로써 스월 강도가 증가하게 되어 후퇴율은 증가하지만 상승 폭은 크지 않았다. 그러나 연료 직경 차이로 인해 연료 연소량의 차이는 크게 나타났다.

인젝터 직경변화를 달리한 실험에서는 직경이 커질수록 스월강도가 약해져 후퇴율이 낮아졌다.

인젝터 입구의 각을 연료면으로 5° 기울인 경우에는 Impinging 효과가 나타나지만 인젝터 각도가 없는 경우보다 스월강도가 작아져 후퇴율이 감소한다. 따라서 본 연구의 End-Burnig 연소기에서는 후퇴율에 미치는 영향이 Impinging 효과보다는 스월강도의 영향이 더 크다고 판단된다. 또한 고체연료의 후퇴율에서 산화제 유속과 스월 강도를 적용하여 다양한 스월강도를 고려할 수 있는 하나의 후퇴율 식을 제시하였으며, 오차범위 ±5% 이내로 나타났다.

위의 모든 실험을 종합하여 산화제 유속과 스월강도로 나타낸 단일 후퇴율 관계식을 다음과 같이 도출하였다.

$$\dot{r} = 0.0875 G_o^{0.75} S^{0.25}$$

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 지원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임 (No.R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참 고 문 헌

1. 이승철, "End-Burning 하이브리드 로켓의 인젝터 형상과 연료에 따른 연소 특성에 관한 연구", 한국항공대학교 석사학위논문, 2006
2. Gupta, A. K., Lilley, D. G., and Syred, N., "Swirl Flows", Abacus Press, New York, 1984, pp.2-3, pp.295-350
3. Marxman, G. A. and Gilbert, M., "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", Academic Press Inc., 1963, pp. 371-383
4. F. Chang and V. K. Dhir, "Mechanisms of heat transfer enhancement and slow decay of swirl In tubes using tangential injection", Int. J. Heat and Fluid Flow, Vol.16, 1994, pp.78-87