

하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 추력 섭동 감쇠에 관한 연구

강완규* · 최재성* · 허환일**

Suppression of Thrust Oscillation for Hybrid Rocket Thrust Control Applications

Wankyung Kang* · Jae Sung Choi* · Hwanil Huh**

ABSTRACT

Precise control of oxidizer mass flow rate is important for hybrid rocket thrust control. In this study, oxidizer mass flow rate control system is developed by using stepping motor which is controlled by Labview program. Gox is used for oxidizer and PolyCarbonate, PolyEthylene, and PMMA is used for solid propellant. To suppress thrust oscillation during thrust control experiment, schematics of the experiment is analysed and revised. Results show that thrust oscillation is suppressed successfully.

초 록

정확한 산화제 유량조절은 하이브리드 로켓의 추력제어에 매우 중요하다. 산화제 유량제어를 위해 스텝모터와 니들밸브를 결합하여 장치하고 Labview 프로그램으로 제어하는 산화제 유량제어 장치를 설계하였다. 하이브리드 로켓 연소실험에 사용한 산화제는 기체산소를 사용하였고, 추진제로는 PolyCarbonate, PolyEthylene, PMMA를 사용하였다. 본 연구에서는 초기 추력제어 실험에서 발생한 추력 섭동(Oscillation)을 감쇠시키기 위한 연구로 추력제어 실험에서 공급되는 산화제 배관 유속의 변화를 통해 발생하는 추력 섭동의 원인을 분석하였으며, 추진제 종류에 따라 달라지는 안정적인 제어 조건을 찾기 위한 연구를 수행하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Thrust Control(추력제어), Oxidizer Mass Flow Control(산화제 유량제어), Regression Rate(후퇴율)

1. 서 론

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

하이브리드 로켓은 고체연료와 액체(기체) 산화제가 이원화되어 산화제의 유량제어를 통해

로켓의 추력을 제어할 수 있다는 장점을 가진다 [1,2]. 하이브리드 로켓의 추력제어를 위해 공급되는 산화제의 유량은 연소과정에서 발생하는 O/F ratio의 변화와 사용 추진제의 후퇴율 특성, 그리고 추력의 크기에 따라 지속적으로 변하게 되는데 안정적인 추력제어를 위해서는 공급 산화제의 연속적이고 정확한 유량제어가 필요하다.

본 연구에서는 하이브리드 로켓의 안정적인 추력제어를 위한 실험으로 50 N급 Lab-scale 하이브리드 로켓을 이용하여 초기 추력제어 실험 [3]에서 발생한 추력 Oscillation현상의 원인을 분석하였으며, 추진제 변화에 따른 안정적인 추력제어 실험을 위해서 산화제 유량제어 거리의 영향에 대해 분석하였다.

2. 본 론

2.1 산화제 유량제어 장치

하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 산화제 공급시스템은 Fig. 1과 같다. 하이브리드 로켓 추력제어 실험에 사용한 산화제는 기체산소 (GO₂)이고, 고체 추진제는 세 종류로 PE (polyethylene), PC(polycarbonate), PMMA(poly methyl methacrylate)를 사용하였다.

공급 산화제의 유량을 추력 명령에 맞게 제어하기 위한 산화제 유량제어 장치는 Needle Valve(N/V)에 Stepping Motor(S/M)를 결합하여 구성하였다[4]. 유량제어 시스템의 원리는 S/M가 회전함에 따라 N/V의 개폐량 조절을 통해 산화제의 유동면적을 조절하여 유량을 조절하는 것이다.

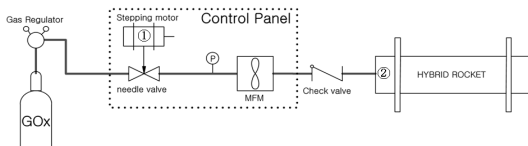


Fig. 1 Configuration of Oxidizer Supply system

S/M는 0.005 sec간격의 추력신호를 로드셀로부터 feedback하여 추력명령과 비교하여 제어되며, 추력신호와 동일한 시간 간격으로 디지털 신호를

통해 제어하였다.

Figure 1의 산화제 유량제어장치(①)와 하이브리드 로켓(②)까지의 거리는 6.5 m의 거리를 두고 초기 실험을 수행하였고, 추력 제어 성능을 높이기 위해 두 장치간의 거리를 줄여 실험을 수행하였다.

2.2 추력 Oscillation 문제점

Figure 2, 3은 추진제 PE와 PC의 추력제어 초기 실험결과이다. 점선으로 표시된 추력명령을 따라 추력이 변하고 있는 것을 확인 할 수 있다. 하지만 추력 명령 초기에 추력이 안정적으로 유지되지 못하고 심하게 Oscillation하는 것을 확인 할 수 있다[3].

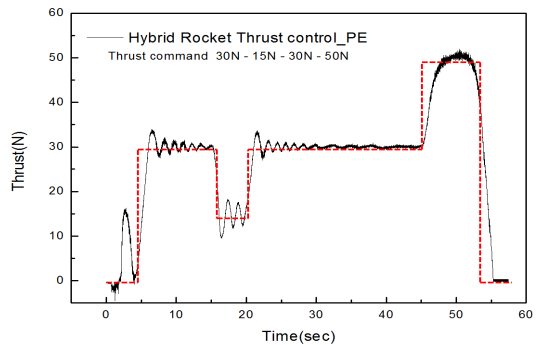


Fig. 2 Thrust Control Test (PE/GO₂) [3]

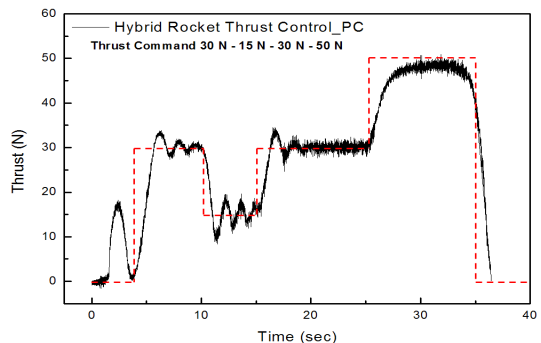


Fig. 3 Thrust Control Test (PC/GO₂) [3]

추력제어가 안정적이지 못한 원인은 단순한 feedback제어의 제어 성능문제와 산화제 유량제어장치인 S/M의 하드웨어적인 한계라고 판단하

여 원인 분석을 하였다. 하지만 추력제어 실험에서 각 추진제에 따라 발생하는 Oscillation양상이 다른 것을 확인하였다. 따라서 각 추진제에 따라 안정적인 추력제어를 위한 제어 조건이 있을 것으로 판단하였고, 추진제에 따라 Oscillation이 다르게 나타나는 원인을 추진제의 연소 특성과 연관하여 분석하였다.

추력 Oscillation의 양상을 보면 특정한 패턴이 없이 요동치는 것처럼 보인다. 하지만 각 추진제 별로 동일한 추력 명령 구간인 30 N의 추력 명령 구간의 두 지점을 교차하여 분석한 결과 추력이 Oscillation하는 변화 폭과 간격이 같음을 알 수 있었다. 또한 15 N의 추력 명령 구간에서는 Oscillation폭이 더 커졌으며 초기 점화를 위한 1 N 점화 유량 명령에서 최대 폭의 Oscillation 현상이 발생하였다.

추력이 높을 때보다 낮을 때 Oscillation현상이 커지는 것을 확인하고 원인을 분석한 결과 낮은 추력에서의 공급 산화제의 유량이 작아짐에 따라 배관 내 산화제 유속 변화에 의한 유량제어 장치의 디지털 신호 제어 간격인 0.005 sec동안 산화제가 이동하는 거리의 변화가 Oscillation현상의 원인임을 알 수 있었다.

2.3 원인분석 - 배관 유속 변화의 고찰

하이브리드 로켓의 추력실험 과정에서 터빈 유량계(TFM)를 통한 산화제의 유량을 측정하였다.

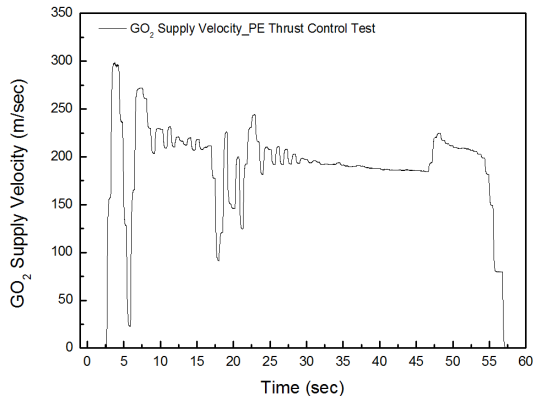


Fig. 4 GO₂ Supply Velocity Change (GO₂/PE)

측정된 유량(Q_p)는 배관단면적(A_p)로 나누어 배관 유속(V_p)을 계산하였다.

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

유속 계산 시 산화제 온도와 배관 압력 손실에 의한 영향은 0.01% 이내로 그 영향을 무시하였다.

Figure 4는 추진제 PE의 추력제어 실험에서 산화제 유량데이터를 통해 계산된 산화제 배관 속도이다. 평균속도를 Oscillation하는 추력 명령구간에서 유량의 평균을 계산하면 최저 유속은 157.2 m/s이고 최대 유속은 230.4 m/s이다. 즉 15 N 추력 명령인 최저 산화제 유량 구간에서는 157 m/s의 유속으로 산화제가 배관을 지나고, 최대의 추력명령인 50 N에서는 230 m/s의 유속이 생긴다. 산화제 유량을 통해 계산된 최저유속에 유량제어 장치인 S/M의 제어 간격인 0.005 sec의 시간을 곱하면 안정된 추력을 제어하기 위한 유량제어 장치와 하이브리드 로켓사이의 거리인 최대 산화제 공급 배관 길이가 나온다. 추진제마다 추력제어 실험의 안정성을 확보하기 위해서는 유량제어 장치와 하이브리드 로켓을 최대 산화제 공급 배관 길이보다 가깝게 설치해야 한다고 판단된다. Table 1에 추진제 별 추력제어 실험을 통해 얻은 유속변화 폭과 최대 산화제 공급 배관 길이 (L_{max})를 정리하였다.

Table 1. Oxidizer Supply Conditions by Fuel Change

Fuel	Oxidizer Supply Velocity	L_{max}
PE	157.2~230.4m/sec	0.78 m
PC	170~270 m/sec	0.65 m
PMMA	275~375 m/sec	1.40 m

2.4 추력제어 개선 실험

Table 1의 결과를 바탕으로 최대 산화제 공급 배관 길이(산화제 유량제어 장치와 하이브리드 로켓사이의 거리)보다 가까운 0.62 m로 하이브리드 로켓과 산화제 유량제어장치를 설치하고, 그 외의 실험조건(산화제 가압, 제어 명령 등)은 Fig 2, 3의 실험과 동일하게 한 상태에서 추진제

PE와 PC의 추력제어 실험을 수행하였다. 실험 결과는 Fig. 5, 6에서 보이는 것처럼 Oscillation 현상이 발생하지 않았고, 추력명령에 대한 반응 속도가 빨라진 모습을 볼 수 있다. Fig. 5의 PE 추력제어 실험 결과는 계산된 PE의 최대 산화제 공급 배관 길이인 0.78 m보다 가까운 0.62 m 거리에서 실험하였기 때문에 매우 안정적인 것을 볼 수 있다. 하지만 Fig. 6의 PC 추력제어 결과는 계산된 거리인 0.65 m와 거의 동일한 거리를 두고 실험했기 때문에 저 추력 제어명령에서 연소 후반 O/F ratio가 감소하면서 불안정해지는 모습을 보였다.

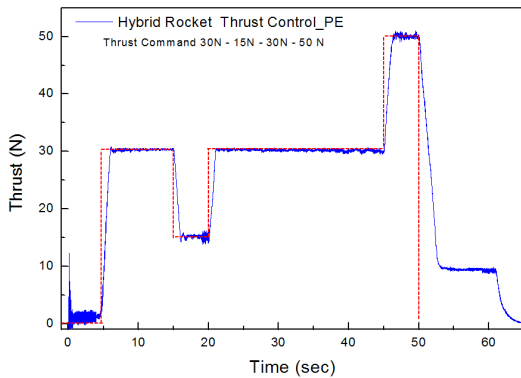


Fig. 5 Enhanced Thrust Control Test PE/GO₂ Hybrid Rocket

이브리드 로켓 사이의 거리 계산의 정확성을 판단하기 위해 추진제 PMMA는 최대 유속과 최저 유속의 중간인 310 m/s에서의 산화제 공급 거리인 1.56 m에서 실험을 진행하였다. 그 이유는 30 N 이상의 추력제어에서는 높은 배관 유속에 의해 스텝모터의 제어 시간 동안 산화제가 배관 내를 이동하는 거리가 1.56 m 이상이고 15 N 추력제어에서는 배관 유속이 낮아져 산화제 이동거리가 1.56 m보다 짧아 당초 예상했던 Oscillation 현상이 발생하는 것을 확인하기 위해서이다. 실험 결과는 Fig. 7과 같이 Oscillation 예상 구간인 15 N 추력 명령에서만 추력 Oscillation이 발생하였다.

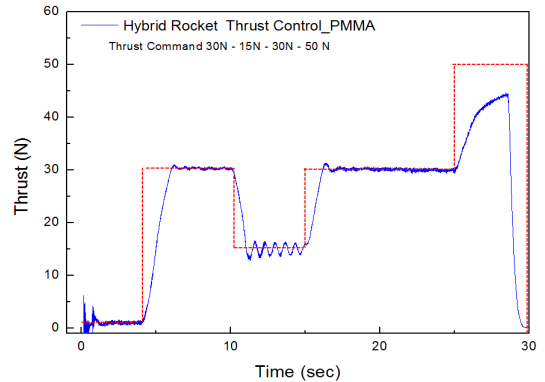


Fig. 7 Enhanced Thrust Control Test PMMA/GO₂ Hybrid Rocket

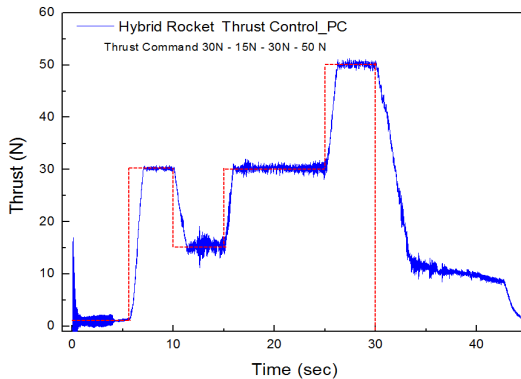


Fig. 6 Enhanced Thrust Control Test PC/GO₂ Hybrid Rocket

안정적인 추력제어를 위한 유량제어장치와 하

2.5 후퇴율 분석

각 추진제의 연소특성인 후퇴율(regression rate) 특성을 분석하기 위해 추력제어 범위에서 공급 산화제의 유량을 변경하여 후퇴율 측정 실험을 하였다. 산화제 질유량을 연소 전후의 포트 평균 면적으로 나눈 평균 산화제 질량유속을 통해 후퇴율을 계산하였다. 추력제어 실험에서 추진제의 후퇴율 특성의 중요성은 추진제에 따른 추력제어 범위와 시간을 고려하기 위해서 중요하다[5, 6]. 또한 후퇴율과 O/F ratio와의 관계를 통해 추력제어 상황에서 공급 산화제의 유량을 예측할 수 있기 때문에 추진제에 따른 후퇴율 실험식을 계산하였다. 각 추진제의 후퇴율 실험식의 계산 결과는 Fig. 8과 Eq. 2, 3, 4에 정리하였다.

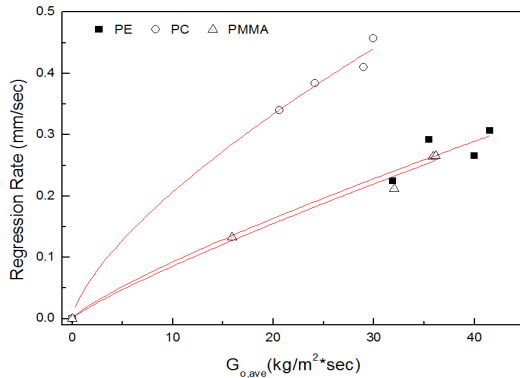


Fig. 8 Regression Rate of solid fuels

$$PE : \dot{r} = 0.01394 G_{o,ave}^{0.82197} \quad (2)$$

$$PC : \dot{r} = 0.04217 G_{o,ave}^{0.69036} \quad (3)$$

$$PMMA : \dot{r} = 0.01181 G_{o,ave}^{0.85956} \quad (4)$$

3. 결 론

본 연구에서는 하이브리드 로켓의 추력제어의 초기 실험에서 발생한 추력 Oscillation현상의 원인을 분석하였다. 추력 Oscillation현상의 원인은 추력제어 과정에서 지속적으로 변하게 되는 산화제 유량이 배관 유속의 변화를 발생시켜 유량제어 장치의 제어 시간 간격동안 산화제가 안정적으로 공급되는 거리가 변하기 때문이라는 것을 확인하였다. 또한 고체 추진제의 종류에 따라 후퇴율 특성과 O/F ratio 가 달라져 배관 유속은 지속적으로 달라지는 것을 파악하여 안정적인 추력제어를 위한 산화제 유량제어 장치와 하이브리드 연소기 사이의 배관 길이를 살펴보고

실험을 통해 제어 안정성을 확인하였다.

후 기

“이 논문은 2009년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(2009-0067305).”

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. 윤동익, 강완규, 이용우, 이종률, 허환일, “하이브리드 로켓의 추력제어 기법에 대한 기초연구,” 제31회 한국추진공학회 학술대회, 2008
4. 이용우, 강완규, 현환일, “GO₂/PE 하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 시스템 설계 및 기초실험,” 한국항공우주학회지, 제14권 제1호, 2010, pp.37-44
5. 강완규, 허환일, “GO_x/PC 하이브리드 로켓의 추력제어 환경에서 후퇴거리 예측,” 제33회 한국추진공학회 학술대회, 2009
6. 강완규, 최재성, 허환일, “GO_x/PC, GO_x/PE 하이브리드 로켓의 추력제어 실험,” 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2010