

우주발사체 고체추진기관 추진제 조성연구

송종권* · 원종웅* · 최성한* · 서 혁*

Development of the solid propellant for the rocket motor of the space launch vehicle

Jong Kwon Song* · Jong Woong Won* · Sung Han Choi* · Hyuk Suh*

ABSTRACT

The rocket motor of the space launch vehicle offers thrust for satellite to enter into the orbit. Characters of the solid propellant for rocket motors are affected by the space conditions such as vacuum and space radiation. The solid propellant used for such a purpose should not undergo physical, internal ballistic and energetic changes when exposed to vacuum and space radiation. This study describes the development of the solid propellant composition for the rocket motor of the space launch vehicle. Also, experimental study was conducted on supersonic diffuser in order to verify the performance of the solid propellant composition which was applied to standard motor on the ground in the vacuum condition.

초 록

우주발사체 상단 고체추진기관은 고고도에서 위성체가 목표 궤도에 진입할 수 있도록 추력을 제공하는 역할을 하며, 적용되는 혼합형 추진제는 진공 및 방사선이 노출되는 우주환경에서 고성능은 물론 기계적 성질 및 내탄도 특성에서 변형이 없어야 한다. 본 논문에서는 우주발사체 상단 고체추진기관용 혼합형 추진제에 대한 조성 개발 및 표준모터와 고공환경 모사 시험설비를 이용한 성능시험 평가에 대한 내용을 기술하였다.

Key Words: Solid rocket motor, Composition propellant, High altitude simulation, Specific impulse, Static fired test

1. 서 론

우주발사체는 탑재물을 지구 표면으로부터 우주 공간으로 옮기는데 사용되는 로켓을 말하며, 현재 세계 각국에서는 다양한 목적으로 인공위성을 탑재물로 하여 우주발사체를 연구개발이

* (주) 한화 대전공장 개발부
연락처, E-mail: staryde@hanwha.co.kr

활발히 진행되고 있다. 국내 역시 우주개발중장기계획에 따라 자력위성발사체를 목표로 우주개발을 진행하고 있다.

인공위성을 탑재물로 하는 우주발사체에 장착되는 상단 추진기관은 고고도에서 점화되어 탑재체를 가속시켜 목적 궤도에 진입시키는 역할을 수행한다. 우주발사체 상단 추진기관에 적용하기 위한 추진제 개발에서 우선적으로 고려되어야 할 사항은 추진기관이 작동하는 우주의 환경이다. 추진제는 우주환경의 진공이나 우주 방사선에 노출에 의해 물리적, 내부 탄도, 에너지 등의 변화를 겪어서는 안 된다. 진공에 노출되는 추진제는 비정상적인 기화 현상을 방지하기 위하여 '고 평균 분자량 프리폴리머'(High Average Molecular Weight Prepolymer)를 바인더로 사용해야 하며, 가소제나 휘발성의 연소속도촉매(Burning Rate Catalyst)를 사용하지 않는 것을 기본으로 고려하여야 한다[1]. 일반적인 복합형 추진제의 높은 고체 입자 충전율(80% 이상)을 유지하기 위해 제조 시에 추진제의 혼합성과 유동성을 좋게 하기 위해 일반적으로 가소제를 사용한다. 추진제 혼합 시 점도를 저하시켜 추진제 균일성을 향상시키고, 충전 시 추진제 흐름을 원활하게 하는 작은 분자량의 유기물질인 가소제는 고고도 환경의 진공상태에 노출되면 비정상적으로 기화되기 때문에 휘발성을 갖는 연소속도촉매와 함께 고고도용도의 사용을 규제하고 있다[2].

본 논문에서는 우주발사체 상단 추진기관에 적용하기 위한 복합형 추진제 개발 및 표준모터와 고공환경 모사 시험설비를 이용한 성능시험 평가에 대한 내용을 기술하였다. 본 연구의 주요 목표기준을 table 1에 나타내었다.

2. 추진제 개발 및 성능평가

2.1 추진제 조성

추진제의 기본구성은 일반적으로 전략미사일과 우주발사체용으로 사용되는 Aluminized HTPB composite 타입으로써 HTPB(바인더)/AP(산화

Table 1. Design requirement of rocket motor

항목		요구조건
성능	진공 비추력	280 sec 이상 (@ 20torr)
연소특성	연소속도	6.0 ± 1.0 mm.sec (600±12psi, 20±1°C)
	연소속도 압력지수	0.5 이하
	연소속도 민감도	0.5%/°C
기계적 특성	최대응력	6bar 이상
	최대응력에서의 신율	30% 이상
	영율	40~80%
	저온에서의 신율	30% 이상 (-40±1°C)

제)/Al(금속원료)이며, 고고도 환경을 고려하여 가소제를 사용하지 않음을 기본으로 하였다. 추진제의 성능을 더욱 향상시키기 위해 산화제 AP의 일부를 고에너지 산화제인 HMX로 대체하여 적용하였으며, 가소제 미사용과 성능을 고려하여 고체 입자(산화제, 금속원료) 충전율은 88%로 하였다. 또한 추진제의 저온 물성을 향상시키고자 결합제로 Tepan을 사용하였다. 개발된 추진제의 대략적 조성을 table 2에 나타내었다.

Table 2. Final propellant formulation

구분	원료명	무게비,%
바인더	HTPB/IPDI	11.8
산화제/금속원료	AP/HMX/Al	88.0
기타 첨가제	Tepan 등	0.2

2.2 추진제 특성 시험

추진제의 특성을 확인하기 위하여 연소속도와 기계적 물성 시험을 수행하였다. 경화된 추진제의 연소속도는 시료를 직경 6 mm, 길이 140 mm으로 만들어 원통형 벽면을 Lucite로 처리 후 strand burner에서 연소된 길이를 연소시간으로 나누어 연소속도를 측정하였으며, 연소실 내의 압력은 고압 질소를 사용하여, 400~1,200 psi 압력사이에서 조절하였고, 연소속도 민감도 특성을 확인하기 위하여 -20°C~40°C에서 측정하였다.

기계적 특성은 JANNAF 시편으로 INSTRON 장비를 사용하였으며, 온도별 특성을 확인하기 위하여 -40℃, 20℃, 60℃에서 50 mm/min의 인장 속도로 시험하였고, 노화 특성을 확인하기 위하여 36개월간 주기적인 시험을 수행하였다.

2.3 고공환경 모사 성능시험평가

우주발사체 상단 추진기관의 작동은 고고도 환경에서 이루어지기 때문에 추진제의 개발단계에서도 고고도 환경에서의 성능이 검증되어야 한다. 지상에서 고고도 환경을 모사하기 위해 추진기관 연소 중 연소가스가 배출되면서도 고진공 상태를 유지하는 고공환경 모사 시험설비와 표준모터를 이용하여 추진제의 성능을 검증하였다. 사용된 표준모터의 형상을 fig.1에 나타내었다.

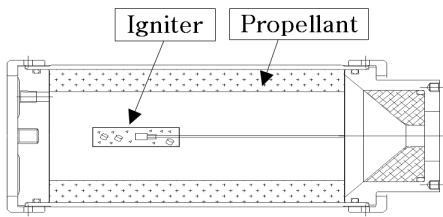


Fig. 1. Schematics of Standard motor

3. 결과 및 고찰

3.1 추진제 연소속도 특성

추진제의 연소특성을 확인하기 위하여 strand burner를 이용하였으며, 시험결과를 fig. 2에 나타내었다. 20℃에서의 연소속도 측정결과 5.90 mm/sec (@600psi), 압력지수는 0.342로 상기에 나타낸 목표기준에 만족함을 확인할 수 있었다. -20℃에서 40℃까지 10℃간격으로 연소속도 특성을 확인하였으며, 그 결과 일반적인 혼합형 추진제와 같이 온도가 올라갈수록 연소속도는 소폭 증가함을 확인할 수 있었다. 반면 연소속도 압력 지수는 측정 구간 내에서는 큰 편차를 나타내지 않았으며, 연소속도 민감도는 0.15%/℃로 목표 기준에 만족함을 확인할 수 있었다.

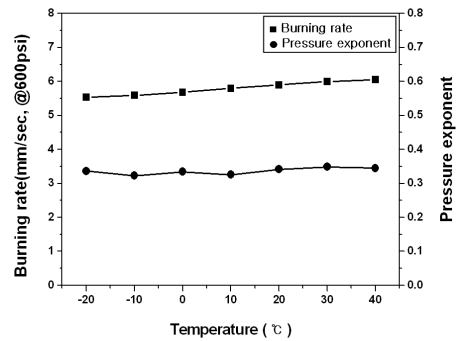


Fig. 2. Burning properties

3.2 추진제 기계적 특성

추진제의 기계적 특성을 fig.3과 fig.4에 정리하였다. 요구 기준이 되는 20℃에서의 물성시험 결과 최대응력은 13bar, 최대응력에서의 신율은 40.11%, 영율은 62.33bar로 측정되었으며, 저온(-40℃)에서의 신율은 34.49%로서 모든 목표기준에 만족함을 확인할 수 있었다.

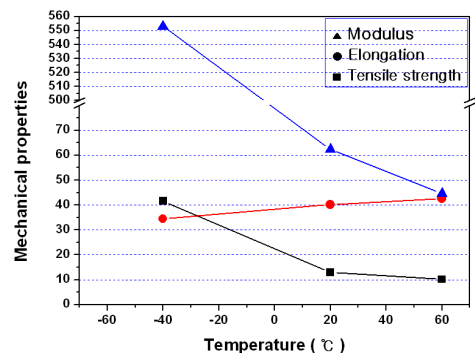


Fig. 3. Mechanical properties via various temp.

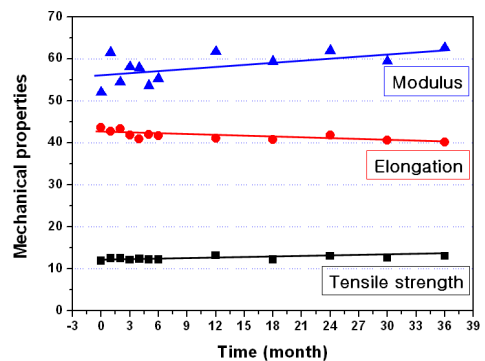


Fig. 4. Aging behavior

일반적으로 혼합형 추진제의 노화 특성은 가속노화시험을 통한 master curve의 도출로서 예측하고 있지만, 우주발사체 적용 특성상 약 3년 이내에 사용되기 때문에 실제적인 저장 특성을 확인하고자 추진기관의 저장조건(온도 20℃, 습도 30%)하에 추진제 시편을 보관하고 36개월 동안 주기적(1개월 또는 6개월)으로 물성시험을 실시하였다. 시험 결과 36개월 후에도 목표기준을 만족함을 확인할 수 있었다.

3.3 성능시험평가

표준모터와 고공환경 모사 시험설비를 이용하여 고공환경에서의 추진제 성능시험평가를 수행하였다. 그 결과를 fig.5, fig.6 및 table 3에 나타내었다. 연소시험 중 평균 진공도는 19.7torr (0.38psi)이며, 웹 연소 시간은 웹 평균압력은 820.15psi로 확인할 수 있다. 총추력은 3163.65 lbf*sec이며, 비추력은 285.30 sec로 목표 기준을 만족하였다. 본 시험 결과를 바탕으로 실제 우주환경 작동 고도에서의 추진제 비추력을 예측할 수 있으리라 판단된다.

Table 3. High altitude simulation test results

구 분	결과값	구 분	결과값
웹 연소시간 (sec)	3.82	웹 평균추력 (lbf)	813.72
연소시간 (sec)	3.93	평균추력 (lbf)	805.71
웹 평균압력 (psi)	820.15	총추력 (lbf*sec)	3163.65
평균압력 (psi)	805.26	비추력 (sec)	285.30

4. 결 론

우주발사체 상단 추진기관에 적용하기 위한 혼합형 추진제를 개발하였고 추진제의 특성 및 성능시험평가를 통해 목표기준에 만족함을 검증하였다. 개발된 혼합형 추진제는 HTPB/AP/HMX/Al을 주요 조성으로 하며, 저온물성을 향상시키기 위하여 Tepan을 사용하고 고공환경조건에서 추진제의 비정상적인 기화를 방지하기 위하여 가소제를 배제하였다. 추진제의 연소 및 기계적 특성은 목표기준을 모두 만족하였으며, 최종적으로 표준모터와 고공환경모사 설비를 이용하여 고고도에서의 성능을 성공적으로 검증하였다.

참 고 문 헌

1. NASA SP 8075
2. Anon, "Solid propellant selection and characterization," NASA SP-8064, June 1971
3. 최성한, 박의용, 황종선, "복합형 추진제 현황 및 발전방향," 우주발사체 기술 심포지움, pp.160-166, 2003
4. 홍문근, 길경섭, 김병훈, 이수용, 박의용, 최성한, "KSLV 고체 추진제 개발," 우주발사체 기술 심포지움, 4, 2005
5. 최성한, 박의용, 황종선, "표준모터를 이용한 추진제 연소특성 분석." 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.181-184, 2003
6. 이지형, 오종윤, 박익수. "고고도 모사용 소형시험장치 연구," 한국군사과학기술학회지, 제7권, 제4호, pp.133-137, 2004

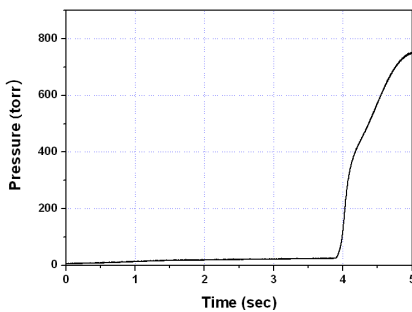


Fig. 5. Pressure curve of vacuum chamber

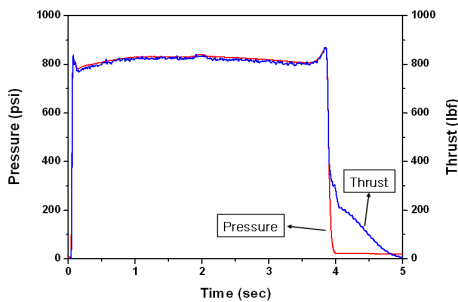


Fig. 6. Pressure and thrust curve of high altitude simulation test