

PE-N₂O 하이브리드 로켓 모터의 연료 그레인 형상 변화에 따른 성능 특성에 관한 연구

조승현* · 김상겸* · 김성진* · 김종찬** · 윤창진** · 성홍계*** · 김진곤*** · 문희장***

A Study on the Performance Characteristics of PE-N₂O Hybrid Rocket Motor with the Variation of Fuel Grain Configuration

Seunghyun Jo* · Sangkyum Kim* · Seongjin Kim* · Jongchan Kim** · Changjin Yoon**
· Hong-Gye Sung*** · Jinkon Kim*** · Heejang Moon***

ABSTRACT

The performance characteristics of Polyethylene-Nitrous oxide (PE-N₂O) hybrid rocket motor with the variation of the grain geometry was investigated. To compare the performance parameters under the different port number, single and four port grains were used in this study. In order to improve the performance by enhancing mixing between fuel and oxidizer, the fuel grain having the mixing chamber was additionally studied. From the motor firing tests, it is found that the motor having 4-port fuel grain with the mixing chamber showed the highest performance among all cases. Therefore we have confirmed that with only the geometrical change of the fuel grain, it was possible to give quite influential improvement on the motor performance

초 록

Polyethylene-N₂O 추진제를 이용한 하이브리드 로켓에서 연료 그레인의 기하학적 변화에 따른 성능 특성을 고찰하였다. 연료 그레인의 포트 수 증가에 따른 성능 비교를 위해 단일 원형, 4포트 원형 포트를 가진 연료 그레인이 사용되었으며, 혼합 챔버의 유무에 따른 성능 비교를 위해 4포트 원형 그레인 중간에 혼합 챔버가 존재하는 형태를 가진 연료 그레인이 사용되었다. 지상 연소 시험 결과, 4포트 혼합 챔버를 가진 경우가 가장 높은 성능을 보임을 확인하였으며, 하이브리드 로켓에서 연료 형상 변화만으로도 모터 성능이 증대될 수 있음을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), PE-N₂O Propellants(PE-N₂O 추진제), Multiport(멀티 포트), Ground Motor Firing Test(지상 연소 시험)

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 한국항공대학교 일반대학원 항공우주 및 기계공학과

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: hjm@kau.ac.kr

1. 서 론

본 연구회에서는 저고도용 사운드 로켓 개발을

목표로 하이브리드 로켓 엔진을 연구해 오고 있다 [1,2]. HAUROC-1 개발[1] 이후에는 엔진시스템의 성능개선에 주력하여 엔진운용 신뢰도를 향상시켰다. 엔진운용 신뢰도는 향상되었지만 단일 원형 그레인을 사용한 모터는 낮은 효율을 보였다. 높지 않은 성능은 연료 L/D로 인하여 일부 산화제와 연료가 연소반응에 참여하지 않은 것이라 판단된다. 연료형상에 변화를 준다면 L/D, 연소실 압력과 같은 인자들에 영향을 주어 엔진의 성능에도 변화가 있을 것이라 사료된다. 본 연구회에서는 연료 그레인 형상에 따른 성능 비교를 위해 단일 원형, 4포트 원형과 높은 밀도 추력(thrust per unit volume of the combustion chamber)을 가진다고 알려진 4포트 혼합 챔버[3] 형태의 연료 그레인을 이용하여 실험에 임하였다.

2. 본 론

2.1 엔진의 구조 및 작동 원리

하이브리드엔진은 볼 밸브를 사용한 산화제 탱크와 이를 개폐 시켜주는 서보모터, 인젝터, 엔진케이스, Prechamber, 고체연료, 노즐로 구성되어 있다. 고체연료에 점화가 되면 컨트롤러의 신호를 받은 서보모터가 작동하여 밸브를 개방한다. 개방된 밸브를 통과한 산화제는 인젝터에서 연소실로 분사된다. 산화제는 Prechamber에서 일정하게 각 포트로 공급되어, 미리 기화된 연료와 급격히 반응한다. 이 반응으로 발생된 연소가스는 노즐을 통해 고속으로 배출된다.

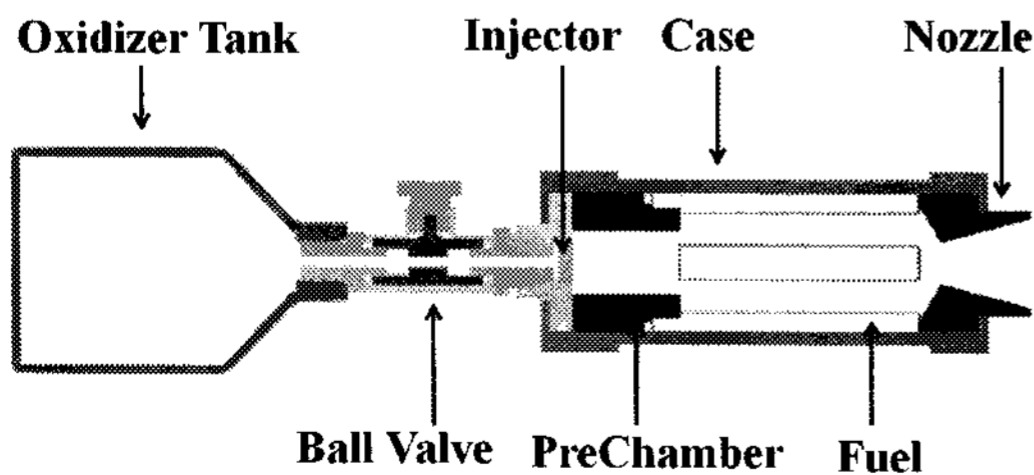


Fig 1. Schematic diagram of hybrid engine.

2.2 엔진 설계

사용된 추진제는 Polyethylene-Nitrous oxide로

써 연소실험을 통한 연료 형상에 따른 성능비교를 위해 단일 원형 그레인에서 엔진의 요구조건을 설정하였다. 다른 형상의 그레인은 제작의 제약성으로 인해 그레인 길이(353mm)를 기준으로 엔진을 설계하였다. 그레인 길이와 \dot{r} 을 이용하여 구한 엔진의 제원은 Table 2와 같다[4,5,6]. 인젝터 설계 조건에서는 산화제압력 50bar, 토출계수 0.5를 사용하였다[6,7].

Table 2. Requirements of rocket motor.

Case No	Type	O/F	P_c (bar)	F (kgf)
1	1 port	10.5	16.7	40
2	4 port	5.2	17.9	43.4
3	4 port with the mixing chamber	7.4	17.3	41.6

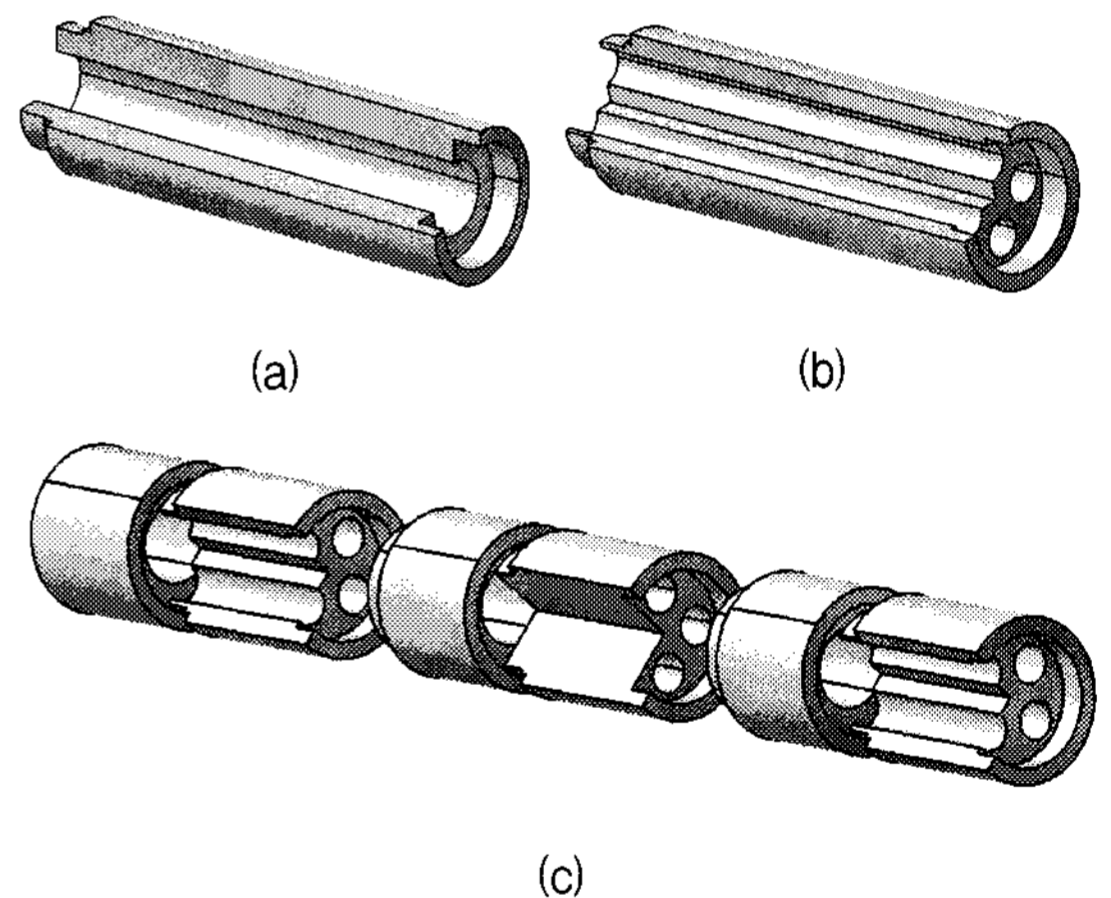


Fig 2. The Fuel Grain Configuration; (a) case 1, (b) case 2, (c) case 3

2.3 지상연소시험 장치 구성

Figure 3은 지상연소시험 장치 구성도이다. 시험 장치는 추력을 측정하는 로드셀, 연소실 압력을 계측하는 압력센서, 데이터를 처리하는 NI-DAQ, 밸브를 제어하는 Micro-controller, 점화장치로 이루어져있다. 로드셀은 산화제 탱크 앞에 설치하여 연소 시 발생하는 추력을 측정한다. 사용된 로드셀은 요구추력의 2.5배 범위를 포함하는 100kgf급이다. 연소실 내부 압력은 Prechamber에 연결된 압력센서를 이용

하여 계측하였다. 연소실 요구압력이 17.9bar 이므로 측정범위가 $100\text{kg}/\text{cm}^2$ 인 압력센서를 사용하였다. Micro-controller는 밸브를 개폐하는 서보모터를 주파수신호로 제어한다. 계측장비로 측정된 데이터들은 NI-DAQ 및 Labview를 통해 컴퓨터로 전송되어 저장된다.

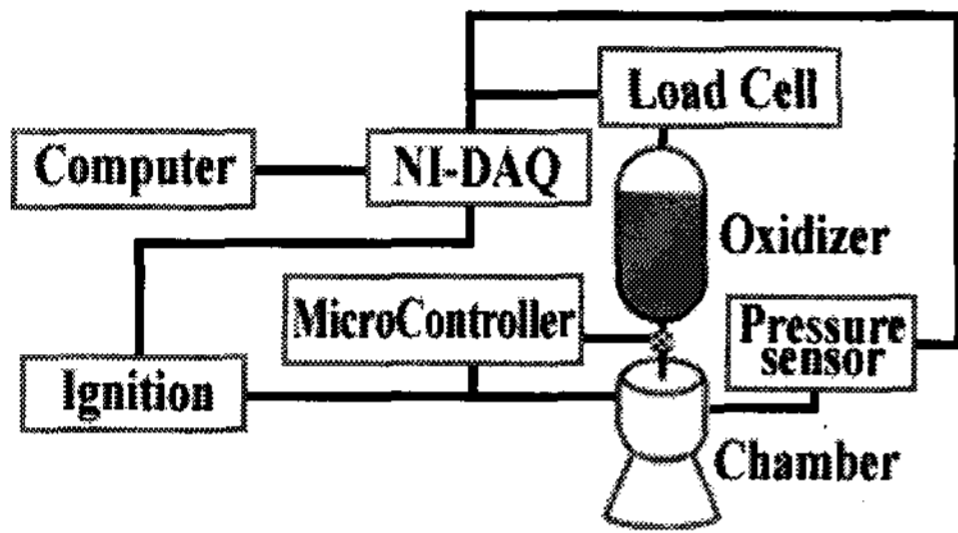


Fig 3. Measurement System.

2.4 실험 결과

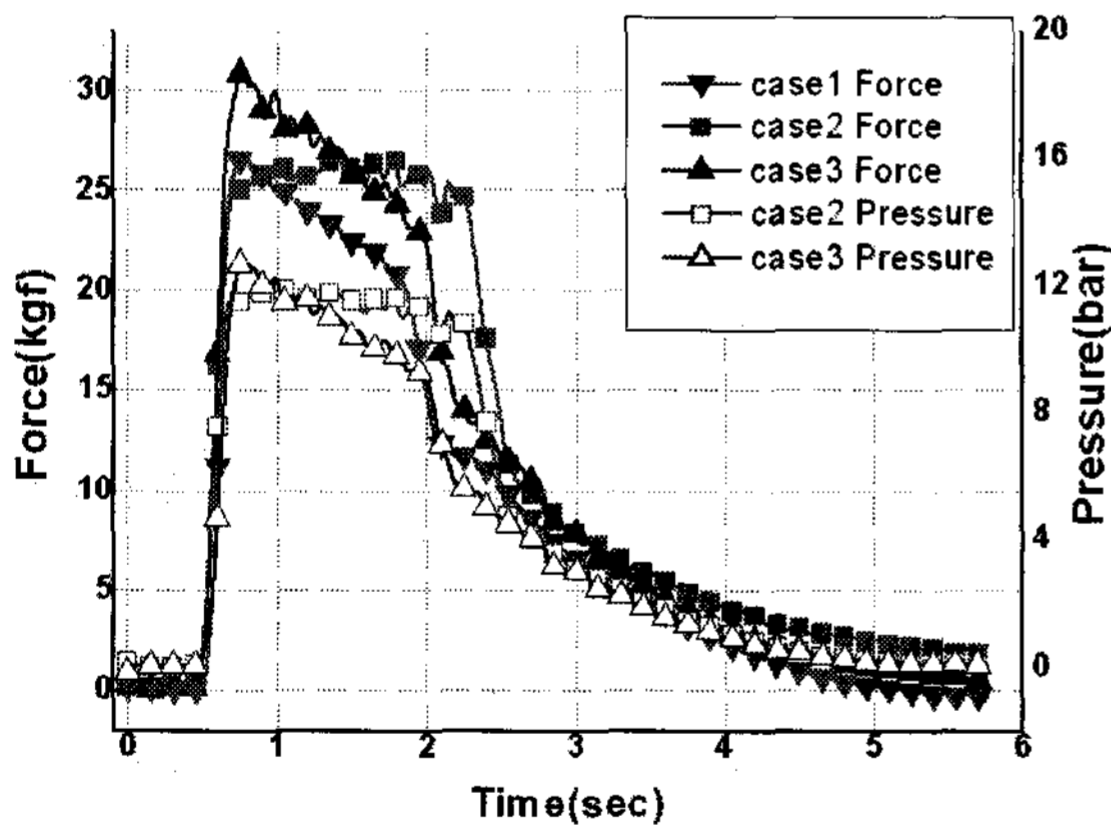


Fig 4. Thrust and Pressure curves for each case.

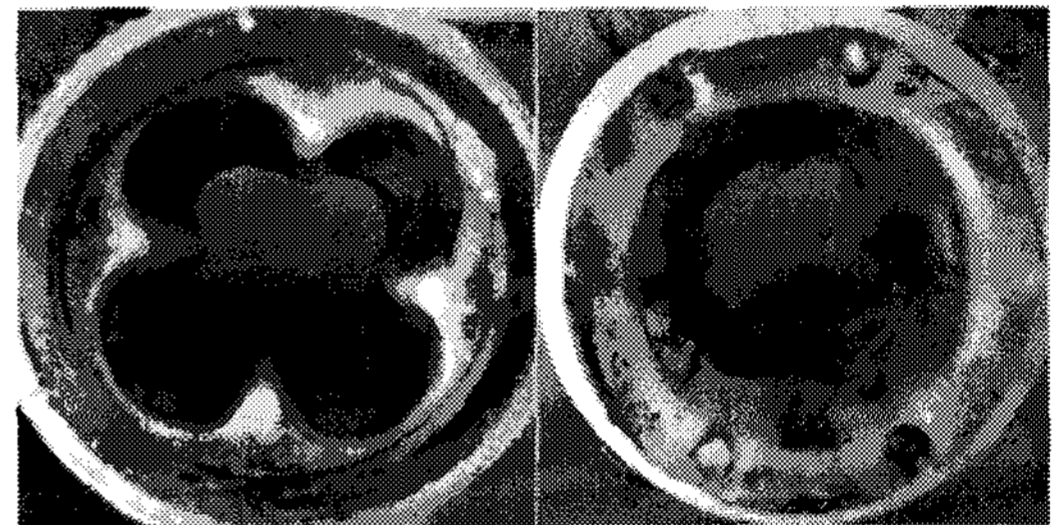
Table 3. Summary of motor performances.

Case No	t_b (sec)	\dot{m}_o (g/s)	\dot{r} (mm/s)	P_{avg} (bar)	η_{c^*} (%)	F_{avg} (kgf)	η_F (%)
1	1.35	211	1.19	-	-	23.52	58
2	1.62	185	0.83	11.75	62	26.53	60
3	1.51	199	3.21	10.49	48	26.69	65

case1은 초기설계치의 58% 추력 성능을 보여 주었으나 연소실 압력이 측정되지 않아 정확한

내탄도 성능을 결정하기는 어려웠다.

case1에서 유량계를 통해 직접 산화제유량을 측정할 수는 없었지만, 총 산화제중량을 연소시간으로 나누어 평균산화제유량을 구할 수 있었다. 계산된 평균산화제유량은 설계 기준 산화제유량보다 다소 높았으며, 이로 인해 보다 큰 후퇴율이 발생한 것으로 판단되었다. 산화제유량과 후퇴율이 초기설계치보다 높음에도 추력성능은 58%이다. 이 낮은 성능은 연료형상으로 인해 연소되지 않고 배출된 추진제가 존재한 것이 원인이라 판단된다.



(a) (b)

Fig. 5 Residual Solid Fuel; (a) case2, (b) case3

case 2는 연소실 설계예상 압력의 65%, 예상 추력의 60%의 성능을 보였으며, 연소실 특성배기속도효율은 62%에 해당하였다. 노즐을 통해 연소가스가 배출되면서 연소효율이 감소하여 추력효율이 특성배기속도효율보다 적게 나온 것으로 판단된다.

또 case2에서는 Fig 4와 같이 초기점화 직후 비교적 일정한 추력을 보였으며, 연소 종료 후 연료 그레인에서는 포트 간 병합을 관찰할 수 있었다(Fig 5(a)). 로켓 배기 중 큰 고체덩어리가 빠져나감을 발견하지 못했음을 고려할 때 연료 그레인이 작동 전 구간에 대해서 구조상 안정적이었음을 예상할 수 있었다. 또한 case2가 case1에 비해 추력성능이 향상되어 보다 효율적인 엔진임을 확인할 수 있었다.

case3의 4포트 혼합 챔버 그레인은 산화제가 그레인과 반응하여 발생하는 연소가스가 하류 연료 그레인과 충돌하면서, 연료와 산화제의 열전달이 증가되어 후퇴율, 밀도추력이 커진다고 알려졌다[3].

case3 1차 실험에서는 연소가스의 유동흐름을 고려하지 못하여 연소실이 파단 되었다. 연료 사이 연결부의 실링을 고려하지 못한 것, 연료를 고정시켜주지 못한 것이 파단의 원인이라 판단된다. 와류 유동을 갖는 연소가스가 연료블록 연결부에서 연료를 회전시키면서 노즐로 배출되었다. 이 현상으로 연소가 완전히 이루어지지 않았을 뿐 아니라 연료블록사이로 가스가 누설되었고, 누설된 가스로 인해 연소실에 파단이 일어났다. 연소가스 누설을 막기 위해 연결 부분에 실링처리를 하였고, 연료가 회전하는 것을 방지하기 위해 연료블록연결부에 고정 프레임을 설치하여 이후 실험을 진행하였다.

case3은 초기설계치의 60%의 연소실 압력, 65%의 추력 성능을 보여주며, 연소실 특성배기 속도효율은 48%이다. 실험케이스 중 높은 추력 성능을 확인할 수 있다.

case3은 후퇴율이 가장 크면서도 연료 그레이н 중량의 감소폭이 큰 것으로 보아 다른 엔진보다 효율적이라고 판단된다. 특히 상류 연소가스가 하류 연료 그레이н 표면으로의 충돌로 연료 중량 변화 폭이 증가되었다(Fig 5(b)). Prechamber 압력으로 구한 특성배기속도 효율은 48%지만 추력 성능은 65%이다. 이 현상은 상류 연료보다 하류 그레이н에서 증가된 연소가스의 충돌로 연소반응 증대되어 Prechamber와 노즐부근의 연소효율 차이가 발생한 것이라 판단되지만 좀 더 세부적인 분석이 필요할 것으로 보인다.

3. 결 론

본 연구회에서는 연료형상에 따른 성능비교를 위해 단일 원형, 4포트, 4포트 혼합챔버에 대한 연소실험을 수행하였다. 단일 원형은 초기 설계치 보다 큰 산화제 유량과 후퇴율을 보였지만 연료 형상으로 인해 58%의 추력성능을 보였다. 4포트는 안정적인 그레이н 연소와 연료의 큰 중량감소 및 연소 후 포트 병합을 관찰할 수 있었으며 60%의 추력성능을 보였다. 4포트 혼합 챔버는 연소가스의 충돌로 인해 증가된 혼합효과로 인해 후퇴율이 증가하여 다른 형상에 비해

좋은 추력 성능인 65%를 보여주었다. 연소실험을 통해 연료 그레이н 형상변화만으로도 추력 성능이 향상되는 것을 확인하였다.

다양한 연료형상에 관한 연구를 진행하였지만 실험적인 제약으로 인해 형상별로 다 회 실험을 수행하지 못하였고, 압력측정이 Prechamber에서만 이루어져서 연소실 상태를 정확히 파악하기 어려웠다. 차후에는 제약을 최소화하여 다 회 실험 및 Pre, Postchamber, 산화제탱크 압력측정을 통한 깊이 있는 연구가 진행되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

1. 김종찬, 윤창진, 염효원, 조정태, 문희장, 김진곤, "하이브리드 추진 로켓의 소형발사체 적용 연구", 한국추진공학회 추계학술대회, 2005
2. 조승현, 박구정, 조정태, 김종찬, 윤창진, 문희장, 김진곤, "PE-N2O 추진제를 이용한 소형 하이브리드 로켓 모터 개발", 한국 추진 공학회 춘계학술대회, 2007
3. H. NAGATA, M. ITO, T. MAEDA, M. WATANABE, T. UEMATSU, T. TOTANI and I. KUDO, "Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments", Acta Astronautica, Vol. 59, No. 1-5, pp. 253-258
4. 길성만, "하이브리드 로켓에서의 연료의 후퇴율에 관한 실험적 연구" 석사학위논문, 항공대
5. D. R. Cruise, "Theoretical Computation of Equilibrium Composition, Thermodynamic Properties, and Performance Characteristics of Propellant Systems (PEP Code)", 1979, Naval Weapons Center, China Lake, CA, USA
6. George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, 7th, Wiley-Interscience
7. M. Aznar, and A. Silva Telles, A Data Bank of Parameters for the Attractive Coefficient of the Peng-Robinson Equation of State, Braz. J. Chem. Eng. vol. 14 no. 1 São Paulo Mar. 1997