

터보펌프 시동기용 추진제 개발

송종권* · 최성한* · 홍문근** · 이수용**

Development of Propellant for Turbopump Pyro Starter

Jong Kwon Song* · Sung Han Choi* · Moongeun Hong** · Soo Yong Lee**

ABSTRACT

The development and evaluation of solid propellant were performed for the turbopump pyro starter, which start up the liquid propellant rocket engine for the Space Launch Vehicle (SLV). Requirements for the turbopump pyro starter propellant include the production of low flame temperature, low burning rate and nontoxic gas to protect the mechanical corrosion or air pollution. This study describes the development of the solid propellant composition which is based on PCP binder. DHG (Dihydroxy glyoxime), which has advantages of oxygen balance and ignition, was used as coolant. The mechanical properties and burning rate of the propellants were measured. Finally, static fired test was performed to prove the possibility of development.

초 록

우주발사체용 액체추진제 로켓엔진을 시동할 때 사용되는 터보펌프 시동기에 적용하고자 고체추진제 개발 및 특성 평가를 수행하였다. 터보펌프 시동기용 추진제의 배출가스는 기계적인 부식 또는 대기오염 등의 이유로 화염온도가 낮아야 하고 고체입자 잔사 및 독성이 적은 것이 바람직하며, 작동시간이 어느 정도 유지가 되어야 하기 때문에 비교적 낮은 연소속도가 필요하다. 본 연구에서는 PCP계열의 바인더를 사용하고 oxygen balance나 점화성에서 유리한 DHG(Dihydroxy glyoxime)을 냉각제를 사용하는 추진제 조성을 개발하여 연소속도와 기계적 물성 등의 특성평가를 실시하였으며, 최종적으로는 지상연소시험을 통하여 터보펌프 시동기의 성공적인 개발 가능성을 입증하였다.

Key Words: Pyro Starter(파이로 시동기), Turbopump(터보펌프), Composite Propellant(복합추진제), Coolant(냉각제), DHG(Dihydroxy glyoxime)

1. 서 론

액체추진제 로켓엔진에서 추진제 공급을 위해 터보펌프를 사용되며, 터보펌프의 초기 시동을 위하여 터보펌프 시동기가 사용된다. 이 터보펌프 시동기는 터빈 날개의 손상 없이, 단시간(0.5~1.5초)에 가스발생기와 터보펌프의 자동적인

* (주) 한화 대전공장 개발부

** 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀
연락처, E-mail: staryde@hanwha.co.kr

작동에 필요한 회전수를 얻게 하여야 한다. 이러한 조건을 고려하여 터보펌프의 회전수를 14,000 rpm까지 상승하게 하는 터보펌프 시동기의 규격을 정하고 있다[1]. 또한 터보펌프 시동기의 에너지원인 고체추진제는 터빈소재 허용온도 이하의 저온 연소가스를 발생하면서 안정하게 점화되어 연소되어야 한다. 일반적인 고체 추진제로는 AP 계열의 복합추진제를 많이 사용하고 있지만, 우주발사체용으로 연소배기가스의 친환경성이 우수한 AN 계 산화제를 사용하는 복합 추진제를 적용한 사례가 많다[2~3]. 최근 국내에도 AN을 사용하는 터보펌프 시동기의 기초 연구가 진행되었다[4]. 하지만 AN은 흡습성이 강하고 대기 중에서 수분과 반응하여 고체 입자가 녹아버리기 때문에 취급에 어려움이 있으며, 온도에 의해서 상변화를 일으키는 단점이 있다[5]. 본 연구는 위와 같은 사항을 고려하여 연소 온도 1400 K이하, 평균 질유량 약 1.5kg/s, 연소 시간 1.0 sec 이상을 개발 목표로 하여 터보펌프 시동기용 추진제를 개발하고, 추진제의 특성 및 성능시험평가를 통해 터보펌프 시동기 개발 가능성을 확인하고자 하였다.

2. 실 험

2.1 추진제 조성 및 제조

추진제 개발 시 가장 먼저 고려했던 사항은 연소가스 성분, 연소온도, 점화성이다. 연소가스 성분에서 HCl의 함량을 규제하기 때문에 AP의 함량을 최대 5%로 적용하였다. 또한 AP대신 RDX를 적용한 시험도 진행하였다. 전체 고체함량을 60~62 wt%로 하고 산화제로 사용한 AP의 평균 입자 크기는 200 μm 와 6 μm 두 종류를, RDX는 4 μm 를 사용하였다. 또한 낮은 연소온도를 만족하기 위해 oxygen balance가 유리하며, 비교적 점화성이 높고 구입이 용이한 DHG를 냉각제로 사용하였다. 산화제를 소량 사용하기 때문에 에너지 측면에서 보완하고자 밀도가 높고 휘발성이 낮은 TMETN을 고에너지 가소제로 사용하였으며, 바인더로는 TMETN과 상용성이 좋

은 PCP를 사용하고 경화제로 IPDI와 N-100을 사용하였다. 기타 안정제와 결합제 및 경화 촉매를 사용하였다. 원료의 선정 후 추진제 조성 설계를 위하여 CEA(Chemical Equilibrium with Application) 프로그램을[6] 이용하여 이론적 성능분석과 연소가스 성분을 비교하였다. 추진제의 혼화는 50~60°C의 1갤론 용량의 수직혼합기(Baker Perkins vertical mixer)에서 혼합하여 추진제를 제조하고 진공상태로 주조한 추진제 시료를 60°C의 오븐에서 경도가 일정해 질 때까지 경화하였다.

2.2 추진제 특성 측정

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, 1,000~2,800 psi 압력사이에서 조절하여 측정하였다. 기계적 특성은 20°C에서 JANNAF 시편으로 INSTRON 장비를 사용하여 50 mm/min의 인장 속도로 시험하였고, 경도는 Shore-A 경도계로 측정하였다.

2.3 성능 시험 평가

최종 선정된 추진제를 터보펌프 시동기에 적용하여 지상연소시험을 실시하였다. Figure 1 형상으로 제작한 시동기는 점화 및 연소성능의 분석을 위해 구조안정성을 보강한 제작모델로 제작하였다. 성능시험의 편의상 헤드 및 노즐을 분리토록 하였으며, 헤드의 중심에 파이로 테크닉(Pyrotechnic)형 점화기를 위치하였다.

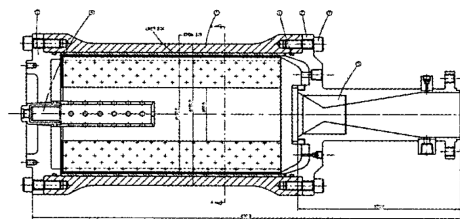


Fig. 1 Schematics of Pyro Starter

시동기의 연소 압력/추력 그리고 화염온도를 측정함으로써 추진제 및 시동기의 성능 평가를 수행하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 추진제 이론적 성능 분석 및 연소속도 특성

터보펌프 시동기의 추진제의 요구조건에서 연소속도는 2,000 psi에서 약 6.0 mm/sec, 연소온도는 1400 K 이하로 제한되어 있기 때문에 CEA 프로그램을 이용하여 개략적인 추진제 조성을 설계하여 실험을 진행하였다. 또한 연소가스 성분을 고려하여 AP를 최대 5%로 적용하고, AP대신 RDX를 3%적용하여 조성시험을 시행하였다. 그 결과를 Table 1에 나타내었다. AP 6 μ m를 사용한 경우는 다른 두 경우보다 압력지수(n) 값이 높게 나타났다. Figure 2에 CEA 프로그램을 이용하여 각 Batch별 연소가스성분을 나타내었다. RDX를 사용한 경우 연소가스성분에서 HCl은 나타나지 않았다.

Table 1. Flame temperature, burning rate and pressure exponent as a function of oxidizers

Sample no.	AP200 wt. %	AP6 wt. %	RDX wt. %	화염온도 (CEA, K)	Rb@2000psi (mm/sec)	Pressure Exponent, (n)
A	5	-	-	1328.4	6.04	0.3843
B	-	5	-	1328.4	6.50	0.5108
C	-	-	3	1285.4	6.02	0.3820

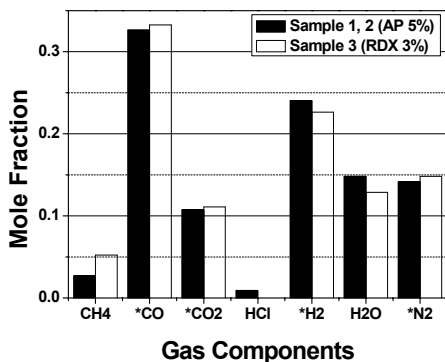


Fig. 2 Mole Fraction (from CEA)

3.2 추진제 기계적 특성

Table 2에 추진제의 기계적 특성을 정리하였다. 경화제로 사용되는 IPDI와 N-100의 함량에 따른 기계적인 특성을 살펴보고자 하였다. 시편 번호 D ~ F 에서와 같이 -NCO 반응기가 IPDI 보다 많은 N-100의 함량이 증가 할 수록 인장강도(Sm)와 경도(Hs)는 증가하고 변형률(Em) 및 탄성률(Eo)은 감소하는 현상을 나타내었다. 또한 경화 촉매인 TPB의 활성을 돕는 DNSA의 함량에 따른 경도 build-up과 기계적인 특성을 살펴보고자 하였다. 시편 번호 F ~ I 에서와 같이 DNSA 함량에 따라 경도, 인장강도 및 탄성률이 증가하였으며, 변형률은 감소하였다. Figure 3에 DNSA의 함량에 따른 경도 build-up을 나타내었다. DNSA 함량에 따라 경도 build-up이 급격히 증가하며, 특히 DNSA 함량을 0.2 wt%로 적용한 경우에는 급격한 점도 및 경도 증가 현상을 나타내었다.

Table 2. Mechanical properties as contents of curatives and DNSA

Sample no.	IPDI wt. %	N-100 wt. %	DNSA wt. %	Mechanical properties				
				Sm (bar)	Em (%)	Er (%)	Eo (bar)	Hs
D	0.50	1.20	-	6.6	85.0	88.9	5.5	20
E	0.30	1.60	-	7.9	46.4	48.5	19.6	33
F	-	2.45	-	10.3	25.8	26.4	48.5	55
G	-	2.45	0.05	10.7	27.7	28.5	52.8	64
H	-	2.45	0.10	10.8	28.1	29.0	57.3	65
I	-	2.45	0.20	11.5	16.2	16.5	87.5	72

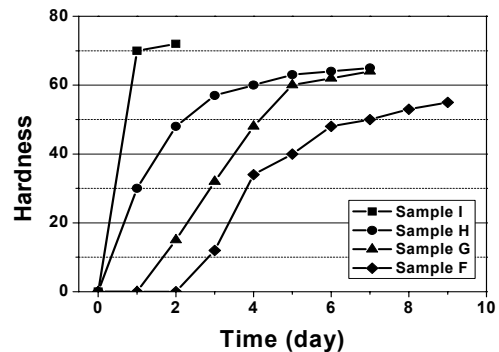


Fig. 3 Hardness Build-up as contents of DNSA

3.3 추진제 성능시험평가

위 연구를 바탕으로 추진제를 선정하여 Fig. 1과 같은 터보펌프 시동기에 적용하여 지상연소시험을 통해 성능을 평가하였다. RDX를 3% 사용하고 경화제는 N-100만을 사용하며, DNSA 함량을 0.05% 적용한 추진제를 선정하여 시험을 수행하였다. 시험 시 연소관 압력과 연소가스의 온도를 측정하였으며, 그 결과를 Fig. 4와 5에 나타내었다. 연소 시간은 2.2 sec 이고, 평균 압력은 1,600 psi, 평균 질유량은 1.41 kg/s이며, 전체적으로 regressive한 경향을 나타내었다. 연소가스의 온도 측정 결과 기준치인 1400 K 보다 낮은 1230 K를 확인할 수 있었다.

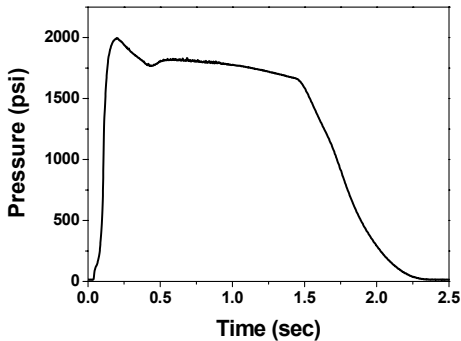


Fig. 4 Pressure Curve of Pyro Starter

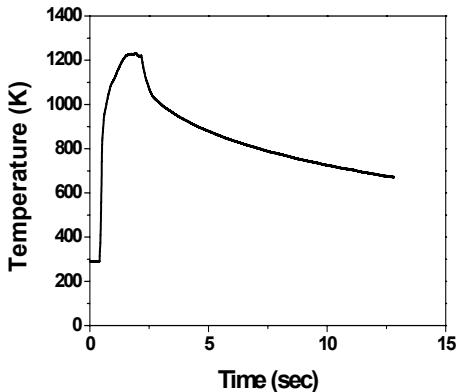


Fig. 5 Flame Temperature of Pyro Starter

4. 결 론

본 연구에서는 우주발사체용 액체추진제 로켓

엔진을 시동할 때 사용되는 터보펌프 시동기에 적용하기 위한 추진제의 개발을 수행하였다. 연소가스 성분, 연소온도, 점화성 등을 고려하여 AP를 또는 RDX를 소량 적용하였으며, 낮은 연소온도를 만족하기 위하여 oxygen balance가 유리하며, 비교적 점화성이 높은 DHG를 냉각제로 사용하였다. 추진제 개발의 위해 이론적 성능 설계 및 기초 시험을 통해 PCP/N-100바인더를 사용하고 RDX와 DNSA를 사용하는 추진제 조성을 선택하여 터보펌프 시동기에 적용 후 지상연소시험을 실시하여 성능평가를 수행하였다, 그 결과 연소 시간은 2.2 sec, 연소가스 온도는 1230 K, 평균 압력은 1,600 psi, 평균 질유량은 1.41 kg/s로 확인되었다. 이는 터보펌프 시동기의 개발 목표 수준에 만족하는 것으로 성공적인 개발 가능성이 입증되었다.

참 고 문 헌

1. 김철용, 설우석, "파이로시동기로 작동되는 터보펌프의 구조특성 예측," 한국추진공학회 06 제 26회 춘계학술대회논문집, 2006, pp.167-170
2. Davenas, A., Soild Rocket Propulsion Technology, Pergamon Press Ltd., 1993
3. Oommen, C., and Jain, S. R., "Ammonium nitrate: a promising rocket propellant oxidizer," Journal of Hazardous Materials A67, 1992, pp.253-281
4. 홍문근, 이수용, "터보펌프 파이로 시동기 기초연구," 한국추진공학회, 제12권 2호, 2008, pp.74-80
5. 백국현, 노만균, 임유진, "가스발생기용 PCP/PSAN 추진제의 연소특성," 한국추진공학회 97 제8회 학술강연회논문집, 1997, pp.205-211
6. 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