

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.1.009>

국부연소 후퇴율을 고려한
하이브리드로켓의 성능예측 기법연구

조민경* · 허준영** · 박형주*** · 김진곤**** · 문희장***** · 성홍계*****†

Performance Prediction Method of Hybrid Rocket Motors
with Local Variance of Combustion

Mingyung Cho* · Junyoung Heo** · Hyungju Park*** · Jinkon Kim**** ·
Heejang Moon***** · Hong-Gye Sung*****†

ABSTRACT

An unsteady internal ballistic performance model was proposed to take account for the variance of local regression rate along the grain port of a hybrid rocket combustor. The characteristic parameters of hybrid rocket motor was investigated. The performance model of concern in the study was fairly comparable with the test result. The combustion coefficients and local burning characteristics of a hybrid rocket motor were evaluated. The local variation of the oxidizer mass flow rate results in the changes of local regression rate, pressure, temperature, and gas velocity to flow direction, which was analyzed quantitatively.

초 록

하이브리드 연소실의 국부 압력과 속도변화를 고려하는 비정상 내탄도 해석모델을 제안하고 이를 바탕으로 연소실 내 국부영역에서 내탄도 특성인자의 변화를 도출하였다. 해석 모델 검증에 위하여 연소실 전후단의 압력을 측정된 실험결과와 해석결과를 비교하여 실험과 해석결과가 유사함을 확인하고 연소 효율을 평가 하였다. 하류방향으로 산화제 유량이 변화하므로 이에 따른 연소실 국부영역의 압력, 온도, 연료의 후퇴율 및 연소가스의 유속 변화를 정량적으로 고찰하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Performance Prediction(성능예측), Local Regression Rate(국부 후퇴율)

접수일 2011. 10. 11, 수정완료일 2012. 1. 5, 게재확정일 2012. 1. 10

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
(현) (주)한화 대전사업장 개발부

** 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

*** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
(현) STX 엔진사업부

**** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
***** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

Nomenclature

A	Area (m^2)
C_1	Heat transfer coefficient
c^*	Characteristic velocity (m/sec)
D	Diameter (m)
h	Enthalpy

K	Mass fraction
k	Re_D exponent
F	Thrust (N)
G	Mass flux (kg/m^2s)
M	Mach number
\dot{m}	Mass flow rate (kg/s)
MW	Molecular weight
O/F	Oxidizer and fuel ratio
P	Static pressure (pascal)
R	Gas constant ($kJ/kg \cdot K$)
\dot{r}	Burning Rate (mm/s)
T	Static temperature (K)
t	Time (sec)
V	Volume of gas (m^3)
x	Location along axis

Greek symbols

γ	Specific heat ratio
ρ	Density (kg/m^3)
η	Motor coefficient
μ	Viscous coefficient (N/m^2)
χ	Mass fraction

Subscripts

b	Burning
c	Chamber
e	Exit
f	Fuel
ox	Oxidizer
g	Gas
L	Grain length or exit
p	Grain port
s	surface
t	Nozzle throat
m	Motor, mixture
x	Location along axis

1. 서 론

하이브리드 로켓의 연소 메커니즘은 산화제와

연료가 분리되어 저장되어 있다가, 고체연료 표면에 산화제가 분사되고 고체 표면위에서 기화된 연료와 산화제가 혼합되어 연소가 일어나는 확산화염 연소이다[1]. 산화제는 연소실 입구에서 공급되고, 연소실을 통과하면서 연소실내의 연료와 연소되므로 연소실의 축방향으로 산화제와 연소가스 유량에 변화가 발생하게 된다. 따라서 축방향으로 연소가스의 열역학 및 유동특성(온도, 압력, 속도 등)이 변화한다. 따라서 연소실 내부에서 산화제/연료 혼합비와 연소가스 특성을 연소실 축방향으로 일정한 단일 변수로 취급하는 기존의 해석 모델은 연소실 길이가 매우 짧아서 연소실 축방향으로 연소 특성이 많이 변화하지 않는 특정한 하이브리드 로켓 모터에만 적용할 수 있으며 일반적인 하이브리드 로켓의 연소특성을 예측하는데 이론적 접근 방법이 올바르다고 할 수 없다.

본 연구에서는 하이브리드 로켓 모터의 연소실 축방향으로 연료의 국부 유동과 열역학 특성 변화를 고려한 해석 기법을 연구하였다. 이러한 해석 기법은 고체 로켓에서 나타나는 침식연소 현상을 예측하기 위하여 연구된 사례는 있으나 [2,3] 하이브리드 로켓에 적용한 사례는 공개된 문헌에서는 아직 찾을 수 없다. 연소실 내 압력 변화를 계산하기 위해 연소실의 국부영역에서는 준 정상상태로 가정하였으며 국부적인 화학평형 열역학 데이터는 CEA(Chemical Equilibrium Application)를 이용하였다. 연소실 축방향의 압력 변화 및 유속변화를 조사하였고 연료의 국부 후퇴율을 고려한 성능예측결과를 실험데이터와 비교하여 성능 예측기법의 타당성을 평가하였다.

2. 지배방정식

2.1 국부 연소 후퇴율 해석

연소실내의 국부 영역에서 나타나는 연소현상을 모델링하기 위하여 Fig. 1과 같이 연소실 그레인에 미소체적을 설정하였다. 미소체적 내에서의 열역학 및 유동 특성값을 결정하며 결정된 특성값을 이용하여 유동의 하류 방향으로 적분

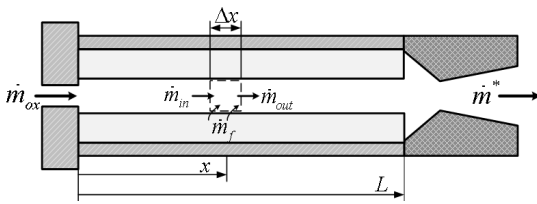


Fig. 1 Schematics of a hybrid rocket motor

한다. 연소실 출구까지 합산된 유량이 노즐목을 통과 할 수 있는 유량과 비교하여 질량 보존이 이루어 질 때 까지 모든 유동 및 열역학 데이터를 연소실 입구에서 연소실 출구까지 재계산하여 수립된 값을 결정한다.

연소실내 임의의 지점에서 미소체적에서의 연속방정식은 산화제, 연료, 연소가스의 질량유량의 유출입으로 Eq. 1과 같이 구성된다.

$$\frac{dm_x}{dt} = \dot{m}_{in,x} + \dot{m}_{f,x} - \dot{m}_{out,x} \quad (1)$$

미소체적을 출입하는 기체는 이상기체로 가정한다. 이 때 온도 변화에 의한 연소가스 질량 변화는 무시된다[3].

$$\frac{dm_x}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{PV}{RT} \right)_x = \left(\frac{V}{RT} \right)_x \frac{dP_x}{dt} + \left(\frac{P}{RT} \right)_x \frac{dV_x}{dt} \quad (2)$$

연소가스의 체적 변화는 연료 후퇴율에 의한 연료 그레이의 확공으로 표현 될 수 있다.

$$\frac{dV_x}{dt} = \rho_{g,x} \dot{r}_x A_{b,x} \quad (3)$$

Equation 3을 Eq. 2에 적용하면 국부영역에서 연속방정식을 압력의 시간에 대한 변화율로 나타낼 수 있다.

$$\frac{dP_x}{dt} = \left(\frac{RT}{V} \right)_x (\dot{m}_{in,x} - \dot{m}_{out,x} + \dot{m}_{f,x} - \rho_{g,x} \dot{r}_x A_{b,x}) \quad (4)$$

2.1.1 연료 유량

연소가 진행됨에 따라 연료면이 후퇴하면서

미소체적 내부로 연료가 공급된다. 미소체적 내 공급되는 연료의 질량 유량은 포트의 형상과 연료의 후퇴율로 나타낼 수 있다.

$$\dot{m}_{f,x} = \rho_{f,x} \dot{r}_x A_{p,x} \Delta x \quad (5)$$

2.1.2 후퇴율

본 연구에서는 선행연구에서 제시된 국부 후퇴율식[4]을 이용하였다. 연료 표면에서 형성되는 화염면이 축방향으로 발달하는 것을 감안하여 제시한 후퇴율 식으로 연소실 축방향을 따라 변화하는 화염면 위치 및 열전달량 변화에 따른 후퇴율 변화를 고려할 수 있다.

$$\dot{r} = \frac{A}{\rho_f} \left[1 + C_1 \left(\frac{GD}{\mu_m} \right) e^{-0.4x/D} \right] G^{k+1} D^k \quad (6)$$

$$\text{여기서, } A = \frac{0.222}{\mu_m^k (T_s/T_m)^l} \text{Pr}^{-0.6} \left(\frac{\Delta h}{h_g} \right)^{0.23} \phi_c^{0.77} \quad (7)$$

$$\phi_c = \frac{1.22 O/F(\Delta h/h_g)}{K_{ox_e} + (O/F + K_{ox_e})(\Delta h/h_g)} \quad (8)$$

2.1.3 국부 체적에서의 질량 보정

위에서 계산된 연소실내에서 발생한 연소가스의 질량은 연소실로 공급된 산화제와 연료의 국부적 혼합비에 영향을 받을 뿐만 아니라 노즐에서 빠져나가는 유량에 의해 영향을 받으므로 이에 대한 수립 보정을 해야 한다. 본 연구에서는 수립성을 향상하기 위하여 초기값을 미소체적을 빠져나오는 유량 계산에 Lagrange 보간 다항식을 적용하였다.

$$\dot{m}_{out} = \frac{L-x}{L} \dot{m}_{ox,p} + \frac{x}{L} \dot{m}^* \quad (9)$$

2.2 화학 평형 해석

하이브리드 로켓의 연소는 연료 표면위에 형성되는 확산화염영역에서 대부분 이뤄진다. 확산화염은 산화제와 연료의 당량비가 1에 가까운 지점에서 형성된다고 할 수 있으므로[5], 당량비가 1

보다 작은 경우 미소체적에 공급되는 연료의 양을 기준으로 이론연소가 이뤄진다고 가정한다. 노즐에서는 화학반응 없이 Frozen flow 상태로 연소가스가 빠져나감을 가정한다. 미소체적 내 기체는 연소가스와 산화제의 혼합기체로 가정하여 미소체적 내 연소가스와 산화제의 질량분율 (χ_{ox}, χ_g)을 구해 기체의 상태량을 도출 한다.

$$MW = \frac{1}{\chi_{ox} MW_{ox} + \chi_g MW_g} \quad (10)$$

$$\gamma = \chi_{ox} \gamma_{ox} + \chi_g \gamma_g \quad (11)$$

연소가스의 화학평형 해석과 연소실 온도와 압력 변화에 따른 산화제의 물성치 변화는 Gordon and McBrid에 의해 개발된 CEA 코드 [6]를 이용하였다.

3. 해석 기법

미소 체적 내 압력 변화는 4차 Runge-Kutta 방법을 이용하여 지배방정식(Eq. 4)을 수치해석 하며 CEA, Dalton의 압력가산 법칙과 Amagat의 체적가산 법칙을 이용하여 미소체적 내 혼합기체의 물성치를 계산한다. blow-out과정에서는 추진제의 질량공급이 없으므로 $\dot{m}_{ox} = 0, \dot{m}_{fx} = 0$ 으로 하여 시간에 따른 연소실 압력 변화를 계산하며 연소과정 해석과 동일한 방법으로 압력 변화를 결정한다. 노즐이 초경상태에서 벗어나는 시점에서 계산을 종료한다. Fig. 2는 해석 모델의 알고리즘을 나타낸다.

4. 해석 결과

해석 모델의 검증을 위해 PE/GOX를 추진제로 사용하는 하이브리드 로켓 연소 실험의 결과와 해석결과를 비교하였다. 실험에서 산화제의 공급유량은 0.0417 kg/s이며 연소시간은 10초이다. 연소실 전후방 압력 측정 위치는 Fig. 3과

같으며 연료와 노즐의 형상은 Table 1과 같다.

Figure 4는 실험에서 측정된 연소실 전후단의 압력 데이터를 필터링한 결과와 본 연구의 해석 결과를 비교한 것이다. Pre.는 연소실 전단을

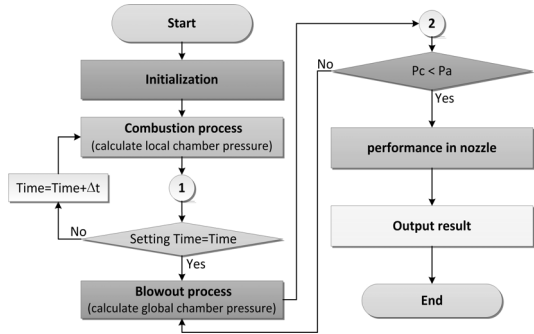


Fig. 2 Flow chart of an internal ballistics model

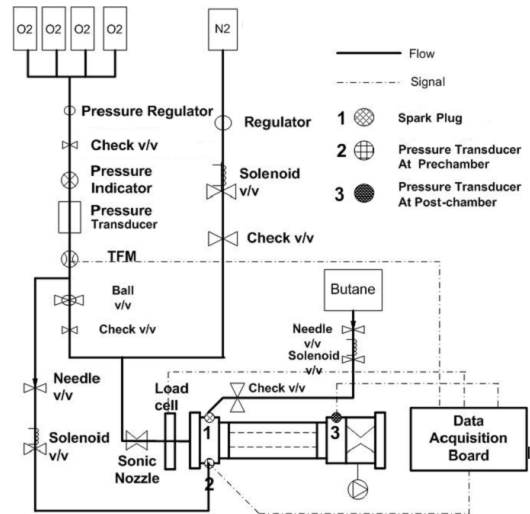


Fig. 3 Lab-scale PE-GOX experimental system

Table 1. Specification of a hybrid rocket motor

Input parameter	Value
Nozzle	
throat diameter (mm)	9
expansion ratio	2.42
expansion angle (degree)	15
Fuel grain	
number of ports	1
length (mm)	150
diameter (mm)	20

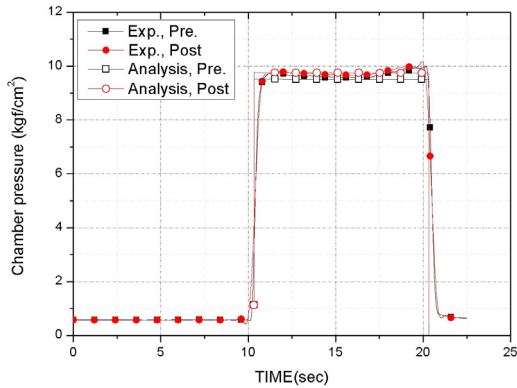


Fig. 4 Chamber pressure vs. operation time

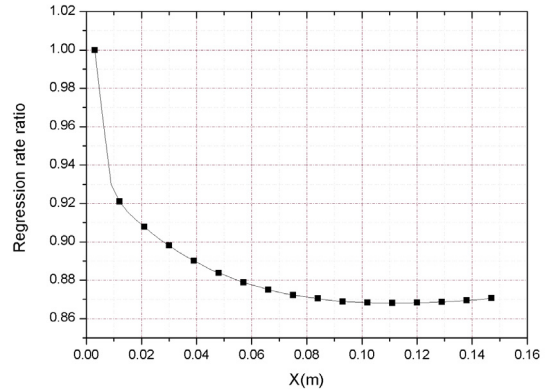


Fig. 5 Regression rate along the grain

Post는 연소실 후단을 의미한다. 연소실 후단에서의 압력이 전단에서의 압력보다 상승하는 것을 알 수 있으며 이는 실험 결과에서도 같은 경향을 나타낸다. 본 연구에서 적용한 연소효율 ($\eta_{C_{eff}^*}$)은 다음과 같이 정의하였다[7].

$$\eta_{C_{eff}^*} = \frac{C_{actual}^*}{C_{theoretical}^*} \quad (12)$$

실험 분석결과 연소효율은 85.8%이며 이는 연료 표면 위로 빠르게 산화제가 흐르므로 일반적인 고체모터의 연소 효율 보다 낮게 나타났다[3].

Figure 5는 실험 조건에서 국부 후퇴율을 연료 입구의 후퇴율에 대한 비로 나타내었다. 연소실 앞단에서 급속히 감소하며 연소실 후단으로 가면서 일정해 진다. 이는 후퇴율을 지배하는 인자 중 연료 표면으로 전달되는 열 전달량이 유동발달이 시작되는 그레이의 입구에서 가장 크기 때문이다[4]. 이후에는 유동발달에 의한 화염면과 연료표면과의 거리 증가와 연료의 연소가스로의 상변화에 의한 blowing 효과로 열전달량이 작아 지므로 하류로 갈수록 연료 표면으로의 열전달량이 감소한다. 그레이 후단(0.12 m)에서 후퇴율이 다시 증가하는데 이는 연소가스의 증가와 유량의 증가로 기인된 것으로 판단된다.

Figure 6은 미소체적 내 평균 당량비 변화를 나타낸다. 확산화염의 성격을 띄는 하이브리드 로켓은 연료와 산화제가 혼합되기 시작하는 연

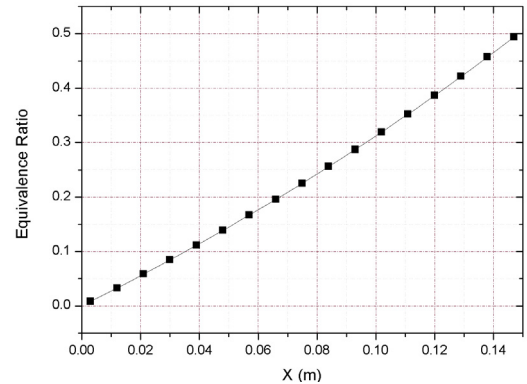


Fig. 6 Equivalence ratio along the grain

소실 입구에서는 당량비가 0이지만 하류로 갈수록 당량비가 증가한다. 여기에서 당량비는 각 위치에서의 연료와 산화제의 비를 의미한다. 당량비가 하류로 갈수록 증가하지만 국부 평균 당량비는 1보다 작음을 알 수 있다.

연소실 축방향 유속은 입구 83 m/s에서 연소실 후단으로 갈수록 증가하여 98 m/s (약 18%) 증가한다(Fig. 7). 이는 하류로 갈수록 연소가스의 유량 증가가 연료의 후퇴율에 의해 확보되는 연료 단면적 증가보다 크기 때문이다.

Figure 8은 연소실의 국부 압력을 연소실 입구의 압력으로 나눈 값을 나타낸 것이다. 연소실 후방으로 갈수록 연료의 양이 증가되고 연소 반응 가스가 증가하므로 압력이 약 2.5% 상승된다. 이는 실험 결과에서도 나타남을 알 수 있다 (Fig. 4).

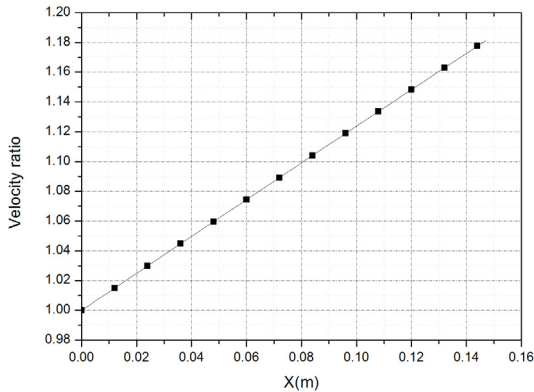


Fig. 7 Gas velocity along the grain

연소실 내 온도의 변화 또한 연소실 내 압력 변화와 동일한 경향으로 연소실 축방향으로 증가한다(Fig. 8). Fig. 7과 Fig. 8에서 나타나는 해석 결과를 통하여 연소 반응열의 일부는 연소실 엔탈피 상승에 기여하여 미소체적 온도가 상승하고, 이와 함께 연소가스 발생량 증가로 정압력이 하류로 갈수록 상승함을 알 수 있다. 실제 연소 실내의 압력 증가가 발생할 경우 음향파를 가진하므로 연소실내 압력 진동이 발생할 수 있다. 이러한 산화제의 공급에 따른 연소실 축방향 진동 발생은 선행연구에서 보고된바 있다[8].

연소실 축방향으로 온도가 상승하는데 이는 다음의 두 가지 요인으로 설명할 수 있다.

- 1) 공급되는 산화제의 온도는 낮는데 하류로 갈수록 연소가스가 증가 할 뿐만 아니라 산화제가 소모되어 낮은 온도의 산화제의 질량분율이 떨어지기 때문이다.
- 2) 하류로 갈수록 평균 당량비가 이론 당량비에 근접하므로 동일한 화염온도라 하더라도 혼합 연소가스의 온도는 상승한다.

5. 결 론

하이브리드 연소실의 축방향으로 각 지점(local position)에서의 유동 및 열역학 변수를 고려한 비정상 내탄도 해석 모델을 제안하고 내탄도 해석 프로그램을 개발하였다. 연소실 전체를

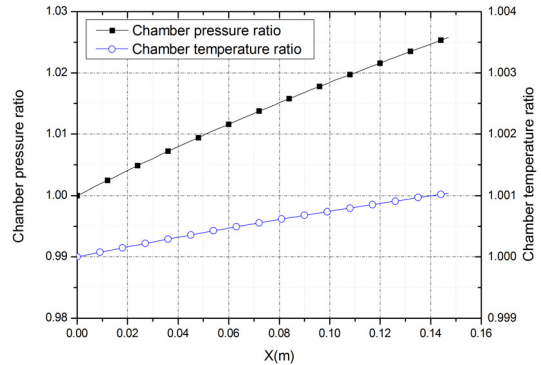


Fig. 8 Chamber pressure and temperature along the grain axis

일정한 단일값으로 사용하는 기존 방법과는 달리, 연소실 내부의 축방향의 각 지점에서 유동 및 열역학 변수의 계산을 통해 성능에 영향을 미치는 연료의 후퇴율, 당량비 등을 각 지점에서 예측을 가능하게 하였다. 또한 노즐 입구의 총 압력을 계산할 수 있어서, 기존 방법에서 연소실 평균값 사용 시에 실험에 의존하는 보정계수 값을 이론적으로 제시할 수 있다. 본 연구에서 제안된 성능 예측 모델을 시험결과와 비교하여 시험결과와 유사함을 검증하였다. 연소실의 축방향 후퇴율, 축방향 당량비, 압력, 유속, 온도 변화를 분석하여 연소특성을 고찰하였다. 연료의 후퇴율은 연소실 앞단에서 가장 크며 후단으로 갈수록 감소한다. 본 실험 검증 하이브리드 로켓은 연소실 후방으로 갈수록 당량비가 증가하나 희박 당량비에서 연소가 이뤄진다. 연소실로 공급되는 열량이 미소체적 내 엔탈피 증가에 기여하여 온도의 상승과 연료의 추가로 축방향으로 정압이 증가하는 것으로 나타난다. 축방향 정압증가는 실제 하이브리드 로켓 모터 연소 시 연소실 축방향 압력 진동을 유발 할 수 있음을 선행 연구 결과에서도 보고된 바 있다. 연소실 입구보다 출구에서 약 2.5%의 압력이 상승하는데 이는 실험 결과와도 일치한다.

후 기

본 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재

원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2011-000-10034-0(2011)).

참 고 문 헌

1. Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements, 7th ed.," John Wiley & Sons Inc., 2001
2. 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
3. 조민경, 허준영, 성홍계, "침식연소를 고려한 고체로켓의 비정상 내탄도 해석 기법," 한국 추진공학회지, 제13권, 제2호, 2009, pp.17-25
4. G. Zilliac, M. A. Karabeyoglu, "Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling," 42th AIAA Conference, 2006
5. K. K. Kou, "Principles of Combustion, 2nd ed.," John Wiley & Sons Inc., 2005
6. Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1994
7. 윤창진, 송나영, 유우준, 문희장, 김진곤, 성홍계, "PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능예측 기법: Part 2, 내탄도성능," 한국 추진공학회지, 제11권, 제2호, 2007, pp.79-85
8. R. M. Jenkins, J. R. Cook, "A Preliminary Analysis of Low Frequency Pressure Oscillations in Hybrid Rocket Motors," 31th AIAA Conference, 1995