

노즐 외기 압력 변화에 따른 고체추진기관 성능 변화 연구

권태훈* · 노태호* · 조인현**

A Study on Performance Change of Solid Rocket Motor for Variation of Nozzle Ambient Pressure

Taehoon Kwon* · Taeho Rho* · Inhyun Cho**

ABSTRACT

This research on 2nd stage solid rocket motor of KSLV-I for performance change was carried out. Solid rocket motor shall ignite on altitude of 300km. Solid Rocket Motor performed Static Firing Test and High Altitude Test for motor performance. A study made an analysis of specific impulse variation for nozzle ambient pressure.

초 록

본 연구에서는 노즐 외기 압력 변화에 따른 KSLV-I 2단 고체추진기관의 성능 분석을 수행하였다. 2단 고체추진기관은 고도 약 300km 상공에서 연소를 할 예정이다. 모터의 성능 검증을 위해 대기 압력 환경에서 연소시험을 수행하였다. 그리고, 환경 시험 설비를 적용하여 진공환경의 모터 성능 검증을 진행하였다. 지상 및 진공환경에서의 모터 비추력 변화를 통해 노즐 외기 압력이 고체추진기관의 성능에 미치는 영향을 분석하였다.

Key Words: KSLV-I, Solid Rocket Motor(고체추진기관), Ambient Pressure(외기 압력), Specific Impulse(비추력), Static Firing Test(지상연소시험)

1. 서 론

KSLV-I 2단에 적용되는 고체추진기관은 인공 위성의 궤도전이를 위해 위성을 가속시켜 목표 궤도에 진입시켜주는 역할을 한다.[1] 우주발사체에 사용될 고체추진기관 개발을 위해 현재까

지 수 회의 지상연소시험 및 고공환경모사 연소 시험을 수행하였다.

KSLV-I 2단 고체추진기관은 복합재 연소관에 잠입형 노즐을 가지고 있으며 HTPB 바인더를 기초로 한 복합형 고체 추진제를 사용하였다.

지상연소시험에서는 추진기관의 정상작동 및 각 구성품의 건전성, 내탄도 특성 확인을 주된 목적으로 수행하였고, 고공환경모사시험에서는 진공과 유사한 노즐 외기 압력 조건에서의 추진 기관 성능 검증을 수행하였다.

* (주)한화 대전공장 개발부

** 한국항공우주연구원 추진제어팀

연락처, E-mail: alkaid@hanwha.co.kr

시스템 요구사항으로부터 내탄도 특성은 점진 감쇄형(Regressive Type)으로, 궤도 진입에 필요한 추력제어를 위해 연소시간은 60초급으로 설계되었으며 지상연소시험 및 고공환경모사시험을 통해 내탄도 예측 기법을 확립하여 정확한 모터 성능을 제시하고 있다.

2. 본 론

2.1 내탄도 설계[2][3]

고체 추진기관의 내탄도 설계는 적절한 추진제와 그레인 형상을 선정하여 시스템 요구조건을 충족하도록 연소관/노즐의 길이와 직경을 결정하고 요구되는 성능을 얻는 과정을 포함한다. 추진제의 경우 시스템 요구조건에 따라 연소속도가 느리면서도 에너지 효율이 높은 추진제를 적용했으며 노즐의 경우 지상 및 고공환경시험에 적합한 확장비를 적용하였다. 추진제 특성값은 Table. 1과 같으며 노즐 제원은 Table. 2와 같다.

Table 1. Propellant Characteristics

항 목	특성값	항 목	특성값
연소속도 (mm/s)	5.88	화염온도 (K)	3464.8
밀도 (g/cc)	1.788	비열비	1.1510
a	0.02690	n	0.3365

Table 2. Nozzle Characteristics

항 목	특성값
노즐목 직경 (mm)	-
확장비 (지상)	15
확장비 (고공환경)	35

시스템 요구조건을 만족하는 점진감쇄형 그레인을 설계하기 위하여 Radial Slot이 적용된 그레인을 생성시켰다. 설계된 그레인은 후방부의 Radial Slot을 통해 점진감쇄특성을 가지도록 하였다. 전방부에 Radial Slot을 위치시킬 경우 추진제 경화후 코어의 이형작업이 어려우며 작업시 그레인이 손상받을 가능성을 내포하고 있다. 후방부 Radial Slot의 경우 분할코어를 사용하여 코어 이형작업의 수월성 향상 및 그레인 형상 파손의 가능성을 저감시켰다. 내탄도 해석에 필요한 면적 분석은 그레인 형상의 특성상 3차원 모델러를 이용하였다. Fig. 1은 설계된 추진기관의 기본 형상도를 나타내었다.

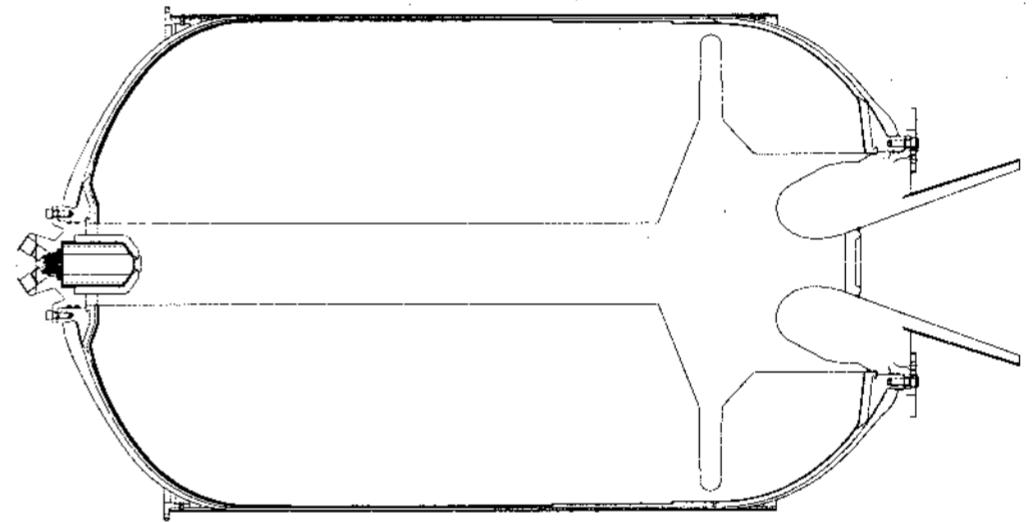


Fig. 1 2nd Stage SRM configuration

2.2 성능분석[4]

그레인의 연소면적 분석과 추진제 및 노즐의 각종 특성값을 이용하여 지상 및 고공환경연소시험결과를 분석하였다. Table. 3에서는 연소시험결과를 비교하여 나타내었다.

Table 3. SRM Performance Comparison

항 목	지 상	고공 환경
총연소시간(sec)	58.4	57.1
총추력(kgf · sec)	-	-
비추력(sec)	232.3	273.9
최대 압력(psia)	1,042	1.065
최대 추력(kgf)	-	-

Fig. 2, 3에서는 지상 및 고공환경 시험의 연소시험후 실시한 해석과 연소시험시 압력을 함께 표시하였다.

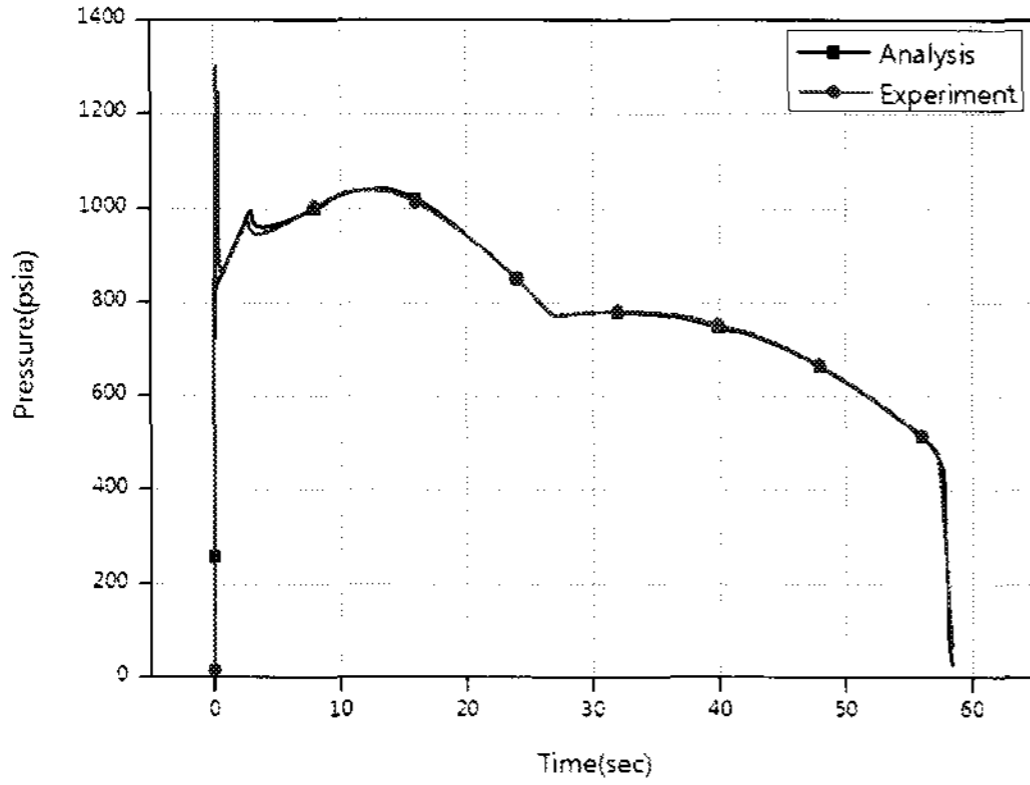


Fig. 2 Pressure Curve(SFT)

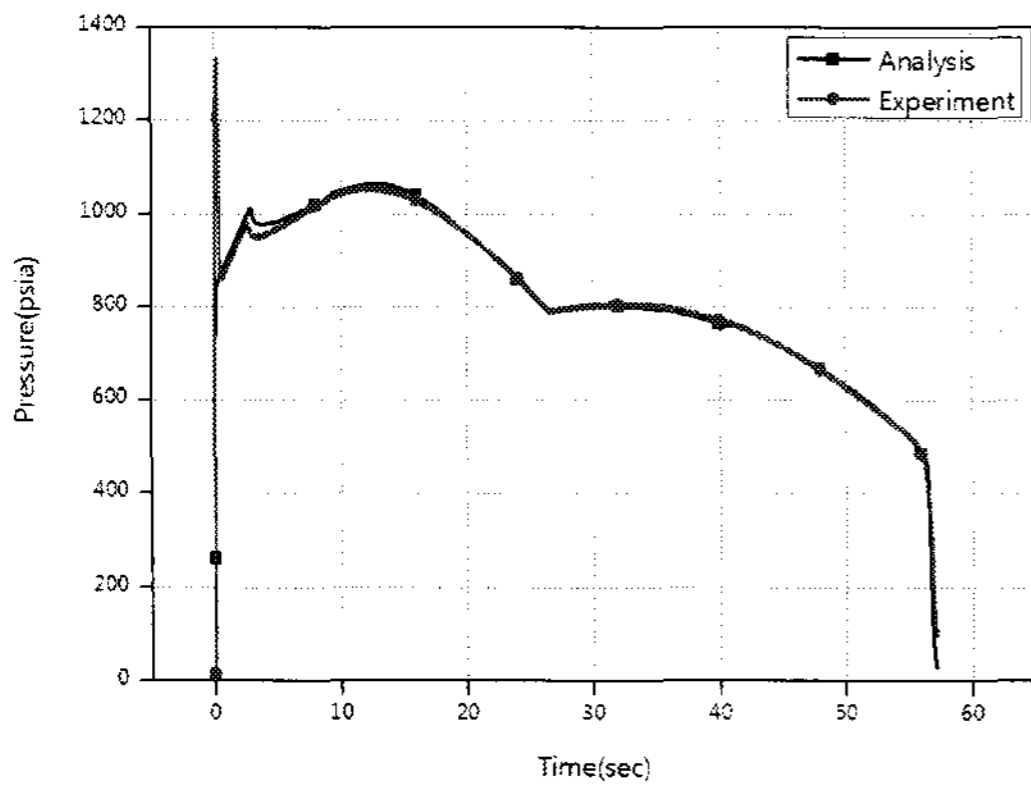


Fig. 3 Pressure Curve(HT)

연소시험후 해석시 지상연소시험의 해석인자를 기준으로 하여 고공환경시험 해석에 적용했으며 Fig. 3과 같이 추진기관 연소의 경우 재현성이 나타남을 알 수 있다.

추진기관의 추력은 식 (1)을 통해 계산할 수 있으며 식 (2)의 추력계수를 이용하여 전반적인 성능 변화를 확인할 수 있다.

$$F = A_t P_c \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + (P_e - P_a) A_e \quad (1)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \frac{(P_e - P_a) A_e}{P_c A_t} \quad (2)$$

비추력의 경우 식 (3)을 통해 질량유출율을 계산한 후 식 (4)를 통해 연소시간동안 추진기관의 비추력 변화를 확인할 수 있다.

$$\dot{m}_t = P_c A_t \frac{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\sqrt{\gamma R T_c}} = P_c A_t C_D \quad (3)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{g \dot{m}} = \frac{C_F}{g C_D} \quad (4)$$

KSLV-I 2단 고체추진기관의 경우 지상연소시험과 고공환경시험에서 전반적인 추력양상은 유사하게 나타났으나 비추력 분석시 연소압력 800psia이하 구간에서 상반된 경향을 보이고 있다. 식 (1)과 (2)에서 알 수 있듯이 추력은 추진기관의 노즐 끝단 압력과 노즐 끝단 주위 외기 압력에 지배적인 영향을 받게 된다. 특히 P_e 와 P_a 가 같을 경우 이론상으로 최대 효율을 나타내며 P_e 가 P_a 보다 크거나 작을 경우 효율이 감소하는 것을 알 수 있다.[4] 추진기관의 지상연소시험시 Fig. 4에서와 같이 연소시간동안 노즐 주위 대기 압력보다 낮게 계산되며 이를 토대로 비추력의 경우 연소시간동안 해석과 측정값이 유사한 경향을 나타내고 있음을 알 수 있다.

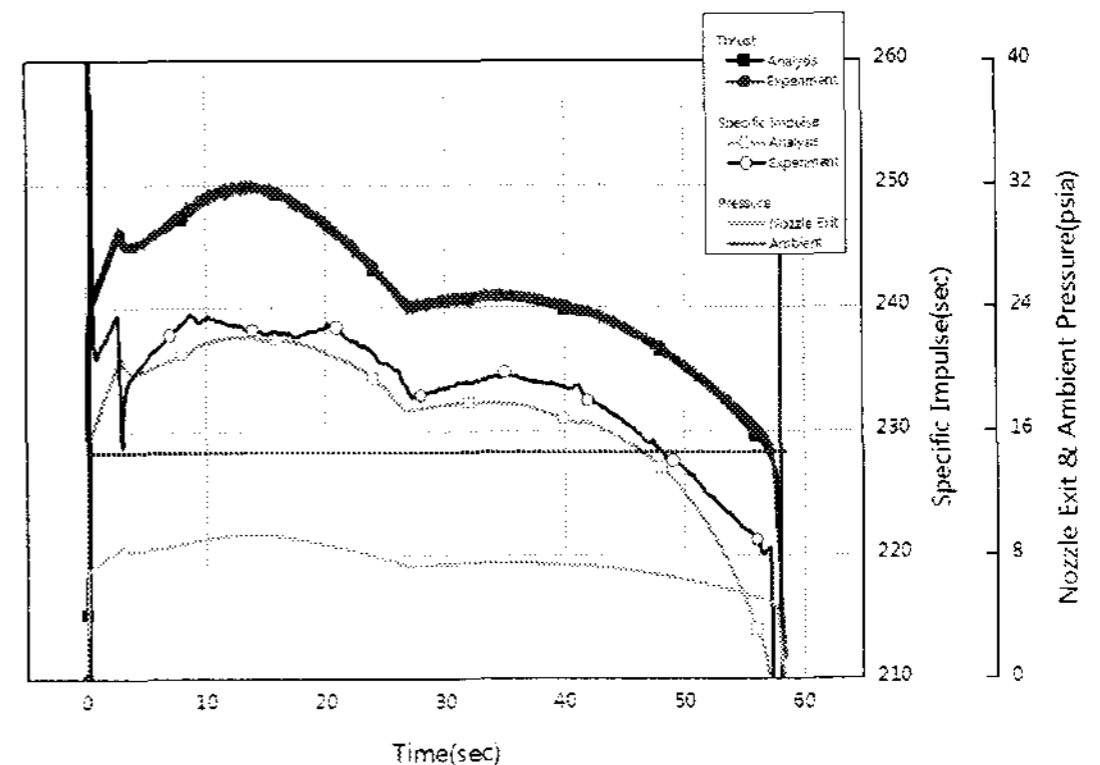


Fig. 4 Thrust Curve(SFT)

Fig. 5는 고공환경시험시 추력 선도를 나타내고 있다. 추력의 경우 지상연소시험과 달리 연소압력 800psia이하 구간에서 추력이 증가하는 경향을 보이고 있다. 이의 분석을 위해 노즐 끝단 압력과 노즐 끝단 주위 외기 압력을 비교해 보면 연소시간 30~40초에서 P_e 와 P_a 가 일치하는 구간이 나타나며 이 때 추진기관의 비추력이 증가하고 있음을 알 수 있다. 해석과 시험의 비추력 비교 결과를 통해서도 이를 확인할 수 있다.

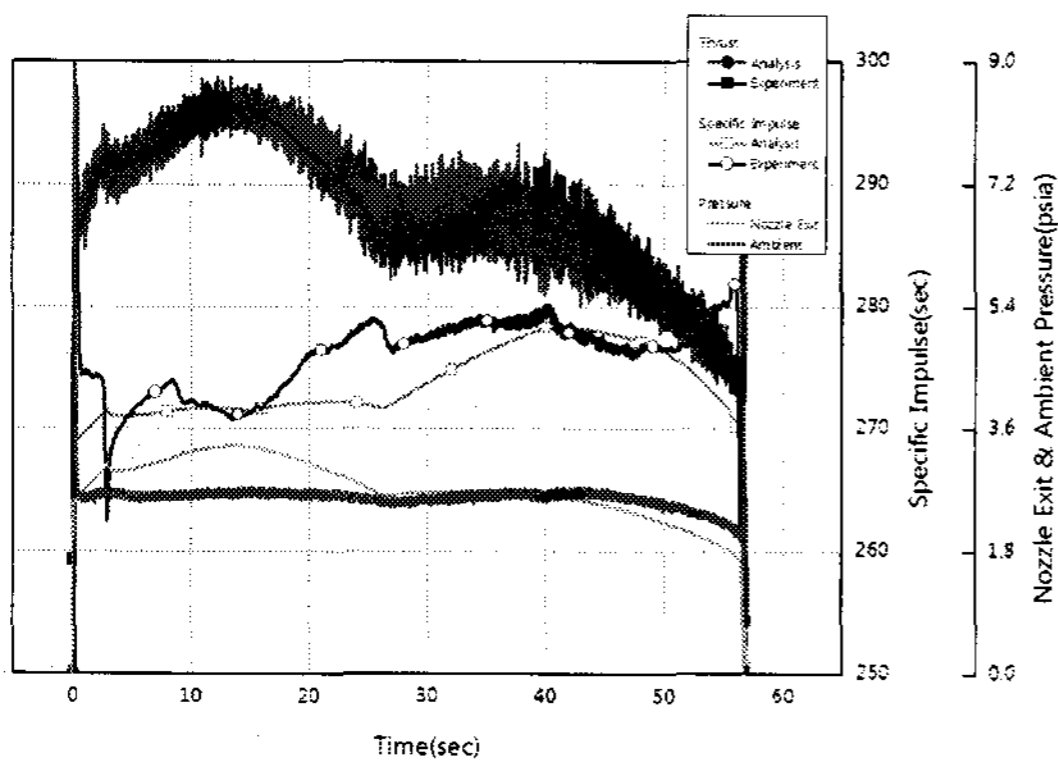


Fig. 5 Thrust Curve(HT)

3. 결 론

KSLV-I 2단 고체추진기관은 인공위성을 궤도에 진입시키는 것을 임무목적으로 가지고 있으며 특히 진공환경에서 추진기관이 작동함으로 인해 성능예측이 중요하게 작용한다. 본 논문에서는 추진기관의 지상 및 고공환경연소시험을 통해 추진기관의 노즐 끝단과 외기 압력의 상관관계로 나타나는 성능 변화를 분석했으며 실제 진공환경하에서의 추력 성능 예측에 관한 기초 데이터를 획득했다. 추후 과제로 고공환경연소시험과 진공환경간의 상관관계를 규명하여 정확한 예측을 목표로 하고 있다.

참 고 문 헌

1. 홍용식, "우주추진공학", 청문각
2. Anon, "Solid propellant grain design and internal ballistics", NASA SP-8076
3. Anon, "Solid rocket motor performance analysis and prediction", NASA SP-8039
4. George P. Sutton, "Rocket propulsion elements", John Wiley&Sons, 1992