

PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능 예측 기법 : Part II, 성능 예측 기법

윤창진* · 송나영* · 유우준* · 문희장** · 김진곤** · 성홍계**

Performance Prediction Methods and Combustion Characteristics of PE-GOX Hybrid Rocket Motor : Part II, Performance Prediction Method

Changjin Yoon* · Nayoung Song* · Woojun You* · Heejang Moon** · Jinkon Kim** · Hong-Gye Sung**

ABSTRACT

In order to predict the performance of the small-scale Polyethylene-GOX hybrid rocket motor, a typical internal ballistic model was proposed. The model adopted for the present study employed the lumped scale of chamber pressure so that the pressure-time history resulted from the present model was comparable to the test results.

초 록

Polyethylene-GOX 추진제를 이용한 소형 하이브리드 로켓 모터의 성능 예측 모델에 대한 연구를 수행하였다. 제안된 모델에서 연소실 전체에 걸친 상태량을 단일 변수로 가정하여 내탄도 모델 식을 풀어 연소실 내 압력을 예측할 수 있었으며, 실험을 통해 측정된 값과 비교하여 모델의 정확도를 고찰하였다.

Key Words: 하이브리드 로켓 모터 (Hybrid Rocket Motor, HRM), 성능예측(Performance Prediction), 하이브리드 로켓 연소(Hybrid Rocket Combustion)

1. 하이브리드 모터의 내탄도 해석 및 연구배경

내탄도 해석은 연소실 내에서 발생하는 연소 유동장을 해석하여, 모터 성능을 연구하는데 목적을 두고 있다. 또한, 추진제 후퇴율, 연소특성 등을

예측하여 연소실 압력과 모터의 추력을 도출한다.

고체 로켓의 경우, 연소실 압력과 추력의 경향은 연소 면적의 경향성을 따르게 된다[1]. 이는 고체로켓 추진제에 산화제와 연료가 모두 포함되어 있어, 예혼합 연소와 유사한 거동을 하기 때문이다. 하지만 하이브리드 로켓의 연소는 산화제와 연료가 분리된 확산 화염의 매커니즘을 통해 반응이 일어나기 때문에, 고체로켓의 연소 면적과 연소실 압력 추이와는 달리 거동할 것이

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

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

며, 이는 하이브리드 모터의 성능에 중요한 영향을 줄 것이라 판단된다. 따라서 하이브리드 모터의 연소 특성을 정확히 설명하는 성능 해석 모델의 연구는 성능 예측 및 설계, 최적화 과정에 있어서 반드시 필요하다.

또한 CFD 코드를 통해 연소실 내부 3차원 유동장을 계산할 수 있을지라도, 연소 전 구간에서 공연비를 고려한 추력, 압력의 계산량이 매우 방대하기 때문에 많은 시간과 비용을 초래하게 된다. 이는 하이브리드 연소 특성을 잘 설명하면서도 단순화된 모델의 필요성을 의미하며, 본 연구에서는 연소기 전체에 걸친 상태량을 단일 변수로 사용하는 모델에 대한 해석을 수행하였다. 모델의 해석을 위해 필요한 후퇴율식을 얻기 위해 연소 시험[2]을 수행하였으며, 구해진 후퇴율식으로부터 성능 예측 결과를 실험 데이터와 비교하여 성능 예측기법의 정확도에 대한 평가를 수행하였다.

2. 지배 방정식

성능 예측을 위한 모델식은 모터 전체에 걸친 연속방정식과 실험을 통해 도출된 후퇴율식으로 구성되며, 추가로 O/F비에 따른 상태방정식과 화학평형 해석이 필요하다.

2.1 연속 방정식

연속방정식은 연소실 가스의 질량 변화, 산화제 및 연료의 유입량과 노즐을 통해 빠져나가는 연소 가스량으로 식 (1)과 같이 구성된다.

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}_{ox} + \dot{m}_f - \dot{m}_{out} \quad (1)$$

연소 가스를 이상기체로 가정하면

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{PV}{RT} \right) = \frac{V}{RT} \frac{dP}{dt} + \frac{P}{RT} \frac{dV}{dt} \quad (2)$$

이며, 이 때 온도 변화에 의한 연소가스 질량 변화는 무시된다[3]. 연소가스의 체적 변화는 연료 후퇴율에 의한 연료 그레인의 확공(Grain Burnback)으로 표현될 수 있다.

$$\frac{dV}{dt} = \bar{r} A_b \quad (3)$$

식 (3)을 식 (2)에 대입하면 연속방정식을 압력에 대한 미분방정식 식(4)로 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{P} \frac{dP}{dt} = \frac{1}{m} (\dot{m}_{ox} + \dot{m}_f - \dot{m}_{out} - \rho_g \bar{r} A_b) \quad (4)$$

2.1.1 유입 산화제 및 연료 유량

인젝터를 통해 연소실로 유입되는 산화제 유량은 초킹 상태를 가정하면 일정 유량 공급으로 고려할 수 있다. 연소가 진행됨에 따른 고체 연료면의 후퇴는 연소실로 공급되는 연료로 간주할 수 있으며, 이는 후퇴율을 통해 정량화되어 식 (5)와 같이 표현될 수 있다.

$$\dot{m}_{ox} = const., \quad \dot{m}_f = \rho_f \bar{r} A_b \quad (5)$$

2.1.2 노즐 출구로 빠져나가는 연소가스 유량

노즐 목의 초킹 상태를 가정하면, 노즐 출구를 빠져나가는 연소가스의 유량은 특성속도로써 식 (6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{m}_{out} = \frac{P_c A_t}{c^*} \quad (6)$$

2.2 운동량 및 에너지 방정식

준정상상태에서 하이브리드 추진 시스템 전반에 걸쳐 운동량 방정식을 적용하면, 식 (7)과 같이 추력을 계산할 수 있으며, 연소실 및 노즐에 걸친 에너지 방정식은 단열, 가역 과정을 가정시, 연속방정식과 동일한 형태가 된다.

$$F = \lambda_{cor} \dot{m} v_j + (P_e - P_a) A_e \quad (7)$$

2.3 화학 평형 해석

본 연구에서는 연소실 내 유입되는 산화제와 연료가 모두 반응하여 Frozen flow 상태로 노즐을 빠져나감을 가정하였다. 화학평형의 해석은 Gordon and McBrid[4]에 의해 개발된 CEA 코드를 이용하였다. 산화제는 GOX를 적용하였고, 연료는 CEA 코드에 내장되어 있는 Ethylene Polymer, $(CH_2)_x$ 를 이용하였다.

3. 해석 기법

3.1 해석적 접근을 이용한 해석

식 (4)에서 체적의 변화에 의한 연소실 내 가스의 질량 변화 $\rho_g \bar{r} A_b$ 은 연료의 질량 변화에 해당하는 $\rho_f \bar{r} A_b$ 에 비해 상당히 작으므로 이를 무시한다. PE-GOX 추진제의 경우 연료의 유량이 거의 일정하게 공급되므로[2], 연료 유량을 상수로 취급하여 식 (4)는 식 (8)과 같이 표현될 수 있다.

$$\frac{dP_c}{dt} = A(C_1 - C_2 P_c) \quad (8)$$

$$A = \frac{RT}{V_g}, \quad C_1 = \dot{m}_f + \dot{m}_{ox}, \quad C_2 = A_t / c^*$$

식 (8)은 변수분리법을 통해 식 (9)와 같은 해를 얻을 수 있다.

$$P_c = \frac{1}{C_2} [C_1 - (C_1 - C_2 P_{c,i}) e^{-AC_2 t}] \quad (9)$$

식 (9)을 통해 연소실의 압력은 정상상태에 다가가에 따라 C_1/C_2 에 접근함을 살펴볼 수 있었다. 이는 연속방정식에서 시스템 질량의 시간에 대한 변화를 0으로 취한 결과와 동일한 형태이며, 이러한 정상상태 해는 식 (10)과 같이 표현될 수 있다.

$$P_c = \frac{C_1}{C_2} = \frac{c^*}{A_t} (\rho_f \bar{r} A_b + \dot{m}_{ox}) \quad (10)$$

식 (10)은 고체로켓의 내탄도해석시 연소실 압력을 계산하는 방법과 유사하지만, 고체로켓의 경우 Saint-Robert's Law를 통해 연소속도(후퇴율)가 압력의 비선형적인 함수 형태를 보이는 반면, 하이브리드 로켓 대부분의 유량 범위에서 평균 후퇴율식이 압력에 독립적이므로 보다 용이하게 구할 수 있는 장점이 있다[5].

3.2 수치적 접근을 이용한 해석

해석적 방법을 통한 방법은 연소실의 압력이 주어진 조건을 통해 간단하게 구해질 수 있으나, 유입 연료 유량이 일정함을 가정하였다. 하지만,

유입 연료 유량은 연소시간이 길어지거나, 다른 조합의 추진제의 경우에는 시간에 따라 크게 변화될 수 있다. 따라서 정확한 연료 유량에 대한 정보를 평균 후퇴율식을 이용하여 나타내도록 한다. 평균 후퇴율식을 미분방정식의 형태로 표현하면 식 (11)과 같으며, 본 추진제의 후퇴율은 압력에 독립적이므로 연속방정식과 분리하여 풀 수 있다.

$$\dot{r} = \frac{1}{2} \frac{dD_p}{dt} = a \left(\frac{4\dot{m}}{\pi D_p^2} \right)^n L_p^m B^k \quad (11)$$

4. 결과 해석

PE-GOX 추진제의 경우 O/F 비의 변화가 거의 일어나지 않아서, Fig. 5와 같이 일정 성능을 유지하게 된다[1]. 이는 PE-GOX 하이브리드 모터의 해석적 방법을 통한 성능 예측에 있어서 일정 연료 유량 가정이 가능함을 의미한다. 하지만, 중대형의 하이브리드 모터의 경우, 연소 시간이 진행됨에 따라 O/F 비는 크게 변화될 수 있으며, HTPB-GOX와 같은 다른 조합의 추진제가 사용되는 하이브리드 모터에서는 시간에 따른 O/F 비 변화의 폭이 커서 해석적 접근을 통한 해석보다 수치적 접근을 통한 해석이 유리할 것으로 사료된다.

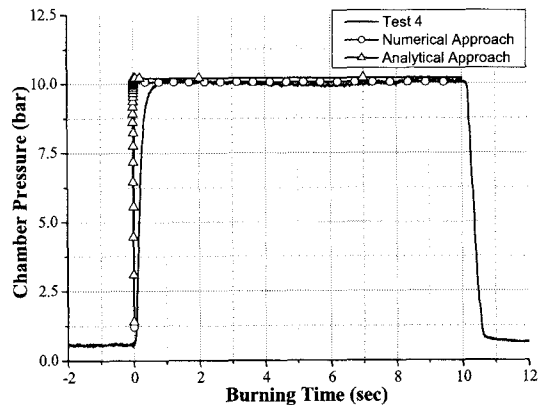


Fig. 5. Effect of the Predicted Chamber Pressure under the Different Approach.

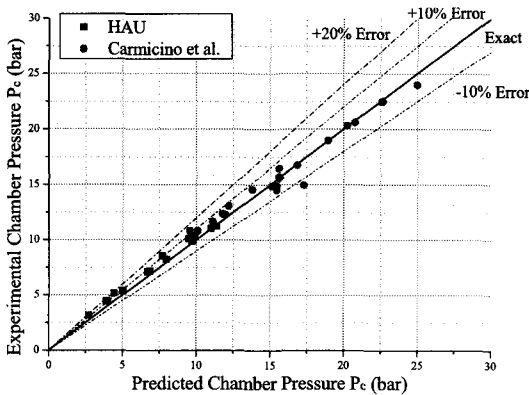


Fig. 6. Illustration of Accuracy of Using Analytical Approach to Predict the Motor Performance[6]

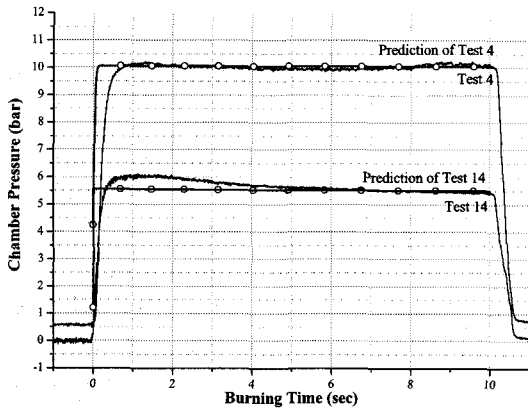


Fig. 7. Performance Prediction Applying the Numerical Method.

Figure 6은 해석적 방법을 통해 연소실 압력에 대한 정상상태 해를 구하여 실험 자료와 비교한 결과이다. 해석적 접근을 통한 정상상태 연소실 압력을 x축, 실험을 통해 측정된 연소실 압력을 y축으로 두었다. 참고문헌[2]의 데이터와 Carmicino et al[6].의 실험 자료를 통해 다양한 압력 범위에서 성능 예측 기법의 정확도를 분석하였다. 대부분의 연소실 압력 예측 결과는 오차 범위 10% 이내에 들었으며, 최대 20% 오차 범위 이내에 존재한다.

Figure 7은 수치적 방법을 통해 예측된 연소실 압력을 나타내고 있으며, 참고문헌 [2]의 Test 4와 14의 실험 조건을 이용하여 비교하여 다양한 실험 조건에서 수치적 방법이 유효한지 확인하여 유오함

을 알 수 있었으며, 점화 초기 압력 상승률을 개선하기 위해 지속적인 연구가 수행될 것이다.

5. 결 론

연소실 전체를 단일 변수로 가정하여, 연속 방정식으로부터 연소실 압력에 대한 미분방정식의 형태로 변형하여 성능 예측을 위한 모델을 제안하였다. 기존에 여러 차례 수행되었던 연소 시험 시 조건과 후퇴율식을 성능 예측 모델에 적용하였으며, 적용된 모델은 일정 연료 유량 조건을 가정시 해석적 방법을 통해 비교적 정확한 성능 예측을 확인하였다. 또한, 수치적 방법을 통한 성능 예측 기법은 해석적 방법에서 고려하지 못한 연료 유량의 변화를 설명할 수 있으며, 연료 유량 변동이 큰 다른 종류의 추진제 조합이나, 연소시간이 긴 중대형 시스템의 경우 유용하리라 판단된다.

참고문헌

1. "Solid rocket motor performance analysis and prediction", NASA-SP-8039, 1971
2. 윤창진, 송나영, 유우준, 문희장, 김진곤, 성홍계, "TECOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능예측 기법 Part 1, 연소특성", 한국추진공학회 추계학술대회, 2006
3. Heister, S. D. and Landsbaum, E. M., "Analysis of Ballistic Anomalies in Solid Rocket Motors." *Journal of propulsion and power*, Vol. 7, No. 6, 1991, pp. 887-893.
4. Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications." NASA Reference Publication 1311, 1994.
5. Marxman, G. A., et al., "Fundamentals of Hybrid Boundary-Layer Combustion", *Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol. 15, 1964, pp. 485-522
6. Carmicino, C. and Sorge, A. R., "Role of Injection in Hybrid Rockets Regression Rate Behavior." *Journal of propulsion and power*, Vol. 21, No. 4, 2005, pp. 606-612.