

研究論文

하이브리드 로켓의 추력제어 성능 향상에 관한 연구

최재성* · 강완규** · 허환일***†

Study of Thrust Control Performance Improvement for Hybrid Rocket Applications

Jae Sung Choi* · Wankyu Kang** · Hwanil Huh***†

ABSTRACT

In this study, we tried to improve the thrust control performance through the thrust control combustion experiment of the hybrid rocket. We constructed the system which controls the oxidizer flow by combining a needle valve with a stepping motor and controlling the stepping motor drive according to the thrust control command order. Gas oxygen was used as the oxidizer for two different propellants, PE(Polyethylene), PC(Polycarbonate), respectively. To improve the slow response time and the oscillation phenomenon in the beginning stage of the thrust control combustion experiment, we measured and analyzed the change of the flow speed of the propellant pipe. The revised thrust control combustion experiment showed that the thrust was stably controlled with the margin or error from the thrust command within ± 1 N.

초 록

본 연구에서는 하이브리드 로켓의 추력 제어 연소실험을 통하여 추력 제어 성능 향상을 위한 연구를 진행하였다. 추력 제어 명령에 따라 니들밸브와 결합된 스텝모터의 구동을 제어함으로써 산화제 유량을 조절하는 시스템을 구축하였다. 하이브리드 로켓 연소실험에서 사용된 산화제로는 기체산소(GO_2)를 사용하였으며 추진제는 PE(Polyethylene)와 PC(Polycarbonate)를 사용하였다. 추력 제어 연소실험 초기에 발생되었던 추력섭동(Thrust Oscillation) 현상의 개선과 낮은 응답속도의 향상을 위해 연소실험 과정에서 산화제 배관의 유속 변화를 측정하고 원인을 분석하였다. 이를 보완한 연소 실험을 통하여 추력명령의 ± 1 N 이내에서 추력이 안정적으로 제어되었다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Stepping Motor(스텝모터), Thrust Control(추력제어), Oxidizer Mass Flow Control(산화제 유량제어), Thrust Oscillation(추력섭동)

접수일 2010. 12. 8, 수정완료일 2011. 1. 29, 게재확정일 2011. 2. 7

* 학생회원, 충남대학교 대학원 항공우주공학과

** 정회원, (주)LIG풍산프로테크

*** 종신회원, 충남대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

1. 서 론

하이브리드 로켓 추진 개념은 70여 년 전에

독일의 Leonid Andrussov에 의해 처음 고안되었지만 1960년대 까지는 고체 추진과 액체 추진에 비해서 활발한 연구가 이루어지지 못했다[1]. 이는 저장성과 간결성을 요구하는 국방 분야에서의 고체로켓 선택과 고추력 성능을 통한 고성능 임무능력을 요구하는 우주개발분야에서의 액체로켓 선택으로 인해 비교적 많은 연구가 이루어지지 못한 것이다. 하지만 최근 하이브리드 로켓은 선진국을 중심으로 많은 연구 개발이 진행되고 있다. 하이브리드 로켓 연구가 주목받고 있는 이유는 고체추진기관에서 발생할 수 있는 폭발사고가 발생하지 않는다는 안정성을 가지고 있다. 또한 액체 로켓보다는 비교적 간단한 구조로 산화제 유량제어를 통한 추력제어가 가능하고, 필요에 따라 엔진의 소화/재점화가 가능하며, 친환경적인 특성을 가지고 있다. 이러한 장점으로 인해 우주발사체 및 무기체계에 적용하기 위한 많은 연구가 진행되고 있다[2].

국내에서도 조선대학교[3], KAIST[4], 한국항공대학교[5], 그리고 충남대학교 등 연구실을 중심으로 소형 하이브리드 로켓의 연소 성능 향상을 위하여 하이브리드 로켓 추진제의 연소특성이나 추력 성능 향상에 대한 연구와 점화 기법에 관한 연구가 집중되고 있으나 하이브리드 로켓의 장점 중에 하나인 추력제어에 대한 연구는 부족한 실정이다.

하이브리드 로켓의 추력제어를 위해 공급되는 산화제의 유량은 연소과정에서 발생하는 지속적으로 감소하는 O/F ratio의 변화와 사용되는 추진제의 후퇴율 특성, 그리고 추력 명령에 의한 추력 값의 크기에 따라 지속적으로 변하게 되는데 안정적인 추력제어를 위해서는 공급 산화제의 연속적이고 정확한 유량제어가 필요하다.

본 연구는 산화제 유량 제어를 통해 가능성을 확인한 연구를 통하여 높은 오차범위와 산화제 배관의 길이로 인한 추력 제어 실험의 문제점을 파악하고, 이를 보완하여 연소실험을 통해 안정적으로 추력을 제어함으로써 추력제어 성능을 향상시킬 수 있었다. 또한 추진제 변경을 통한 추력 제어 실험을 통하여 하이브리드 로켓의 추력제어 가능성을 확인하는 연구를 수행하였다.

2. 실험장치 구성

2.1 하이브리드 로켓

본 연구에서 산화제는 기체산소(GO_2)를 사용하였고 추진제로는 높은 안정성으로 하이브리드 연구에 많이 사용되는 PE(Polyethylene)를 사용하여 실험을 진행하였다. 그리고 안정성을 확보한 후 추진제 변화에 따른 추력제어 실험을 수행하였다. 실험에 사용된 기체 산화제와 고체 추진제의 물성은 Table 1과 같다.

하이브리드 로켓은 연소실 압력 100 psig, 추력 50 N 급 하이브리드 로켓을 설계를 하였으며, Fig. 1은 하이브리드 로켓 설계도로 산화제와 점화원이 공급되는 예연소실과 추진제가 위치하는 연소실, 노즐이 위치하는 후방 연소실로 구성된다.

점화는 니들밸브의 개폐량을 조절하여 산화제인 기체산소를 유입시키고, 부탄가스와 혼합하여 자동차용 점화 플러그를 이용해 점화하였다.

2.2 산화제 유량 제어 장치

하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 산화제 공급시스템은 Fig. 2와 같다. 공급 산화제의 유

Table 1. Propellants and Oxidizer

Oxidizer		Gas Oxygen (GO_2)	
Fuel	종류	PE	PC
	밀도 (kg/m^3)	951	1250
Grain length (mm)		180	
Port diameter (mm)		25	

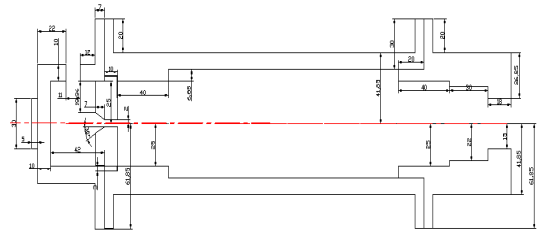


Fig. 1 Drawings of Hybrid Rocket Motor

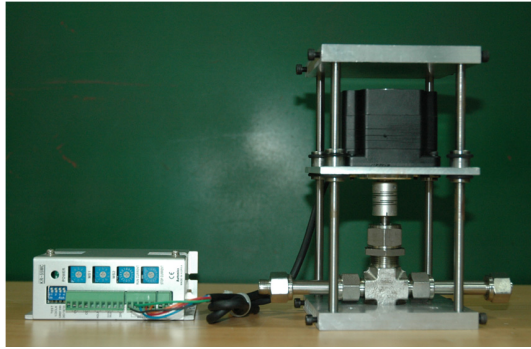


Fig. 2 Stepping Motor and Needle Valve

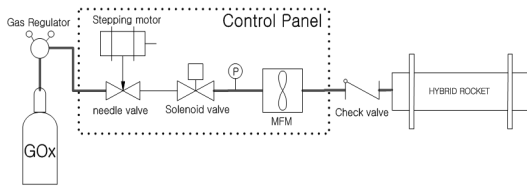


Fig. 3 Configuration of Oxidizer Supply System

량을 추력 명령에 맞도록 제어하기 위해서 니들 밸브(N/V)에 스텝핑 모터(S/M)를 결합하여 구성하였다. 유량제어 시스템의 원리는 S/M가 회전함에 따라 N/V의 개폐량을 조절하고 산화제의 유동면적을 변화시킴으로써 유량을 조절하였다. 연소실험에 앞서 유량계를 이용하여 스텝 수에 따른 유량 측정 실험을 통하여 신뢰성을 확보하였다[6].

스텝핑 모터(S/M)는 0.005 sec 간격마다 로드 셀로부터 Feedback 받는 추력신호를 추력명령과 비교하는 과정을 거쳐 명령 값의 허용 오차 범위에서 제어되며, 추력신호와 동일한 시간 간격으로 디지털 신호를 통하여 제어된다.

2.3 실험장치 구성

전체적인 실험 장치는 Fig. 4와 같으며 하이브리드 로켓의 추력을 측정하는 추력 측정 장치와 산화제 유량을 제어하기 위한 유량제어장치, 점화를 위해 사용되어지는 부탄가스 공급 장치와 연소 종료 후의 퍼지를 위한 질소 퍼지 시스템으로 구성되어 있으며, 실험 데이터를 측정하기 위한 측정 장치로 구성되어 있다.

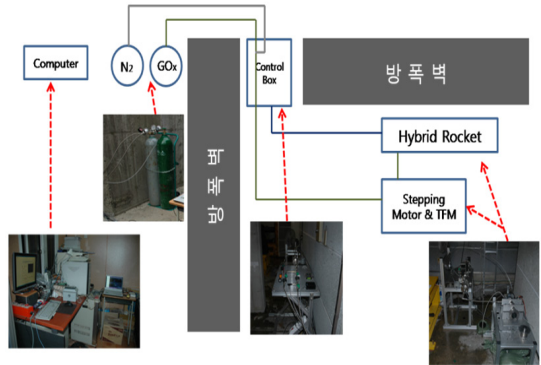


Fig. 4 Schematic of Hybrid Rocket Thrust Control System

2.4 제어 프로그램 구성

Figure 5와 같이 LabView를 이용하여 하이브리드 로켓의 추력제어뿐만 아니라 산화제, 부탄, 점화기를 수동/자동으로 제어하고 실험을 통해 얻어지는 데이터를 획득할 수 있도록 프로그래밍 하였다.

프로그램을 통한 유량의 제어 방법은 실제 추력과 명령 추력의 오차에 따라서 스텝모터의 스텝이 조절되며 니들밸브의 개폐정도를 조절할 수 있게 하였다. 또한 시간에 따른 추력명령을 주어 입력된 시간에 자동으로 추력명령이 변하는 것은 물론 연소시작부터 연소종료 후 연소실 퍼지(Purge)까지 자동으로 실행되도록 프로그램을 구성하였다. 또한 비상시 사고에 대처하기 위해 자동으로 구성된 프로그램을 수동으로 바꾸어 컨트롤 할 수 있게 대비해 놓았다.

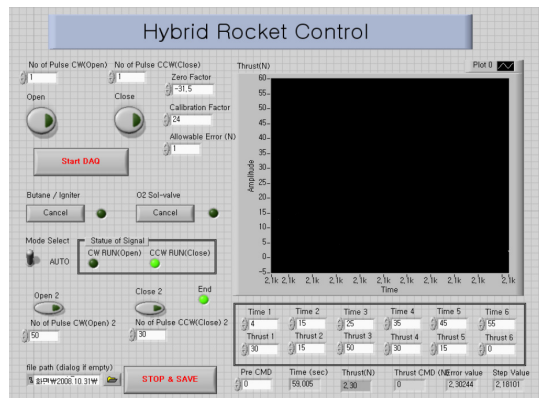


Fig. 5 Hybrid Rocket Control Programs

3. 하이브리드 추력 제어 실험

3.1 1차 추력제어 실험

1차 연소실험은 하이브리드 로켓의 추력조절 가능성을 확인하는 목적으로 연소실험을 실시하였다. Fig. 6은 기체산소를 300 psig 로 가압하여 공급하였으며 사전에 입력된 추력 명령에 따라서 유량을 자동으로 조절하여 얻은 실험 결과이다. 유량을 자동으로 조절하는 첫 실험이기 때문에 프로그램의 오작동 문제를 고려하여 추력의 허용오차 범위를 5 N 으로 설정하고 실험을 수행하였다. 추력 제어는 20 N - 10 N - 20 N - 0 N 으로 설정하고 실험을 수행하였다.

Figure 6에서 점선으로 표시된 추력 명령을 따라서 추력의 허용오차 범위 5 N 범위에서 추력이 변하는 것을 확인하였다. 그러나 오차 허용범위가 너무 커서 추력을 일정하게 유지하지 못하였고 반응속도가 상당히 느린 것을 확인할 수 있다.

3.2 2차 추력제어 실험

1차 추력제어실험을 통해 스텝모터와 니들밸브를 이용하여 산화제 유량을 조절함으로써 추력 조절의 가능성을 확인하였다. 추력제어 성능의 향상을 위해 1차 추력제어실험에서의 문제점을 파악하여 사용되어진 산화제 공급배관의 직경을 넓히고 불필요한 배관 부품을 제거하여 압력 손실을 최소화하였다.

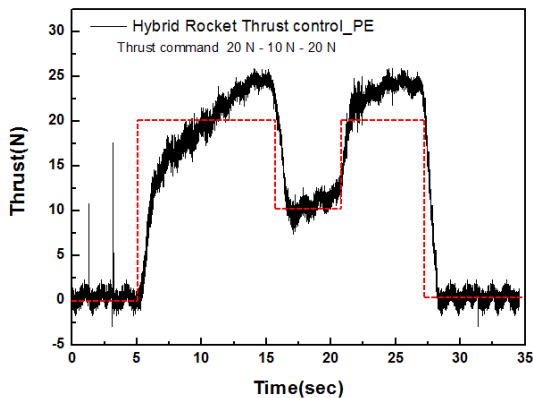


Fig. 6 1st Thrust Control Test (PE/GO₂) [7]

2차 추력제어실험에는 1차 추력제어실험에서 보다 연소시간을 좀 더 늘려 총 50초간 추력 명령을 통해 연소될 수 있도록 하였고 정해진 추력 명령에서의 오차범위 1 N 에서 실험을 수행하였다. 추력은 30 N - 15 N - 30 N - 50 N - 0 N 으로 설정하고 제어하였다. 또한 추진제를 PC로 변경하여 추력 제어실험을 실시함으로써 추진제의 변경에도 산화제 유량제어를 통한 추력 제어의 가능성을 검증하는 실험을 실시하였다.

추력제어실험 결과 Fig. 7, 8과 같은 결과를 얻을 수 있었으며 1차 추력제어실험에 비하여 작은 허용오차 범위로 인하여 추력 명령에 보다 정확히 수렴되는 것을 확인할 수 있으며 또한 추력 명령에 도달하는 반응속도도 빨라졌음을 확인할 수 있었다. 하지만 초기 점화 단계에서 추력 값이 크게 올라가는 현상과 명령 추력 값

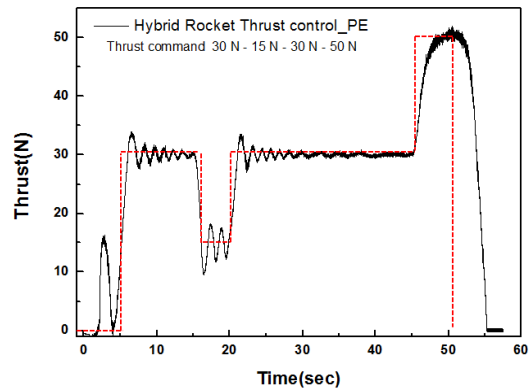


Fig. 7 2nd Thrust Control Test (PE/GO₂)

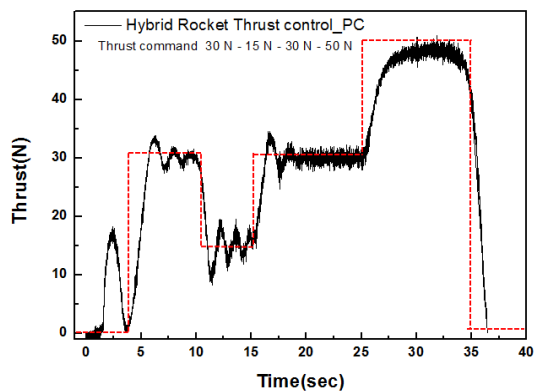


Fig. 8 2nd Thrust Control Test (PC/GO₂) [8]

에 도달하면서 추력 섭동현상이 비교적 크게 발생하는 문제점을 확인할 수 있었다. 추진제를 PC로 변경한 실험에서도 역시 PE를 사용한 실험과 유사한 결과를 나타내는 것을 확인할 수 있었다.

3.3 3차 추력제어 실험

3.3.1 추력 섭동(Oscillation)현상의 개선

2차 추력제어 실험 결과 추력데이터에서 발생하는 추력 섭동현상의 양상을 각 추력 명령구간에서 살펴보면 추력 명령이 30 N의 구간에서의 양상과 15 N의 구간에서의 추력 섭동현상의 진폭이 더 커졌음을 확인할 수 있다. 또한 초기 점화를 위한 1 N의 점화 유량 제어 구간 내에서 가장 큰 폭의 추력 섭동현상이 발생하였다.

이러한 원인을 파악하기 위하여 추력제어 실험과정에서 터빈 유량계(TFM)를 통하여 산화제의 유량을 측정하였다. 측정된 유량(Q_p)은 배관 단면적(A_p)으로 나누어 배관 유속(V_p)을 계산하였으며 유속 계산 시 산화제 온도와 배관 압력 손실에 의한 영향은 무시할 수 있으므로 그 영향은 배제하였다.

$$V_p = Q_p / A_p \quad (1)$$

Figure 9는 추진제 PE를 사용한 하이브리드 로켓의 산화제 유량을 측정된 결과로부터 배관 속의 유속을 계산한 것이다. 각 구간에서의 평균 유속을 살펴보면 추력 명령이 가장 작은 15 N일 때의 유속은 157 m/s이며 가장 큰 추력 명령인 50 N일 때의 유속은 230 m/s로 배관을 흐르게 되는 것을 알 수 있다. 이러한 유속을 통하여 산화제 제어장치인 S/M의 제어간격인 0.005 sec (1/200 sec)의 시간을 곱하면 안정된 추력을 제어하기 위한 산화제 배관의 길이를 구할 수 있다.

이러한 산화제 배관의 길이를 Fig. 10에 나타내었다. 그래프 분석을 통해 안정된 추력을 제어하기 위해서는 최소 유속을 나타내는 15 N 구간의 배관 길이 0.78 m 보다 산화제 제어 장치와 하이브리드 로켓과의 거리가 더 가까워야 한다.

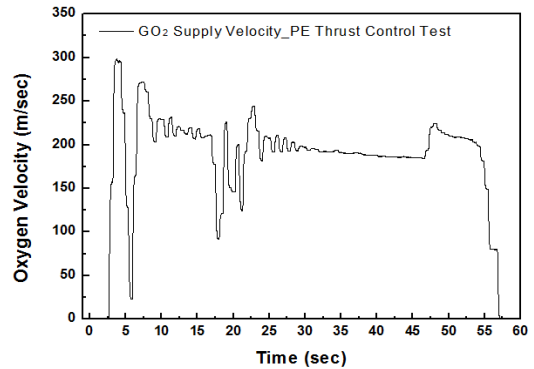


Fig. 9 GO₂ Supply Velocity Change (PE/GO₂) [9]

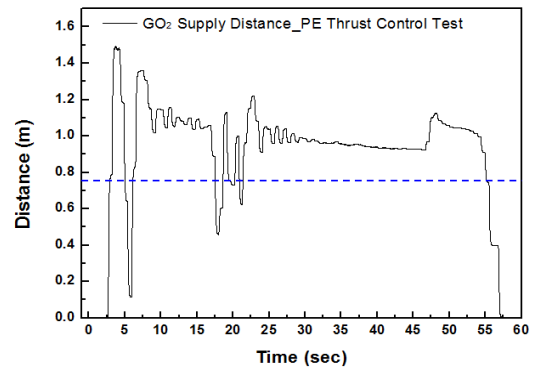


Fig. 10 GO₂ Supply Distance (PE/GO₂)

하지만 기존의 연소 실험에서는 산화제 제어 장치와 하이브리드 로켓과의 거리가 안전상의 문제로 인하여 배관의 길이를 더 길게 구성하였다. 이로 인해 낮은 추력에서 공급되는 산화제 유량 제어 장치의 디지털 신호제어의 간격인 0.005 sec 동안 산화제가 연소실까지 이동 되지 못하여 추력 명령 값에 해당하는 산화제 공급 유량의 조절이 원활이 이루어지지 않아 추력 명령 값의 초기에 추력 섭동현상이 심하게 이루어지며 시간이 지나면서 추력 명령에 수렴되는 것이다.

위의 결과를 이용하여 추진제 PC를 사용하였을 때의 산화제 유량 측정을 통하여 유속을 계산하여 보고 산화제의 배관 길이를 Fig. 11, 12에 나타내었다.

이 결과를 통해 안정된 추력제어를 확보하기 위해서는 추진제 PE에 사용된 배관 길이보다 더 짧은 0.65 m 이내여야 한다는 것을 확인할 수

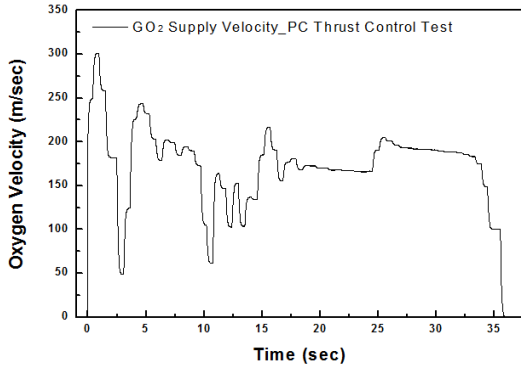


Fig. 11 GO₂ Supply Velocity Change (PC/GO₂)

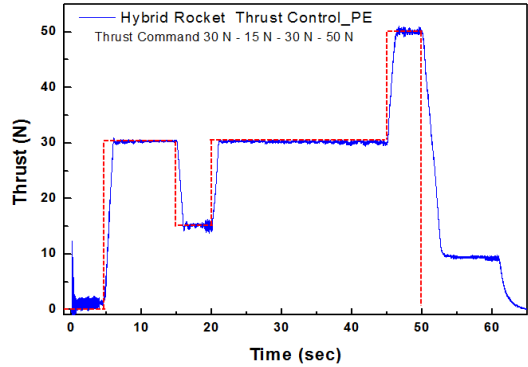


Fig. 13 3rd Thrust Control Test (PE/GO₂) [9]

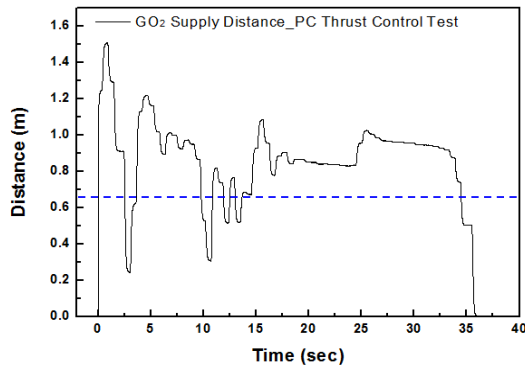


Fig. 12 GO₂ Supply Distance (PC/GO₂)

있다. 동일한 추력 값을 발생하기 위한 O/F ratio의 차이로 인한 유속의 차이가 발생하기 때문에 추진제 종류에 따라 요구되는 최소 산화제 배관 길이 차이가 다르며 이를 Table 2에 정리하였다.

Table 2. Oxidizer Supply Conditions by Fuel Change [9]

Fuel	Oxidizer Supply Velocity	L_{max}
PE	157.2~230.4m/sec	0.78 m
PC	170~270 m/sec	0.65 m

3.3.2 추력제어 실험

앞선 결과를 바탕으로 산화제 유량제어 장치와 하이브리드 로켓과의 거리를 최소한의 산화제 공급 배관 길이인 0.65 m 보다 가까운 0.62

m로 변경하여 제어 실험을 실시하였으며 그 외의 실험조건인 산화제 가압압력과 추력제어 명령 값은 동일한 조건으로 실험을 진행하였다.

Figure 13은 추진제 PE를 사용하였을 때 추력 제어실험을 실시한 결과로 2차 추력제어실험의 결과인 Fig. 7에 비하여 초기 추력 명령에서 추력 섭동현상이 발생하지 않는 것을 볼 수 있다. 또한 추력 명령에 대한 응답 속도 역시 빨라진 모습을 볼 수 있다. 이러한 결과는 안정적인 추력제어에서 필요한 최소한의 산화제 공급 배관 길이인 0.78 m 보다 가까운 0.62 m 에서 실험을 실시하였기 때문이다. 추력 명령에 따른 정확한 산화제 유량이 스텝 모터에 의해 조절되어 공급된 것을 확인할 수 있다.

또한 초기 점화에서 발생되었던 추력 섭동현상도 점화를 위한 1 N의 점화 유량 명령에 따라 산화제가 공급되는 양이 감소하면서 점화 시 발생했던 불안정한 연소현상도 보완된 것을 볼 수 있다.

Figure 14는 추진제 PC를 사용하였을 때의 추력제어실험 결과이다. Fig. 13의 추진제 PE를 사용한 경우와 같이 2차 추력제어실험(Fig. 8)에 비해 추력 섭동현상이 대폭 감소한 것을 볼 수 있다. 하지만 저 추력 구간인 15 N에서는 연소 후반에 큰 추력 섭동현상이 발생하였다. 이는 안정적인 추력제어를 위한 최소 산화제 배관 길이인 0.65 m 와 거의 동일한 거리를 두고 실험을 하였기 때문에 하이브리드 로켓으로 유입되는 산화제 유량의 도달이 유량 제어 장치의 제어

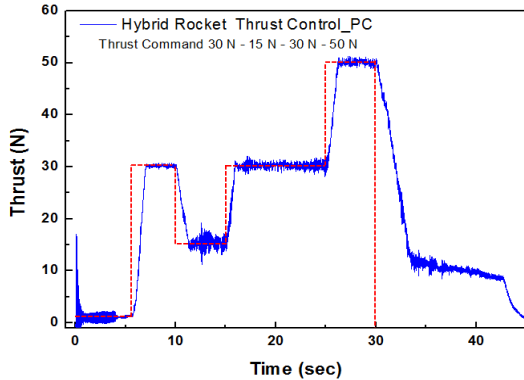


Fig. 14 3rd Thrust Control Test (PC/GO₂) [9]

시간 간격동안 안정적으로 유입되지 못하여 추력 섭동현상이 발생한 것이다.

가장 안정적인 추력 제어가 이루어진 추진제 PE를 이용하여 추력 제어 명령 값을 작게하여 연소 실험을 진행하였다. 기존의 추력 제어 명령 값을 조정하여 30 N - 32 N - 34 N - 32 N - 30 N - 0 N으로 추력 간격을 2 N 간격으로 설정하여 실시하였으며 그 외의 실험 조건은 동일하게 진행하였다. Fig. 15는 그에 따른 실험 결과를 나타낸 것으로 앞서 진행되었던 결과와 같이 추력 섭동현상이 발생하지 않고 작은 변화폭의 추력 제어 명령에 맞추어 안정적인 제어가 정확히 이루어진 것을 확인할 수 있었다.

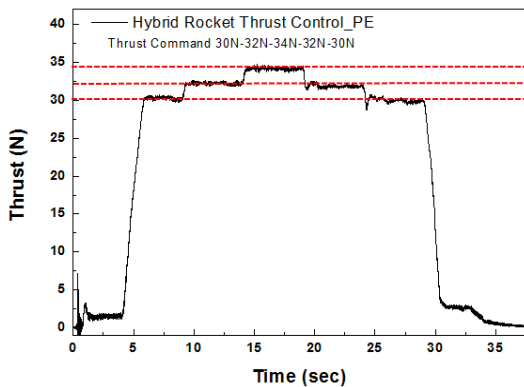


Fig. 15 Thrust Control Test by Command (30 - 32 - 34 - 32 - 30 - 0 N)

4. 결 론

본 연구에서는 산화제 유량 조절을 통한 하이브리드 로켓의 추력 제어 성능 향상에 대한 연구를 진행하였다.

추력 제어 실험에서의 추력 명령 초기에 발생한 추력 섭동현상과 낮은 응답속도 대한 문제점을 발견하였다. 이러한 원인은 추력 명령에 따른 산화제 배관의 유속 변화로 인하여 하이브리드 로켓으로 유입되는 산화제 유량의 도달이 유량 제어 장치의 제어 시간 간격동안 안정적으로 유입되지 못한다고 분석을 하였다.

이를 보완하기 위하여 각 추력 명령 구간에 따른 유속을 계산하여 그에 따른 안정적인 추력 제어를 위한 산화제 배관의 길이를 계산하였으며 실질적으로 연소실험에 적용하였다. 그 결과 응답속도의 향상 및 추력 명령의 ±1 N 이내에서 추력이 안정적으로 추력 제어가 이루어졌다.

후 기

“이 논문은 2010년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업 지원을 받아 수행된 것임(2010-0017045)”

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. 용승주, 김태규, “N₂O 촉매 분해를 이용한 하이브리드 로켓 자연 점화 연구,” 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2010, pp.202-205

4. 안성용, 진정근, 정은상, 권세진, “과산화수소 촉매 분해를 이용한 하이브리드 로켓 자연 점화,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2009, pp.499-506
5. 김학철, 김수종, 전두성, 우경진, 이정표, 문희장, 성홍계, 이진곤 “용융성 다이아프램을 이용한 하이브리드 로켓의 연소 특성 연구,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2010, pp.474-478
6. 오화영, 문성환, 허환일, “HTPB/GO₂ 하이브리드 로켓의 산화제 유량제어,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2004, pp.251-254
7. 이용우, 강완규, 허환일, “GO₂/PE 하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 시스템 설계 및 기초실험,” 한국추진공학회지, 제14권, 제1호, 2010, pp.40-47
8. 강완규, 허환일, “GO_x/PC 하이브리드 로켓의 추력제어 환경에서 후퇴거리 예측,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2009, pp.526-529
9. 강완규, 최재성, 허환일. “하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 추력 섭동 감쇄에 관한 연구,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2010, pp.197-201