

# PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능 예측 기법

## Part II : 내탄도 성능

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

# Combustion Characteristics and Performance Prediction of PE-GOX Hybrid Rocket Motor

## Part II : Internal Ballistic Performance

Changjin Yoon\* · Nayoung Song\* · Woojun Yoo\* · Changsoo Jeon\*\* · Jinkon Kim\*\* · Heejang Moon\*\* · HongGye Sung\*\*\*

### ABSTRACT

An internal ballistic model to predict the performance of a Polyethylene-GOX (PE-GOX) hybrid motor was proposed and evaluated. A theoretical treatment of the model was followed by detail discussion of each of the factors affecting the overall performance. The present model consists of the governing equations by considering the unsteady burn-back rate of the fuel grain and on-off response characteristics of a oxygen-supply valve. The numerical results using the 4th order Runge-Kutta scheme with temporal physicochemical properties showed good agreements with test results and the global effects of the performance parameters, such as the burning area of the fuel grain, O/F ratio, and etc., on the performance of the motor were analyzed.

### 초 록

Polyethylene-GOX (PE-GOX) 조합의 추진제를 사용하는 하이브리드 모터의 성능 예측 모델을 제시하였다. 성능에 영향을 미치는 인자들에 대해 자세한 고찰이 이루어 졌으며, 연료의 후퇴율과 산화제 조절 밸브의 개폐 응답 특성을 고려한 비정상 지배방정식을 구성하고 연소 중 O/F(산화제/연료)비에 따라 변화하는 열역학 데이터를 고려한 4차 Runge-Kutta 수치기법으로 해를 구하여 실험결과와 비교하여 잘 일치함을 확인하였다. 또한 연소 중 그레이인의 후퇴율과 O/F비 등의 성능 변수들의 영향을 분석하였다.

Key Words: Performance Prediction(성능 예측), Hybrid Motor(하이브리드 모터), Polyethylene-GOX Propellant (PE-GOX 추진제), Internal Ballistics (내탄도)

† 2007년 3월 26일 접수 ~ 2007년 4월 18일 심사완료

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\* 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

## Nomenclature

|           |                                    |
|-----------|------------------------------------|
| $A$       | Area ( $m^2$ )                     |
| $c^*$     | Characteristic velocity (m/s)      |
| $D$       | Diameter (m)                       |
| $F$       | Thrust (kgf)                       |
| $G$       | Mass flux ( $kg/m^2s$ )            |
| $L$       | Fuel grain length (m)              |
| $M$       | Mach number                        |
| $\dot{m}$ | Mass Flow Rate ( $kg/s$ )          |
| $O/F$     | the Mass Ratio of Oxidizer to Fuel |
| $P$       | Static pressure (bar)              |
| $R$       | Gas constant ( $kJ/kg \cdot K$ )   |
| $\dot{r}$ | Regression Rate ( $mm/s$ )         |
| $T$       | Static temperature (K)             |
| $t$       | Time (sec)                         |
| $V$       | Volume of gas ( $m^3$ )            |

## Greek symbols

|           |                                |
|-----------|--------------------------------|
| $\alpha$  | Modeling factor for throttling |
| $\lambda$ | Thrust correction factor       |
| $\gamma$  | Specific heat ratio            |
| $\rho$    | Density ( $kg/m^3$ )           |
| $\tau$    | Time constant for throttling   |

## Subscripts

|        |                    |
|--------|--------------------|
| $b$    | Burning            |
| $c$    | Chamber            |
| $crit$ | Critical Point     |
| $e$    | Exit               |
| $FT$   | Full throttling    |
| $f$    | Fuel               |
| $g$    | Gas                |
| $ox$   | Oxidizer or oxygen |

|     |                 |
|-----|-----------------|
| $t$ | Nozzle throat   |
| $p$ | Fuel grain port |

## 1. 서 론

내탄도 해석은 연소실 내에서 발생하는 연소 유동장을 해석하여, 모터 성능을 예측 및 분석하는데 그 목적을 두고 있다. 내탄도 해석의 주요 결과는 연소실 압력, 추력 및 연소면적의 변화율이며, 이는 그레인의 후퇴율식, 연소실 및 노즐 기하학적 조건 및 추진제 반응식을 통해 구할 수 있다.

고체 모터의 경우 연소실 압력과 추력은 연소면적의 변화와 매우 유사한 경향을 따르게 되는데, 이는 추진제에 산화제와 연료가 모두 포함되어 있어, 예혼합 연소와 비슷한 거동을 하기 때문이다. 하지만, 하이브리드 모터의 연소는 산화제와 연료가 분리된 확산 화염의 매커니즘을 통해 화학 반응이 일어나기 때문에, 연료의 연소면적과 일치하는 연소실 압력 거동을 기대할 수 없으므로 고체 모터에서 고려하지 않았던 공기/연료의 혼합/연소가 하이브리드 모터의 성능에 중요한 영향을 줄 것이라 판단된다. 따라서, 확산화염에 의한 연소 특성을 정확히 설명하는 성능 해석 모델의 연구는 성능 예측 및 설계, 최적화 과정에 있어서 반드시 필요하다.

CFD를 통해 연소실 내부 3차원 유동장을 계산할 수 있을지라도, 모터 작동 전 구간에서의 추력과 압력을 계산하기 위한 계산량이 매우 방대하기 때문에 많은 시간과 비용을 초래하므로 하이브리드 연소 특성을 잘 설명하면서도 간결한 모델이 필요하다. 모터 성능 예측은 연소실 압력이나 추력을 예측하는 역할 뿐만 아니라, 개연 가능한 비정상적 거동(anomalies)을 방지하거나 그 원인을 찾는 과정에서 유용한 도구가 된다. Heister and Landsbaum[1]은 고체로켓 내부 연소 면적 변화에 따라 압력을 계산함으로써, 연소실 온도가 모터의 비정상적 거동에 거의 영향을 주지 않음을 제시하였으며, Osherov and

Natan[2]은 가스발생기용 하이브리드 모터를 1차원 비정상 오일러 방정식으로 해석하여, 점화 초기 여러 인자들에 의한 발생 가능한 시나리오를 고려하였다. Calleri and Loehr[3]는 연소실 압력에 대한 모델식을 구성하여 성능을 예측하였으나 연소 중 연료 그레이인의 변화를 고려하지 않았다. 본 연구에서는 연소기 전체에 걸친 상태량을 단일 변수로 사용하는 모델을 기반으로 연소 중 연료 그레이인 변화가 고려된 비정상(unsteady) 열유동 방정식을 유도하고 이를 4차 Runge-Kutta (RK-4) 기법으로 수치적으로 해를 구하였다. 연소 특성을 파악하기 위해 다양한 연소 시험을 수행하여 연료 후퇴율식을 도출하였으며[4], 연료공급 밸브의 응답특성을 고려한 성능 예측 결과를 실험 데이터와 비교하여 성능 예측기법의 정확도에 대한 평가를 수행하였다.

## 2. 성능 예측 모델 개요

성능 예측 모델은 모터 전반에 걸친 연속, 운동량, 에너지 방정식과 실험을 통해 도출된 후퇴율식[4]으로 구성되며, 열역학적 상태량을 표현하기 위하여 상태방정식과 화학평형식을 결합하였다.

### 2.1 연속 방정식

Figure 1은 본 논문에서 고려하고 있는 일반화된 하이브리드 모터의 개략도로서, 산화제 공급부, 연소실 및 노즐로 구성되어 있다. 연소실 연소 가스의 질량 변화는 산화제 및 연료의 유입량과 노즐을 통해 빠져나가는 가스량의 관계로 Eq. (1)의 연속방정식으로 구성된다.

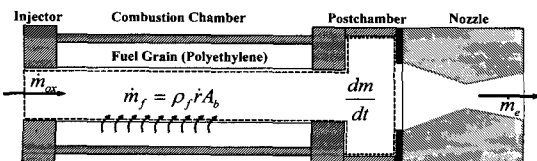


Fig. 1. Simplified schematic diagram of PE-GOX hybrid motor

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

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[1]. 연소실 내 연소가스의 체적 변화는 연료 그레이인의 확공 (Grain Burnback)으로 Eq. (3)과 같이 표현될 수 있다.

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

Eq. (3)을 Eq. (2)에 대입하면 연속방정식을 압력에 대한 미분방정식으로 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

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

위 식에서 표현된 산화제 유량, 연료 유량 및 노즐 출구로 분출되는 가스량은 다음과 같이 결정한다.

#### 2.1.1 유입 산화제 및 연료 유량

인젝터를 통해 연소실로 유입되는 산화제 유량은 초킹 상태를 가정할 때, 일정 유량이 공급되는 것으로 가정할 수 있지만, 산화제 공급 및 중단을 위해 산화제 밸브 개폐(on/off) 명령이 전달되면 밸브의 응답 특성에 따라 공급 산화제 유량은 시간의 함수로 표현되며, 이는 점화 천이 과정 (ignition transient process) 에서의 성능에 영향을 준다. 밸브의 응답 특성을 고려한 산화제 유량을 다음과 같이 모델링하였다.

$$\dot{m}_{ox} = \text{const. or } \dot{m}_{FT} \left\{ 1 - \alpha \exp\left(\frac{-t}{\tau}\right) \right\} \quad (5)$$

연소가 진행됨에 따른 고체연료면의 후퇴율은 실험을 통해 정량화되어[4] Eq. (6)과 같이 표현될 수 있다.

$$\dot{m}_f = \rho_f \dot{r} A_b \quad (6)$$

#### 2.1.2 노즐 출구로 빠져나가는 연소가스 유량

노즐 목에서의 초킹 상태에 따라 노즐을 통해 흐르는 연소가스 유량은 달리 결정되며, DeLaval 노즐의 경우, 초킹 상태를 결정하는 임

계 압력은 주어진 노즐 팽창비와 노즐 출구의 마하수 관계식을 통해 Eq. (7)과 같이 결정된다 [5].

$$\frac{A_e}{A_t} = \sqrt{\frac{1}{M_e} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (6)$$

$$\left( \frac{P_e}{P_c} \right)_{crit} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-\gamma/(\gamma-1)} \quad (7)$$

연소실과 노즐 출구의 압력비가 Eq. (7)의 임계압력비보다 작은 경우, 노즐 목은 초킹 상태에 있으며, 이 때 노즐 출구를 빠져나가는 연소가스의 유량은 특성속도를 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{m}_{out} = \frac{P_c A_t}{c^*} \quad (8)$$

반대로 압력비가 임계압력비에 비해 커서, 노즐목이 초킹되지 않은 경우, 노즐 출구를 빠져나가는 유량은 단열, 비가역 상태를 가정하여 Eq. (9)로 표현할 수 있다[5].

$$\dot{m}_{out} = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{P}{\sqrt{T}}} A_t \quad (9)$$

$$\times \sqrt{1 - \left( \frac{(P_e/P_c) - (P_a/P_c)_{crit}}{1 - (P_a/P_c)_{crit}} \right)^2}$$

### 2.1.3 운동량 및 에너지 방정식

준정상상태에서 연소실 압력(Eq. (4))과 하이브리드 추진 시스템 전반에 걸쳐 운동량 방정식을 적용하면, 추력을 계산할 수 있으며, 에너지 방정식은 단열, 가역 과정으로 가정한다.

$$F = \lambda \dot{m} v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (10)$$

## 22 화학 평형 해석

연소실 내에서 산화제와 연료의 반응 속도는 연소실 내 가스 유동 속도보다 매우 빠르므로 화학 평형으로 가정하고, 노즐에서는 유동 속도가 연소실에서 연소된 가스가 재결합 또는 분열되는 속도보다 빠르므로 Frozen 상태로 열역학 데이터를 계산한다. 화학평형 해석은 Gordon and McBrid[6]에 의해 개발된 CEA 코드를 이용하였다. 산화제는 GOX를 적용하였고, 연료는 CEA 코드에 내장되어 있는 Ethylene Polymer,

(CH<sub>2</sub>)<sub>x</sub>를 이용하였다. 연소실 압력 및 O/F 비에 따라 온도, 비열, 비열비 및 분자량과 같은 열역학적 물성치를 각각 계산하여 성능 계산에 사용하였다.

## 3. 성능 예측 모델의 해석 기법

### 3.1 해석적 접근을 이용한 해석

Equation (4)에서 체적 변화에 의한 연소실 내 연소 가스의 질량 변화에 해당하는 항 ( $\rho_g \dot{r} A_b$ )은 고체 연료의 질량 변화에 해당하는 항 ( $\rho_f \dot{r} A_b$ )에 비해 상당히 작으므로 이를 무시한다. PE-GOX 추진제의 경우 연료의 유량이 거의 일정하게 공급됨을 실험을 통해 살펴볼 수 있었다[4]. 따라서 연료 유량을 상수로 취급하여 Eq. (4)의 연소실 압력변화 식은 Eq. (11)과 같이 표현될 수 있다.

$$\frac{dP_c}{dt} = A(C_1 - C_2 P_c) \quad (11)$$

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

Equation (11)은 변수분리법을 통해 Eq. (12)와 같은 해를 얻을 수 있다.

$$P_c = \frac{1}{C_2} \left[ C_1 - (C_1 - C_2 P_{ci}) e^{-AC_2 t} \right] \quad (12)$$

Equation (12)을 통해 연소실의 압력은 정상상태에 다가감에 따라 연속방정식에서 비정상항을 소거한 결과인  $C_1/C_2$ 에 접근함을 살펴볼 수 있었다. 이는 노즐 출구를 통해 빠져나가는 유량을 의미하는  $C_2$ 가 클 때, 비정상항이 소멸되는 속도가 빨라지며, 유출유량과 유입유량의 밸런스가 빠르게 평형점에 도달함을 의미한다. Equation (12)의 정상상태 해는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$P_c = \frac{C_1}{C_2} = \frac{c^*}{A_t} (\rho_f \dot{r} A_b + \dot{m}_{ox}) \quad (13)$$

### 3.2 수치적 접근을 이용한 해석

해석적 방법으로 유입 연료 유량이 일정함을

가정하여 연소실 압력을 간단히 구할 수 있었다. 그러나 유입 연료 유량은 연소시간이 길어지거나, 다른 조합의 추진제의 경우에는 시간에 따라 크게 변화될 수 있으므로 정확한 연료 유량에 대한 정보를 평균 후퇴율식을 이용하여 나타내도록 한다. 평균 후퇴율식을 미분 방정식의 형태로 표현하면 Eq. (14)와 같으며, 산화제와 연료의 O/F비는 계산된 평균 후퇴율로부터 Eq. (15)와 같이 표현된다.

$$\dot{r} = \frac{1}{2} \frac{dD_p}{dt} = a \left( \frac{4\dot{m}}{\pi D_p^2} \right)^n L_p^m \quad (14)$$

$$(O/F) = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_f \dot{r} A_b} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\pi \rho_f \dot{r} D_p L} \quad (15)$$

Equation (14)는 모델식 (4)와 독립적이며, 압력이 연소속도에 큰 영향을 주는 고체로켓과 다른 양상을 보여준다. 만일 압력이 후퇴율에 영향을 준다면 Eq. (4)와 Eq. (14)는 동시에 (simultaneously) 구해져야 하지만, 본 연구의 경우처럼 압력과 후퇴율이 독립적임을 가정하면 순차적(sequentially)으로 해석이 가능해진다.

Figure 2는 수치적인 방법을 통해 성능 예측을 수행하는 절차를 나타낸 개략도이다. 산화제 유량과 포트 직경을 통해 후퇴율 계산이 가능하며, 이를 RK-4법을 통해 해석하여 포트 직경 변화와 연소실로 유입되는 연료 유량을 계산한다. 유입 산화제와 연료 유량(O/F)의 비는 화학평형 해석을 통해 연소실의 열역학적 상태량을 계산하는데 사용된다. 또한, 주어진 노즐의 형상, 계산된

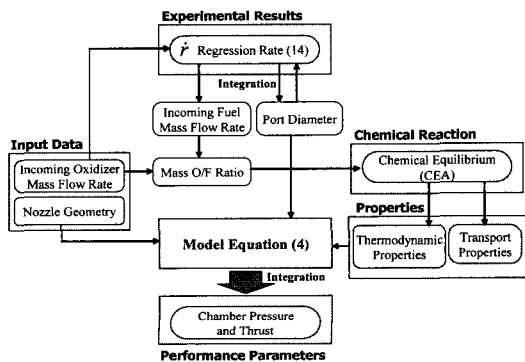


Fig. 2 Flow chart of the numerical model to predict hybrid-motor performance

포트 직경 및 연소실 내 열역학적 상태량을 이용하여 성능 예측을 위한 모델 (Eq. (4))를 연소 전 구간에 걸쳐 해석하여 성능 변수를 계산한다.

해석적 방법과 달리, 수치적인 방법은 평균 후퇴율(Eq. (14))을 통해 제공된 포트 직경 변화를 고려하여 체적에 따른 연소실 내 가스양 변화를 무시하는 가정 없이 수치적으로 풀어 연소실 압력을 계산할 수 있는 장점을 갖고 있다.

4. 결 과 해 석

연속방정식으로부터 유도된 성능 예측 모델식들을 해석적 및 수치적으로 풀어 성능을 예측하였다. 초킹이 되어 일정 유량 공급을 가정할 때, 두 방법 모두 Ref. [4]의 Test 4 결과와 큰 차이가 없음을 확인할 수 있었다(Fig. 3). 해석적 접근과 수치적 접근을 통한 성능 예측의 큰 차이점은 O/F 비의 결정에 있다. 해석적 방법의 경우 연료 유량이 일정함을 가정했기 때문에 연소 시간 동안 O/F 비의 변화가 없으며, 평균 후퇴율에 근거한 평균 O/F 비를 사용하였다. 이와 달리 수치적 접근법의 경우, 순간 후퇴율을 사용하여 연료 그래인의 확공을 수치적으로 계산하였다.

PE-GOX 조합의 추진제의 경우 O/F 비의 변화가 거의 일어나지 않아서, Fig. 3과 같이 일정 압력을 유지하게 된다. 이는 PE-GOX 조합 하이

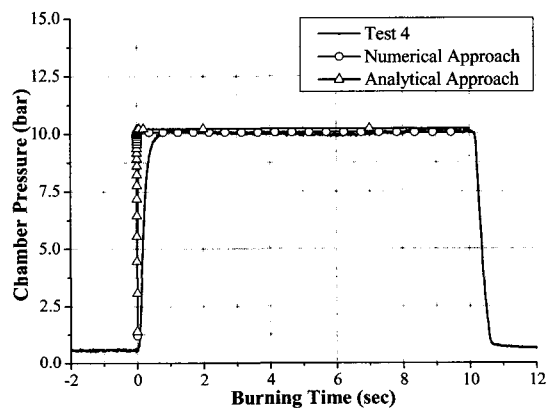


Fig. 3. Comparison of chamber pressure between current results and experimental data

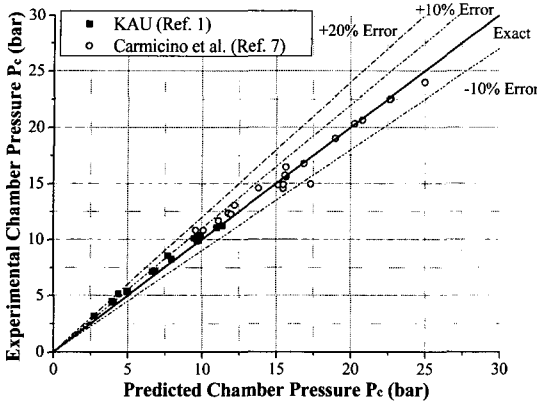


Fig. 4. Error bound of the predicted chamber pressure

브리드 모터의 해석적 방법을 통한 성능 예측에 있어서 일정 연료 유량 가정이 타당함을 의미한다. 하지만, 중대형의 하이브리드 모터의 경우, 연소 시간이 진행됨에 따라 O/F 비는 크게 변화될 수 있으며, 후퇴율 및 O/F 비 변동폭이 큰 추진체의 경우에는 수치적 접근으로 성능 해석을 하여야 한다.

Figure 4는 해석적 방법을 통해 연소실 압력에 대한 정상상태 해를 구하여 실험 자료와 비교한 결과이다. 해석적 접근을 통한 정상상태 연소실 압력을 가로축, 실험을 통해 측정된 연소실 압력을 세로축으로 두었다. Ref. [4]의 한국항공대 실험 데이터와 Carmicino et al.[7]의 실험 자료를 통해 다양한 압력 범위에서 성능 예측 기법의 정확도를 분석하였다.

$$\bar{r} = 0.01631 \bar{G}^{0.5924} L^{-0.2} \tag{16}$$

$$\bar{r} = 0.00349 \bar{G}^{0.642} \bar{D}^{0.568} \tag{17}$$

윤창진 등[4]의 후퇴율 (Eq. (16))과 Carmicino et al.의 실험에서 도출된 후퇴율 (Eq. (17))을 이용하여 해석적인 방법으로 연소실 압력을 계산하여 실험치와 비교한 결과, 대부분 오차범위 10% 이내에 들었으며, 최대 20% 오차 범위 이내에 존재하였다. 특히, 발사체에서 주로 사용되는 고압 범위에서 더욱 정확한 성능 예측을 보여준다.

Figure 5는 산화제 밸브의 응답 특성을 고려하여 연소실로 유입되는 산화제 유량을 모델링하

여 수치적으로 해석한 결과이다. 산화제 밸브를 1차 동적 시스템으로 모델링하여 산화제 유량을 지수 함수 형태로 표현함으로써 연소 초기 구간을 예측할 수 있음을 보여준다.

시간이 진행됨에 따라 후퇴율은 점점 감소하여, 이에 따라 포트 직경이 증가하는 비율도 점점 감소됨을 확인하였다(Fig. 6). 포트 직경의 증가에 따른 연소 면적의 증가와 감소된 후퇴율을 고려하여 연소실로 유입되는 연료 유량을 계산할 수 있으며, 이를 통해 O/F 비의 변화를 계산할 수 있다. 연소실로 공급되는 연료량이 점차 줄어들어 O/F비는 증가함을 확인할 수 있었다.

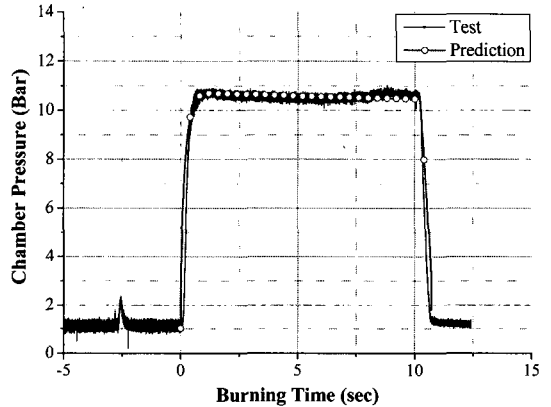


Fig. 5. Pressure-time curve using the Numerical Method considering the throttling response of the oxygen valve. (Oxidizer supply was modeled as the following constants in Eq. (5):  $m_{FT} = 0.042 \text{ kg/s}$ ,  $\alpha = 0.8$  and  $\tau = 0.2 \text{ s}$ )

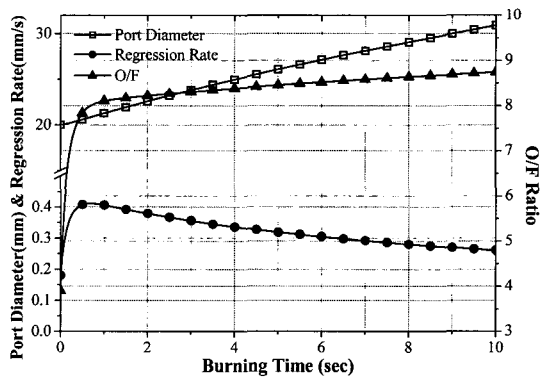


Fig. 6. Grain burnback analysis Applying the Numerical Method considering the throttling response.

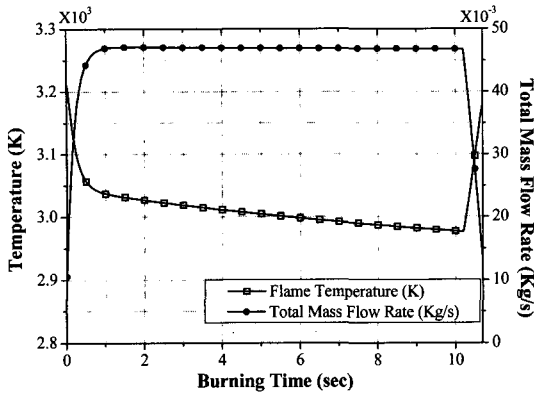


Fig. 7. Chamber temperature and total mass flow rate using the numerical method considering the throttling response of the oxygen valve

Figure 7에서 보는 바와 같이 산화제 공급이 일정할 시, 스톱 작동 시를 제외한 구간에서 연료량의 감소로 인하여 연소실 내 총 유량은 감소하며, O/F 비의 증가로 연소실 온도는 점차 줄어든다. 연소 전후 연료 그레이의 체적 변화가 거의 없음을 실험적 관찰[8]로부터 가정할 때, 상태 방정식으로부터 연소실 압력은 시간이 진행될수록 조금씩 줄어들 것으로 판단되며, 이는 모델식의 해석 결과인 Fig. 5에서도 연소실 압력이 점차 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

## 5. 결 론

하이브리드 모터의 작동특성과 실험분석을 통해 도출된 연료 그레이의 후퇴율을 기반으로 구성된 성능 예측 모델을 제시하였다. 제시된 모델은 해석적 및 수치적인 방법 (4차 Runge-Kutta)으로 해를 구하여 실험 결과와 비교하여 잘 일치함을 확인할 수 있었다.

수치적 방법을 통한 성능 예측 모델은 연료 그레이의 확공을 해석함으로써 연료 유량의 변화에 따른 O/F 비 변화를 예측하여 매 순간의 열역학 상태량을 계산할 수 있다. 연소시간에 따라 연료의 내경이 증가하여 연소면이 증가되지만 연료의 후퇴율이 감소되고 O/F비가 커짐에 따라 화염 온

도의 저하로 연소압력은 미소하게 감소하는 것으로 나타났다. 제시된 성능 예측 기법은 연료 유량의 변동이 큰 추진제나 중대형 시스템에 대하여도 유용하게 적용될 수 있는 있을 것으로 사료된다.

## 참 고 문 헌

1. 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
2. A. Osherov, B. Natan, "The Starting Transient in a Gas-Generator Hybrid Rocket Motor", *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 25, No. 5, 2000, pp. 260-270
3. R. Cavalleri, R. Loehr, "Hybrid Rocket Propulsion Performance Prediction", *AIAA Paper 2005-3548*, July, 2005
4. 윤창진, 송나영, 유우준, 김진곤, 문희장, 성홍계, "PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능 예측 기법, Part I : 성능 예측 기법", 한국추진공학회, submitted
5. Orioux, S., Rossi, C. and Esteve, D., "Compact model based on a lumped parameter approach for the prediction of solid propellant micro-rocket performance." *Sensors and Actuators A: Physical*, Vol. 101, No. 3, 2002, pp.383-391
6. Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications." *NASA RP-1311*, 1994
7. 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
8. 김수중, 김진곤, 이승철, 유우준, 이정표, "하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소 특성 연구", 한국추진공학회, 제9권, 제4호, 2005, pp.31-38