



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(5), 325-332(2022)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.5.325

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

산화제 공급압력이 감소하는 환경에서 하이브리드 로켓 추력제어

채동훈¹, 채희상², 이창진³

Hybrid Rocket Thrust Control in an Environment With Decreasing Oxidizer Supply Pressure

Donghoon Chae¹, Heesang Chae² and Changjin Lee³Department of Aerospace Engineering, Konkuk University, Seoul, Republic of Korea^{1,3}Space Pioneer Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Republic of Korea²

ABSTRACT

The vertical take-off and vertical landing (VTVL) function is essential to carry out exploration missions on the moon or Mars. For this, the engine of the exploration vehicle must have appropriate thrust control accuracy and response time. The hybrid rocket engine (HRE) is known to have a high level of thrust control capability that can satisfy these conditions. This study aims to first verify whether the thrust control performance of the developed HRE is suitable for VTVL. To this end, an oxidizer supply system that does not use a pressurization device was adopted, aiming for a mission time of about 10 seconds. In this study, the thrust control characteristics appearing under various supply pressure decreasing conditions were identified through experiments. Appropriate tank and charging conditions were set from the experimental results. In addition, the results of previous studies and current study's test were compared to confirm whether the developed HRE had adequate control performance for VTVL, and finally, the thrust control performance was verified through altitude control simulation.

초 록

우주탐사 임무를 수행하기 위해서는 탐사선에 수직이착륙 기능이 필수적으로 탑재되어야 한다. 수직이착륙을 위해서는 탐사선의 엔진이 적절한 추력제어 정확도와 짧은 응답시간을 가져야 한다. 하이브리드 로켓은 이러한 조건을 만족할 수 있는 높은 수준의 추력제어 능력을 갖고 있다. 이 연구는 개발한 하이브리드 로켓 엔진의 추력제어 성능이 수직이착륙에 적절한지 검증하는 것을 목적으로 하고 있다. 이를 위해 가압장치 없이 공급압력이 감소하는 산화제 공급시스템을 적용한 엔진을 사용하여 약 10초 내외의 임무를 수행하고자 하였고, 공급압력 감소가 추력제어 정확도와 응답시간에 미치는 영향을 확인하였다. 실험결과에 의하면 적절한 감소율과 초기 압력 수준이 추력제어 정확도와 응답시간에 중요한 영향을 미치는 인자로 확인되었으며 고도제어 시뮬레이션을 통해 추력제어 성능을 검증했다.

Key Words : Hybrid Rocket Engine(하이브리드 로켓 엔진), Thrust Control(추력제어), Vertical Take-off and Vertical Landing(수직이착륙), Decreasing Supply Pressure(공급압력 감소)

† Received : February 9, 2022 Revised : March 15, 2022 Accepted : March 15, 2022

¹ Graduate Student, ² Researcher, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

수직이착륙(VTVL) 기능은 우주탐사 임무를 수행하기 위해 탐사선이 반드시 갖춰야 하는 가장 중요한 기능이며 엔진의 추력을 이용해 고도와 속도를 제어한다. 주어진 임무를 정확하게 수행하려면 정확하고 빠른 추력제어 능력이 필요하다. 이전 연구들은 액체 로켓 엔진의 추력제어 정확도에 대한 요구 사항[1]과 다양한 엔진의 추력 응답시간에 따른 수직이착륙 임무수행 특성에 대한 연구를 진행하였다[2]. 그러나 이런 조건 외에도 또 다른 종류의 요구 조건이 필요한데, 그것은 수직이착륙용 엔진이 고도제어 시스템 등의 하위 시스템과 적절하게 연동될 수 있는 능력에 대한 조건이다. 이런 이유로 수직이착륙 시스템에는 추력제어가 용이하고 다른 시스템과의 연동성이 이미 증명된 액체로켓 엔진(liquid rocket engine, LRE)이 주로 사용되고 있다[3].

한편 하이브리드 로켓 엔진(hybrid rocket engine, HRE)은 산화제 유량 조절만으로도 추력제어가 가능하며 액체로켓에 비해 간단한 구조와 높은 안전성, 소화 및 재점화가 가능한 장점 때문에 수직이착륙에 적합한 엔진으로 주목받고 있다. 사실 하이브리드 로켓 엔진은 연소 중 산화제/연료비(O/F비)가 변화하며 고체연료의 큰 열 관성에 의한 연소지연이 있어 액체로켓 엔진에 비해 상대적으로 추력제어에 불리한 특징을 갖고 있다. 그럼에도 많은 선행연구들에서 연소실 압력 피드백과 적절한 제어 알고리즘을 적용하여 높은 수준의 추력제어 능력을 입증하였다[4,5]. 이들 연구는 모두 산화제 공급압력을 일정하게 유지하는 조건에서 수행된 결과를 제시하고 있다.

사실 정확한 추력제어를 위해서는 가압장치를 사용하여 추진제 공급압력을 일정하게 유지하는 것이 매우 중요하다. 그러나 실험실 규모(lab-scale)의 시연기를 만들어 약 10~30초 정도의 짧은 시간 동안 임무를 수행하는 것이 목표일 경우, 시스템의 질량감소와 구조의 단순화를 위해 가압장치를 사용하지 않는 공급 시스템을 채택하는 경우도 있다. 예를 들어 참고문헌[1]에서는 탑재중량 제한을 만족하기 위해 블로우다운(blow down) 방식의 공급시스템을 갖는 액체로켓 엔진을 이용하였다.

본 연구도 하이브리드 로켓의 수직이착륙 성능 검증을 위해 약 25kg 정도의 시연기를 구성하고 10초 내외의 상승-정지-하강을 포함하는 수직이착륙 임무를 목표로 하고 있다. 따라서 가압장치 없이 블로우다운 방식의 공급시스템을 이용한 로켓엔진을 개발하려 한다. 이 엔진에서 산화제 N_2O 는 상온에서 약 5.1MPa의 증기압을 갖고 있고 자발 가압이 가능하며, 산화제 소모에 의해 탱크 내의 압력이 낮아지면 액체상태의 N_2O 가 비등하며 압력을 보충하므로[6] 별도의 가압장치를 사용하지 않고도 어느 정도 시간

동안 공급압력 압력유지가 가능하리라 판단된다. 또한 상용부품(commercial off-the-shelf, COTS)만을 사용하여 엔진을 구성할 수도 있다.

본 연구는 가압장치가 없는 산화제 공급시스템을 구성하여 추력제어 실험을 수행하였다. 사용된 하이브리드 로켓 엔진은 N_2O /HTPB 조합의 추진제를 사용했다. N_2O 가 어느 정도 압력감소를 보상하는 효과가 있지만 연소가 진행됨에 따라 공급압력은 결국 낮아진다. 따라서 이 연구의 첫 번째 목표는 산화제 공급압력의 감소가 추력제어 특성에 미치는 영향을 확인하는 것이다. 이를 위해 다양한 공급압력과 감소를 조건에서 N_2O /HTPB 조합 하이브리드 로켓 엔진의 추력제어 특성을 연구하였다. 또한 이런 산화제 공급 환경에서 수직이착륙 임무 수행을 위한 추력제어 정확도와 응답시간에 대한 요구 조건을 만족하는지 확인하기 위해 실험 결과를 수직이착륙 비행에 성공한 다른 종류의 엔진이 갖는 제어성능과 비교하였다. 마지막으로, 지상에서 구성한 엔진을 이용해 고도제어 시뮬레이션을 수행하였고 하이브리드 로켓 엔진이 고도제어 시스템과 적절히 연동되어 수직이착륙 임무를 수행할 수 있는지 확인하였다.

II. 공급압력 감소 환경에서 추력제어

하이브리드 로켓의 추력제어에 대한 선행연구는 대부분 가압장치에 의해 공급압력을 일정한 조건에서 유지하고 진행한 연구였고, 산화제 공급압력 감소가 추력제어에 어떤 영향을 미치는가에 대해서는 충분한 연구가 진행되지 못했다. 따라서 이 장에서는 공급압력의 감소가 추력제어 성능에 미치는 영향을 분석하고 적절한 탱크의 크기와 초기 압력조건을 설정하고자 한다. 또한 이를 바탕으로 구성된 하이브리드 로켓엔진의 추력제어 성능을 검증하여 초기 압력조건의 적절성을 확인할 예정이다.

추력제어 성능의 적절성을 판단하기 위해서는 제어 정확도와 응답시간(response time)을 측정하여야 한다. 이 두 변수는 계단응답(step response) 실험을 통해서 측정이 가능하다. Fig. 1은 계단응답 실험을 통해 측정된 추력제어 결과와 응답특성을 보여주고 있다. Fig. 1의 위쪽 그림은 0과 1 사이의 값으로 정규화 계단입력 명령과 연소압력 제어실험 결과를 나타낸다. 아래쪽 그림은 측정결과의 시간 미분 값이다. 추력제어 오차는 계단입력이 인가되었을 때, 추력이 '안정'된 후의 측정값에 대한 시간평균과 명령 사이의 오차율로 정의한다[4]. 이때 추력 '안정'에 대한 기준을 세우기 위해 1Hz 저역통과 필터를 통해 실험결과의 잡음을 제거한 후 시간 미분한 값을 이용하였다. Fig. 1을 보면 0~2초 사이에 추력이 명령 근처까지 천이하는 구간을 제외하면 연소실 압력 시간변화율은 0근처(-0.1~0.1)에서 유지된다. 시간변화율은

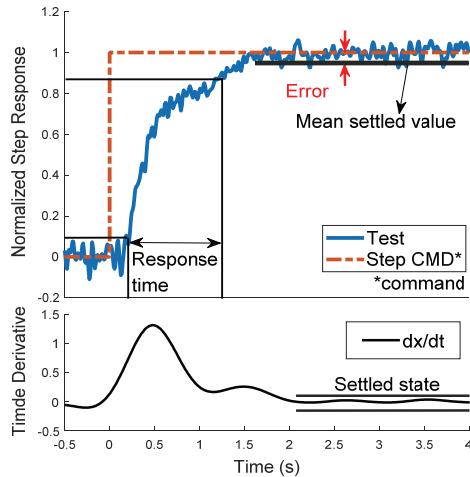


Fig. 1. Measuring thrust control error and response time in step response test

이 정확히 0이 되지 못하는 원인으로 연소 압력진동, 연소실 가열에 따른 오차가 나타나기 때문으로 보인다. 본 연구에서는 시간변화율이 $-0.1 < dp_c/dt < 0.1$ (MPa/s) 상태를 ‘안정’된 상태로 정의했다. 또한 추력 응답시간은 명령 값의 10%~90%에 도달하는 시간으로 정의된다[7]. 한편 이전 연구결과들에서는 수직이착륙 비행에 성공한 액체로켓엔진이나 공기흡입식엔진(Air-breathing Engine, ABE)의 경우 약 1~2% 정도의 추력제어 오차와 0.7~1.2초 정도의 응답시간을 갖고 있음을 보고하고 있다[1,8].

따라서 이 장에서는 공급압력과 감소율이 추력제어 오차와 응답시간에 미치는 영향을 관찰하기 위해 일련의 계단응답 실험을 구성하였다. 또한 수직이착륙 비행에 성공한 이전 연구의 엔진 추력제어 성능과 본 연구의 실험결과를 비교하여 적절성을 확인하였다.

2.1 실험 장치 및 조건

Figure 2는 공급압력 변화가 추력제어에 미치는 영향을 관찰하기 위해 설계된 실험 장치의 개략도이다. 실험 장치는 하이브리드 로켓 엔진과 제어시스템으로 이루어져 있다. 실험에서 사용된 하이브리드 로켓 엔진은 고체연료인 HTPB 및 산화제인 액체 N_2O 의 조합으로 연소실 압력 약 1MPa에서 300N의 추력을 생성할 수 있다. N_2O 는 상온에서 약간의 가압만으로 액체 상태를 유지하므로 시스템을 간단하게 구성할 수 있다. 공급압력 감소 조건을 조절하기 위해 다양한 크기의 탱크를 이용했다. 또한 공급 초기 압력을 제어하기 위해 탱크를 단열 처리하고 전기 히터를 사용해 N_2O 증기의 온도를 조절했다. 가동범위가 90°인 볼 밸브와 서보모터를 사용하여 N_2O 유량을 제어한다.

제어시스템은 DAQ 모듈과 제어 컴퓨터로 구성되어 있다. 비행 중 추력제어는 추력에 정비례하고 측정이 용이한 연소실 압력에 대한 피드백 제어를 통해 이루어졌다. 제어기로는 그 특성이 잘 알려져 있

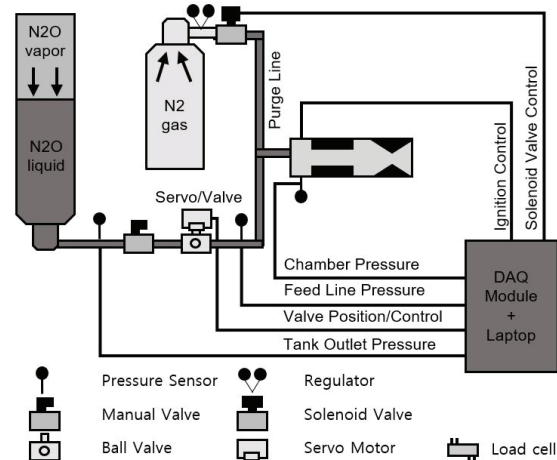


Fig. 2. A schematic of experimental setup

고 다른 많은 연구에서 사용되었던 PID제어기가 사용되었으며[1,4], 제어과정은 다음과 같다. 먼저 엔진에 내려진 추력명령을 실험으로 미리 파악한 비례관계를 통해 연소실 압력명령으로 변환한다. 연소실 압력명령과 측정값 사이의 오차를 계산한 후 PID제어기에서 목표 추력을 달성하기 위한 산화제 밸브 위치를 계산한다. 마지막으로 계산된 밸브 위치 명령을 구동기에 전달한다. 위와 같은 측정, 오차 및 PID 명령 계산, 구동기와의 통신 과정을 초당 100회 반복함으로써 지속적으로 연소실 압력을 명령 값에 근접하게 유지한다.

이 장에서는 서로 다른 실험조건을 갖는 네 가지 실험을 진행하였다. Test 1, 2는 공급압력이 감소하여도 기체가 수직비행 할 수 있는 추력이 유지될 수 있는지 확인하는 실험이며, 공급압력 감소율이 추력제어 정확도에 어떤 영향을 미치는지 관찰하였다. Test 3, 4에서는 예측되는 요구추력 범위 안에서 두 번의 계단 입력에 따라 추력을 제어하였고, 초기의 공급압력 값이 추력제어 오차와 응답시간에 미치는 영향을 관찰했다. Table 1은 Test 1~4의 실험조건을 요약한 표이며, K_p , K_i 는 각각 비례, 적분 제어이득을 의미한다.

Table 1. Step response test cases

Case	Chamber Pressure (MPa)	Supply Condition		Control Gain
		Max. Decreasing Rate (MPa/s)	Initial Pressure (MPa)	
Test 1	0.8	0.3	4.5	$K_p:5,$ $K_i:30$
Test 2	0.8	0.3	4.5	$K_p:10,$ $K_i:45$
Test 3	0.6 - 1	0.04	4.5	$K_p:10,$ $K_i:45$
Test 4	0.6 - 1	0.03	6	$K_p:10,$ $K_i:45$

2.2 산화제 공급압력 감소율의 영향

Test 1, 2는 산화제의 공급압력 감소가 있는 환경에서 9초간 수직비행에 필요한 추력을 정확하게 유지하는지 확인하는 실험이다. 공급압력 감소율이 추력제어 정확도에 미치는 영향을 관찰할 수 있다. 모든 실험의 추력제어 오차는 2.1절에서 언급한 것과 마찬가지로의 '안정'기준을 통해 계산하였다. 향후 시연기에 탑재하기 위해 1차적으로 선정된 4.6L 탱크를 이용했다. 두 실험에서 모두 점화 후 0초에 250N에 상응하는 연소실 압력(0.8MPa) 계단입력을 엔진에 전달하여 약 9초간 추력변화를 관찰하였다.

Figure 3의 위쪽 그래프와 아래쪽 그래프는 각각 Test 1의 연소실 압력 제어 결과와 연소실 압력의 시간변화율을 나타낸다. 그림에서 P_c , P_c CMD, P_{tank} , dP_c/dt 는 각각 연소실 압력, 연소실 압력명령, 탱크의 공급 압력, 연소실 압력의 시간변화율을 나타낸다.

Test 1은 연소압력의 '안정'조건과 공급압력 감소율에 따라 세 구간(A1, B1, C1)으로 나눌 수 있다. 본 연구에서 사용된 엔진은 밸브가 작은 개구면적을 유지한 상태로 점화되며, 점화가 이루어지면 약 0.5~0.7MPa 정도의 압력이 된다. A1구간은 폐루프 추력제어가 시작되는 구간으로, 연소실 압력을 명령 값(0.8MPa)에 수렴시키기 위하여 밸브가 점화위치에서 급격하게 열리기 시작하는 일종의 천이 구간이다. 이 구간에서는 연소압력이 안정되지 않은 상태이므로, 추력제어 오차 분석에서 제외하였다. B1구간은 공급압력 감소율이 큰 상태에서 연소실 압력이 안정된 상태이다. C1구간은 공급압력이 감소율이 상대적으로 작아진 상태에서 연소실 압력이 안정된 상태이다. 추력제어 오차는 각 구간에서의 시간평균값을 이용해 계산하였다.

B1구간과 C1구간에서 공급압력 감소율 차이가 크게 나타나는 이유는 압력이 낮아져도 N_2O 가 감압, 비등하는 데 시간이 걸리기 때문이다. 연소 초기에

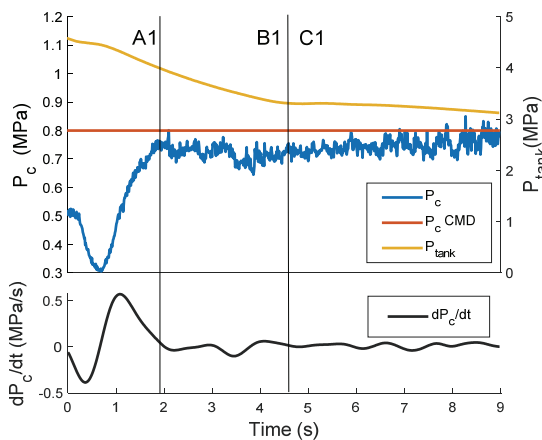


Fig. 3. Chamber pressure control and their time derivatives in Test 1

N_2O 가 밸브를 통해 갑자기 배출되면 비등이 발생하기 전에 탱크 안에 존재하던 N_2O 증기가 팽창하면서 압력이 낮아진다. 그러나 약 5초 이후부터 비등이 시작되어서 N_2O 증기가 보충되기 시작하면 압력 변화율이 상대적으로 작아진다. 이는 자발가압 상태의 N_2O 를 사용한 많은 연구에서 공통적으로 관찰된 현상이다[9].

이 결과에서 공급압력 감소율의 변화에 따라 추력제어 정확도가 달라지는 것을 관찰할 수 있다. 공급압력 감소율이 약 0.3MPa/s인 B1구간에는 추력제어 오차가 약 10%이다. 그러나 공급압력 감소율이 약 0.08MPa/s로 낮아진 C1구간에는 추력제어 오차가 약 7.4%로 제어성능이 소폭 향상된다. 이런 오차의 발생은 공급압력 저하가 제어루프에 지속적인 외란으로 작용하기 때문이며, 다음과 같은 과정을 통해 설명이 가능하다. 즉 공급압력이 지속적으로 작아지면 동일한 밸브 개구 면적을 통과하는 유량이 감소하며, 작아진 유량 때문에 연소 압력이 작아진다. 이를 상쇄하기 위해서 밸브로 개구 면적을 넓히는 명령이 전달된다. 이때 밸브 면적 증가에 의해 나타나는 유량증가 효과와 공급압력 저하 때문에 나타나는 유량감소 효과의 균형이 나타나는 곳에서 연소실 압력이 유지되며, 오차는 이를 반영하여 발생한다.

이론상 오차를 줄이는 가장 간단한 방법은 제어이득을 크게 해서 작은 오차에도 밸브가 민감하게 움직이게 유도하는 것이다. 따라서 Test 2는 같은 조건에서 제어이득을 크게 하여 제어성능을 향상하려 하였다. Test 2의 결과(Fig. 4)를 보면, 공급압력이 Test 1과 동일한 거동을 보이고 있다. 그러나 연소실 압력의 거동은 Test 1과 달라졌다. Test 2에서도 마찬가지로 기준을 통해 구간을 나누어 보면 크게 세 구간으로 나누어진다. 밸브가 점화위치로부터 열리기 시작하는 A2구간, 공급압력 감소율이 큰 상태에서 연소실 압력에 진동이 발생하는 B2구간, 공급압력 감소율이 상대적으로 작은 상태에서 연소실 압력이 안정

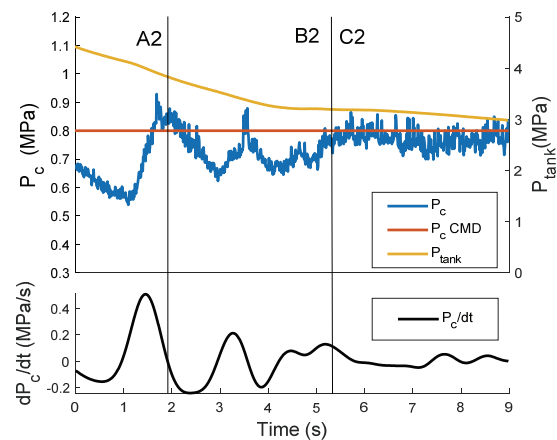


Fig. 4. Chamber pressure control and their time derivatives in Test 2

된 C2구간이다. A2구간은 Test 1에서와 마찬가지로 분석에서 제외하였다. C2구간에서의 추력제어 오차는 4%로 Test 1의 C1구간에서의 7.4%보다 작은 값을 보이므로 실험에서 의도한 바와 같이 제어성능이 향상되었음을 알 수 있다. 그러나 B2구간의 경우 연소실 압력이 안정되지 못하였으므로 같은 공급압력과 감소율 조건을 갖는 Test 1의 B1구간과 비교했을 때 제어 결과가 오히려 악화되었다.

Test 1, 2에서는 공급압력 감소율이 추력제어 정확도에 어떤 영향을 미치는지 확인했다. 정확한 추력제어를 위한 PID제어기가 적용되어 있더라도 공급압력 감소가 발생하면 추력제어 오차가 발생한다. Test 1, 2에서는 탱크 내의 증기가 급격히 팽창하는 연소 초기에 상대적으로 큰 압력 감소율을 갖고, 비등이 시작되는 연소 중반부터는 작은 압력감소율을 보였다. Test 1의 경우 추력제어 오차가 공급압력 감소율에 비례한다. 이 연구에서는 1차적으로 더 큰 제어이득을 적용해서 제어성능을 향상하고자 하였다. 결과적으로 Test 1보다 더 큰 이득이 사용된 Test 2에서 부분적으로 추력제어 오차를 줄일 수 있었다. 그러나 공급압력 감소율이 큰 실험 초기에는 오히려 제어성능이 감소하였다. 그러므로 제어이득 조정과 동시에 공급압력 감소율을 일정 값 이하로 유지하려는 노력이 필요하다. Test 2의 C2 구간에서 추력제어 오차가 가장 작았으므로(4%) 나머지 실험은 공급압력 감소율을 0.08MPa/s 이하로 유지한 환경에서 진행했다. 이를 위해서는 연소 초기에 나타나는 급격한 공급압력 감소를 피해야하므로 점화 후 저 추력 상태에서 수초간 연소를 진행하고, 탱크 내에서 비등이 시작되어 압력 감소율이 낮아진 이후에 제어를 시작하였다.

2.3 초기 공급압력의 영향

Test 3과 4는 주어진 추력명령의 변화를 추종할 수 있는지 확인하기 위한 실험이다. 연소압력 0.6~1MPa은 25kg의 시연기가 임의의 수직이착륙 임무를 수행하기 위한 추력 사용범위이다[2]. Test 3, 4에서는 Test 1, 2에서 보다 더 큰 40L 용기를 사용하여 공급압력 감소율을 0.08MPa/s 이하로 유지하였다. 또한 추력 명령 변화에 대해 엔진이 응답할 충분한 시간을 주기 위해 계단입력 간의 시간 간격을 5초로 설정했다.

Figure 5의 위쪽 그래프와 아래 그래프는 각각 Test 3의 연소압력 제어 결과와 밸브의 움직임은 나타낸다. 그림에서 밸브의 위치는 최대 가동범위(Max. Valve Travel, MVT)의 백분율로 표기되어있다. Test 3의 경우 실험 시작 후 0~5초, 10~15초간 0.6MPa 명령에 대해서는 1.2%의 추력제어 오차를 보였다. 하지만, 1MPa 명령에 대해서는 7%의 추력제어 오차가 나타났다. Test 3에서의 평균적 공급압력 감소율은 0.04MPa/s였다. 압력 감소율이 0.08MPa/s 이하가 유

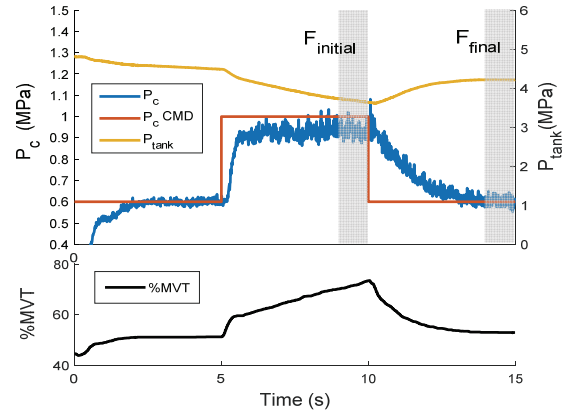


Fig. 5. Chamber pressure control and their time derivatives in Test 3

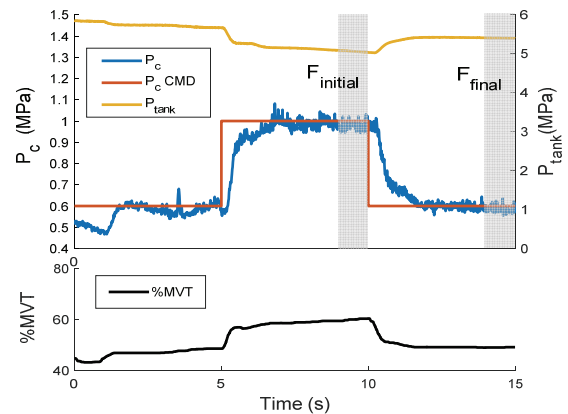


Fig. 6. Chamber pressure control and their time derivatives in Test 4

지 되었음에도 오차가 Test 2에서 관찰한 값보다 크게 발생한 이유는 공급 시스템의 배관 중 밸브보다 유효 면적이 작은 부분에서 유량이 이미 최대치에 도달했기 때문이다. Test 3의 밸브 개도 변화를 보면 실험시간 5초에서 10초 사이에 연소실 압력명령과 측정값 오차를 줄이기 위해 밸브가 75%까지 크게 열림에도 불구하고 연소실의 압력은 일정하게 유지된다. 이는 밸브가 아닌 다른 곳에서 이미 최대 유량에 도달하였음을 의미한다. 이를 해결하기 위해 Test 4에서는 더 높은 초기 공급압력을 갖도록 실험조건을 조정했다. Fig. 6에서 확인할 수 있듯이 실험 시작 후 5~10초 사이의 추력제어 오차가 7.0%에서 1.5%로 향상되었다.

Test 3, 4에서는 초기 공급압력에 따른 추력 응답 시간의 변화도 관찰할 수 있다. Fig. 7은 Test 3과 4의 두 번째 계단응답을 비교한 그림이다. 비교를 용이하기 위해 각각의 계단응답 곡선을 다음 식을 이용하여 초기값과 최종값으로 정규화 하였다.

$$F_{norm}(t) \equiv \frac{F(t) - F_{initial}}{F_{final} - F_{initial}} \quad (1)$$

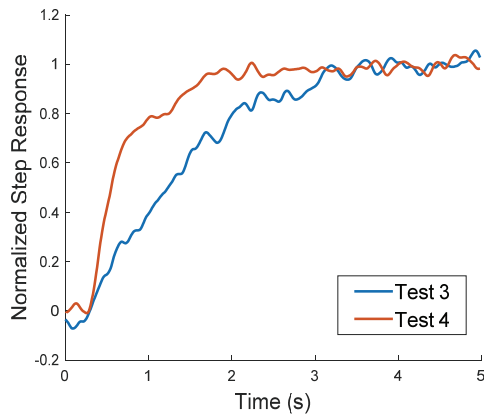


Fig. 7. Comparison of thrust responses measured in Tests 3 and 4 to the second step command

이때, F , F_{norm} , $F_{initial}$, F_{final} 은 각각 측정값, 정규화된 값, 초기값, 계단입력 이후 최종값을 의미한다. 각 값을 구하기 위해 연소실 압력이 '안정' 조건이 된 후 약 1초간 실험값에 시간평균을 취하였다. Figs. 5, 6에 각각 $F_{initial}$, F_{final} 을 계산하기 위해 시간평균을 취한 구간이 회색으로 표시되어있다.

두 실험의 응답시간을 계산해보면 Test 3에서 1.8초, Test 4에서 1.2초로 Test 3이 더 큰 값을 갖는 것을 알 수 있다. 이와 같은 응답시간의 변화 원인은 밸브의 이동 거리로 설명이 가능하다. Test 3의 경우 원하는 산화제 유량을 달성하기 위해 밸브가 최대 이동거리의 23%를 움직였다. 반면 Test 4에서는 공급압력이 상대적으로 높아 밸브가 상대적으로 덜 움직여도 원하는 산화제 유량이 달성되므로 약 12%를 움직였다. 따라서 밸브가 더 먼 거리를 움직여야 하는 Test 3에서 응답시간이 더 크게 나타났다.

적절한 공급압력을 설정한 Test 4에서 추력제어 오차와 응답시간이 크게 향상되었다. 그러나 추력제어 성능이 수직이착륙 수행에 적합한지 여부는 확인이 필요하다. 이를 위해 본 연구에서 개발하고자 하는 시연기와 질량과 사용 추력범위가 유사한 시스템을 선택하였다. 비교대상은 Gyroc5[1]와 EAGLE[8]이다. 두 시스템 모두 추력 성능을 평가하기 위해 계단응답 실험을 진행했다. Table 2는 각 시스템의 사양, 계단응답 실험조건과 결과를 요약한 표이다.

표에서 보듯이, 모든 시스템이 2% 이내의 추력제어 오차를 보였다. 이 중 EAGLE이 가장 작은 오차

를 보였고, Gyroc5의 추력제어 결과의 오차가 가장 컸다. 또한 하이브리드 로켓엔진의 응답시간은 두 비교시스템의 사이 값 정도를 갖는 것을 알 수 있다. 따라서 하이브리드 로켓 엔진의 추력제어 정확도와 응답시간 모두 수직이착륙에 성공한 이전 시스템과 대등한 수준임을 확인하였다.

이 장에서는 공급압력과 감소율이 추력제어에 어떤 영향을 미치는지 확인하고자 일련의 계단응답 실험을 진행하고, 공급압력 조건의 변화가 추력제어 정확도와 응답시간에 어떤 영향을 미치는지 관찰했다. 정확한 추력제어를 위한 PID제어기가 적용되어 있더라도 공급압력 감소율이 있으면 추력제어 오차가 발생한다. 같은 조건이라면 공급압력 감소율이 클수록 추력제어 오차가 커진다. 이를 제어이득을 키우는 것으로 부분적으로 개선할 수 있었지만 공급압력 감소율이 특정 값 이하일 때만 추력제어 오차가 개선되었고, 그 이상일 경우 오히려 연소실 압력 값이 안정되지 못하고 큰 진동이 발생했다. 따라서 제어이득을 크게 하는 동시에 공급압력 감소율이 큰 연소 초기상태에서는 제어를 하지 않고 감소율이 작아진 후에 제어를 하는 방법이 제안되었다. 또한 추력제어 오차와 응답시간은 모두 초기 공급압력에 영향을 받는다. 압력 감소율이 작게 유지되더라도 초기 공급압력이 특정 값 이하일 때는 밸브가 아닌 다른 부분에서 최대 유량이 결정되므로 일정 추력 이상을 달성하지 못하였다. 게다가 압력이 상대적으로 작을 경우 원하는 유량을 달성하기 위해 밸브가 더 먼 거리를 이동해야 하므로 추력 응답시간이 길어졌다. 따라서 제어이득을 크게 함과 동시에 공급압력과 감소율을 특정 범위에서 유지하면 추력제어 성능을 향상할 수 있다. 이 연구의 하이브리드 로켓 엔진의 경우, 공급압력 감소율이 0.08MPa/s 이하, 압력은 5~6MPa 사이를 유지함으로써 추력제어 성능을 크게 개선할 수 있었다. 마지막으로, 개선된 추력제어 성능이 이미 수직이착륙에 성공한 시스템과 대등한 수준임을 확인했다.

III. 고도제어 시뮬레이션

이 연구의 마지막 목표는 하이브리드 로켓 엔진이 고도제어 시스템과 적절히 연동되어 고도제어 임무를 수행할 수 있는지 확인하는 것이다. 이를 간접적으로 확인하기 위해서 선행연구[10]에서 제안한 기법

Table 2. Summary of VTVL system specification and step response test results

Demonstrator	Mass (kg)	Thrust range (N)	Thrust control error (%)	Response time (s)
Current HRE	25 (estimated)	180-300	1.2 - 1.5	0.6 - 1.1
EAGLE (ABE)	30	185-275	0.8 - 1.4	0.7 - 0.9
Gyroc5 (LRE)	25	160-250	1.4 - 1.7	0.7 - 1.2

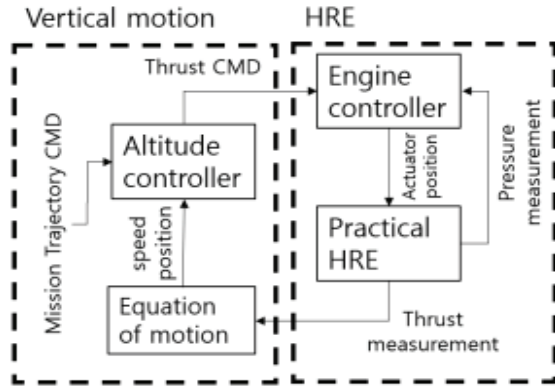


Fig. 8. Schematic of altitude control simulation

을 사용했다. 해당 연구에서는 달 탐사선의 수직이착륙 제어성능을 확인하기 위해 로드 셀을 통해 측정된 추력을 바탕으로 기체의 운동을 실시간으로 모의했다. 또, 이를 엔진과 제어 시스템을 통해 제어하여 수직이착륙 제어 능력을 확인하는 기법을 사용했다. 이 연구에서도 같은 접근법을 사용했다.

Figure 8은 이 연구의 고도제어 시뮬레이션의 개략도이다. 시뮬레이션은 크게 수직운동 부분과 하이브리드 로켓 엔진 부분으로 나눈다. 수직운동 부분의 운동방정식 부분에서는 로드 셀을 통해 측정된 추력을 다음과 같은 식 (2)를 통해 수치적으로 적분하여 기체의 수직속도와 고도를 모의한다.

$$\ddot{h} = \frac{T}{m} - g \quad (2)$$

식 (2)에서 h , T , m , g 는 각각 고도, 추력, 시연기 질량, 중력가속도이다. 고도제어기는 계산된 기체의 고도와 임무 궤적 간의 오차를 통해 추력 명령을 생성하여 하이브리드 로켓 엔진 부분으로 전달한다. 하이브리드 로켓 엔진 부분의 추력제어기는 받아들인 추력명령을 연소실 압력명령으로 변환하고, 측정값과의 오차를 이용해 밸브의 위치를 조절한다. 마지막으로 엔진에서 발생한 추력을 측정하여 수직운동 부분에 전달한다. 이 과정은 초당 100회 이루어지면서 하이브리드 로켓 엔진의 고도제어 상황을 모의한다. 이 과정을 통해 엔진이 고도제어 시스템과 적절히 연동될 수 있는지 확인할 수 있다.

Figure 9는 고도제어 시뮬레이션을 위한 고도 및 수직속도(V_{vert}) 명령을 나타낸다. 고도명령 궤적은 약 6초간 상승-정지-하강을 포함하고, 0.5m/s의 착륙속도를 목표로 한다. 피드백 제어에서 나타나는 시간지연으로 인해 궤적추종 중 고도명령이 0에 도달하여도 기체가 실제로는 체공 중에 있는 경우가 있는데, 이러한 경우에도 안전하게 착륙이 가능하도록 6초 이후 약 2초간 추가적인 착륙제어 신호를 전달한다. 이 시뮬레이션에서는 탑재가 가능하고 임무 시간동안 공급압력과 감소율 조건을 유지 가능한 6.8L 탱크

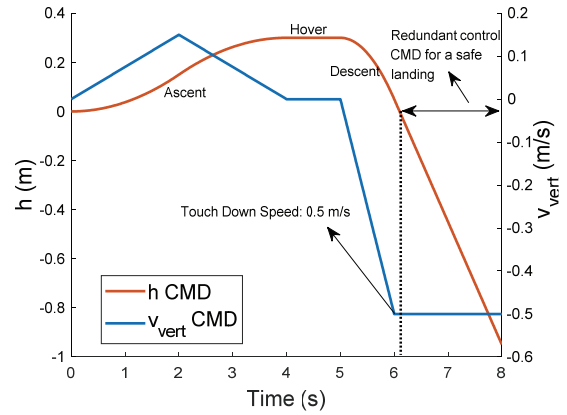


Fig. 9. Altitude and vertical speed command profile

를 사용했다. Fig. 10은 고도제어 시뮬레이션 결과를 나타낸다. Fig. 10(a)에서는 임무 궤적(h CMD)과 시뮬레이션에서 예상된 고도제어 결과(h SIM)를 비교하였다. 하이브리드 로켓 엔진은 임무 궤적을 평균 10cm 이하의 오차를 갖고 추종하였다. Fig. 10(b)는 연소실 압력명령(P_c CMD)과 연소실 압력 측정값을 비교하고 있으며, 공급압력(P_{tank})이 감소함에도 불구하고, 연속적인 연소실 압력명령을 잘 추종하고 있음을 볼 수 있다.

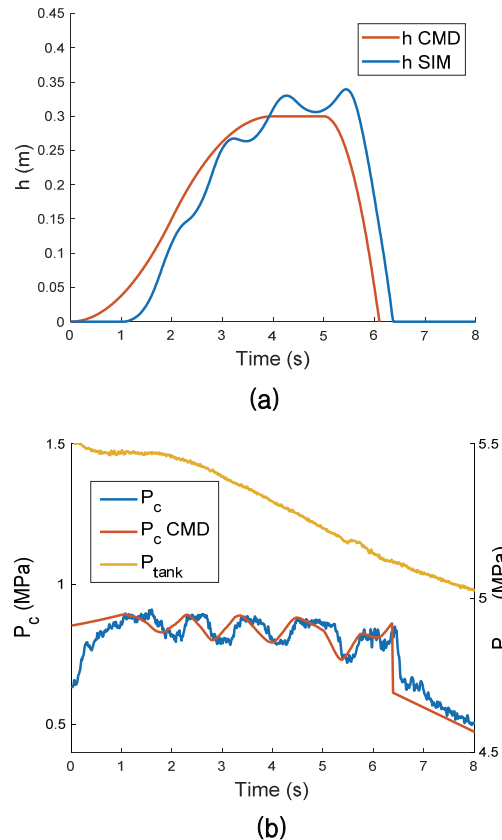


Fig. 10. Simulation results for (a) altitude control and (b) chamber pressure control

IV. 결 론

N_2O 산화제는 자발가압이 가능하여 산화제 공급압력이 감소하여도 압력감소를 보상하는 효과가 있어 특정한 조건을 유지한다면 정밀한 추력제어가 가능하다. 본 연구는 산화제 공급압력의 감소가 추력제어 특성에 미치는 영향을 확인하고 $N_2O/HTPB$ 조합의 하이브리드 로켓으로 10초 내외의 수직이착륙 비행 임무를 수행하는 것을 목표로 하였다. 이를 위해 다양한 공급압력과 감소율 조건에서 엔진의 추력제어 특성을 분석하였고, 개발한 하이브리드 로켓 엔진이 고도제어 시스템과 적절히 연동되어 임무를 수행하는지 확인하였다.

우선, 초기 공급압력과 감소율이 추력제어 오차와 추력의 응답시간에 미치는 영향을 조사하기 위해 일련의 실험을 진행하였다. 실험결과, 산화제 공급압력의 감소율이 특정한 값 이하를 유지하면 정확한 추력제어가 가능함을 확인하였다. 또한 산화제 공급압력의 감소율이 완만하여도 초기 공급압력이 특정 값 이하에서는 요구하는 추력을 만족하지 못하였으며 응답시간도 길어졌다. 따라서 요구하는 추력제어 성능을 유지하려면 초기 공급압력과 감소율을 특정 범위 안에서 유지하여야 한다. 또한 임무 달성을 위해 추력제어 성능이 적절한지 판단하기 위해 수직이착륙 임무에 성공한 로켓 시스템들의 추력제어 오차와 응답시간을 실험결과와 비교하였다. 본 연구의 추력제어 오차와 응답시간이 액체로켓엔진, 공기흡입식엔진과 대등한 수준임을 확인했다.

마지막으로, 고도제어 시스템과의 연동성을 확인하였으며, 수직이착륙 시연기의 예상 질량을 적용하여 고도제어 시뮬레이션을 수행하였다. 이 연구에서 사용한 하이브리드 로켓 엔진은 산화제 공급압력 감소가 있음에도 연속적으로 변하는 추력 명령을 추종하며 약 6초간의 수직이착륙 비행을 성공적으로 수행하였다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2021R1F1A10615161220682073250102).

References

1) Waugh, L., Moore, E. and Macfarlane, J.,

“Closed-loop throttle control of $N_2O/$ IPA thruster,” *Space Propulsion Conference*, May 2018.

2) Chae, H., Chae, D., Rhee, I. and Lee, C., “Simulation of response characteristic of VTVL system with hybrid rocket engine,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 34, No. 12, 2020, pp. 5239~5245.

3) Jang, J. W., Yang, L. and Fritz, M., “Design and Analysis of Morpheus Lander Flight Control System,” *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, August 2014.

4) Whitmore, S. A., Peterson, Z. W. and Eilers, S. D., “Closed-loop precision throttling of a hybrid rocket motor,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 2, 2014, pp. 325~336.

5) Chae, D., Chae, H. and Lee, C., “Controlling plant dynamics change characteristics in thrust response of hybrid rocket engine,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 36, No. 3, 2022, pp. 1~9.

6) Whitmore, S. A. and Chandler, S. N., “Engineering model for self-pressurizing saturated N_2O propellant feed systems,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 4, 2010, pp. 706~714.

7) Zhao, S., Cai, G., Tian, H., Zeng, P. and Yu, N., “Experimental tests of throttleable H_2O_2/PE hybrid rocket motors,” *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, July 2015.

8) Sagliano, M., Dumke, M. and Theil, S., “Simulations and flight tests of a new nonlinear controller for EAGLE lander,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 56 No. 1, 2019, pp. 1~13.

9) Zimmerman, J. E., Waxman, B. S. and Cantwell, B. J., “Review and evaluation of models for self-pressurizing propellant tank dynamics,” *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, July 2013.

10) Rew, D. Y., Lee, W. B., Koo, C. H., Lee, H. H. and Ju, G., “HILS Approach in the virtual flight test of the Korean lunar lander demonstrator,” *AIAA Modeling and Simulation Technologies (MST) Conference*, August 2013.