

N₂O/PE 하이브리드 로켓의 스케일 변화에 따른 연소특성 연구

한승주* · 문근환* · 김진곤** · 문희장**†

Scale Effect on Combustion Characteristics of N₂O/PE Hybrid Rocket

Seongjoo Han* · Keunhwan Moon* · Jinkon Kim** · Heejang Moon**†

ABSTRACT

This paper describes the scale effect of hybrid rocket motor which has blow-down oxidizer supply system. Results show that the scale effect on regression rate is negligible using presently accessible scaling relation for LN₂O/PE propellant combination amid the absence of exactly proven scaling relation. It was also found that the characteristic velocity efficiency increases as motor scale increases. However, the characteristic velocity efficiency includes complicated parameters such as post-chamber configuration or geometry which can affect the entire flow field. It is therefore hard to conclude that the increase of efficiency is solely due to the enlargement of motor scale nor draw any conclusion on the scale effect which require a profound understanding of hybrid rocket scaling rules.

초 록

본 연구에서는 하이브리드 추진기관 설계에 중요한 변수인 스케일에 따른 연소특성을 분석하였다. Blow-down 시스템을 사용하는 LN₂O/PE 추진제 조합에 대하여 분석을 수행하였으며 현존하는 스케일 관계식을 이용한 스케일 변화에 따른 평균 후퇴율의 변화는 크지 않음을 확인하였다. 특성배기속도 효율은 스케일이 커짐에 따라 증가함을 확인하였다. 그러나 특성배기속도 효율은 후방연소실의 형상 등 복잡한 변수가 포함되어 있어 단순한 스케일의 변화에 따른 영향이라고 단정할 수 없다고 판단된다. 이에 특성속도효율 및 국부적인 후퇴율 예측에 관한 하이브리드 로켓 스케일 관계식에 관해서는 확정적인 결론을 도출하기 어려울 것으로 판단된다.

Key Words: Hybrid rocket motor(하이브리드 로켓 모터), Scale effect(스케일 효과), N₂O(아산화질소), Polyethylene(폴리에틸렌), Blow-down system(블로우 다운 시스템)

1. 서 론

하이브리드 추진기관은 두 가지 다른 상(phase)의 연료와 산화제 조합을 사용하는 추진기관으로 이상유동(two-phase flow)로 인해 경계층 내에서 불균질(heterogeneous)하고 복잡한 연소메

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

커니즘을 갖는다. 경계층연소에 의해 고체연료의 후퇴율은 Eq. 1과 같이 질량유속(mass flux)에 지배되며 이는 하이브리드 추진기관을 설계함에 있어 질량유속과 후퇴율의 관계를 파악하는 것이 중요하다.

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

\dot{r} : local regression rate

G_t : local total mass flux

하이브리드 추진기관의 후퇴율은 Maxman이 제안한 난류경계층연소모델(turbulent boundary layer combustion model)[1]을 바탕으로 연구되고 있으나 질량유속과 후퇴율의 복잡한 메커니즘으로 인해 실제 문제를 모사하는데 많은 어려움이 있다. 예를 들어, 난류경계층은 평판 위에서 발생된다고 가정되며, 축방향으로 산화제 유동이 지나감에 따라 희석(dilution) 되지 않음을 가정한다. 그러나 실제 하이브리드 추진기관의 연료형상은 갇힌 포트(confined port)로 이루어져 있으며, 연소가 일어나고 있는 원통형 포트의 하류에서는 경계층이 합쳐지는 현상(merge)이 발생하게 된다. 이에 따라 산화제 유동은 가정한 바와 같이 일정한 농도와 흐름을 갖지 못하게 된다. 따라서 연료로의 열전달량을 국소적으로 변화시켜 축방향 위치별 연료의 기화량을 다르게 만들며 최종적으로 후퇴율 예측을 어렵게 만든다.

이처럼 하이브리드 추진기관의 후퇴율은 단순히 연소면적 및 단면에만 관련된 것이 아니라, 산화제 주유동의 유동장과 관계가 깊기 때문에 연소기 스케일에 따라 많은 변화를 발생시킨다. 따라서 복잡한 메커니즘으로 인해 연소기 스케일에 따른 질량유속과 후퇴율의 관계를 이론적으로 파악하는 것은 매우 어려우며, 현재 실험적 데이터에 의존하는 것이 현실이다.

질량유속과 후퇴율의 관계를 파악하는 것은 대부분 lab-scale 연소기를 이용하여 수행되며 이를 바탕으로 full-scale 연소기 설계를 진행한다[2]. 이 때 하이브리드 내탄도 설계자는 오차를 감안하고 설계를 진행하여야 하며 반드시 검증작업

을 거쳐야 한다는 단점이 존재한다.

따라서 연소기 스케일과 후퇴율과의 관계를 파악하는 것은 매우 중요하며 현재까지도 하이브리드 추진기관의 상용화를 위해 스케일 효과를 정확히 유추할 수 있는 검증이 확보된 식은 보고되지 않고 있다. 이에 본 연구에서는 lab-scale 연구에서 많이 사용되는 폴리에틸렌 (Polyethylene, PE)연료와 자발가압특성으로 인해 소형발사체에 많이 사용되는 아산화질소 (N₂O)를 이용하여 본 연구진의 50 kgf, 500 kgf, 1 tonf 및 2 tonf급 하이브리드 로켓모터 후퇴율 데이터를 현존 스케일 연구에 사용중인 관계식을 활용하여 스케일 변화에 따른 후퇴율 예측 특성을 분석하고자 한다.

2. 배경 이론

2.1 시공간 평균 후퇴율

Marxman이 제안한 국소지점의 질량유속(mass flux)과 연료포트의 길이방향 위치에 따른 후퇴율은 Eq. 2와 같다.

$$\dot{r} = aG^n x^m \quad (2)$$

a : regression rate coefficient

x : axial position of fuel port

질량유속과 길이방향의 지수값은 각각 0.8과 -0.2로써 이는 난류경계층 내 화염으로부터의 열전달 관계식으로부터 유도된 값이다. 그러나 위의 관계식은 연료포트 내 국소적인 후퇴율을 정의한 것으로써 연소가 진행되는 동안 국부 후퇴율(local regression rate)을 측정하는 것은 실험적 한계가 존재하고 국소적인 연료의 질량유량을 측정하는 것 또한 매우 어렵다. 이에 산화제의 질량유량 대비 연료의 질량유량이 매우 작다는 점을 이용하여 상대적으로 측정이 용이한 산화제 질량유량에 관계되는 Eq. 3과 같은 후퇴율 식을 보편적으로 사용한다.

$$\dot{r} = a G_o^n x^m \quad (3)$$

G_o : local oxidizer mass flux

그러나 이는 여전히 국소적이고 실시간 (instantaneous) 후퇴율을 나타내며 실험적 한계는 마찬가지로 존재한다. 이와 같은 단점을 해결하기 위하여 Karabeyoglu는 확장가능(scalable)한 Eq. 4와 같은 시공간 평균 후퇴율(time-space averaged regression rate)을 제안하였으며 기체 산소/파라핀 조합의 하이브리드 추진기관의 연소시험데이터를 이용하여 이를 검증하였다[3].

$$\dot{\bar{r}} = a \overline{G_o}^n L^m \quad (4)$$

$\dot{\bar{r}}$: averaged regression rate

$\overline{G_o}$: averaged oxidizer mass flux

L : fuel length

Karabeyoglu의 연구에서 시간에 대한 평균화 중, 질량유속을 계산할 때 아래의 세 가지 경우에 대하여 오차를 분석하였다.

- (1) 평균 연료포트직경을 이용하여 면적을 계산한 경우
- (2) 평균 연료포트면적으로 계산할 경우
- (3) 평균 질량유속으로 계산할 경우

이 세 가지에 대해 오차율을 분석해본 결과, 평균 연료포트 직경을 이용하여 후퇴율을 도출한 경우가 오차율이 가장 작았으며 현재 하이브리드 추진기관의 후퇴율에 관한 연구는 대부분 이 방법을 채택하여 연구를 수행하고 있다[4].

이 후퇴율 식을 이용할 경우, 후퇴율에 영향을 주는 질량유속은 초기 연료포트직경에 의존하지 않고 연소 전과 후의 연료포트직경의 비율에 의존하게 된다. 따라서 후퇴율을 초기 연료포트직경에 관한 정량적인 값으로부터 자유롭게 만들

어 연소기 스케일에 따른 영향 중 포트직경에 대한 의존도를 현저하게 낮추는 결과를 가져온다.

반면 길이방향에 대한 평균화를 수행할 경우, Eq. 3에서 연료포트내 축방향 위치에 관한 함수 (x^m)는 공간에 대해 적분하여 Eq. 4에서처럼 연료의 총 길이(L^m)로 표현가능하게 된다.

2.2 Blow-down system

아산화 질소는 자발가압특성이 강하여 별도의 가압장치가 요구되지 않아 소형발사체에서는 blow-down 방식을 채택하여 사용하고 있다. Karabeyoglu는 산화제 유량의 값이 일정하다는 가정으로 시공간에 대하여 후퇴율을 평균화시켰으나, blow-down 방식에서는 산화제 공급압력이 변화하여 산화제 유량이 일정하지 않는 특성이 있다.

이에 본 연구에서는 변화하는 산화제 유량에 대하여 시간 평균을 이용하여 전체 소비되는 산화제 유량에 대해 총 연소시간으로 나누어 평균 산화제 유량을 정의하고, 평균 산화제 유량이 일정함을 가정하여 연구를 진행하였다. 이는 추후 가압장치를 이용하여 산화제 유량이 일정할 경우의 실험데이터를 확보하고 blow-down 방식과 가압방식 두 가지 경우의 후퇴율을 추가적으로 비교 분석할 예정이다.

3. 실험 결과

3.1 실험장치

Fig. 1은 본 연구에서 사용된 실험장치를 나타내며 두 세트(500kgf 급이하, 1tonf급 이상)의 연소실험 장치로 구성되어 있다. 50kgf급 모델로켓 스케일의 경우 Fig. 2의 수직형 추력측정스탠드를 사용하여 실험을 수행하였다.

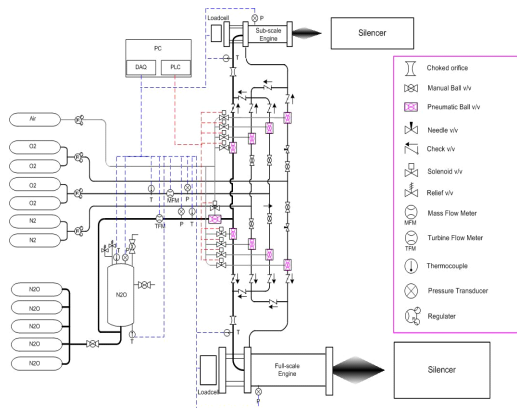


Fig. 1 Schematic of hot-firing test systems of sub-scale and full scale[5]

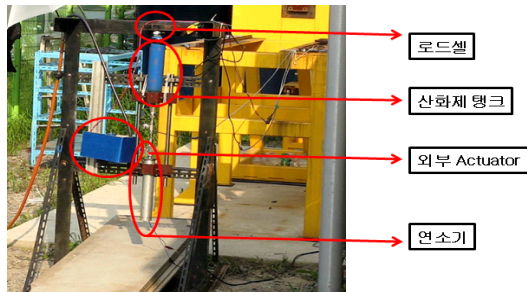


Fig. 2 Ground Firing Test stand of 50 kgf scale

3.2 실험조건

실험조건은 Table 1에 표시하였으며 LN₂O/PE 조합의 이론 O/F비는 7이나 500kgf급 이상의 모터의 경우 발사체의 길이/직경 비와 전체 중량을 고려하여 평균 O/F비 3 ~ 3.5 구간에 대하여 설계를 진행하여 실험을 수행하였다.

Table 1. Hot-Firing test matrix.

| Designed Thrust | 50kgf | 500kgf | 1tonf | 2tonf |
|---------------------------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| Averaged Oxidizer Mass flow rate(g/s) | 29 ~ 38 | 32 ~ 35 | 64 ~ 125 | 371 |
| Burn Time(s) | 2.2 ~ 3.1 | 3.3 ~ 4.8 | 10 | 5 |
| Averaged O/F | 3.9 ~ 5.6 | 7.7 ~ 8.4 | 3.1 ~ 4.1 | 3.1 ~ 4.2 |
| Initial Port Diameter(mm) | 10 | 10 | 18 | 36 |
| Port number | 5 | 5 | 7 | 7 |
| Grain Length(mm) | 250 | 190 | 660 | 1025 |
| Final Port Diameter(mm) | 13.6 ~ 14.8 | 15.6 ~ 16.4 | 27.2 ~ 30.4 | 43.8 ~ 52.2 |

3.3 시공간 평균 후퇴율

Fig. 3은 스케일에 따른 평균 후퇴율을 나타낸 것으로써 길이 및 초기직경에 관계없이 같은 후퇴율 곡선위에 있음을 확인하였으며 이는 참고 문헌 [3]의 결과를 뒷받침하며 그 관계식은 Eq. 5와 같다. 이에 LN₂O/PE 추진제 조합의 경우 연료길이의 영향이 크지 않음을 확인하였으며 그에 따른 후퇴율 식은 Eq. 6과 같이 표현될 수 있다.

$$\dot{r} = 0.0065 \overline{G_o}^{0.83} L^{-8.5e-17} \quad (5)$$

$$\dot{r} = 0.0065 \overline{G_o}^{0.83} \quad (6)$$

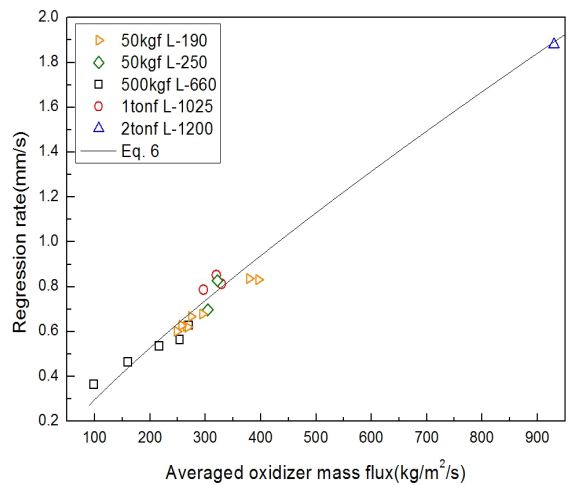


Fig. 3 Regression rates vs. averaged oxidizer mass flux on hybrid rocket motor scales

따라서 blow-down 시스템을 사용한 LN₂O/PE 추진제 조합의 하이브리드 추진기관을 lab-scale 후퇴율을 사용하여 설계할 시 추력 및 연소실 압력과 같은 전체적인 추진기관의 성능에 관련된 설계치에는 큰 오차가 발생하지 않을 것으로 생각된다. 그러나 평균화된 후퇴율을 사용하였으므로 길이방향으로의 국부적인 후퇴율 변화를 고려하지 못하는 만큼, 연료의 웹 두께에 관해서는 추가적인 연구가 필요할 것으로 사료된다.

3.4 특성배기속도

연소기 스케일에 따른 O/F비에 따른 특성배기속도를 비교하였으며 Fig. 4에 나타내었다. 실선으로 표현된 이론 특성 배기 속도는 CEA(Chemical Equilibrium with Application) code[7]를 이용하여 해석하였으며, 실험 특성배기속도는 Eq. 7을 이용하여 계산하였다.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{m_p} \quad (7)$$

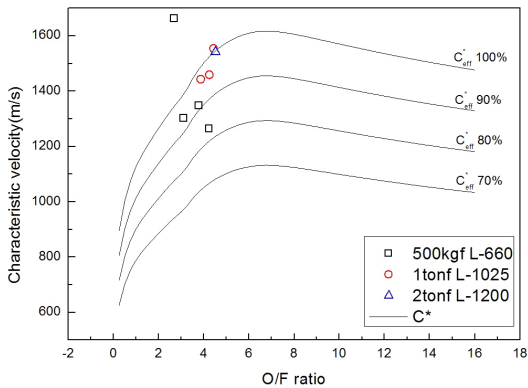


Fig. 4 Characteristic velocity vs. O/F ratio on hybrid rocket motor scale

50 kgf 이하 급 소형 발사체 모델의 경우 연소실 압력 측정이 불가능하여 특성배기속도를 비교하지 못하였다. 그러나 500 kgf급 이상의 스케일에 관해 특성배기속도 효율을 비교한 결과, 전반적으로 연소기 스케일이 커질수록 특성배기속도

효율이 증가함을 확인할 수 있었다.

그러나 특성배기속도 효율, 즉 연소효율과 같은 변수들은 단순히 스케일에 비례하여 증가하는 것이 아닌 후방연소실의 형상, 연료와 산화제의 혼합, 그리고 후방연소실 내 유동특성과 관계된 많은 변수들을 포함하고 있다. 따라서 본 실험결과에서 나타나는 스케일 증가에 따른 연소효율의 증가는 동일한 형상 및 유동 패턴을 갖는 연소기에 한정되는 만큼, 단순히 스케일 대비 특성배기속도 효율과의 관계를 단정짓기는 어려울 것으로 사료된다.

4. 결 론

본 연구에서는 하이브리드 추진기관 설계에 중요한 변수인 스케일에 따른 후퇴율 변화를 현존하는 스케일링 관계식을 통해 분석하였다. 시공간 평균 후퇴율을 사용함으로써 후퇴율은 연료의 초기 포트직경에 무관하였으며, 연료길이에 대한 후퇴율 분석을 수행한 결과 blow-down 시스템을 사용하는 LN₂O/PE 추진제 조합에 대하여 길이에 따른 영향이 크지 않음을 확인하였다. 반면 특성배기속도효율은 스케일이 커짐에 따라 증가하는 경향을 나타내었다. 따라서 현재 활용 중인 스케일 관계식으로는 lab-scale에서 획득된 평균 후퇴율을 이용하여 원하는 추력의 full-scale 추진기관을 설계함에 있어 추력 및 압력 등 추진기관의 성능에 관계된 변수에서는 큰 오차를 발생시키지 않을 것으로 판단할 수 있다. 그러나, 특성속도효율 및 국부적인 후퇴율 예측에 관한 하이브리드 로켓 스케일 관계식에 관해서는 확정적인 결론을 도출하기 어려울 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 미래창조과학부의 지원(NRF-2013M1A3A3A02042277)을 받아 수행된 연구로서 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Marxman G.A., C.E. wooldrige and R.J. Muzzy, "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, pp. 485-522, 1964
2. 문근환, 오지성, 이선재, 최원준, 김학철, 이정표, 문희장, 성홍계, 김진곤, "추력 1000 kgf급 하이브리드 로켓(KHyRoc-II)의 개발", 한국추진공학회 학술대회논문집, pp. 58-62, 2012
3. Karabeyoglu. A, Cantwell. B and Zilliac G. "Development of Scalable Space-Time Averaged Regression Rate Expression For Hybrid Rockets," Joint Propulsion Conference, AIAA 2005-3544, 2005.
4. 한승주, 류성훈, 김진곤, 강태곤, 문희장, 김준형, 고승원, "저 산화제유속 구간에서의 HDPE 및 Paraffin 연료의 연료농후가스 O/F비 특성", 한국추진공학회지, Vol. 20 No. 6, pp.54-60, 2016
5. 김수종, 김기훈, 조정태, 조민경, 도규성, 소정수, 허준영, 이정표, 박수향, 문희장, 성홍계, 김진곤, "하이브리드로켓엔진 지상연소시험 설비", 한국추진공학회 학술대회논문집, pp. 251-254, 2008
6. National Aeronautics and Space Administration "Chemical Equilibrium with Applications"