

## 論文

## 하이브리드 추진 시스템의 예비 설계 및 성능 예측에 관한 연구

문희장\*, 윤창진\*, 송나영\*, 유우준\*, 김진곤\*\*, 성홍계\*\*

Study of the Preliminary Design and Performance Prediction  
for the Hybrid Propulsion System

Hee-Jang Moon†, Chang-Jin Yoon\*, Na-Young Song\*, Woo-Jun Yoo\*, Jin-Kon Kim\*\*, Hong-Gye Sung\*\*

## Abstract

This paper describes the preliminary design procedure for the hybrid propulsion system. For a given mission defined by velocity increment, the design of a polyethylene/LOX hybrid rocket was implemented. In addition, Seven-cluster multi-port fuel-grain was considered. After determining the system size including the combustion chamber, the performance parameters such as specific impulse, thrust, characteristic velocity, and thrust coefficient can be predicted by using empirical regression rate correlation, though most of preliminary design code assume constant regression rate. The results of the performance prediction indicated that besides the widely used HTPB/LOX, polyethylene/LOX hybrid motor can be a viable alternative to the more widely used SRMs.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Preliminary Design(예비 설계), Hybrid Propulsion System(하이브리드 추진 시스템)

## 기 호 설 명

$A_{p,i}$  : 초기 포트 면적 [ $m^2$ ]  
 $D_{p,i}$  : 초기 포트 직경 [m]  
 $g$  : 중력 가속도 [ $m/s^2$ ]  
 $G$  : 추진제의 질량유속 [ $kg/m^2s$ ]  
 $G_o$  : 산화제 질량 유속 [ $kg/m^2s$ ]  
 $G_f$  : 연료 질량 유속 [ $kg/m^2s$ ]  
 $G_{f,i}$  : 초기 연료 질량 유속 [ $kg/m^2s$ ]  
 $I_{sp}$  : 비추력 [sec]

$L$  : 연료 그레이인 길이 [m]  
 $\dot{m}$  : 추진제 질유량 [ $kg/s$ ]  
 $m_f, \dot{m}_f$  : 연료 질량[kg], 질유량 [ $kg/s$ ]  
 $m_{final}$  : 비행체의 최종 질량 [kg]  
 $m_{inert}$  : 전체 비행체 허용가능 질량 [kg]  
 $m_o, \dot{m}_o$  : 산화제 질량[kg], 질유량 [ $kg/s$ ]  
 $\dot{m}_{o,p}$  : 포트 내 산화제 질유량 [ $kg/s$ ]  
 $m_p, \dot{m}_p$  : 추진제 질량[kg], 질유량 [ $kg/s$ ]  
 $m_{payload}$  : 탑재물 질량 [kg]  
 $m_{tot}$  : 전체 비행체 질량 [kg]  
 $O/F$  : 산화제 대 연료 비  
 $\dot{r}$  : 후퇴율 [ $m/s$ ]  
 $t_b$  : 연소 시간 [sec]

2006년 12월 1일 접수 ~ 2006년 12월 23일 심사완료

† 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
 연락처, E-mail : hjm@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

$V_i$  : 초기 궤도의 속도 [m/s]

$V_p$  : 전이 타원 궤도 근지점 속도 [m/s]

## 1. 서론

로켓 추진 시스템의 효율과 성능 인자는 추진제의 선택에 따라 많은 영향을 받게 되며, 추진제의 물리적 상태에 따라 고체, 액체, 하이브리드 로켓으로 구분할 수 있다. 이 중 고체 로켓은 추진제 내부에 고체 연료와 산화제가 혼합되어 있어 별도의 가압장치와 연료 및 산화제 공급 시스템을 필요로 하지 않으므로 구조가 단순한 장점을 갖고 있지만, 추진제의 장기간 보관이 어렵고, 잦은 균열로 인한 폭발의 위험성을 갖고 있다. 액체 로켓은 액화된 연료와 산화제가 인젝터를 통하여 미립자 상태로 서로 혼합 되어 화학반응을 일으키는 구조로 고체 로켓에 비해 큰 추력을 발생하며, 연료와 산화제의 유동을 제어함으로써 추력 조절이 가능한 장점을 갖고 있지만, 시스템의 구조가 복잡하고 제작비용이 많이 드는 한계점을 갖고 있다[1]. 따라서 기존 고체·액체의 단점을 보완하기 위한 새로운 추진 시스템의 개발에 대한 연구가 진행되어 왔으며, 구조적인 단순화와 안정성을 갖춘 하이브리드 로켓 추진 시스템에 대한 관심이 집중되고 있다. 하이브리드 로켓 추진 시스템은 고체 연료와 액체의 산화제를 따로 저장하여 전형적인 확산화염을 이루는 추진 시스템으로 연료의 균열 위험이 적어 고체 로켓에 비해서 안정성이 뛰어나며, 산화제의 유량을 조절함으로써 추력 조절이 가능한 장점을 갖고 있다. 또한, 연료와 산화제를 동시에 가압해야 하는 액체 로켓에 비해서 시스템 구조가 단순하고 신뢰성이 높아서, 발사체의 부스터로 적용하기에 많은 이점을 갖춘 추진 시스템이다[2,3]. 이에 국내외 대학 및 연구기관에서는 하이브리드 로켓 추진 시스템의 개발에 많은 관심이 집중되고 있으며, 이미 SpaceShipOne이라는 세계 최초의 민간 우주 여객선에 eAc사가 개발한 추력 10,000 lbf급의 TIER-1 하이브리드 로켓을 적용하여 그 실효성과 안전성을 입증하였다. 또한, SpaceDev와 Orbitec사에서는 고체의 연료로 HTPB와 PMMA를 이용하여 궤도 전이용 하이브리드 추진 시스템을 실용화하고 있고, 연료의 종류 및 형상을 개선하여 부스터 및 무기체계로도 사용하고 있으며[4], NASA와 Lockheed Martin 사는 고도 70km급 하이브리드 추진 시스템을 사용하여, 현재 공학 및 과학 실험용 다단 로켓을 대체

할 목적으로 1단 하이브리드 로켓 개발이 진행 중에 있다[5]. 이같이 현재 하이브리드 로켓 추진 시스템은 실용화 단계에 있으며, 보다 안정적으로 임무 조건을 충족하기 위해서는 최적 설계기법에 대한 연구가 필수적이며, 이를 위해서는 하이브리드 연소 메커니즘에 대한 연구가 진행되어야 한다. 특히, 하이브리드 로켓은 연소가 진행됨에 따라 고체 연료의 포트 직경이 증가하여 O/F비가 변하여 전체 추진 시스템의 성능이 변하는 특성을 갖고 있다. 이러한 하이브리드 고유의 연소 특성을 고려한 최적설계 방법에 대한 연구는 필수적이며, 본 연구에서는 PE 연료의 연소 실험을 기초로 하여 위성궤도 전이용 하이브리드 추진 시스템을 예비 설계함으로써, 임무 수행 시 필요한 연소실의 제원 및 추진 시스템의 규모와 성능을 예측해보았다.

## 2. 연구 배경

각 연구소와 산업체의 고체 및 액체 로켓은 자체 설계 프로그램을 통해 예비설계 과정을 거쳐, 수차례의 실험을 통해 개발되었다. 하이브리드 로켓 또한 국내 외 대학 및 연구기관을 중심으로 설계 프로그램을 개발하여 최적 설계를 수행하였다. 일례로 건국대[6]는 초소형 발사체로 임무(Pegasus XL)가 주어진 경우 HTPB의 연료와 LOX의 산화제를 사용해서 구배법과 유전자 알고리즘을 통한 Parametric 최적화를 연구하였으며, 미국의 Purdue 대학[7]에서는 Titan 34D Booster급 로켓 설계를 위해 Liquid Oxygen system이 적용된 하이브리드 추진 시스템을 유전자 알고리즘을 통해 최적 설계하였다. 또한 Schoonove et al.[8]도 유전자 알고리즘을 통해 산화제 탱크, 탱크 압력 시스템, 산화제 인젝터, 총 inert 질량 등 모든 추진 시스템에서의 최적화 설계를 시도하였다. Casalino et al.[9]은 소형 위성에 하이브리드 로켓 추진 시스템을 적용하여 parametric study와 추진제 조합, 고체 grain 형상 그리고 공급 시스템을 최적화 설계하였다.

하지만, 하이브리드 추진제는 여러 종류의 산화제와 연료의 조합으로 구성될 수 있으며, 본 연구에서는 기존에 연구되어오던 HTPB-GOX 조합의 추진제가 아닌 PE-GOX 조합의 추진제 연소 실험[10]으로부터 2단 부스터용 하이브리드 추진시스템의 예비 설계와 성능 예측에 대한 연구를 수행하였다.

### 3. 예비설계 및 성능예측

#### 3-1. 임무 결정

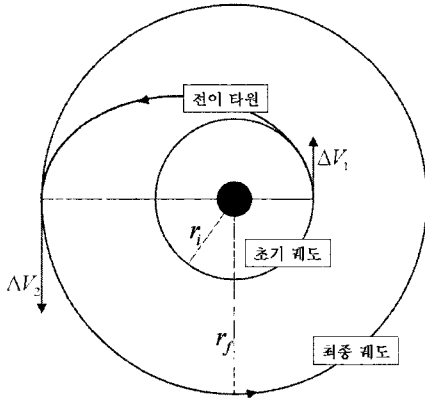


Fig. 1. Mission Design using Hohmann Transfer

참고문헌 [11]을 이용하여 반경 7,000 km의 원형 지구 궤도 ( $r_i$ )로부터 11,500 km의 원형 궤도 ( $r_f$ )로 Hohmann 궤도 전이를 위해 사용되는 2 단 로켓의 예비 설계를 하도록 하며, 초기 궤도의 속도는 식 (1)과 같다.

$$V_i = \sqrt{\frac{\mu}{r_i}} = \sqrt{\frac{398,600}{7,000}} = 7.54 \text{ km/s} \quad (1)$$

$\mu$ : 지구의 중력 매개변수

식 (1)과 같은 방법으로, 최종 궤도의 속도는 5.89 km/s 이고, 전이 타원 궤도의 장반경은 9250 km이며, 전이 타원 궤도 근지점에서의 속도는 식 (2)와 같다.

$$V_p = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}} = 8.41 \text{ km/s} \quad (2)$$

식 (2)와 동일한 방법으로 원지점에서의 속도 5.12 km/s를 구할 수 있으며, 이를 통해 전이 궤도에 진입하기 위해 필요한 속도 증분은 1.63 km/s, 구해진 속도 증분의 10% 여유를 두면 하이브리드 추진 시스템에게 요구되는 필요 속도 증분은 1,797m/s와 같다.

1990년 마젤란을 금성 주위 궤도로 진입시키기 위해 선택된 고체로켓 모터 스타 48B급[11] 하이

브리드 추진 시스템의 설계를 가정하여, 발사체의 최대 중량을 5,200kg, 탑재물을 1.5 톤급의 나노 위성으로 설정하여 설계토록 한다.

초기 O/F 비는 4.5의 값을 가지며 연소시간 동안 O/F 비는 이동하게 되며, 평균 O/F비가 5.0정도까지 변화하게 된다. 초기 O/F비와 평균 O/F비는 시스템 사이즈에 큰 영향을 주는 변수이므로, 경험적으로 결정하였다. 주어진 연소실 압력에서 최적의 노즐 팽창비는 50으로 가정되어 평균 O/F비(Avg. O/F ratio=5.0)에서 노즐 출구 마하수는 3.94이고, 노즐 출구 압력은 0.03 Bar로 계산된다.

Table 1. Specification of the Required Propulsion System

	7 Cluster Multi-port Grain
Number of the Grain Ports	
Max. Vehicle Mass	5,200 kg
Payload Mass	1,500 kg
Initial O/F Ratio	4.5
Avg. O/F Ratio	5.0
Chamber Pressure	14 bar
Fuel	Polyethylene (PE)
Oxidizer	GOX
Nozzle Expansion Ratio	50
Required $\Delta v$	1,797 m/s
Initial Thrust-to-weight Ratio	1.5

Table 2. Summary of thermochemical parameters from CEA CODE[12]

	Initial O/F Ratio (4.5)	Avg. O/F Ratio (5.0)
Combustion Temperature(K)	3396.3	3352.0
Specific heat ratio	1.1222	1.1225
Molecular Mass (kg/kmol)	26.69	27.38
Characteristic Velocity, $c^*$ (m/s)	1575.61	1593.72
Thrust Coefficient	1.8838	2.0015
Specific Impulse (sec)	224.07	219.76

초기 추력 대 중량비를 1.5로 가정할 때, 요구되는 추진제의 초기 질유량은

$$\dot{m}_p = \frac{(F/W)W}{I_{sp}g} = 23.99 \text{ kg/s} \quad (3)$$

이며, 연료와 산화제의 질유량은 O/F 비를 통해 다음과 같이 결정된다.

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_p}{1 + O/F} = 4.36 \text{ kg/s} \quad (4)$$

$$\dot{m}_o = \dot{m}_p - \dot{m}_f = 19.63 \text{ kg/s} \quad (5)$$

### 3-2. 시스템 사이즈 결정

시스템의 사이즈를 결정하기 위해, 속도 증분 요구조건을 추진제 요구조건으로 변환하기 위하여, 치올코프스키(Tsiolkovsky)의 식과 그 추론을 이용하면[1,11]

$$m_{final} = m_i e^{-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}} = 2959.83 \text{ kg} \quad (6)$$

추진제의 질량은 연소 후 최종 질량으로부터 연소 전의 질량을 뺀 값과 같으므로,

$$m_p = m_{final} - m_i = 2240.17 \text{ kg} \quad (7)$$

설계를 위해 가정된 평균 O/F를 5.0으로 두어 적용하면 전체 연료 및 산화제의 질량을 알 수 있다.

$$m_f = \frac{m_p}{1 + O/F} = 373.36 \text{ kg} \quad (8)$$

$$m_o = m_p - m_f = 1866.81 \text{ kg} \quad (9)$$

따라서 전체 허용 가능 질량은

$$m_{inert} = m_{tot} - m_{payload} - m_p = 1459.83 \text{ kg}$$

### 3-3. 후퇴율 실험식

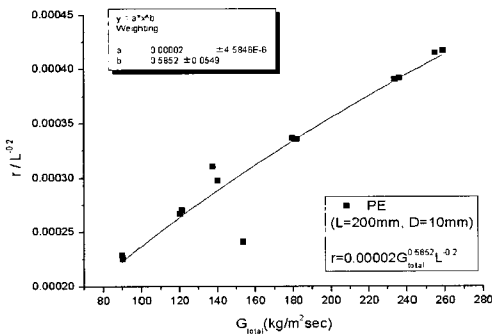


Fig. 2. Experimental Results for PE-GOX Propellant

일반적인 하이브리드 로켓에서 길이 평균 후퇴율은

$$\dot{r} = a G^m L^m$$

으로 표현되며, m은 Marxman[13,14]의 이론식으로부터 -0.2로 결정하였다. a와 m은 Lab-scale 하이브리드 모터 실험으로부터 결정하여 PE-GOX 조합의 추진제에 대해 식 (10)과 같이 a를 0.000002, m을 0.585로 설정하였다.

$$\dot{r} = 0.00002 G^{0.585} L^{-0.2} \quad (10)$$

식 (10)의 후퇴율식은 연료 그레이인의 길이 평균, 시간 평균의 실험 데이터를 이용하여 구해졌다. 액체 산소가 연소실에서 모두 기화됨을 가정할 때, 식 (10)을 PE-LOX의 순간 후퇴율로 가정하여[13] 성능 변화 추정에 사용토록 한다.

### 3-4. 연소실 제원

실험을 통해 하이브리드 추진 시스템에 권장되는 산화제 질량 유속은  $350 \text{ kg/m}^2 \text{ s}$ [15]이며, 각 포트 당 산화제 유량,  $\dot{m}_{o,p}$ 와 초기포트 면적,  $A_{p,i}$ 는 각각 식(11)과 식 (12)를 따른다.

$$\dot{m}_{o,p} = \frac{\dot{m}_o}{N} = \frac{19.63}{7} = 2.80 \text{ kg/s} \quad (11)$$

$$A_{p,i} = \frac{\dot{m}_{o,p}}{G_o} = \frac{2.80}{350} = 0.0080 \text{ m}^2 \quad (12)$$

초기 연료의 질량 유속은 식 (13)과 같으며

$$G_{f,i} = \frac{G_o}{O/F} = \frac{350}{5.5} = 77.78 \text{ kg/m}^2 \text{ s} \quad (13)$$

7 클러스터 원형 그레이인을 가정했기 때문에 포트의 직경은 면적으로부터 식(14)를 따르며

$$D_{p,i} = \sqrt{\frac{4A_{p,i}}{\pi}} = 101 \text{ mm} \quad (14)$$

그레이인 길이[13], L과 연소시간  $t_b$ 는 각각 식 (15)와 식(16)에 의해 결정된다.

$$L = \left( \left[ \frac{\dot{m}_{f,i} \pi^{n-1}}{a(4m_i)^n \rho} \right] D_{p,i}^{2n-1} \right)^{\frac{1}{m+1}} = 3.92 \text{ m} \quad (15)$$

$$t_b = \frac{m_{or}}{\dot{m}_{or}} = \frac{1866.81}{19.63} = 95.12\text{sec} \quad (16)$$

### 3-5. 성능 파라미터 예측

PE-GOX 조합의 추진제에 대해 실험을 통해 구해진 후퇴율을 포트 직경에 따른 1계 상미분 방정식으로 표현하면 식(17)과 같으며

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \frac{1}{2} \frac{dD_p}{dt} \quad (17) \\ &= a \left( \frac{4\dot{m}}{\pi D_p^2} \right) L_p^m = a \left[ \frac{4\dot{m}}{\pi} \left( 1 + \frac{1}{O/F} \right) \right] L_p^m D_p^{-2n} \end{aligned}$$

비선형적인 형태로 나타나게 된다. 이를 Runge-Kutta 4차법을 이용하여 수치적으로 계산하여 시간에 따른 포트 직경의 변화를 예측하게 됨으로써, 순간 후퇴율과 O/F비 뿐 만이 아니라 CEA CODE[12]를 통한 열화학적 물성치들로부터 성능 파라미터를 예측할 수 있게 된다.

Fig. 3은 하이브리드 추진시스템의 연소 시간 증가에 따른 고체 연료의 후퇴율과 포트 직경 변화의 관계를 나타내고 있다. 시간의 진행에 따른 포트 직경의 증가는 연료 그레이인의 연소 면적 증가를 피하나, 산화제의 질량유속을 감소시킨다. 감소된 산화제 질량유속은 식 (10)의 관계에서 후퇴율을 감소시키는 원인이 되며, 따라서 포트 직경의 증가율은 떨어뜨리는 결과를 초래하게 된다.

연료 그레이인의 시간에 따른 연소 면적 증가는 연료 질유량의 증가를 가져와 O/F비를 감소시키는 원인이 된다. 반면 연료 그레이인의 포트 면적 증가는 추진제의 질량유속을 감소시켜 후퇴율을 저하시킴으로써, 연료 질유량의 공급감소를 야기시킨다. 식 (17)로부터 계산된 연소실 내 전체 O/F 비는 Fig. 4와 같이 점점 증가하는 경향성을 가짐을 확인할 수 있었다. 이는 연소 면적 증가에 의한 연료 질유량 증가량이 포트 면적 증가에 의한 연료 질유량 감소량보다 상대적으로 작아짐으로써, 최종적인 연료의 질유량은 증가하기 때문인 것으로 사료된다.

O/F 비는 시스템 사이즈의 결정에 있어서 가장 중요한 변수 중 하나인데, 예를 들어 이론 O/F비(Stoichiometric O/F Ratio)로 추진 시스템을 설계한다면 낮은 후퇴율로 인하여 비정상적으

로 긴 연료 그레이인을 필요로 한다. 따라서 본 연구에서는 이론 O/F비에 비해 약간 희박한 영역을 초기조건으로 설정하여 설계하였다. 동일 산화제 유량

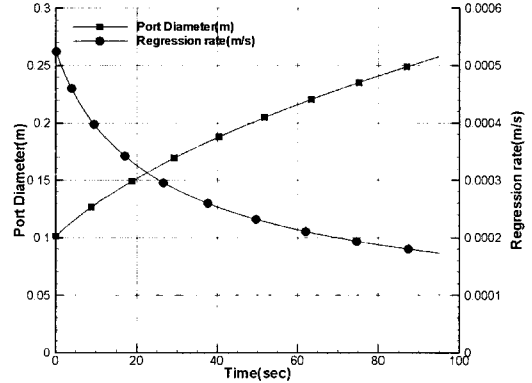


Fig. 3. Port Diameter and Regression Rate Versus Burning Time

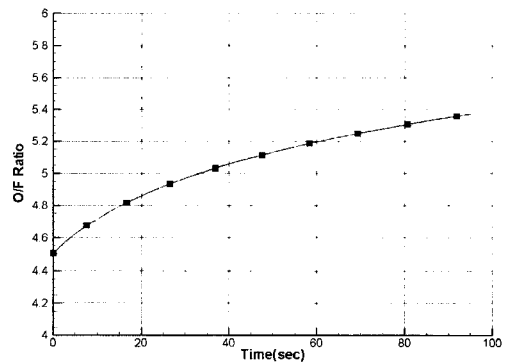


Fig. 4 O/R Ratio versus Burning Time

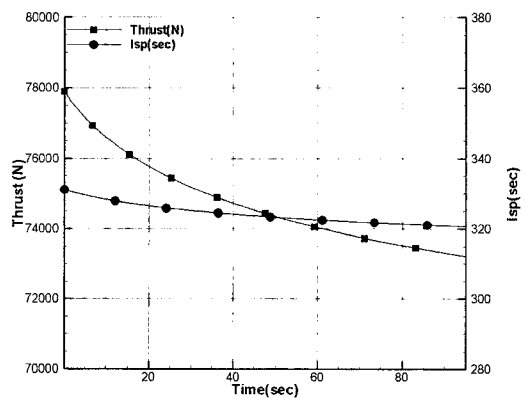


Fig. 5. Thrust Level and Specific Impulse over Burning Time

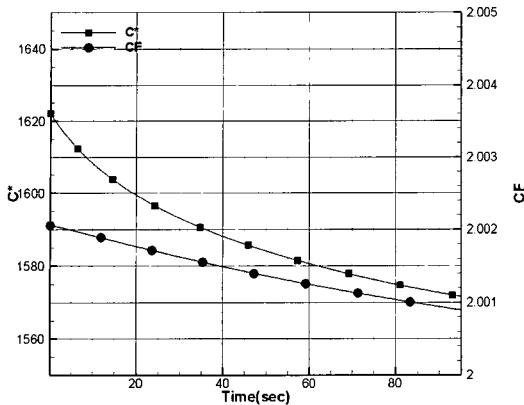


Fig. 6. Variation in the Thrust Coefficient ( $C_F$ ) and Characteristic Velocity ( $c^*$ ) through the Burn

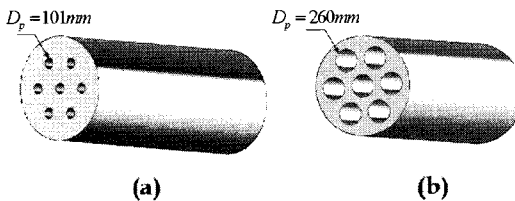


Fig. 7. Predicted Grain Configuration  
a) Before Firing and b) After Firing

에서 연료 유량의 감소는 초기 O/F 비 4.5로부터 5.4부근까지 보다 희박한 상태로 연소 조건이 바뀌도록 설정하였다. 이는 Fig. 5에서 볼 수 있듯이 하이브리드 추진시스템을 통해 발생하는 추력이 초기 설계점으로 정한 초기 비행체 중량의 약 1.5배가되는 추력으로부터 순차적으로 감소하며, 비추력 또한 유사한 경향을 보임을 확인할 수 있었다. 이러한 추력 및 비추력의 감소는 Fig. 6의 특성속도,  $c^*$  및 추력계수,  $C_F$ 의 시간변화(time evolution)로 설명될 수 있다. 연소실 조건이 희박해짐에 따라 연소효율을 의미하는 특성속도는 시간에 따라 감소하며, 추력계수는 일정압력 하에서 비열비의 변화에 의해 마찬가지로 줄어들게 된다. 따라서 추력은 특성 속도에 의한 연소 효율과 추력계수에 의한 노즐 효율이 떨어지는 관계로 전체 추력 및 비추력이 감소하게 되는 것으로 사료된다.

Fig. 7은 연소 전후의 연료 그레인 포트의 변화를 나타내고 있으며, 연소 후 최소의 잔여 연료가 남도록 연료 그레인 외경을 결정토록 한다.

## 4. 결 론

고체로켓 모터 스타 48B급을 대체할 수 있는 하이브리드 추진 시스템에 대한 예비 설계를 실시하였다. 본 연구를 통해 2단 부스터로써의 임무를 수행하기 위한 하이브리드 추진 시스템의 성능 파라미터를 예측하여 설계 결과에 대한 검증 실시하여 가능성을 확인해보았다. 추진 시스템의 예비 설계 과정중 사용된 후퇴율은 실험 [10]으로부터 도출된 데이터를 이용한 관계로 보다 다양한 케이스의 실험들을 통한 검증이 필요할 것으로 판단된다. 추후 상세설계 과정에서는 성능 파라미터 예측을 수행하는데 있어 보다 정교한 3차원 연소 유동장의 해석이 필요할 것으로 사료된다. 본 논문에서 보완된 예비 설계 단계는 추후 최적 설계의 밑바탕이 되어 설계자들에게 임무를 수행하는데 있어서 시스템 사이즈 및 성능 분석을 위한 기초적인 자료로써 유용할 것으로 기대된다.

## 참고문헌

- [1] Sutton, G.P. and O. Biblarz, "Rocket Propulsion Elements, 7th ed.", Wiley Interscience, 1992, pp. 487-494.
- [2] Karabeyoglu, M. A., "Transient Combustion in Hybrid Rockets." Ph. D. thesis, the Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, 1998.
- [3] Chiaverini, M. J., "Regression rate and Pyrolysis behavior of HTPB-Based solid fuels in a hybrid rocket motor." Ph. D. thesis, Department of Mechanical Engineering, The Pennsylvania State University, 1997.
- [4] Federal Aviation Administration Office of Commercial Space Transportation, "Suborbital Reusable Launch Vehicles and Emerging Markets.", Feb. 2005.
- [5] Stenger, R., "Futuristic rocket soars in test flight", in CNN.com/SCIENCE&SPACE.
- [6] 하윤호, 이창진, 권순탁, "공중 발사체를 위한 HTPB/LOX 하이브리드 로켓 최적 설계", 한국항공우주학회지, 2004. Vol. 32, No. 4, pp. 53~60.
- [7] Vonderwell, D. R., Murray, I. F. and Heister, S. D. "Optimization of Hybrid-Rocket-

Booster Fuel-Grain Design", ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, 30th, Indianapolis, IN, June 27-29, 1994, 1994

[8] Schoonover, P. L., Crossley, W. A. and Heister, S. D., "Application of Genetic Algorithms to the Optimiazation of hybrid rockets." Journal of spacecraft and rockets, Vol. 37, No. 5, 2000, pp. 622-629.

[9] Casalino, L. and Pastrone, D. "Optimal Design of Hybrid Rockets for Small Satellites", 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002.

[10] 유덕근, 김진곤, 문희장, 김수중, 국태승, "하이브리드 연소에서 낮은 범위의 유량에서 압력에 따른 고체연료 후퇴율 변화에 대한 실험적 연구",

한국항공우주학회, 2003년 추계학술발표회

[11] 한조영, "우주비행선 추진공학", 경문사, 2005.

[12] McBride, B.J. and S. Gordon, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", 1996, NASA Lewis Research Center.

[13] Marxman, G. and Gilbert, M., "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket." 9th Sym. Combustion.

[14] Marxman, G. A. and Muzzy, R. J., "Fundamentals of hybrid boundary-layer combustion." AIAA Journal, 1963.

[15] Humble, R., "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, 1995.