

하이브리드 로켓의 추력제어 기법에 대한 기초연구

윤동익* · 강완규* · 이용우** · 이종률** · 허환일***

Preliminary Study of Thrust Control for Hybrid Rockets

Dongik Yun* · Wankyu Kang* · Youngwoo Lee** · Jonglyul Lee** · Hwanil Huh***

ABSTRACT

In order to control thrust of propulsion system, we built the 50 Newton level PE-GOx hybrid rocket, and changed the mass flow rate of GOx. From the preliminary experiential results, we could see possibility of controlling thrust of hybrid rockets by controlling mass flow rate of GOx.

초 록

추진시스템의 추력제어를 목적으로 50 N급 PE(폴리에틸렌)-GOx(기체산소) 하이브리드 로켓을 제작하고, 기체산소의 질유량을 변화시켰다. 기초실험 결과, 기체산소의 질유량 제어를 통한 하이브리드 로켓의 추력제어 가능성을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드로켓), Thrust Control(추력제어), Stepping Motor(스텝모터), PE(폴리에틸렌), GOx(기체산소), Relay(릴레이), Solenoid Valve(솔레노이드 밸브)

1. 서 론

점점 치열해지고 있는 우주개발 및 우주여행 시장에서 액체 산화제와 고체 연료를 추진제로 사용하는 하이브리드 로켓 시스템은 고체로켓보다는 높고, 액체로켓 보다는 낮은 성능으로 인해국·내외적으로 많은 관심을 받고 있다[1,2]. 특히 2005년에 개최되었던 X-prize 대회에서 하이

브리드 로켓을 장착한 Spaceship-one이 승리를 이끌면서 하이브리드 로켓에 대한 연구는 점점 더 열기를 더해가고 있다.

이와 같은 장점 외에도 하이브리드 로켓은 추력조절 및 재 점화가 용이하다는 것을 가질 수 있다.

본 논문에서는 Lab-scale의 하이브리드 로켓을 이용하여 산화제의 유량에 따라서 추력을 컨트롤 할 수 있다는 점에 초점을 맞추고[3], 니들밸브(Needle Valve)와 스텝모터(Stepping Motor)를 이용하여 산화제 유량을 조절할 수 있는 시스템을 제작하고, 실제 연소실험을 통하여 제어성을 점검하였다.

* 충남대학교 항공우주공학과 학부과정

** 충남대학교 항공우주공학과 석사과정

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

3.2 실험결과

초기명령 값을 5 N으로 주고 프로그램을 실행 시키면 추력 값이 5 N이 될 때까지 자동적으로 스텝모터가 니들밸브를 Open/Close시키고 질소 유량을 조절하면서 입력된 추력 값을 유지한다.

추가적으로 2 N, 4 N의 명령을 주게 되면 스텝모터는 그에 맞도록 유량을 조절하게 된다.

Figure 3은 2007년도에 실험하였던 그래프이다. 그래프를 보면 주어진 명령에 따라 추력이 변함을 알 수 있었다. 그러나 명령된 추력에 근접하기는 하지만 정확성이 떨어졌고, 반응속도가 느린 것을 볼 수 있다[5].

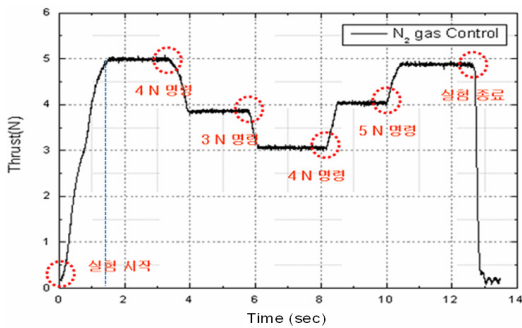


Fig. 3 Thrust Measurement by Command (2007)

위 사항들을 보완하여 실험한 Fig. 4를 살펴보면 이러한 문제점들이 어느 정도 개선된 것을 볼 수 있다. SUS Pipe 배관의 직경, 전체적인 시스템과 프로그램의 수정 등을 통해서 명령된 추력 값에 정확하게 도달하는 것을 볼 수 있으며, 니들 밸브가 Full Open 상태에서 5 N까지 도달하는 시간도 단축시킨 것을 볼 수 있다.

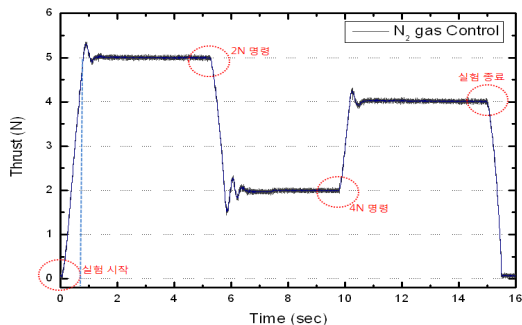


Fig. 4 Thrust Measurement by Command (2008)

4. 하이브리드 로켓의 연소실험

4.1 하이브리드 로켓 장치 구성

하이브리드 로켓의 연소 실험은 크게 연소기 파트와 제어파트로 나누어 설치하였다. 미연에 사고에 대비하기 위해 방폭 시설 안에 연소기파트와 카메라가 설치되었고 밖에는 컴퓨터를 포함한 제어파트와 산화제탱크, 질소탱크 등이 설치되었다. 하이브리드 로켓과 산화제 탱크가 분리되어 설치됨에 따라서 산화제 배관라인을 길게 설치하였다. 방폭 시설 안에 하이브리드 로켓은 연소 시에 발생하는 진동에 영향을 줄이기 위해 시멘트 바닥에 못으로 완전히 고정시켰다.

점화원은 부탄을 사용하였는데 부탄라인 또한 안전을 위해 방폭 시설 밖에 설치되었다.



Fig. 5 Equipment of Combustion systems

4.2 연소실험

하이브리드 로켓의 연소실험을 통하여 추력조절의 정확성 및 반응속도를 확인해 보았다. 연소 시간은 그레이의 양을 고려하여 35초에서 55초 정도의 연소시간으로 실험을 진행하였다. 기체산소를 400 psi로 가압하여 공급하였고, 스텝모터로 니들밸브를 제어하여 산소의 유량을 조절, 그로 인하여 추력이 변하는 것을 확인하였다.

4.3 실험결과

시간에 따라서 추력명령 값을 입력한 뒤 실험을 진행하였다. Fig. 6은 입력한 시간에 따라 추력명령을 5-15-30-50-25-0 N으로 설정해주고 오

차범위를 1 N으로 설정하여 실험한 데이터이고, Fig. 7은 30-15-50-30-15-0 N으로 추력명령을 주어 실험한 데이터이다. 두 실험 모두 입력한 시간에 맞추어서 정확하게 명령추력에 도달하였으며, 반응속도가 빨라지고 제어성능이 향상된 것을 볼 수 있었다. 하지만 Oscillation 현상이 심하게 나타났다. 특히 추력명령 낮추었을 때 Oscillation이 더욱 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있었고, 후반부에 연소가 불안정한 것을 알 수 있었다.

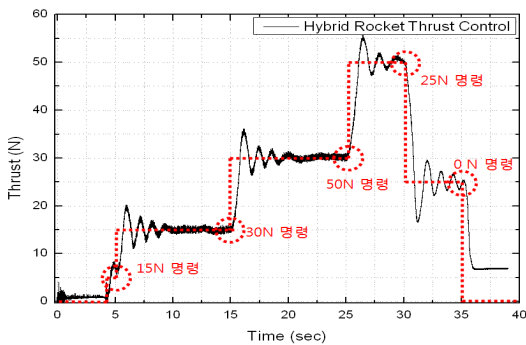


Fig. 6 Thrust Measurement by Command I

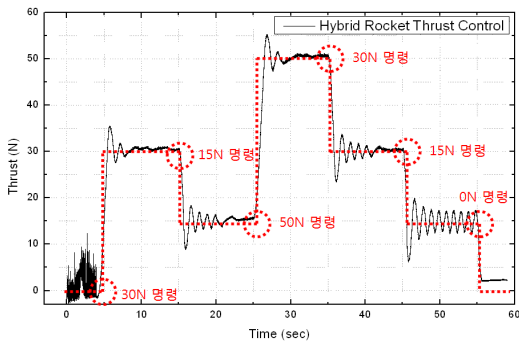


Fig. 7 Thrust Measurement by Command II

5. 결 론

본 연구에서는 니들밸브에 스텝모터를 장착함과 동시에 LabView 프로그램을 통해 산화제 유량을 조절하는 시스템을 구성하여 소형 하이브

리드 로켓의 추력제어를 하고 있다. 주된 문제점인 느린 반응 응답속도와 추력 제어성능 부분을 전체적인 시스템 보완과 비례제어 등을 이용하여 개선하여 보다 정확하고 빠른 산화제 유량조절로 추력 명령에 따른 응답속도를 향상시킬 수 있었다. 향후 Oscillation 현상을 안정화 시킬 수 있는 방법과 산화제 유량을 측정하여 보다 더 정확한 추력제어를 할 수 있는 연구를 진행할 계획이다.

후 기

본 연구는 2008년도 충남대학교의 학술연구비 지원으로 진행되었으며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 권민찬, 허환일, "하이브리드 로켓의 개념 소개 및 연구개발 동향 분석 I - 대형프로젝트 및 기업," 한국항공우주학회지, 제30권 3호, 2002, pp.146-154
2. 권민찬, 허환일, "하이브리드 로켓의 개념 소개 및 연구개발 동향 분석 II - 대학 및 아마추어," 한국항공우주학회지, 제30권 3호, 2002, pp.155-163
3. 오화영, 문성환, 허환일, "HTPB/GO₂ 하이브리드 로켓의 산화제 유량제어," 제 23회 한국추진공학회 학술대회, 2004
4. W. R. Humble, N. G Henry and J. W. Larson, "Space Propulsion analysis and Design", Space Technology Series, McGraw Hill, Inc., 1995, pp.107-120, 179-441, 711-712.
5. 이용우, 이민재, 이종률, 정성철, 김혜환, 허환일, "하이브리드 로켓의 추력 제어 방법에 대한 예비 실험", 제 29회 한국추진공학회 학술대회, 2007