

하이브리드 로켓의 추력 제어 방법에 대한 예비 실험 결과

이용우* · 이민재* · 이종률* · 정성철** · 김혜환** · 허환일***

Preliminary Experimental Results of Thrust Control for Hybrid Rocket

Youngwoo Lee* · Minjae Lee* · Jonglyul Lee* · Sungchul Jung** · HyeHwan Kim** · Hwanil Huh***

ABSTRACT

To control Thrust of propulsion system, we built the 50 N 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 the hybrid rocket by controlling mass flow rate of GOx.

초 록

추진시스템의 추력제어 목적으로 50 N급 PE(폴리에틸렌)-기체산소 하이브리드 로켓을 제작하고, 기체산소의 질유량을 변화시켰다. 기초실험 결과, 기체산소 질유량 제어를 통한 하이브리드 로켓의 추력 제어 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 인해

국·내외적으로 많은 관심을 받고 있다[1,2]. 특히 2005년에 개최되었던 X-prize 대회에서 하이브리드 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-scale 하이브리드 로켓을 이용하여 산화제 분사량에 의해 추력을 조절할 수 있다는 점에 초점을 맞추고[3], 니들밸브

* 충남대학교 항공우주공학과 학부과정

** 충남대학교 항공우주공학과 석사과정

*** 충남대학교 항공우주공학과

연락저자, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

(needle valve)와 스텝모터(steping motor)를 이용하여 산화제 유량을 조절할 수 있는 시스템을 제작하고, 연소실험 하여 그 가능성을 점검하였다.

2. 실험장치 구성

2.1 시스템 구성

본 하이브리드 로켓의 실험장치 구성은 Fig. 1과 같다. 스텝모터를 이용해서 니들밸브를 제어함으로써 산화제의 유량을 제어하는 것이 본 연구의 가장 큰 핵심이며, 이를 위해서 Control panel에는 스텝모터 드라이버, 전원공급기 그리고, 산화제, 부탄, 점화기의 On/Off를 위한 무접점 릴레이(Solid State Relay)로 구성되어 있다.

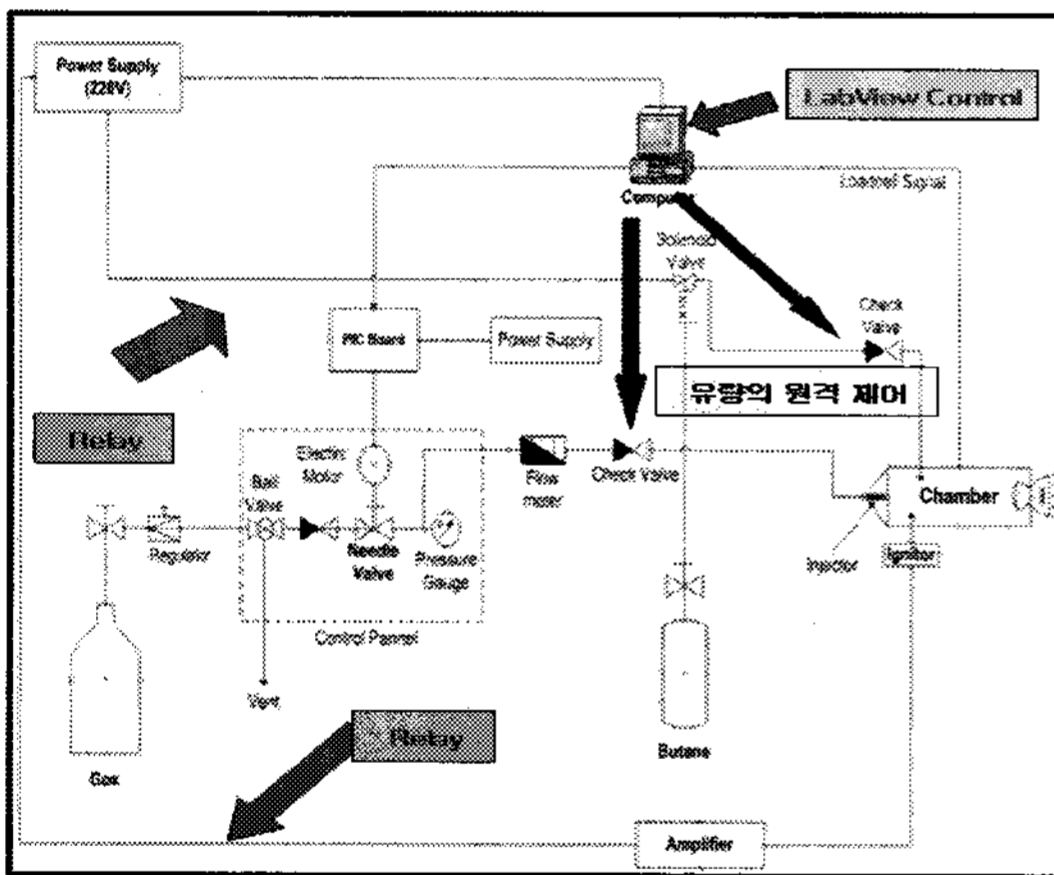


Fig. 1 하이브리드 로켓의 실험장치 구성도

2.2 프로그램 구성

Figure 2와 같이 LabView를 이용하여 로켓의 추력 데이터를 얻을 수 있을 뿐만 아니라 산화제, 부탄, 점화기의 제어를 원격으로 할 수 있도록 프로그래밍 하였다.

초기 스텝모터의 스텝을 주어 니들밸브의 개폐 정도를 조절 할 수 있게 하였다. 또한 추력 신호를 받는 로드셀(Load-cell)의 보정계수, 추력 명령을 Front panel에서 입력하게 함으로써 실험 도중에 추력을 변화시킬 수 있도록 구성하였다.

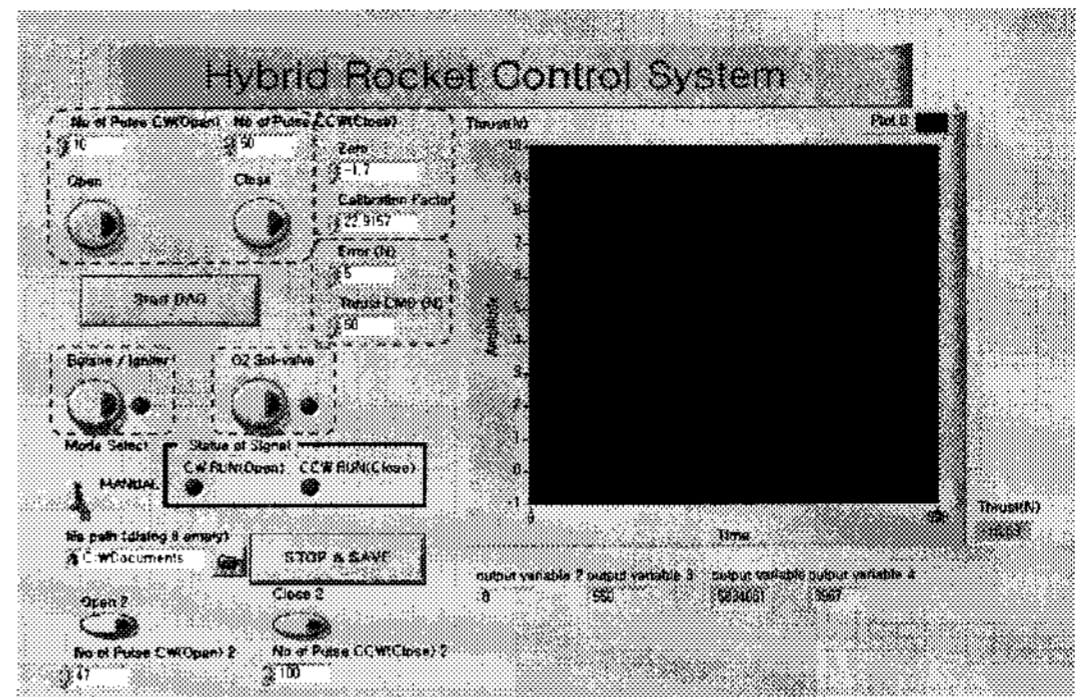


Fig. 2 Hybrid Rocket Control Program

3. 냉가스 추력기 시험

본 연구에서는 하이브리드 로켓을 연소하기 전에 프로그램의 신뢰성을 확보하기 위하여 냉가스를 이용한 추력기를 만들어 시험하였다.

3.1 냉가스 추력기 설계

냉가스 추력기는 챔버 압력 100 psi, 목표추력 5 N급으로 설계하였다.

$$\frac{P_o}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$

$$\epsilon = \frac{A_e}{A^*} = \frac{1}{M_e} \left\{ \frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right) \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma-1} T_o \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

$$F = \dot{m}u_e + (P_e - P_a)A_e \quad (4)$$

식 (1)-(4)을 이용하여 노즐 출구의 마하수, 팽창비, 노즐 출구속도, 추력을 예상할 수 있었다 [4]. 이에 따라 5.73 N의 추력을 갖는 냉가스 추력기를 설계하였다.

3.2 실험결과

가압압력을 200 psi로 맞춘 후 초기추력 명령

을 5 N으로 주고 질소가스를 주입시키면 5 N이 될 때까지 스텝모터는 니들밸브를 오픈시켜 질소유량을 증가시켰다. 추가적으로 4 N, 3 N의 명령을 주게 되면 스텝모터는 그에 맞도록 유량을 조절하게 된다.

Figure 3과 4의 그래프를 보면, 주어진 명령에 따라 추력, 챔버 압력이 변함을 알 수 있다. 이 실험에서는 오차범위를 ± 0.2 N으로 주었기에 처음 4 N에서는 약간의 오차가 발생함을 알 수 있다. 이 오차범위는 진동과, 노이즈에 대한 영향을 보정한 값으로 정했다.

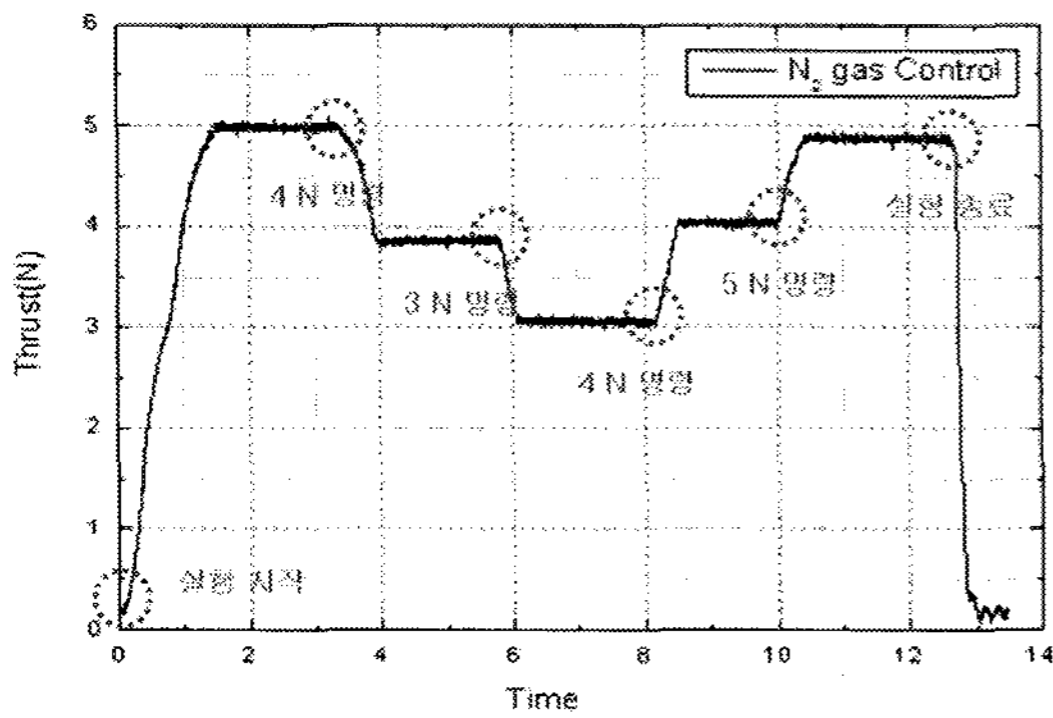


Fig. 3 추력-시간 곡선

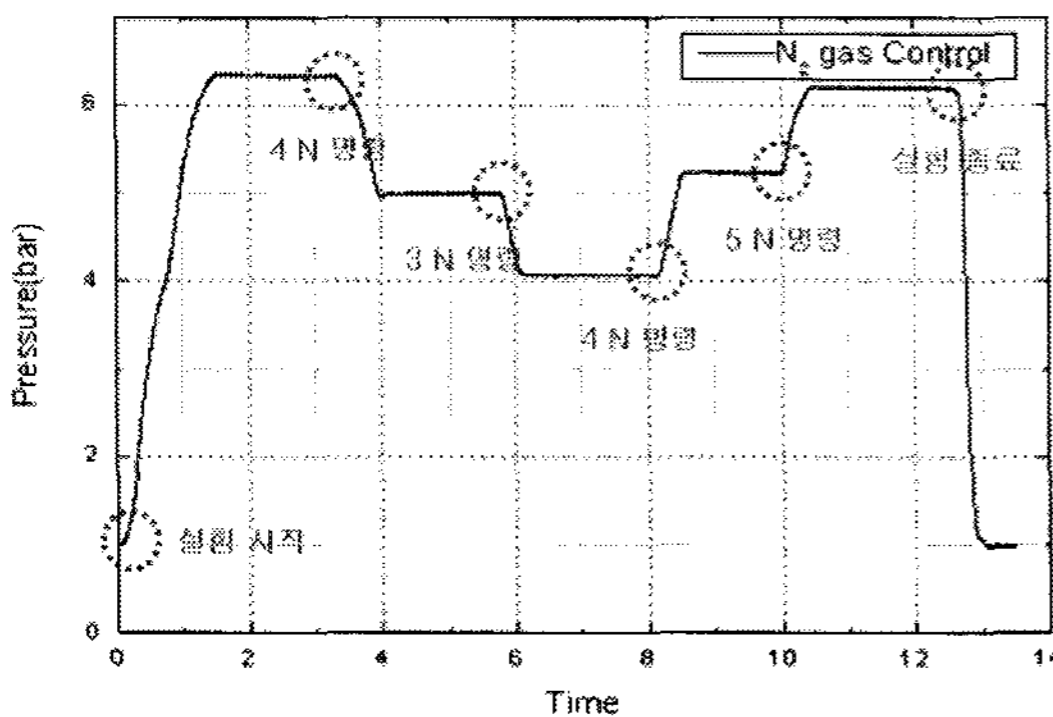


Fig. 4 압력-시간 곡선

4. 하이브리드 로켓의 연소실험

41 하이브리드 로켓 장치 구성

Figure 5와 같이 방폭벽을 사이에 두고, 하이브리드 로켓의 연소기와 제어부를 분리시킴으로써 미연의 사고에 대비하였다.

하이브리드 로켓을 지지하는 Stand의 고정을 위하여 시멘트 바닥에 구멍을 뚫어 설치하였다. 또한 산화제와 부탄을 공급하는 배관은 연소기와 거리를 두어 구성하였다. 점화원은 부탄을 사용하였다. 점화기는 자동차용 점화플러그와 가스 보일러의 변압기를 연결하여 220 V의 전압을 10 kV로 증폭하여 스파크를 발생시킴으로써 점화가 이루어지도록 되어있다.

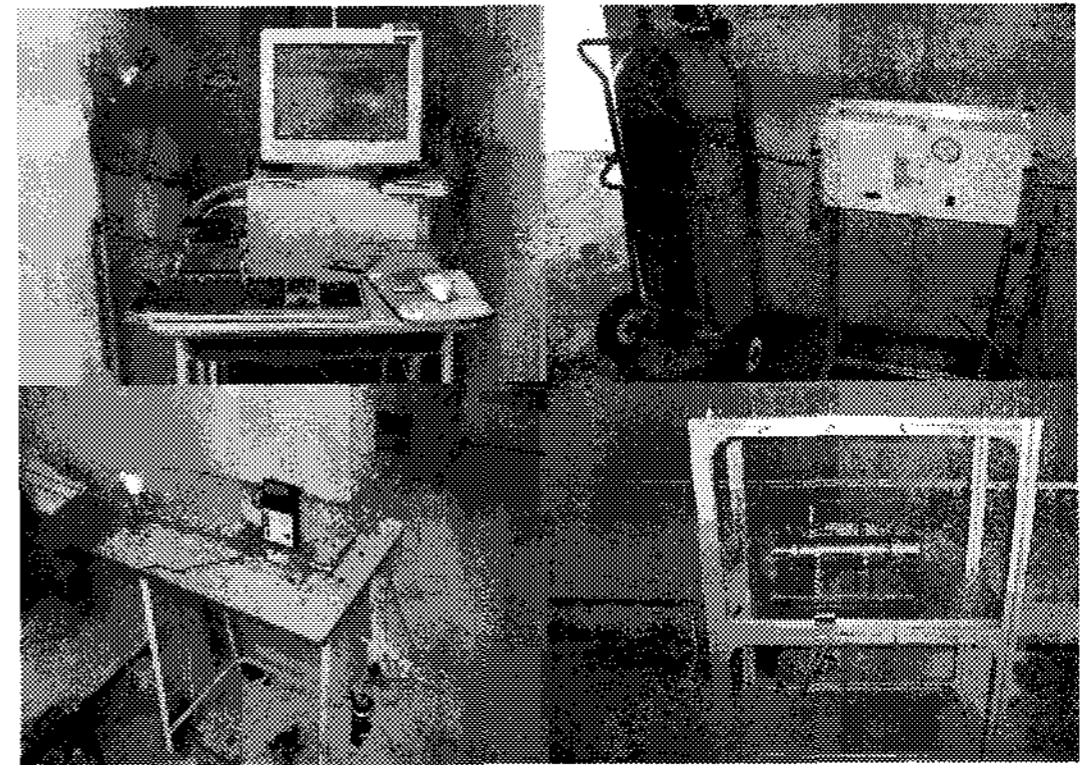


Fig. 5 하이브리드 로켓의 연소실험장치

42 연소실험

하이브리드 로켓의 추력조절 가능성 검토를 목적으로 20초에서 30초 정도의 연소실험을 실시하였다. 300 psi로 가압하여 기체산소를 공급하였고, 스텝모터로 니들밸브를 제어함으로써 산소의 유량을 조절해 추력이 변함을 확인하였다.

43 실험결과

2회의 실험 중 첫 번째는 스텝모터에 50 스텝씩 신호를 줌으로써 추력이 변화되는 것을 Fig. 6에서 확인 하였다. 두 번째 실험에서는 초기에 추력 명령을 20 N으로 주고, 10 N, 20 N으로 변화시켜 변화된 추력을 Fig. 7에서 볼 수 있다.

실제 연소실험에서 오차범위는 5 N으로 설정하였다. 따라서 20 N의 명령값에 15 N에서 25 N의 범위에 포함됨을 Fig. 7에서 확인할 수 있다.

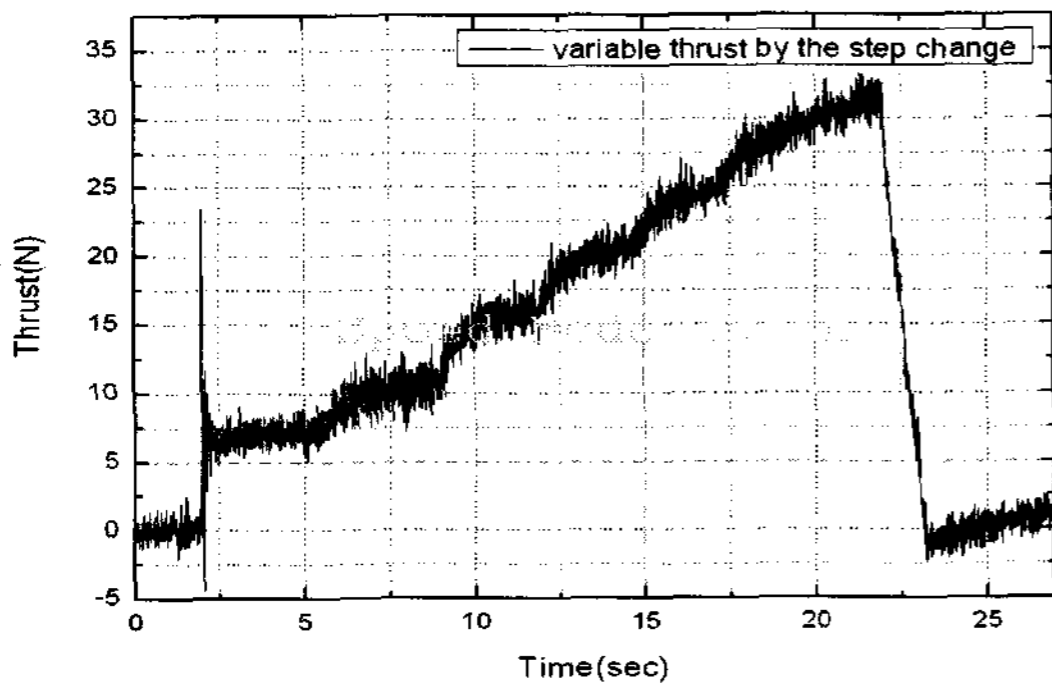


Fig. 6 산화제 유량 변화에 따른 추력변화

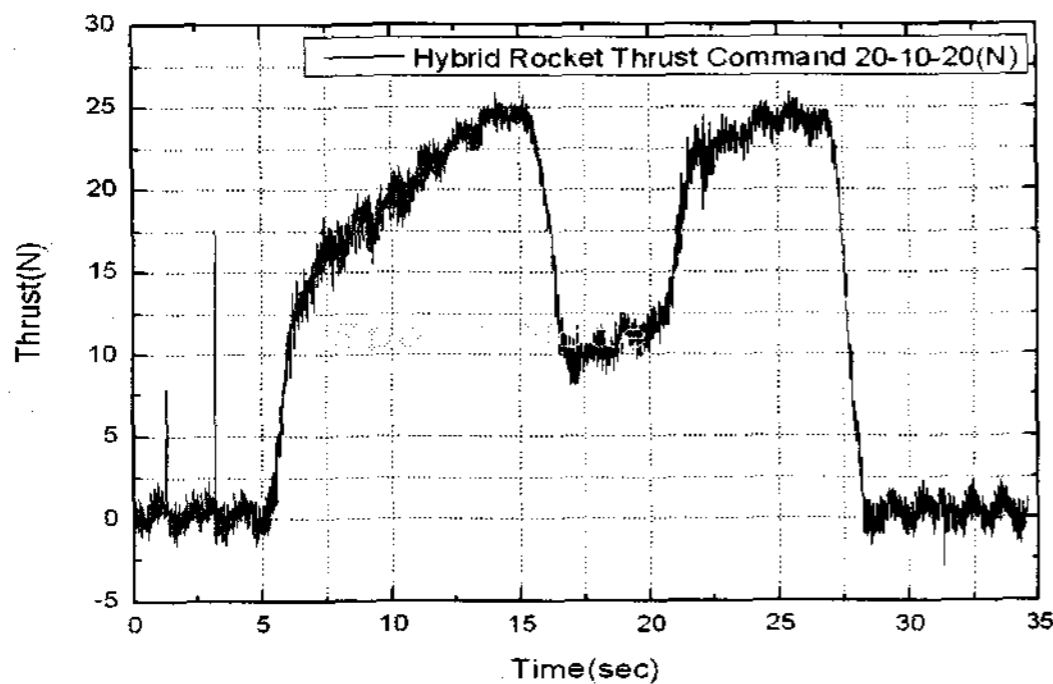


Fig. 7 사전 입력된 추력 명령에 따른 추력변화

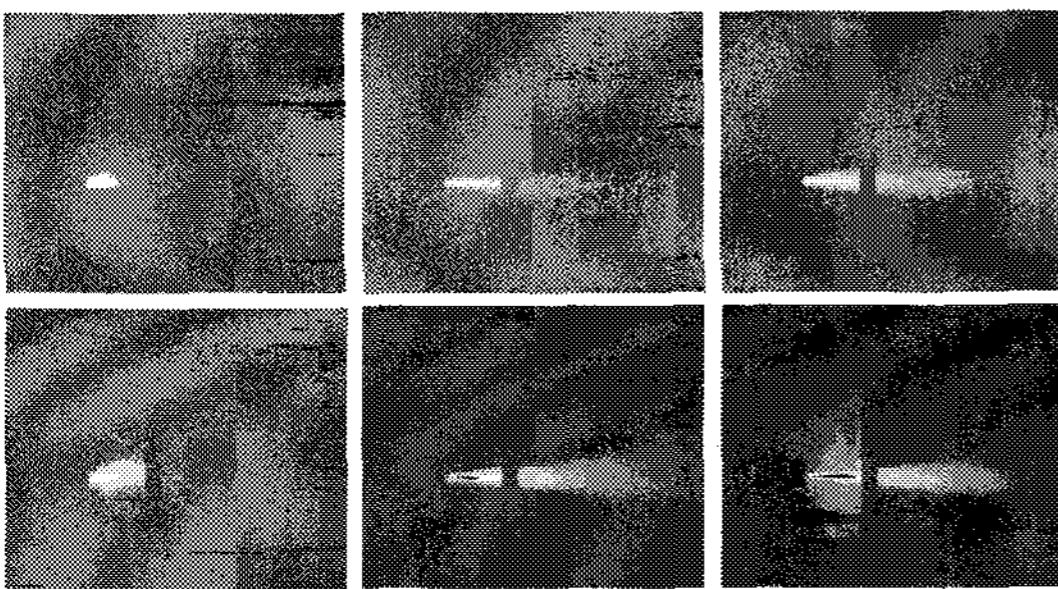


Fig. 8 배기화염의 적외선 촬영

Figure 8에서는 니들밸브의 조절에 따라 적외선카메라로 촬영한 배기 화염의 변화를 볼 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 니들밸브에 스텝모터를 장착하여 산화제 유량을 조절하는 시스템을 구성하였다. 이러한 시스템으로 냉가스와 소형 하이브리드 로켓의 연소실험을 통하여 하이브리드 로켓의 추력제어에 대한 가능성을 확인 할 수 있었다. 향후 명령에 따른 응답 속도를 향상시킬 수 있는 방법과 일정한 유량을 흘려 줌 더 정확한 제어를 할 수 있는 연구를 진행할 계획이다.

참고 문헌

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., pp.107-120, 179-441, 711-712. 1995