

마이크로 고체 로켓의 성능 향상을 위한 연구

정성철* · 이민재* · 김연호* · 허환일**

A Study for Enhanced Performance of Micro Solid Rocket

Sungchul Jung* · Minjae Lee* · Younho Kim* · Hwanil Huh**

ABSTRACT

In this study, combustion characteristics of solid propellants using sorbitol and potassium nitrate were found out. Burning rate was calculated with several combustion experiments, also specific impulse and characteristic exhaust velocity were compared with theoretical value. Thrust measured with thrust measurement system using plate spring. Mixture ratio of propellants was varied in experiments, also combustion characteristics of solid propellants which consulted experimental results was used micro solid rocket design having 1mm nozzle throat.

초 록

본 논문에서는 소비톨과 질산칼륨을 이용한 고체추진제의 연소특성을 파악하였다. 여러 연소실험을 통하여 연소속도를 구하고 비추력과 특성배기속도를 이론값과 비교하였다. 추력 측정은 판스프링을 이용한 추력측정장치를 이용하였다. 추진제의 성분비를 변경하면서 실험을 하였으며, 실험값을 바탕으로 한 고체추진제의 연소특성은 1mm 노즐의 마이크로 고체로켓의 설계 파라미터로 이용되었다.

Key Words: Micro Rocket(마이크로 로켓), Burning Rate(연소속도), Motor Performance(모터효율), Solid Rocket Motor(고체로켓)

1. 서 론

최근 인공위성의 소형화추세에 따라 전 세계적으로 마이크로 인공위성을 제작하고 연구하는 추세이다. 이는 발사비용 절감을 위함과 동시에 여러 목적을 가진 인공위성보다 단일 목적의 여러 위성이 경제적으로 기술적으로 신뢰도를 가지고 있기 때문이

다. 따라서 그에 적합한 마이크로 급의 추력기의 개발이 요구되며 현재 전 세계적으로 활발히 연구 중이다. 이러한 소형 추진기관의 설계 및 개발, 성능 시험에 대해 외국의 경우에는 30여년 이상 개발 및 운용의 경험을 가지고 있지만 아직 국내에서는 위성 제작 및 우주 개발에 대한 시작 단계이기 때문에 그 경험 또한 매우 제한적이며 국내의 우주개발 계획과 관련하여 그 필요성이 매우 증대되리라 생각된다. 충남대학교에서는 cold gas를 이용한 초소형 추력기에 대한 기초실험을 수행하였으며 서울대학교와 경상대학교에서는 마이크로 머시닝을 이용한 마이크

* 충남대학교 항공우주공학과
** 충남대학교 항공우주공학과 교수
연락처, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

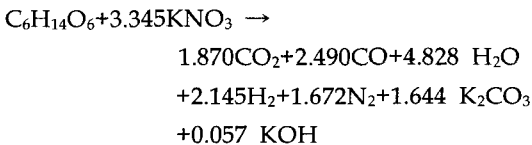
로 추력기를 가공하여 성능실험을 하였다.[1] 이에 고체추진제를 이용한 마이크로 로켓의 성능 향상을 위하여 선행으로 Meso-scale의 로켓을 설계 제작하여 추진제의 고유 성능을 파악하였다. 또한 추진제의 성분비를 변화시키고 각각의 추진제에 대한 기본적인 연소 특성을 파악하였으며, 이로써 마이크로 로켓의 설계 시 모터효율(Motor performance) 향상을 위한 발판을 마련하였다.

2. 추진제 선정 및 SRM 설계

추진제와 노즐의 성능 평가를 위하여 서로 다른 크기의 노즐목과 챔버압력을 가지는 모터를 설계하였다. 연소형태는 단면연소형으로 설계하였으며, 이는 모터 설계 시 중요한 변수로 작용하는 압력에 따른 연소속도(Burning Rate)를 구하기 위함이다.

2.1 추진제 선정

추진제로는 KNO_3 와 Sorbitol을 사용하였으며, 기본 질량비는 $KNO_3 : Sorbitol = 65 : 35$ 로 하였다. 또한 추진제의 비율을 바꿔가며 성능파악이 이루어졌다. KNO_3 과 Sorbitol을 주 연료로 하는 추진제는 HTPB/AP를 연료로 하는 추진제에 비해 안전하고, 제작이 용이하다는 장점이 있으며, 기본 질량비는 아래와 같은 연소식에 의하여 선정되었다.



2.2 SRM 설계

추진제의 연소속도는 SRM의 초기 설계 시 매우 중요한 요소이다.

$$r = aP^n$$

위에서 P는 챔버압력이며, 추진제마다 고유한 a, n 값을 가진다. 초기 설계 시에 참고한 압력에 따른 연소속도(Burn rate)를 Table 1에 정리하였다.[2]

Table 1 Burning Rate vs. Pressure[2]

KNO ₃ -Sorbitol		
Pressure Range (psi)	a	n
	(in/sec)	
15-117	0.019	0.625
117-218	1.648	-0.314
218-550	0.33	-0.013
550-1020	0.011	0.535
1020-1548	0.277	0.064

이번에 설계한 SRM은 저압부(100 psi 이하)의 정확한 연소속도 측정을 위해 설계되었다. 또한 비열비(k), 분자량(M), 챔버온도(T₀) 등 추진제 성분에 대한 기본적인 요소는 PEP Program의 데이터를 참고하였다. 마이크로 로켓의 효율적인 설계를 위하여 3가지 종류의 SRM을 설계하였다.

Table 2 3-Type Motor Design

Type	Chamber pressure (psi)	Nozzle Diameter (mm)
S40	40	6
S60	60	4.5
S90	90	3

3. 연소 실험

3-Type의 SRM의 연소실험을 통해 설계 검증이 이루어 졌다. 기본 질량비는 $KNO_3 : Sorbitol = 65 : 35$ 로 하고 추진제의 비율을 70 : 30, 60 : 40 로 바꿔가며 성능파악에 대한 기초연구를 하였다. 추력측정을 위한 미세추력측정장치(TMS)는 판스프링을 이용한 추력측정장치로 카티아를 이용하여 설계 제작하였다. 압력측정을 위하여 센서로 0~20 bar까지 측정 가능한 압력변환기를 사용하였으며, 센서는 사용 전 압력보정기를 이용하여 보정 후 사용하였다.

3.1 연소특성실험

S40, S60, S90 3-type의 여러 연소 실험으로 평균 챔버압력과 추력을 측정하고, 연소속도를 구하였으며, 다음 그래프는 S90의 결과이다.

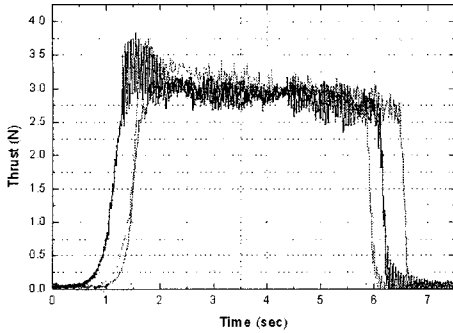


Fig 1 Thrust of S90 Motor

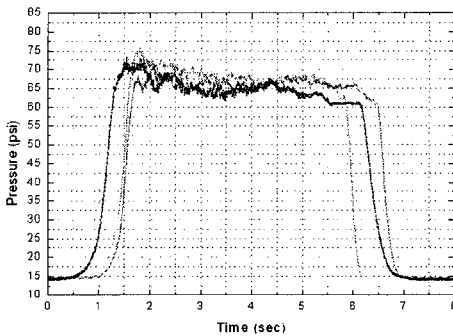


Fig. 2 Pressure of S90 Motor

실험 결과 질량비 KNO_3 : Sorbitol = 65 : 35 에서 S60을 제외한 S40, S90의 연소특성이 설계 값과 크게 다름을 확인할 수 있었다. 이는 설계 압력대의 연소속도 값이 정확하지 않은 것에서 오는 오차로 분석되며, 실험 결과를 Table 3으로 정리하였다.

Table 3 Design requirement vs. Experimental result (65:35)

Result		Type	S40	S60	S90
Klemmung Number (kn)			34.7	39	44.6
Design requirement	Thrust (N)		6.8	6.7	5
	Pressure (psi)		40	60	90
	Burn rate (mm)		4.84	6.24	8.03
	Isp (sec)		83.5	96.8	110
Result of Experiment	Thrust (N)		7.9	5.9	3
	Pressure (psi)		48.6	59.5	66.3
	Burn rate (r)		6.02	6.67	7.02
	Isp (sec)		77	82	81.2

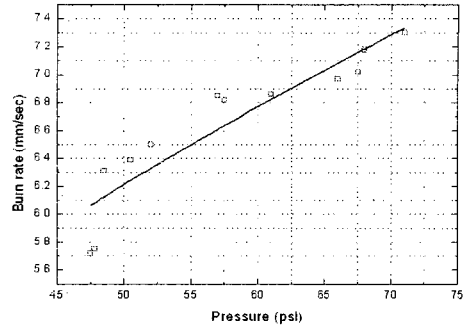


Fig. 3 Burning rate of Propellents (65:35)

Fig. 3는 챔버압력에 따른 연소속도의 변화를 보여주고 있다. $r = aP^n$ 에서 $a=0.9701$, $n=0.4746$ 의 값을 가짐을 확인할 수 있었으며 이는 마이크로 로켓의 설계 요소로 적용되었다.

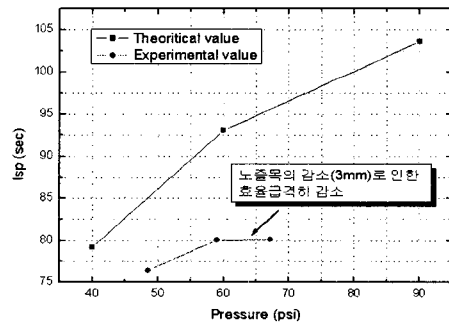


Fig. 4 기본성분비(65:35)에 대한 Isp 결과

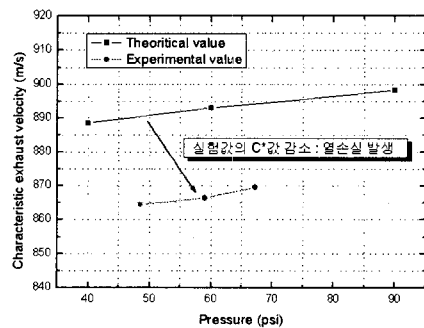


Fig. 5 기본성분비(65:35)에 대한 C*결과

위의 결과를 분석해 보면 이론적인 값에 대한 실제 연소 시험 결과에서 isp 값은 15%정도, C* 값은 3%정도 낮은 값을 보인다. 또한 S90의 노

즐목(3 mm)의 감소 효과가 챔버압력의 증가에 따른 Isp의 증가에 좋지 않은 영향을 보이는 것으로 판단된다. 즉 노즐목의 감소로 점성효과로 인한 유효 단면적의 감소가 추력손실을 크게 가져온 것으로 판단된다.[4] C*의 경우 챔버온도의 함수인데 이론적인 값과 비교해 크게 떨어지지 않았는데 이로 볼때 열손실에 의한 추력손실보다 노즐 목의 감소와 불안정한 연소에 의한 추력손실이 큰 것으로 판단된다. 노즐 목의 감소는 노즐 목에서의 Re수를 감소시키고, Re수가 작아질수록 비 점성 영역이 감소하며, 이는 유효면적비를 감소시켜 결국 추력의 손실을 가져오는 것이다.[4]

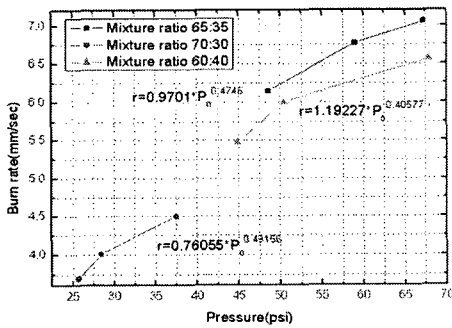


Fig. 6 3가지 성분비에 대한 연소속도 비교

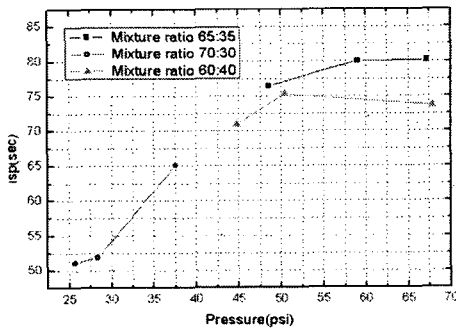


Fig. 7 3가지 성분비에 대한 Isp 비교

위의 그래프는 3가지 성분비에 대한 연소성능 비교 그래프이다. 전체적으로 65:35의 성분비를 가진 추진제의 연소성능이 가장 우수하였으며 연소속도 또한 다른 추진제에 비하여 높았다. 그리고 60:40의 Isp 그래프에서는 압력이 가장 높

은 부분에서 오히려 Isp가 감소하는 경향을 보였다. 즉 산화제의 성분비가 작아질수록 점성효과가 커진다는 것을 의미하며, 점성효과와 노즐목 감소 효과가 함께 작용하여 Isp의 감소를 초래한 것으로 보인다. 그러므로 마이크로 로켓의 성능 향상을 위해서는 노즐목의 감소에 의한 미세추력 기대보다 챔버압의 감소에 의한 미세추력 기대가 효율 적이며, 약간의 산화제 rich 가 추력 성능을 높일 수 있을 것으로 판단된다. 만약 미세 추력을 위한 미소 노즐이 불가피 하다면 비교적 높은 챔버압으로 노즐목에서 고 Re number 상태를 만들어 주는 것이 효율적일 것이다.[5]

3.2 마이크로 로켓의 설계와 연소실험

Meso-scale의 연소실험 결과를 참고하여 최적의 성분비(65:35)에 대한 마이크로 로켓을 설계 하였다. 압력은 55 psi로 하였으며, 노즐목의 직경은 1 mm로 하였다.

Table 4 마이크로 로켓 설계(성분비 65:35)

Type		마이크로 로켓 노즐목 :1mm
Result	Klemmung Number (kn)	36.13
Design requirement	Thrust (N)	0.3
	Pressure (psi)	55
	Burn rate (mm)	6.45
	Isp (sec)	89

설계 제작된 마이크로 로켓은 판스프링을 이용한 추력측정기에 로드셀을 100 gf 급을 사용하여 추력이 측정되었다.

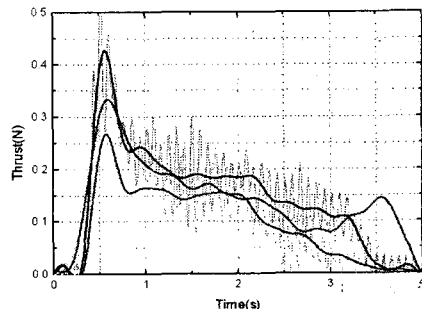


Fig. 8 마이크로 로켓 추력 그래프

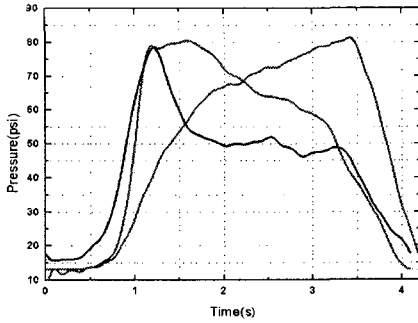


Fig. 9 마이크로 로켓 압력 그래프

마이크로 로켓의 연소실험 결과 설계 압력(55 psi)보다 챔버압력이 높게 측정되었다. 하지만 추력은 설계추력(0.3 N)보다 낮게 측정되었다. 이는 Meso-scale의 연소시험에서도 문제시 되었던 노즐목의 감소에 의한 추력 손실이 크게 작용한 것으로 판단된다. 또한 추력 곡선과 불안전 연소에 의한 추력손실도 무시할 수 없을 것 같다. 이에 노즐목 1 mm인 마이크로 로켓의 성능 향상을 위해 설계 챔버 압력을 조금 더 높여 비교적 높은 Re 상태로 인한 노즐목에서의 점성효과를 줄이는 방법이 좋을 것 같다. 또한 약간의 산화제 rich 상태를 주어 연소 가스의 점성을 줄여주는 방법을 같이 병행해야 할 것으로 판단된다.

4. 결 론

추진제 성분비를 달리한 S40, S60, S90의 여러 번의 연소 실험에서 추진제에 관한 데이터를 얻을 수 있었으며 I_{sp} 와 c^* 그래프를 통해 성능을 분석하였다. 전체적으로 추진제의 기본성분비(65:35)를 벗어날 경우 점화 자체의 어려움과 함께 전반적인 성능저하를 보임을 확인할 수 있었는데 특히 60:40의 경우 고압부에서의 I_{sp} 가 여타의 추진제 성분비에 비해 크게 둔화 되는 것을 알 수 있었다. 이는 노즐 목의 감소에 의한 추력 손실과 Fuel rich에 의한 점성의 증가가 원인으로 판단된다. (S90의 노즐의크기가 가장 작음) 65:35 성분비의 실험에서는 초기설계 시 참고한 연소속도보다 실제 실험결과 연소속도가 8~10% 증가함을 보였는데 이는 챔버내의 온도의 영향에 의한 연소속

도의 증가 때문이다. 노즐 목의 감소로 인해 I_{sp} 는 15%, c^* 는 3%의 성능 저하를 보였다. 이론적인 값과 차이가 나는 이유는 열손실에 의한 추력 손실보다는 노즐목의 감소로 인한 효율감소와 함께 불완전연소로 인한 큰 추력 손실 때문인 것으로 판단이 된다. 노즐목 1 mm 모터의 실험데이터에서 압력과 추력이 선형적인 특성을 보이지 못했으며 압력은 설계치보다 크게, 이와 반대로 추력은 설계치보다 낮게 측정되었다. 이는 노즐목에서의 유효단면적 감소로 인한 추력감소와 기존의 챔버 실험과 마찬가지로 불완전연소로 인한 것임을 확인할 수 있었다. 이런 결과를 종합해보면 미소추력을 발생시키기 위해 제작되는 추진 장치의 효율을 증진시키기 위해서는 노즐 목에서 가능한 큰 Re수를 가져가는 것이 유리할 것으로 판단된다. 이는 경계층의 점성에 의한 손실을 줄일 수 있으며, 이를 위해서는 고압에서의 마이크로 추진장치의 설계가 필요할 것으로 판단된다. 또한 안전추진제를 이용한 미소추력 발생은 약간의 산화제 rich 상태를 주어 연소 가스의 점성을 줄여주는 방법을 같이 병행해야 할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. 문성환, 오화영, 허환일, "마이크로 노즐 성능평가", 한국우주공학회지, 제33권, 제5호, 2005, pp.72-78
2. Richard Nakka, "Effect of Chamber Pressure on Burning Rate for the Potassium Nitrate-Dextrose and Potassium Nitrate-Sorbitol Rocket Propellants", June 1999
3. "Rocket Propulsion elements" Six edition
4. Andrew D. Ketsdever, "Microfluidics Research in MEMS Propulsion System," AIAA Paper 2003-783
5. S. Orioux, C. Rossi and D. Esteve, "Thrust stand for ground tests of solid propellant microthruster" REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS, Vol. 73, No. 7, JULY 2002, pp. 2694-2698.