

Sounding Rocket용 고성능 추진제 조성연구

김혜림* · 원종웅* · 최성한* · 이원복*

High-performance propellant development for Sounding Rocket

Hyelim Kim*[†] · Jongung Won* · Seonghan Choi* · Wonbok Lee*

ABSTRACT

In this study, applicable to Sounding Rocket about the development of high-performance propellant was studied. Sounding Rocket requires generally multistage rocket system for atmospheric research. This study describes the development of two types solid propellant compositions which are based on HTPB/AP for the two-stage rocket. CEA code of NASA and internal ballistic analysis were used for confirming the theoretical performance of designed propellants. The strand burner and JANNAF tensile test was used to measure ballistic and mechanical properties of designed propellants. Finally, static fired test of standard motors was performed to prove the possibility of development.

초 록

본 연구에서는 관측로켓에 적용 가능한 고성능 추진제 조성개발에 대해 연구하였다. 관측로켓은 다양한 대기권영역에서 관측하기 위해 여러 단을 구성할 수 있는 로켓을 개발을 필요로 하고 있다. 본 연구에서는 2단으로 구성된 관측로켓을 기본으로 HTPB/AP 계열의 조성을 기본으로 설정하였다. 화학평형계산기(CEA) code와 내탄도 해석의 이론적인 성능해석을 통한 고성능 추진제 개발 가능성을 입증하였고, 1G/L mixer를 이용하여 조성시험을 실시하여 제작한 시편으로 instron tensile tester와 strand burner를 이용하여 추진제의 기계적 특성과 연소속도를 확인하였다. 최종적으로는 6inch급의 표준모타를 제작, 지상연소시험을 통하여 고성능 추진제 개발 가능성을 확인한다.

Key Words: Sounding Rocket(관측로켓), Payload, KSR(Korea Sounding Rocket)

1. 서 론

관측로켓은 일반적으로 관측 장치와 송신기를

탑재하여 자국의 대기 및 우주환경 관측을 주목적으로 발사하는 로켓을 말한다. 이를 위해 관측 로켓은 지상에서 발사하여 대기 및 우주환경을 거치면서 대기밀도/압력, 전리층 전자밀도/온도, 오로라, X선, 행성대기층, 천문, 천체학 및 태양전파 등의 우주 환경 계측에 활용된다. 현재 관측로

* (주)한화 대전사업장 개발부

[†] 교신저자, E-mail: hyelimkim@hanwha.co.kr

켓은 미국의 NASA를 비롯하여 유럽의 ESA, 일본의 JAXA 등을 중심으로 개발 사업이 진행되고 있다[1].

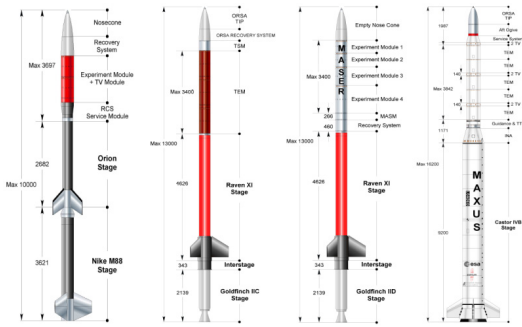


Fig. 1 European sounding rocket configuration concept (MiniTexus, Texus, Maser, and Maxus)[2]

국내의 경우 KSR-I, II, III를 바탕으로 관측로켓에 대한 어느 정도의 기술력은 보유하고 있는 상황이다.

관측로켓은 필요한 영역을 관측하기 위해 여러 단을 구성할 수 있는 다단형 로켓을 개발하여 전리층, 오존층, 전체, 오로라 관측 및 미소중력장 등에서의 다양한 시험을 실시할 수 있어야 한다. 본 연구에서는 과학관측 로켓개발을 위해서 1단과 2단에 주로 적용되는 고성능 고체추진제 개발을 위한 추진제 조성설계 및 추진제 조성시험을 통한 성능 해석 및 평가에 대하여 고찰하였다.

2. 고체 추진제 조성설계 및 성능해석

2.1 고체 추진제 목표 설정

추진제의 세부 요구 성능은 관측로켓 형상 설계 후 확정되지만 국내외에서 개발된 특성을 고려하여 1단은 Booster 개념의 고연소속도이면서 고성능으로 설정하였고, 2단은 Sustain 개념의 저연소속도이면서 고성능을 낼 수 있는 방향으로 추진제 개발 목표를 설정하였다. 그리고 일정한 성능을 가지기 위해 작동시 연소불안정성 현상이 없는 추진제 개발을 목표로 하고 있다[4].

요구목표는 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Design requirement of Sounding Rocket

항목(요구목표)	1st stage	2nd stage
Isp (sec) @1000psia	245 ↑	245 ↑
Density(g/cc)	1.810 ↑	1.810 ↑
Burning Rate(mm/s) @1000psia	15~20	5~10

2.2 고체 추진제 조성 설계

고체 추진제의 기본구성은 일반적으로 전략미사일과 우주발사체용으로 사용되는 HTPB(바인더)/AP(산화제)/Al(금속원료) 추진제이며, 성능을 고려하여 고체 입자(산화제, 금속원료) 충전율은 1단 89.5%, 2단 89%로 하였다[3,4]. 경제성을 고려하여 원료선정에는 가능한 저가인 국산 원료를 선정하였으며, 제조공정에서는 일반적인 7일 이상의 경화기간을 단축하여 3일의 경화기간을 갖는 효율적인 추진제 개발방향을 설정하였다. 개발된 고체 추진제의 대략적 조성 설계 및 성능예측을 위해 화학평형계산기(CEA) code로 계산하였으며, Table 2에 CEA 계산값을 나타내었다.

Table 2 CEA Properties of 2 Composite Propellants

Propellant name	1st stage	2nd stage
binder(HTPB)	6.9	7.7
Solid(AP/Al/Fe ₂ O ₃)	89.5	89
기타 첨가제	3.6	3.3
몰질량 (<i>MW</i> , kg/kmol)	29.142	28.864
비열비 (γ)	1.1313	1.1315
특성속도(c^* , ft/sec)	5065.4	5108.9
연소실 온도 (<i>K</i>)	3683.74	3704.21

2.3 고체 추진제 성능 해석

관측로켓 적용 추진제의 연소 특성을 확인하기 위한 표준모터 제작 및 시험에 앞서 요구 압력 형성을 위한 노즐목 면적 및 직경값 도출이 필요하므로 CEA data를 활용하여 내탄도 해석

을 진행하였다. Table 3에 압력에 따른 노즐출구 /노즐목 면적비 해석값을 나타내었다.

Table 3 nozzle exit / nozzle throat area ratio

압력(Psia)	면적비	
	1st stage	2nd stage
600	6.86	6.86
1000	10.24	10.24
1500	14.15	14.15

내탄도 해석 결과로 추진체에 따른 요구 노즐 목 크기를 도출하고, 도출된 값을 이용하여 Web Burning Time 동안 평균 압력값이 요구 작동 압력값과 유사한지 확인하였다. 또한 추진체의 비추력 비교를 위해 출구 압력을 대기압으로 가정하여 노즐출구/노즐목 면적비를 도출하였다.

관측로켓의 1단과 2단의 압력별 내탄도 해석 값 및 노즐목 크기에 따른 압력선도를 아래 Table 4,5 및 Figure 2,3에 나타내었다.

Table 4 1st stage internal ballistics analysis

1st stage	Value		
Web Avg. Pressure (psia)	604	1002	1512
Nozzle diameter (mm)	34.40	30.30	27.30
Web burning time (sec)	2.08	1.61	1.3
Specific Impulse (sec)	234.4	246.7	255.8

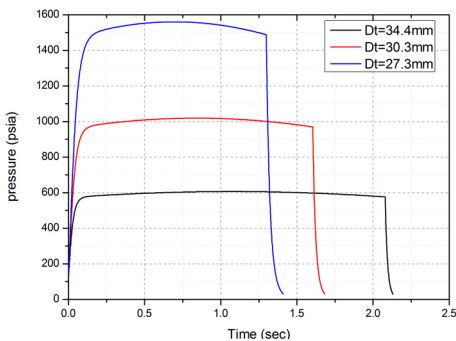


Fig. 2 1st stage Pressure curve

Table 5 2nd stage internal ballistics analysis

2nd stage	Value		
Web Avg. Pressure (psia)	601	1000	1511
Nozzle diameter (mm)	25.00	21.40	18.85
Web burning time (sec)	3.91	3.182	2.697
Specific Impulse (sec)	233.8	247.3	256.4

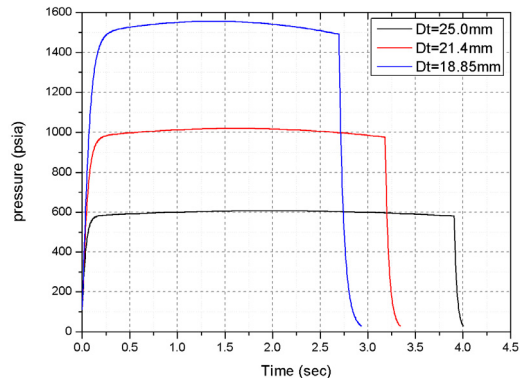


Fig. 3 2nd stage Pressure curve

3. 실험결과 분석

3.1 고체 추진제 특성시험

관측 로켓은 보관, 운송, 발사 등의 여러 환경에서 열적 순환, 조작, 진동, 점화 압력 및 가속화 등의 영향을 받는다. 고체 추진제는 이러한 자극을 견딜 수 있도록 기계적 특성은 물론 제조공정성을 가져야한다. 이러한 요구특성을 확인하기 위해 추진제를 1,2G/L Mixer를 통해 점도 build-up을 측정하여 충분한 제조공정성을 확인하였고, 추진제 기계적성질, 추진제/라이너 접착력 등 기타 추진기관 대비 우수한 특성을 보여주고 있다. 향후 관측로켓 형상이 결정되면 제조공정성은 물론 구조해석을 통한 기계적 특성 및 추진제/라이너 요구조건을 달성할 예정이다.

Table 6 Properties of solid propellant

구분	1st stage	2nd stage
Sm(bar)	7.0	8.2
Em(%)	41	45
E(bar)	39	47
D(g/cc)	1.838	1.819
H	54	64

추진제의 연소특성은 Strand Burner를 이용하여 확인하였다. 20℃에서의 연소속도 측정결과 1단의 경우 15.5mm/sec (@1000psi), 압력지수는 0.50이하로 확인되어 1단 추진제 연소속도 목표기준(15.0~20.0 mm/sec@1000psi)을 만족하였다. 2단의 경우 추진제 연소속도는 7.5 mm/sec (@1000psi), 압력지수는 0.40수준으로 2단 추진제 또한 목표기준 5.0~10.0 mm/sec@1000psi)을 만족하였다.

3.2 성능시험

로켓 개발 시 필수적인 항목인 고체 추진제의 성능 평가, 노즐 및 내열체 등의 구조물에 대한 시험을 수행하기 위하여 Fig 4과 같이 외경이 6 inch이고 web 길이가 1 inch인 표준모터를 설계하여 제작하였다. 앞서 내탄도해석한 결과를 바탕으로한 압력에 따른 노즐을 가공하고, 표준모터를 제작하여 지상연소시험을 수행하였다.

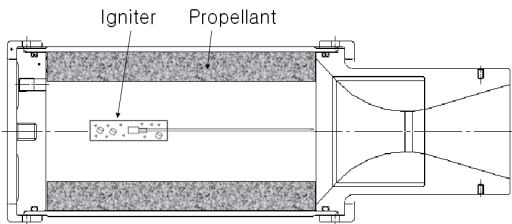


Fig. 4 Schematics of Standard motor

지상연소시험을 통해 연소시간, 연소압력 등의 데이터를 얻어 추진제의 연소속도 및 성능 특성이 설계값에 만족함을 확인하였다.

4. 결 론

전세계적으로 지구 환경에 대한 관심이 높아지면서 유엔 환경회의에서 자국의 대기 관측 및 보존을 의무화하고 있는 상황이다.

관측로켓에 적용하기 위한 고성능이고, 경제적인 1단 및 2단 고체추진제를 개발하였다. 개발된 1단 및 2단 추진제는 HTPB/AP/Al을 주요 조성으로 하며, 1G/L 혼화를 통해 제작된 추진제의 요구특성의 목표기준을 모두 만족하였다.

추진제의 특성 및 성능시험평가는 표준모터를 제작하여 성능을 확인한결과 요구성능을 달성하였고, 향후 1,2단 관측로켓의 세부 요구조건이 정해지면 이에 적합한 추진제 요구조건을 재설정하여 이에맞는 추진제개발을 진행할 예정이다.

향후 국내에서도 과학관측로켓에 대한 관심이 높아져 최소2기/년 이상을 기획 발사하여 산업체와 대학의 참여를 유발하고, 기술축적 및 저변확대를 통해 우주개발에 대한 붐 조성과 일자리 창출에 기여할 수 있을 것이라 판단된다.

참 고 문 헌

1. NASA, "NASA Sounding Rocket Hand-book", 810-HB-SRP, 2005
2. 김진용, 이원복, 서 혁, 이영우, "한국형 Sounding Rocket 개발 방안 및 고찰", 한국 추진공학회 2009년도 춘계학술대회 논문집, 2009, pp.207-210
3. Davenas, A., Solid Rocket Propulsion Technology, Pergamon Press Ltd., 1993
4. McBride, B. J., and Gordon, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II Users Manual and Program Description", NASA RP-1311, 1996
5. 최성한, 박의용, 황종선, "복합형 추진제 현황 및 발전방향," 우주발사체 기술 심포지움, 2003, pp.160-166