

## 터보펌프 파이로 시동기 기초연구

홍문근\* · 이수용\*\*

### Preliminary Study of a Turbopump Pyro Starter

Moongeun Hong\* · Soo Yong Lee\*\*

#### ABSTRACT

The feasibility study into the development of turbine spinners, which start up the turbo-pump, has been carried out and the design requirements and parameters ranges have been presented. Turbine spinners use the solid propellant as such composite propellant based AN compound with high energy plasticizers, coolants, and phase stabilizer which relieves a sensible volume change due to the phase transformation of AN near room temperature. Propellants which have a burning rate of 0.2~0.3 mm/s and pressure exponent ranged from 0.3 to 0.6, showed stable burn-out in the standard motor tests. Both the magnitude of ignition energy and its thermal transfer mechanism have been proved to have a tangible effect on the ignition of the pyro starter, and the results of this study showed that a flame temperature of 1400K would be quite adequate to get a stable ignition for the AN composite propellant.

#### 초 록

로켓엔진을 시동할 때 사용하는 터보펌프 시동기를 개발하기 위한 개발로직을 검토하고 기초실험을 통해 요구조건과 설계인자의 적용범위를 도출하였다. 시동기에 사용하는 고체추진제인 AN계 복합추진제는 고-에너지의 가소제와 냉각제를 사용하고 상온에서 AN의 상변화에 따른 급격한 부피변화를 완화하는 상안정화를 적용하였다. 시동기 설계를 위한 기초실험을 통해 추진제의 연소속도는 0.2~0.3 mm/s 이며 압력지수는 0.3~0.6 범위인 경우 충분한 안정성을 확보함을 확인하였다. 신뢰성 있게 파이로 시동기를 작동하기 위해서는 점화에너지의 크기 및 점화에너지 전달방법이 중요하였으며, 선정된 AN계 복합추진제의 안정한 점화를 위한 화염온도의 하한한계는 1400 K로 평가되었다.

Key Words: Pyro Starter(파이로 시동기), Turbine Spinner(터빈 시동기), AN(암모늄 니트레이트), Composite Propellant(복합추진제)

#### 1. 서 론

액체추진제 로켓엔진에서는 추진제 공급을 위해 흔히 터빈으로 구동하는 펌프를 사용하는데, 터빈구동을 위한 에너지원으로는 엔진의 효율성 증진을 위해 고온가스가 유리하다. 또한 엔진 시동 시 사용하는 터빈 구동기(Turbine Spinner)

† 2008년 3월 21일 접수 ~ 2008년 4월 15일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체미래기술연구소

\*\* 종신회원, 한국항공우주연구원 발사체미래기술연구소  
연락처, E-mail: sylee@kari.re.kr

도 1초 내외의 짧은 시간 동안 고온 고압가스를 사용하는 것이 효과적이므로 파이로 시동기(Pyro Starter)를 많이 사용하고 있다[1].



Fig. 1 Cut-off View of Pyro Starter(Vulcain)

터보펌프용 파이로 시동기는 엔진시동에 필요한 충분한 에너지를 제공하면서 동시에 터빈 소재에 과도한 열충격에 의한 변형이나 파손을 피해야 하는 제약조건을 충족하기 위한 개발과정을 거쳐야 한다[2, 3]. 최근 국내에서도 터보펌프 방식의 액체추진제 로켓엔진에 대한 연구가 진행되면서 파이로시동기에 대한 연구개발 요구가 발생하고 있다[8]. 그러나 파이로 시동기 내부에 충전되는 화학물질의 위험성 뿐 아니라 사용처의 특수성으로 인하여 아직은 연구활동이 제한적이며 향후 좀 더 활발한 연구가 기대된다[4-8].

대표적인 파이로 시동기는 Fig. 1에서 보듯이 케이스, 착화 및 점화부, 추진제 그레인, 그리고 노즐 배출부로 구성되며 사용목적에 따라 별도 장치를 부착하기도 한다. 파이로 시동기는 단 시간 동안 높은 구동력을 발생하도록 연소면적을 최대한 확보할 수 있는 추진제 그레인 형상설계를 채택하며, 대표적인 파이로 시동기의 특성을 Table 1에 정리하였다.

파이로 시동기의 에너지원인 고체추진제는 터빈소재 허용온도 이하의 저온 연소가스를 발생하면서 안정하게 점화되어 연소해야 한다.

Table 1. Characteristics of Typical Pyro Starter

Parameters	A 형	B 형	C 형
엔진	F-1	TS-1001	-
추진제	AN Composite	AP Composite	Double Base
무게	2.18kg	0.45kg	0.7kg
화염온도	1672K	1425K	≤2000K
연소압력	6.89MPa	5.0MPa	5.2MPa

일반적으로 고체추진제로는 AP 계열의 복합 추진제를 많이 사용하고 있지만, 우주발사체용으로는 연소배기가스의 친환경성이 우수한 AN계 산화제를 사용하는 복합 추진제를 적용한 사례가 많다[10, 11]. 한편 DB계열의 추진제는 높은 화염온도를 가지므로 높은 에너지 효율에도 불구하고 특수한 용도에서만 제한적으로 사용하고 있다. 이에 따라 여기에서는 AN 계열의 복합 추진제를 기반으로 한 파이로 시동기의 개발에 대해서만 기술한다.

## 2. 파이로 시동기 개발

파이로 시동기는 엔진시동 시 터빈을 가동하는데 필요한 동력을 제공해야 하며, 이 값은 터빈의 입 출구 조건을 이용하여 Eq. 1과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} Power &= \dot{m} \Delta h \\ &= \dot{m} c_p T_i \left[ 1 - \left( \frac{p_o}{p_i} \right)^{(k-1)/k} \right] \end{aligned} \quad (1)$$

한편 파이로 시동기의 연소가스 질유량은 고체추진제 그레인의 연소면적 및 연소속도와 비례하여 Eq. 2와 같다.

$$\dot{m} = \rho_{AN} A_b (a \cdot r^n) \quad (2)$$

여기서  $\rho_{AN}$ 은 복합형 추진제의 밀도,  $A_b$ 는 연소면적이며  $(a \cdot r^n)$ 은 연소속도  $r$ 로 연소압

력( $p$ )에  $n$ 차 지수곱으로 표현된다. 연소속도를 포함한 내탄도 특성은 추진제의 특성으로 AN 계 복합형 추진제의 대표적인 값은 Table 2와 같다.

Table 2. Ballistic Properties of AN Composite Propellant

항목	특성치
연소속도 [mm/sec]	2.0~3.0
압력지수, $n$	0.3~0.6
비열비, $k$	1.27
배기가스 평균분자량, $M$	19.0
$R = R_u/M$ [J/kg · K]	437.6
$c_p = kR/(k-1)$ [J/kg · K]	2000.4

특히 연소속도 및 압력지수는 파이로 시동기 내부의 고체추진제 연소와 상관하여 시동기의 크기 및 연소 안정성에 밀접한 영향을 미치므로 시동기 개발 초기단계에서 실험을 통해 결정해야 하는 추진제 고유의 특성값이다[11].

2.1 파이로 시동기 개발구성도

Figure 2에 전형적인 고체추진제를 사용하는 파이로 시동기의 개발과정을 도식화 하였다. 파이로 시동기의 임무 요구조건 및 개발경험에 따라 수행되는 예비설계는 해석 및 성능검증 단계를 거쳐 실제 비행임무에 적합하도록 개발한다. 고체추진제를 선정하고 특성화하는 과정은 시동기 설계를 위한 해석결과에 부합하도록 진행되므로, 특히 새로운 추진제를 개발하는 경우에는 추진제 특성화 인자에 대한 실증적인 연구에 많은 시간과 노력이 수반된다[5].

2.2 AN계 복합추진제 조성

AN 계열의 복합추진제 개발은 반복적인 실험을 통해 연소 중에도 추진제 형상이 유지되는 무결성(Integrity)을 담보할 수 있는 기계적 성질을 보유하면서 낮은 연소온도를 갖는 조성을 갖도록 수행하였다. 이로부터 얻은 AN 복합추진제

의 구성비는 Table 3과 같다.

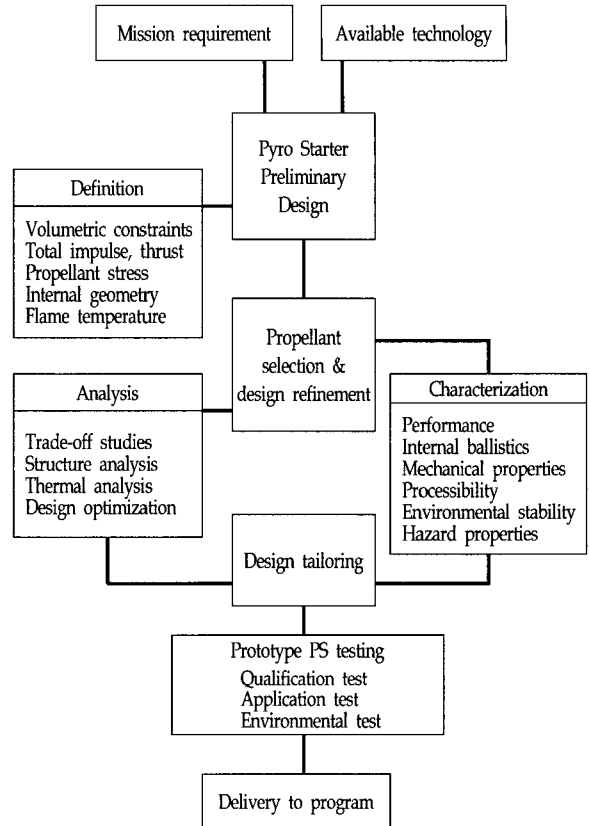


Fig. 2 Design Procedure of Pyro Starter

AN 산화제는 온도변화에 따른 상전이 시 과도한 부피변화가 수반되므로 산화아연과 같은

Table 3. Composition of AN Composite Propellant

Material		wt %
Binder	PCP/IPDI	15~20
Oxidizer	AN	50~60
	Others	5~10
Plasticizer	BTTN &	10~15
	Others	
Coolant	Oxamides	10~15
Additives	Fe2O3 등	≤1.0

금속산화물을 첨가한 상안정화된 제품을 사용하였으며, 화염온도를 낮추면서도 성능향상을 얻기 위해 고-에너지의 가스제와 냉각제를 혼용하였다 [8, 10, 11].

2.3 AN계 복합추진제 연소특성

시동기용 추진제로서 저온 화염온도를 갖도록 개발한 복합추진제의 이론 및 실측 연소특성을 Table 4에 정리하였으며, Fig. 3에 대표적인 몇 가지 연소온도 실측 결과를 보였다.

Table 4. Propellant Combustion Characteristics

Parameter	ideal	Exp.	Composition	mol%
Pressure, MPa	8.0	7.5	HC	0.09624
Flame Temperature, K	1260	1420	HCN	0.00003
Density, g/cc	0.0085	-	CH4	0.00348
Enthalpy, cal/g	-629.8	-	H2	0.33564
Entropy, cal/g K	2.487	-	H2O	0.10662
Molecular Weight, g/mol	19.8	-	C(solid)	0
Heat Capacity, cal/g K	0.58	-	CO	0.32781
Ratio of Heat Capacity	1.27	-	CO2	0.04736
			FeC	0.00123
			NH3	0.00028
			N2	0.08018

추진제 연소가스의 이론 특성값은 평형이동으로 계산한 값으로 계산 시 일부 미량성분은 연소생성물 조성에서 제외하였다. 화염온도는 터빈 날개소재가 열손상을 입지 않도록 1300 K 이하를 목적하였으며, 추진제의 연소시험으로 측정하였다[12, 13]. Fig. 3에 추진제의 화염온도 실측값을 보였다. 실측한 화염온도는 평균 1420 K로 관측되어 Inconel 계열 금속의 용융온도에 근접하므로 터빈 소재의 기계적 물성이 매우 취약해질 것으로 예상하였다. 이에 대한 검증은 터빈시편 및 시동기의 연계시험으로 확인토록 하였다.

내탄도 특성에 직접 영향을 미치는 연소속도는 스트랜드 버너(Strand Burner)를 이용하여 여러 압력에서 연소속도를 실측한 후 지수함수로 표현함으로써 연소속도 상수 및 지수를 구하게 된다.

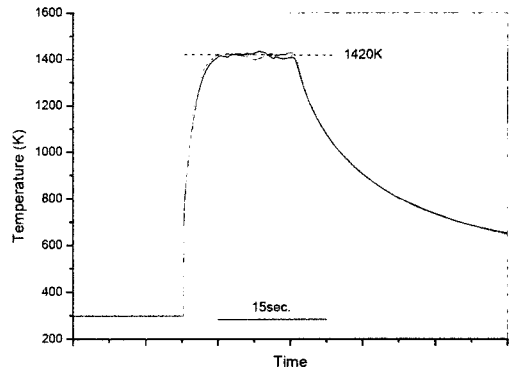


Fig. 3 Propellant Flame Temperature

Table 5에 시동기 용 추진제의 연소속도 측정결과를 보였다.

Table 5. Burning Rate of Propellant (at 20°C)

Test Pressure(psi)		1500	1000	400
Rate (mm/s)	# 1	2.5374	2.2206	1.3726
	# 2	2.5426	2.2080	1.3682
	# 3	2.5398	2.2012	1.3691
	Ave.	2.5401	2.2102	1.3697

시동기는 설계 연소압력 1200 psia 부근에서 작동하므로 조건에 상응하는 연소속도의 압력지수 값은 0.345로 얻어졌다. 이 결과로부터 개발된 AN계 복합추진제의 압력에 대한 연소안정성은 충분한 것으로 평가하였다.

3. 파이로 시동기 설계성능 시험

AN계 복합추진제 선정 및 특성분석 후 내탄도, 구조 및 열 해석을 수행하여 시동기의 예비설계를 수행하였다. 점화부의 위치는 공간 제약으로 노즐 출구와 동일 축의 반대편에 두었으며 점화특성은 실험을 통해 검증하였다.

Figure 4 형상으로 제작한 시동기는 점화 및 연소성능의 분석을 위해 구조안정성을 보강한 제작모델로 제작하였다. 성능시험의 편의상 헤드

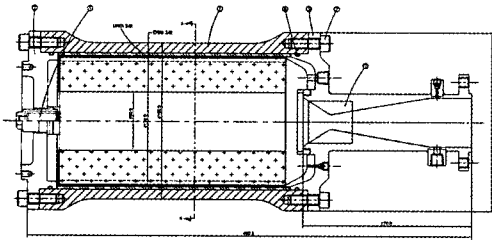


Fig. 4 Schematics of Pyro-starter with Pyrotechnic Ignitor

및 노즐을 분리토록 하였으며 헤드의 중심에 파이로 테크닉(Pyrotechnic) 형 점화기를 위치하였다. 시동기의 성능은 실험적인 방법으로 점화특성, 내탄도 특성을 검증하고 터빈과의 연계시험으로 터빈소재 열 변형 시험을 수행하였다.

3.1 점화 특성 시험

연구대상인 터보펌프 시동기는 1)점화초기 내부 용적이 크고, 2)추진제가 비교적 둔감하며, 3) 점화기가 노즐의 반대편 동일 축에 위치하는 특징을 가진다. 점화제로 사용하는 화약은 그레인 입자(Granule Powder) 형태로 시동기 점화성능 시험결과를 Table 6에 요약하였다. 시동기를 점화하기 위해서는 점화 에너지 량과 에너지 전달 방법 모두 점화성능에 영향을 주며 특히 에너지 전달방법이 더 큰 영향을 미치는 것으로 나타났다.

Table 6. Ignition Test of Pyro-starter

Type	Powder(g)	Ignition
Pyrotechnic	10	×
Pyrotechnic+Pouch	20+10	×
Pouch	20	○
Basket	20	○
Basket	30	○

안정한 시동을 위해서는 Table 6에 보인 바와 같이 20 g 이상의 점화에너지가 필요하며, 에너

지 전달방향의 영향도 있었다. 노즐출구와 평행하게 열전달이 이루어지는 파이로 테크닉(Pyrotechnic) 형 보다 썸지(Pouch) 형이나 추진제 면에 수직으로 열전달이 이루어지는 Fig. 5-2와 같은 바스켓(Basket)형 점화기의 점화성능이 우수하였다.

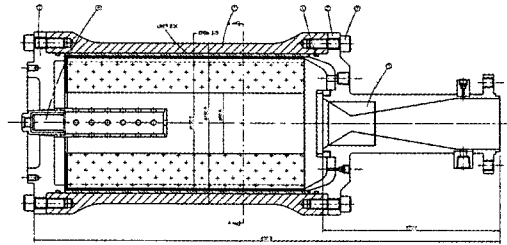


Fig. 5-1 Schematics of Pyro Starter with Basket Ignitor



Fig. 5-2 Basket Ignitor

3.2 내탄도 성능 시험

터보펌프 시동기의 설계성능은 Fig. 5-1의 시제품으로 연소성능시험을 수행하였다.

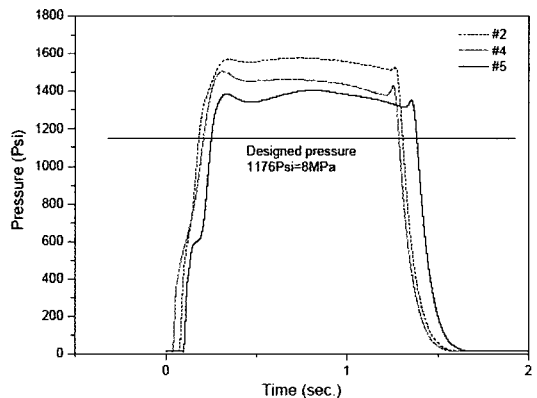


Fig. 6 Pressure Curve of Pyro Starter

특히 시동기의 개발에서 연소가스의 온도조건이 중요 설계인자이므로 시험 시 압력의 측정과 함께 연소실의 온도측정을 병행하였다. Fig. 6에 측정한 시동기의 연소압력 선도를 보였으며 표 7에 측정결과를 요약하였다. 점화기로부터 안정한 연소까지의 천이구간은 점화조건에 따라 0.3 초~0.4 초였다.

Table 7. Performance of Pyro Starter

항 목	설계값	실험값	
		case 1	case 2
연소온도(K)	≤1300	1378	1423
연소속도(mm/s)	2.0	2.44	2.1
연소압(MPa)	8.1	8.85	7.74
질유량(kg/s)	1.2	-	1.30
연소시간(sec)	1.5	1.27	1.42

내탄도 설계인자인 연소속도의 상승은 시동기의 연소온도 상승을 유발하였으며, 또한 연소온도의 하한 한계로서 1378 K를 보였다. 이에 따라 터보펌프 시동기의 내탄도 성능 요구조건인 연소온도를 1400 K로 상향조정하여 시동기의 연소속도 및 연소압력과 같은 설계인자를 변경하는 것이 타당할 것으로 평가되었다[13].

#### 4. 결 론

본 연구에서는 액체로켓엔진을 시동하기 위해 필요한 터보펌프 시동기 개발을 목적으로 AN계 복합추진제를 대상으로 개발로직을 검토하고 기초실험을 통해 요구조건과 설계인자의 적용범위를 도출하였다.

시동기에 사용하는 고체추진제로서 AN계 복합추진제를 선정하였으며 기초실험을 통해 시동기의 설계인자인 추진제의 연소속도는 0.2~0.3 mm/s 이며 압력지수는 0.3~0.6 범위로 충분한 안정성을 확보함을 확인하였다.

파이로 시동기의 개발을 위한 설계로직을 구성하여 기초 설계한 시동기에 적합한 AN계 복

합추진제의 조성으로 고-에너지의 가스제와 냉각제를 사용하고, 온도에 따른 AN의 급격한 부피변화를 완화하는 상안정화를 적용하였다.

신뢰성 있게 파이로 시동기를 작동하기 위해서는 점화에너지의 크기 및 에너지 전달방법 모두 영향을 가진다. 점화에너지는 일정량 이상이 필요하고 특히 점화에너지가 추진제 면과 수직으로 전달될 수 있는 바스켓 형 및 싹지형 점화기가 유리하였다.

선정한 AN계 복합추진제의 연소속도 범위에서 구할 수 있는 화염온도의 하한한계는 추진제의 연소속도가 2~3 mm/s 범위에서 1378 K이므로 시동기 개발을 위한 연소온도 요구조건은 1400 K으로 상향조정하는 것이 필요하다.

본 연구를 통해 얻은 기초연구 시험결과는 다양한 규모의 비행용 로켓엔진을 작동할 수 있는 시동기 개발을 수행하는데 활용할 수 있을 것이다.

#### 참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA, 1992
2. Junli-li, and E., and Yalong-xu, "Some recent investigation in solid propellant technology for gas generator," AIAA 90-2335, 1990
3. Hensel, C., Mattstedt, T. B., Oechslein, W., Vermeulen, E., and de Wilde, M., "Ignition system concept for new cryogenic upper stage engine of Ariane 5," AIAA 99-2474, 1999
4. 한국항공우주연구소, 과학로켓트 추진기관 개발연구(III), 과학기술처, 1993
5. 한국항공우주연구소, 로켓 화학추진제 특성 연구, 과학기술처, 1995
6. 한국항공우주연구원, 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업(1), 과학기술부, 2003
7. 한국항공우주연구원, 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업(5), 과학기술부, 2006
8. 김정수, 황준식, "HTPB/AN 복합 고체추진

- 계의 조성연구," 한국항공우주학회 춘계학술 발표 논문집, 1994
9. 棚次 亘弘, 成尾 芳博, 秋葉鎌二郎 倉谷 健治, "液水/液酸 Engine Turbine Spinner 開發" 宇宙科學研究所 特輯 第6号, 1983, pp.145-154
  10. Davenas, A., Solid Rocket Propulsion Technology, Pergamon Press Ltd., 1993
  11. Oommen, C., and Jain, S. R., "Ammonium nitrate: a promising rocket propellant oxidizer," Journal of Hazardous Materials A67, 1992, pp.253-281
  12. 홍문근, 점화기 및 터보펌프 시동기 관련 기술협의, KARI-TICS-OD-2003-231, 2003
  13. 홍문근 한상엽, KSLV 터보펌프 시동기 개발 현황 및 향후계획, KARI-PCG-TM-2005, 2005