

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.5.029>

수직 착륙형 Lab-Scale 발사체 시스템 개발을 위한 예비실험

신종민^a · 김덕민^a · 김혜인^a · 유진석^a · 이승현^a · 하동휘^a · 이형진^{a,*}

Preliminary Test for System Design of Lab-Scale Vertical Landing Vehicle

Jongmin Shin^a · Duk-Min Kim^a · Hye In Kim^a · JinSeok Yoo^a ·
Seung Heon Lee^a · DongHwi Ha^a · Hyoung Jin Lee^{a,*}^aDepartment of Aerospace Engineering, Inha University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: hyoungjin.lee@inha.ac.kr

ABSTRACT

With the advent of the New Space era, as global competitiveness in the space launch vehicle market takes center stage, research and development of reusable launch vehicles for cost reduction are actively underway. As a preliminary study for developing Lab-Scale vertical landing vehicle, the basic and core technologies which need to be developed for reusable launch vehicle were intended. Design and verification were done by dividing the entire system into integration, supply, combustor, structure, and control. Lab-Scale vertical landing vehicle design process was established through stationary & flight test verification. Based on the experiences, foundations, and core technologies acquired in this study, further research was planned for developing a Lab-Scale vertical landing vehicle.

초 록

뉴 스페이스 시대를 맞이하여 전 세계적으로 우주 발사체에 관한 시장 경쟁력 확보가 화두로 부각됨에 따라, 발사 비용 절감을 위한 재사용 발사체의 연구 및 개발이 활발히 진행되고 있다. 본 연구는 수직 착륙형 Lab-Scale 발사체 시스템 개발을 위한 사전 단계로, 재사용 발사체 개발에 필요한 기초 또는 핵심 기술을 확보하고자 하였다. 전체 시스템을 체계, 공급, 연소기, 구조, 제어로 구분하여 설계 및 검증을 진행하였다. 각 시스템의 설계를 통합하여 정치시험 및 비행시험 검증을 통해 수직 착륙형 Lab-Scale 발사체 설계 프로세스를 수립하였다. 본 연구에서의 확보한 경험, 기초 및 핵심 기술을 통해 수직 착륙형 Lab-Scale 발사체 개발을 위한 후속 연구를 진행할 계획이다.

Key Words: Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체), Methane Engine(메탄 연소기), Preliminary Flight Test(예비 비행시험)

Received 2 September 2023 / Revised 9 October 2023 / Accepted 15 October 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

뉴 스페이스 시대를 맞이하여 전 세계적으로 우주 수송 비용을 절감하기 위한 연구 및 개발이 활발히 이루어지고 있다. 이중 미국의 Space X는 Falcon 9의 1단 로켓의 수직 착륙을 성공적으로 수행하여 발사체 재사용 기술을 확보하여 활발히 활용하고 있다[1]. 이로부터 많은 국가에서는 발사체의 발사 비용을 획기적으로 낮출 수 있는 재사용 발사체에 많은 관심을 보이고 있으며 개발에 노력을 집중하고 있다. 유럽, 중국, 일본에서도 시장 경쟁력 확보를 위한 자체 연구를 활발히 진행하고 있다. 유럽에서는 저비용의 친환경적인 고추력 재사용 발사체 개발을 위해 Ariane Group이 SALTO(reusable strAtegic space Launcher Technologies & Operations) 프로젝트와 ENLIGHTEN(European iNitiative for Low cost, Innovative & Green High Thrust Engine) 프로젝트를 주도하고 있으며, 역추진 및 랜딩 레그를 통해 1단 로켓을 재사용하는 2단형 발사체인 Ariane NEXT를 개발 중에 있다[2]. Ariane NEXT는 3D 프린팅 기술을 적용한 Prometheus 엔진에 메탄을 적용할 계획이며, 2030년 발사를 목표로 개발 중이다. 스페인의 민간 발사체 제작 기업인 PANGEA Aerospace에서는 Aerospike 형식의 메탄 엔진이 적용된 2단형 발사체인 MESO를 개발 중에 있다. MESO 발사체는 LEO(Low Earth Orbit)에 400 kg의 탑재체를 투입할 수 있고 최대 10회 재사용을 목표로 하고 있다[3,4]. 중국에서는 LANDSPACE, iSPACE, LinkSpace, Galactic Energy 등 다수의 민간 로켓기업에서 메탄이나 케로신을 연료로 사용하고 역추진 및 랜딩 레그를 이용하여 수직 착륙하는 재사용 발사체를 개발 중이다[5]. 일본은 독일, 프랑스와 함께 재사용 가능한 1단 수직이착륙 시연체인 CALLISTO (Cooperative Action Leading to Launcher Innovation in Stage Toss-back Operations)를 개발 중이며, 비행 모사를 통해 발사체 재사용에 필요한 기술 및 지식 확보를 목표로 하고 있다[6].

이러한 재사용 발사체 개발에 대한 관심은 대

학으로도 이어져, 주로 Lab Scale 수준의 관련 연구가 활발히 진행 중이다. 그러나, 주로 재사용 발사체용 엔진 구성품 단위의 연구, 추력 제어, 역추진을 통한 착륙 시뮬레이션 등 단위 부품 또는 서브시스템 수준의 연구에 그쳐, 시스템 수준의 재사용 발사체 설계 및 임무 수행까지 이어지지 못한 한계를 가지고 있다[7~10]. 이에 본 연구에서는 재사용 발사체 개발과 관련하여 대학 수준에서 수직 착륙형 발사체 시스템 개발을 수행함으로써, 재사용 발사체 개발에 필요한 기초 또는 핵심 기술을 확보하고 대학의 연구 역량을 제고하고자 하였다.

본 연구에서는 이에 대한 사전 연구로, 발사체 시스템을 설계 제작하고, 시험을 통해 검증함으로써 발사체의 설계 프로세스를 정립하였다. 또한, 수직 착륙형 발사체를 개발하는데 필요한 고려사항이나 사전에 식별이 필요한 위험 요소를 파악하고자 했다. 이를 위해 기체 추진계를 적용하여 발사체의 시험 조건을 설정했다. 추력 제어가 가능한 발사체 시스템을 설계하였으며, 전체 시스템의 통합과 검증을 위해 호버링 및 착륙 임무에 대한 비행 시험을 수행하였다. 기체 연료로는 높은 비추력, 무독성, 재사용 용이성을 갖는 메탄을 사용하였으며 산화제로는 산소를 선정하였다.

연구 특성에 따라 임무 프로파일 및 요구조건을 도출하는 체계, 연료·산화제의 공급조건을 확보하는 공급 시스템, 공급받은 연료·산화제를 통해 요구 추력을 발생하는 연소기 시스템, 발사체 구성품 배치와 프레임 설계를 담당하는 구조 시스템, 유량 제어 밸브 구동 및 계측 시스템을 담당하는 제어 시스템으로 분류하여 각 분야별로 연구를 수행하였다. 이를 통해 발사체 시스템에 대해 추진계 공급 제어를 통한 추력 제어와 엔진의 냉각 등에 대한 설계 노하우를 획득하고, 이를 최종 연구 목표인 액체 추진계를 적용한 발사체 시스템에 적용하고자 한다.

2. 요구조건 및 시스템 설계

본 연구에서 시스템 단순화를 위해 설계 및

제작한 발사체는 가압식 사이클을 채택하였고, 기체산소와 기체메탄을 추진제로 사용한다. 추진제 탱크의 경우 대학 수준에서 운용할 수 있는 제약에 따라 상용 고압가스용기를 선택하였으며, 이는 요구 유량의 만족과 구조 중량의 절감을 위해 간소하며 신뢰성 높은 형태로 설계하고자 하였다. 연소 시간은 요구 추력 및 고압가스용기의 용량, 냉각 성능 등을 종합적으로 고려하여 3.0 초 수준으로 정하였다.

임무 프로파일 설계 전 임무 수행이 가능한 설계점을 선정하기 위해 요구 추력에 따른 발사체의 중량 추정을 수행했다. 발사체를 구성하는 구성품을 크게 추진제 공급 시스템, 구조 시스템, 연소기 시스템, 제어 시스템으로 구분하였다. 공급 시스템은 솔레노이드 밸브, 유량 제어용 밸브 및 모터, 배관을 포함하며, 구조 시스템은 추진제를 포함한 고압가스용기와 구조체, 연소기 시스템은 연소기, 인젝터, 점화기를 포함한다. 제어 시스템은 계측 시스템과 시스템 제어용 라즈베리파이 및 배터리를 고려했다.

연소기 및 노즐의 냉각을 위한 막냉각 시스템을 발사체에 탑재할 경우 무게 증가로 인해 요구 추력이 크게 증가하여 본 연구에서는 막냉각과 관련한 시스템은 지상에 배치하였다. 공급 시스템의 중량 추정 시 밸브와 모터는 상용 제품의 제원을 적용했으며, 배관은 발사체 시스템의 3차원 모델링을 통한 재질, 두께 및 길이 등 형상 정보에 기반하여 산출하였다. 구조 시스템의 설계는 상용 고압가스용기에서 공급 가능한 추진제의 유량과 추력 증가에 따른 요구 유량의 관계를 고려하여 운용에 필요한 탱크 개수를 산정하였으며, 구조체는 3차원 모델링 및 구조 안정성을 고려하여 추력 증가에 따른 두께 변화를 고려하여 중량을 추정했다. 연소기 시스템은 요구 추력 증가에 따른 연소기의 체적 증가를 고려하여 중량을 산출했다.

요구 추력에 따른 발사체의 중량 추정 결과를 Fig. 1에 나타냈다. Fig. 1을 통해 추력이 증가함에 따라 전체 중량이 급격하게 늘어나는 구간이 있는데, 이는 추진제 탱크 수의 증가에 기인한 것이다. 유사 선행 시스템[11] 및 임무 수행을

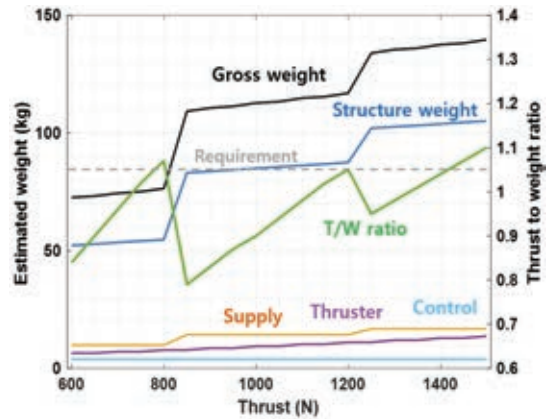


Fig. 1 Estimation results of system weight with thrust.

위한 상승 조건을 고려하여 추력중량비가 1.05 이상인 경우 설계점에 부합한다고 판단하였다. 설계점에 부합하는 조건은 추력 기준 800, 1200, 1400 N 이상으로 도출되었는데 시스템의 크기를 최소화하는 수준에서 연구를 진행하기 위해 800 N을 설계점으로 선정하였다.

수직 착륙형 발사체 추력 제어 기술 시연을 위해 호버링과 연착륙 조건에 대한 각각의 임무 프로파일을 정의하였다. 임무 시간 동안의 최대 상승 고도는 발사체의 외부 프레임 및 발사체를 고정하는 크레인의 높이를 고려하여 1.0 m 이하로 정하였다. 각 임무별 요구 조건은 호버링 시 임무 시간 동안의 최대 고도 변화가 시작점 기준 10 cm 이하, 연착륙 시 연소 종료 시점에서 높이 0.05 m 이하, 하강 속도 0.1 m/s 및 가속도 1 m/s^2 으로 정의하였다.

임무 시간에 따른 요구 추력, 추진제별 요구 공급 유량, 발사체의 속도 그리고 고도를 Fig. 2-3에 나타냈으며, Fig. 2은 호버링 조건, Fig. 3은 연착륙 조건에 따른 결과이다. 요구 추력에 따른 추진제별 유량은 연소기의 형상 설계 시 이용한 NASA CEA 기반 상용 프로그램을 이용하였으며, 시간에 따른 발사체의 가속도, 속도 및 높이는 궤적해석을 이용하여 산출했다. Table 1은 임무 프로파일별 설계점 및 추력 제어 범위를 나타낸 것으로 표 내의 Throttling은 임무 시간에 따른 추력 선도에서 최대 추력과 최소추력을 발사체 초기중량(Gross weight)에 중력 가속

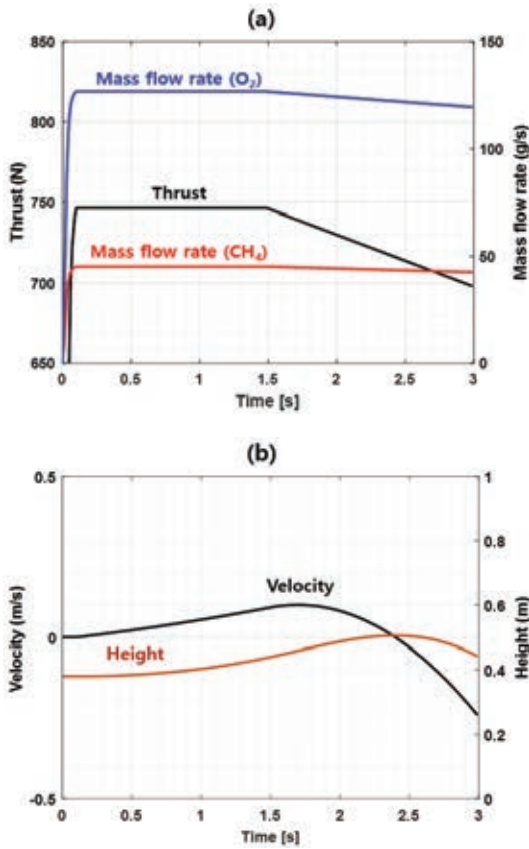


Fig. 2 Mission profile for hovering operations (a) Thrust and mass flow rate (b) Velocity and height.

Table 1. Operating point and throttling with mission profile.

Parameter	Unit	Hovering	Soft landing
Gross weight	[kg]		75.4
Operating time	[s]		3.0
Initial height	[m]		0.38
Final height	[m]	0.44	0.02
Final velocity	[m/s]	-0.24	-0.08
Throttling	[%]	95~100	91~108

도(9.8 m/s^2)를 곱한 공칭 추력을 기준으로 백분율로 표현한 것을 의미한다. 연착륙 임무가 호버링 임무보다 더넓은 범위의 요구 추력 제어가 필요한 것으로 예상되었다.

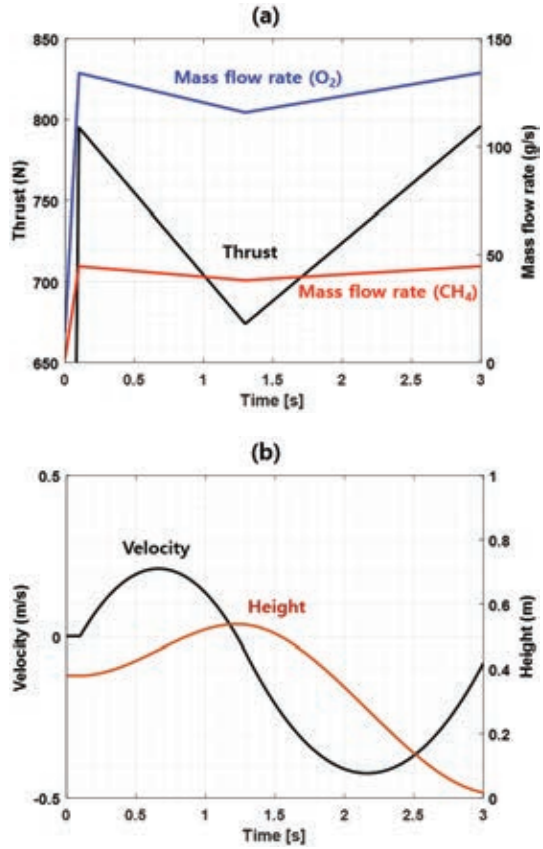


Fig. 3 Mission profile for soft landing operations (a) Thrust and mass flow rate (b) Velocity and height.

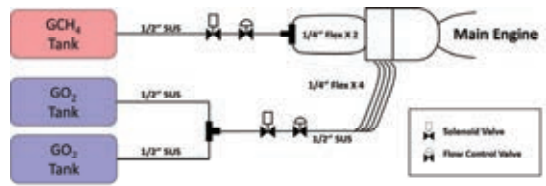


Fig. 4 Schematic of flow path.

2.1 공급 시스템

2.1.1 공급 시스템 설계

전체 공급 시스템의 모식도를 Fig. 4에 나타내었다. 설계 추진제 유량을 만족하기 위한 탱크 개수 및 배관 크기와 필요 구성품을 선정하였다. 메탄 라인의 경우 10.2 L 1개를 이용하였고, 산소 라인의 경우 10.2 L 2개를 병렬로 연결하였다. 또한, 각 라인에는 추진제 ON/OFF 제어를

위한 고압 솔레노이드 밸브와 유량 제어를 위해 볼밸브, 스텝모터와 기어로 제작한 유량 제어 밸브를 설치하였다. 메탄의 주 공급관은 1/2" 관으로 구성되어 있으며, 이후 인젝터로 공급하기 위해 2개의 1/4" 관으로 분기하였다. 그리고 산소의 주 공급관은 2개의 탱크에서 1/2" 관으로 클러스터링 되고 인젝터로 공급을 위해 4개의 1/4" 관으로 분기하여 공급하였다.

2.1.2 공급 시스템 모델링 및 시뮬레이션

임무 달성을 위해서는 필요 유량을 정확히 공급하는 것이 필요하다. 이러한 유량은 공급에는 탱크 내 가스 압력, 밸브 개도율 등 여러 변수가 영향을 미친다. 실험 비용과 시간을 절감하기 위해 개별 구성품들에 대한 실험을 통해 정적 성능맵을 확보한 후, 이를 적용한 공급계에 대한 수학적 모델링을 수행하고 해석한 후, 다시 실험을 통해 검증하였다.

해석을 위해 관내 기체 흐름의 시뮬레이션 정확도를 향상시키는 CFD(Computational Fluid Dynamics) 1D 방식이 적용된 상용 프로그램(Amesim)을 이용하였으며, 해석을 위한 추진제

공급 라인별 모델링을 Fig. 5와 같이 수행하였다. 실제 실험에서 사용하는 공급 라인의 배관 내경, 길이, 분기 라인, 인젝터 플레넘 챔버의 입, 출구 면적 및 부피 등의 수치를 모델링에 동일하게 적용하였다.

모델링 검증에 앞서 실제 공급 라인을 구성하고 공급 시스템 설계가 타당한지 확인하였다. 분사 유량은 최종 인젝터 플레넘 챔버의 압력과 출구 면적에 의해 Eq. 1을 통해 설계하였으며 실험적으로 검증하였다. 실험적으로 탱크 무게 변화로 측정된 평균 분사 유량과 Eq. 1로 계산된 평균 유량을 비교하였고 최대 5%의 오차를 확인하였다. 또한, 구성한 모델링이 실제 실험을 모사하는지 확인하고자 검증을 수행하였다. 유량

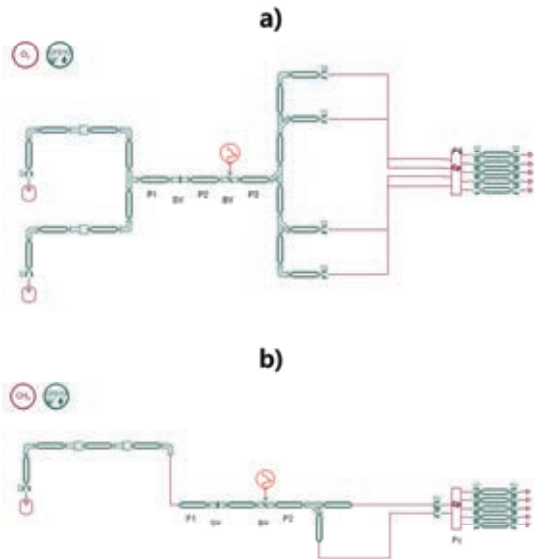


Fig. 5 Propellant supply system modeling. (a) O2 Line (b) CH4 Line.

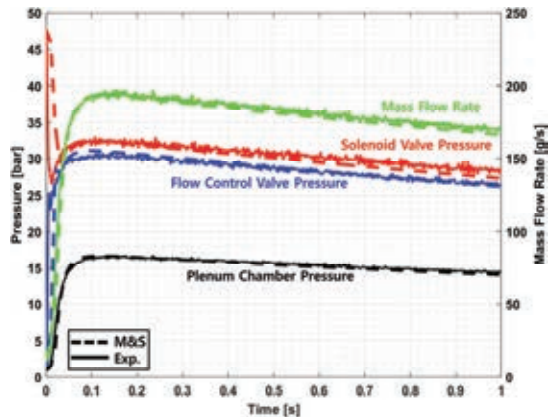


Fig. 6 Comparison of experiment and M&S. (Keep the angle constant)

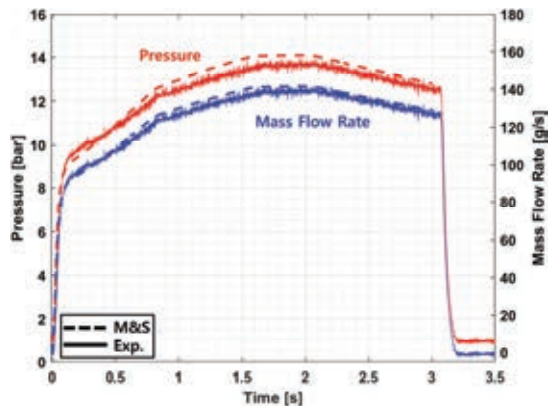


Fig. 7 Comparison of experiment and M&S. (Change the angle with time)

제어 밸브가 완전히 개방된 상태에서의 분사 실험 결과와 시뮬레이션 결과를 비교하였고 이를 Fig. 6에 나타내었다. 라인 내 구성품 사이에 위치한 압력과 분사 유량을 비교하였다. 분사 유량은 인젝터 플레넘 챔버의 압력을 계측하여 Eq. 1로 추정된 값을 이용하였다. 분사 실험을 통해 정적 실험을 수행하였으며, 결과를 토대로 구성된 모델링을 통해 시뮬레이션을 수행하였다. 또한, 공급 유량 제어는 시간에 따라 유량 제어 밸브의 개폐율을 변경해야 하므로, 개폐율이 변경되는 동적 상황에서의 검증도 수행하였다. 검증을 위해 모델링에서 임의의 볼밸브 개폐율 구동을 입력하여 분사 시뮬레이션을 수행하고, 동일한 볼밸브 개폐율 구동을 분사 실험에 적용하였다. 시뮬레이션과 실험에서 시간에 따른 인젝터 플레넘 챔버에서의 압력과 분사된 유량을 비교하였으며, 이를 Fig. 7에 나타냈다. 압력, 유량 모두 최대 7%의 오차를 확인하여 추후 임무 수행을 위한 볼밸브 개폐율 선도를 도출하는데 적용하였다.

$$\dot{m} = \frac{A^* P_c}{\sqrt{T}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

Table 2. Design points of thruster system.

Thrust (N)	800	P_c (bar)	19
Fuel	CH_4	P_e (bar)	1.013
Oxidizer	O_2	O/F	3.2
Film Cooling	N_2	Expansion Ratio	3.628

Table 3. Injector hole parameters.

Type	No. of hole	Inner Dia.	Outer Dia.	Total Area
Fuel	5	X	2.5 mm	24.54 mm ²
Oxidizer	5	3.5 mm	5.7 mm	48.07 mm ²
Film Cooling	1	83.6 mm	84 mm	52.65 mm ²

2.2 연소기 시스템

메탄 엔진 수직 착륙형 발사체의 요구조건을 만족하기 위한 인젝터와 연소기의 설계를 진행하였다. 메탄과 산소를 각각 연료와 산화제로 이용하였으며, 연소실의 냉각을 위해 막냉각을 적용하였다. 정치시험 및 비행시험에 사용된 막냉각 유체는 지상에서의 실험 용이성과 낮은 반응성을 고려하여 질소를 적용하였다. 시스템의 목표 유량은 Fig. 2~3의 임무 프로파일을 만족하도록 마진을 포함하여 선정하였다.

2.2.1 인젝터 설계

연소실로의 필요 유량을 공급하는 인젝터는 연소불안정을 고려하여 유량 공급 시 형성되는 차압을 연소실 압력의 20~25%로 설정하였다 [12]. 필요 유량을 원활히 공급하기 위해 5개의 동축 홀을 갖는 다중 동축 인젝터를 설계하였고, 차압 조건을 위해 인젝터의 면적 설계를 진행하였다. 차압 계산은 인젝터의 플레넘 챔버와 연소실 사이의 면적 변화에 따른 손실을 고려한 계산식을 이용하였다.

인젝터 홀의 최소면적을 만족하고 20%의 차압을 만족하기 위해 인젝터 플레넘 챔버의 압력이 연료, 산화제, 막냉각제 각각 23 bar가 되도록 동축 홀과 슬릿의 크기 및 개수를 계산하였다. 계산된 인젝터의 홀 개수 및 형상 정보는 다음 Table 3에 나타내었으며, Table 3를 이용해 설계한 인젝터의 형상 및 단면 모습도는 Fig. 8의 (a)와 (b)에 나타내었다. Fig. 8의 (a)에서 5개의 동축 홀 중에서 안쪽 홀은 연료를 분사하는 영역이고, 외부 환형 홀은 산화제를 분사하는 영역이다. 막냉각제의 경우 연소실의 벽면에서 노즐의 축과 평행하게 분사하기 위해 환형의 슬릿 형상으로 설계하였다.

2.2.2 연소실 설계

연소실 설계를 위한 연소가스의 물성치는 NASA에서 제공한 화학평형해석 코드를 이용하여 계산했고, 막냉각 유체가 이미 연소된 추진제와 섞이지 않고 벽면을 따라 일정하게 유지된다고 가정하였다. 따라서, 해석에는 추진제로 연료

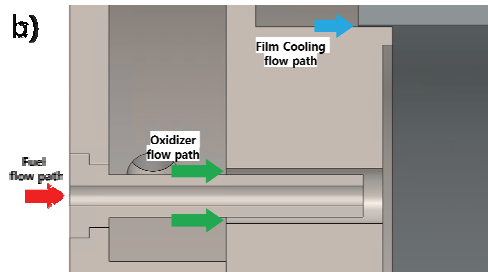
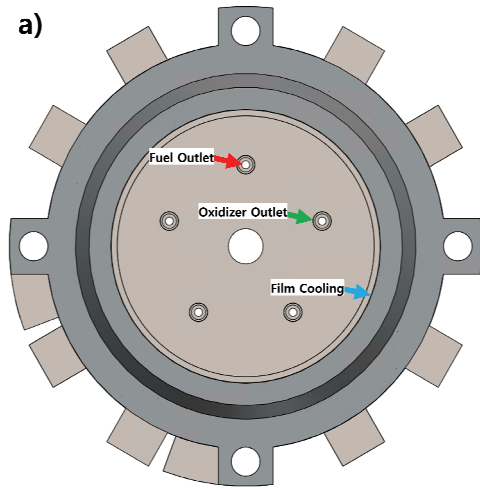


Fig. 8 Injector configuration. (a) Injector hole (b) Injector cross-section.

와 산화제만 적용하였으며, 해석을 통해 요구 추력과 요구 압력을 만족하는 연소기의 형상을 확보하였다.

도출된 연소기의 형상에 대해 막냉각을 포함한 필요 추진제 유량 확인하였다. 계산을 위해 Eq. 2의 추력 계산식을 이용하였다.

$$F = (\dot{m}_f + \dot{m}_o + \dot{m}_{FC})v_e + (P_e - P_a)A_e \quad (2)$$

전체 추진제 대비 막냉각 유량의 비율은 전산 해석을 통해 전체 추진제의 약 25%에서 냉각 성능이 우수함을 확인하였다. 이를 통해 요구 공연비 (O/F)를 만족하는 조건에서 계산 추력이 임무 프로파일을 만족하도록 유량을 산출하였다.

2.2.3 냉각 성능 확인

확보한 유량 조건에서의 냉각 성능을 확인하

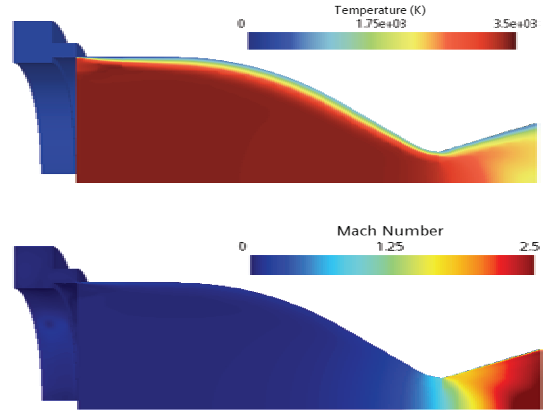


Fig. 9 Temperature and Mach number of film cooling CFD result.

기 위하여 비반응 전산해석을 수행하고 온도 및 마하수 분포를 Fig. 9에 나타내었다. 연료와 산화제가 이미 반응하여 고온의 연소가스가 연소실 벽면에서 분사된다고 가정하였고, 막냉각제인 질소는 인젝터에 공급되어 연소실 벽면의 슬릿을 통해 분사된다고 가정하였다.

연소기 및 인젝터 모델의 1/4 형상에 대한 3차원 축대칭 해석을 수행했다. 연소실 및 노즐 벽면에서 $y^+ \approx 1$ 을 만족하는 173.4만 개의 격자를 생성하였으며, 정상상태 조건과 MUSCL 3rd order Coupled implicit 조건을 적용하였다. 난류 조건은 RANS, $k-w$ SST 조건을 적용하였다. 경계조건은 2.2.2에서 계산된 추진제 유량을 적용하였다.

해석 결과, 벽면의 가스 온도는 노즐 목 근처에서 고온을 형성하고 이는 최대 1460 K로 연소기의 재질인 SUS316의 녹는점보다 낮은 것을 확인하였다. 이를 통해 3초의 임무 시간 동안 냉각이 가능할 것으로 판단하였으며, 정치 실험을 통해 검증하였다.

2.3 구조 시스템

2.3.1 구성품

발사체는 임무 프로파일과 연소기 시스템의 추력을 고려하여 중량이 80 kg 이하가 되도록 설계했다. 밸브, 배관, 제어 보드 등 상용품의 무게를 반영하고, 남은 여유 중량을 만족할 수 있

Table 4. Components weight table.

Part		EA	Mass [kg]
Structure	Frame	1	10.0
	Support leg	4	1.2
	TVC gimbal system	-	2.9
Supply	Fuel tank	1	13
	Oxidizer tank	2	26
	Tank adapter	3	0.6
	ON/OFF valve	2	1.9
	Control valve system	2	3.8
	Pipe / Flexible tube	-	7.0
Engine system	Main engine & Sensors		6.2
Control	Control system	-	2.8
Total			75.4

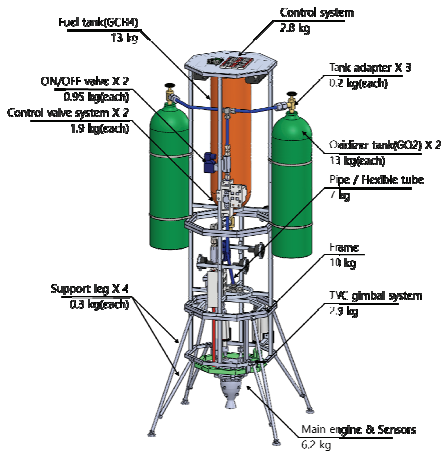


Fig. 10 Structure and weight of components.

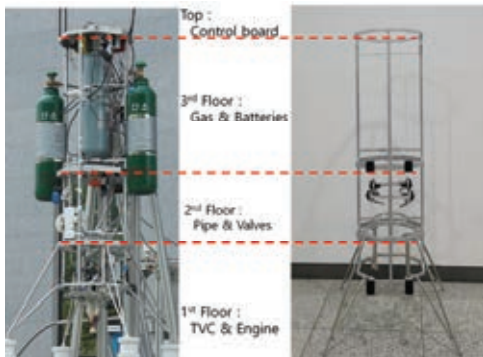


Fig. 11 3-Stage frame.

도록 프레임의 구조 최적화를 진행했다. Table 4 와 Fig. 10을 통해 각 구성품의 무게 및 배치를 제시했다.

2.3.2 구조 설계

본 연구에서 개발한 기체 수직 착륙형 발사체의 외부 프레임은 무게와 제작성을 고려해 AL6061 상용 각 파이프(12X12, 1.5t)를 활용하여 설계했다. 팔각형 형태로 용접된 Radial 프레임과 Radial 프레임 간 수직 Axial 프레임 네 개가 용접되어 구성품을 지지할 수 있도록 설계했다. 프레임은 3단으로 분해, 결합이 가능하도록 설계하여 각 단마다 Fig. 11와 같이 유사한 구성품끼리 배치했다. 최상단에는 Control board, 3층 단에는 가스탱크, 2층 단에는 배관 구성품, 1층 단에는 TVC 구성품 및 엔진을 배치했다.

발사체의 프레임 형상은 구조해석을 통해 발사체의 추력 및 중량을 버틸 수 있도록 설계했다. 무게 최적화를 위해 상용 구조해석 프로그램을 활용하여 정해석을 진행했다. 해석 소요시간을 줄이기 위해 각 층별, 구성품이 부착된 프레임에 구성품의 하중을 적용하여 최소 응력 안전계수 1.3 이상을 만족하도록 설계했다.

2.3.3 Thrust vector control(TVC)

발사체의 자세 제어를 위해서는 엔진 추력 방향을 변경시킬 수 있는 TVC 설계가 요구된다. 본 연구에서는 TVC를 구현하기 위해 두 개의 전동 리니어 액추에이터와 TVC 짐벌 링을 활용하여 2축 벡터링을 구현하였다. 각각의 리니어 액추에이터는 TVC 짐벌 링과 프레임 사이, 엔진과 프레임 사이 연결되어 Fig. 12과 같은 2축 TVC 시스템을 구현했다. 리니어 액추에이터와 볼 조인트의 제한된 가동 범위로 인해 약 ±10도의 벡터링 각을 구현했으나, 본 연구에서는 1축 비행 시험을 진행하여 TVC를 적용치 않고 수직 상태로 고정시켜 운용했다.

2.4 제어 시스템

2.4.1 제어 시스템 설계

수직 착륙형 발사체가 임무 프로파일을 수행

하기 위해서는 추력 제어가 필요하며, 이를 위해서는 공급 시스템과 연소기 시스템에 대한 제어가 요구된다. 각 시스템에 대한 제어 및 전체 구성품 구동 시퀀스를 동기화하기 위하여 라즈베리파이 4를 발사체에 탑재하여 이를 수행하였다. 제어 시스템을 크게 공급 제어부, 추진 제어부, 계측부로 구분하여 구성하였다. 각 제어부에 따른 구성품이 다중 제어를 통하여 임무 프로파일을 만족하도록 구현하였다.

2.4.2 공급 제어부 구성

공급 제어부는 임무 프로파일을 만족하도록 솔레노이드 밸브 및 스텝모터 제어를 통해 막냉각, 연료 및 산화제 라인에서의 유량을 제어하며, 이에 대한 모식도는 Fig. 13과 같다. 본 사전 연구의 통합 시험에서는 짧은 운용 시간을 고려하여 Open-Loop 제어를 적용하였다.

공급 시스템의 유량 제어를 위한 구동 장치 제어를 위해 라즈베리파이 GPIO(General Purpose Input/Output)를 통하여 스텝모터 드라이버를 제어하였다.

2.4.3 추진 제어부 구성

추진 제어부는 연소기 시스템에서의 연소실험을 통해 스파크 플러그를 통한 점화 주기, 충전 및 방전 시간을 바탕으로 연료 분사와 동시에 점화가 이루어지도록 제어하였다. 이때, 스파크 플러그 점화 및 연료/산화제, 막냉각 공급에 대한 시퀀스는 다음 Fig. 14와 같다.

2.4.4 계측 시스템 구성

연소에 따른 각 플레넘 챔버의 압력을 계측하고자 Sensys 압력센서를 사용하였으며, 3.7 V, 20800 mAh 휴대용 배터리 2개를 사용하여 각 구동장치 및 센서의 전원을 공급하였다. 각 플레넘 챔버에서의 압력을 계측하기 위해 아날로그 신호를 디지털 신호로 변환시켜주는 장치 ADC(Analog to Digital Converter)를 이용하였다. 이를 통해 계측 범위가 100 bar인 Sensys 압력센서에 대하여 12 bit의 분해능을 지니는 계측부를 구축하였다.

3. 통합 시스템 검증

수직 착륙형 발사체 각 시스템의 설계에 대한 연소시험을 통해 통합 시스템 검증을 진행하였다. 통합 시스템 검증을 위해 공급, 구조, 연소기, 제어 시스템을 모두 통합하였으며, 정치 상태의 수직 연소시험과 비행 시험으로 나누어 진행하였다. 또한, 각각의 비행 시험 전 정치시험을 수행하여 임무 프로파일의 추력 선도를 만족하는지, 장비 이상 유무 등 최종 점검을 진행하였다.

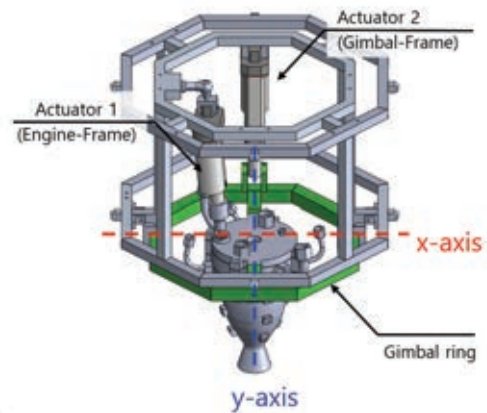


Fig. 12 TVC components.

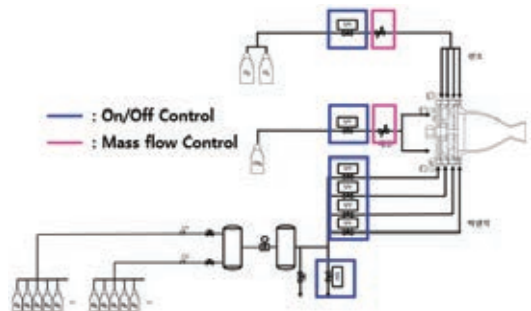


Fig. 13 Location for supply control component.

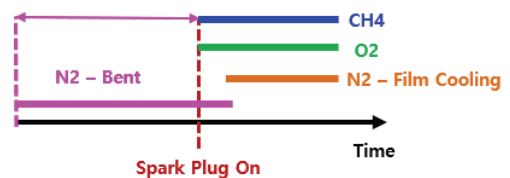


Fig. 14 Sequence of ignition signal and supply line activation.

3.1 통합 연소시험을 통한 검증

정지 상태에서의 통합 시스템 성능검증을 위해 수직 연소시험을 진행하였다. 수직 연소시험은 비행 시험 발사대와 겸용인 수직 추력대를 이용하였으며, 시험 준비 과정에서 발사체 프레임에 각 시스템이 장착된 상태에서 개선 사항 확인이나 설치 및 운용 등을 점검하였다. 실험을 위해 수직 추력대에 Fig. 15와 같이 장착한 후로드셀을 이용하여 추력을 계측하였다.

통합 검증을 위한 시험 조건은 임무 프로파일들 중 호버링 조건을 선택하였으며, 시험 결과는 Fig. 16에 나타내었다. 점검 및 시험 결과 임무 프로파일의 요구 추력(Fig. 2)과 Fig. 16의 연소 시험 결과의 추력이 동일하였고, 이를 통해 모든 시스템이 정상적으로 작동함을 확인하였다.

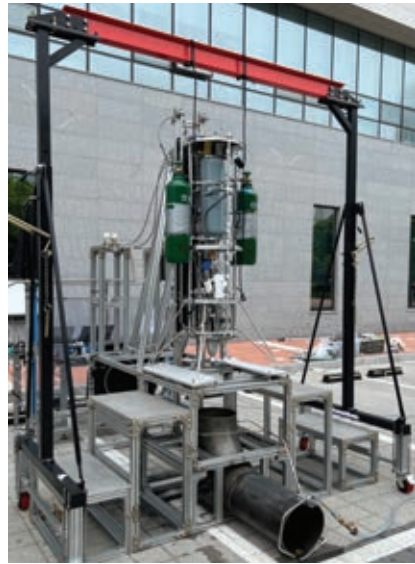


Fig. 15 Flight test setup.

3.2 1축 비행 시험을 통한 검증

수직 작륙형 발사체의 설계 검증을 위해 2가지 임무에 대해 비행 시험을 수행하였다. TVC를 적용하지 않은 수직 방향 비행 시험을 위해 가이드를 설치하였으며, 화재 방지를 위한 스프링 클러와 화염유도로를 설치하였다. 또한, 호버링 임무 종료 후 발사체가 추락하여 파손되는 것을 방지하기 위해 크레인과 받침판을 설치하였다. 비행 시험 장치의 전체구성은 Fig. 15와 같다.

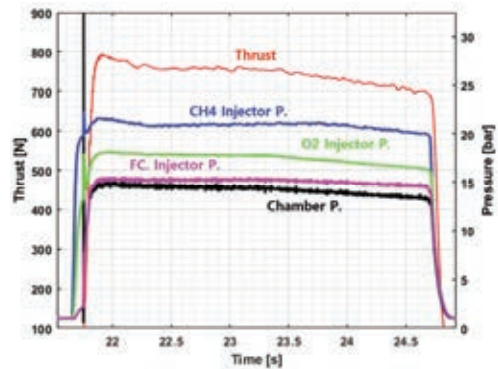
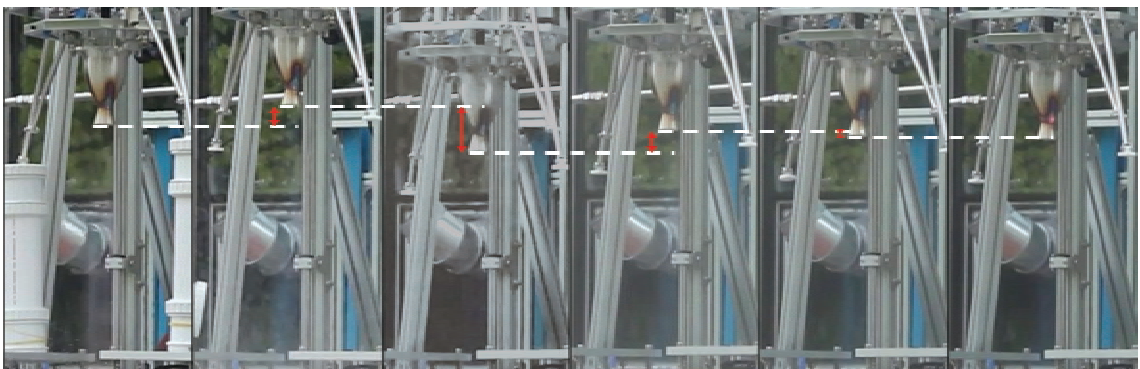


Fig. 16 Vertical experiment result.

3.2.1 호버링 임무 비행 시험

수직 연소시험에서 확인한 호버링 임무 프로



0.0 s (Ascend) 0.3 s (Descend) 1.0 s (Ascend) 1.5 s (Descend) 1.9 s (Sustain) 3.0 s

Fig. 17 Movement of launch vehicle with hovering mission.

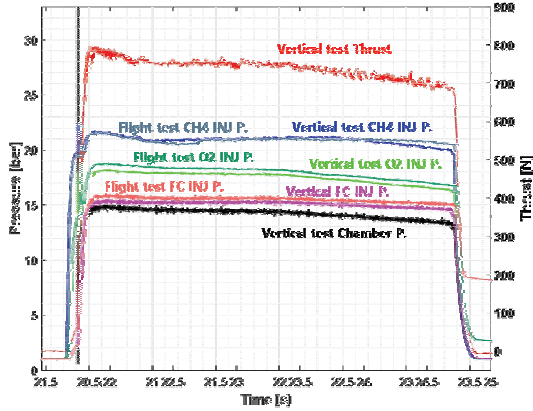


Fig. 18 Test data of flight test and vertical experiment.

파일을 이용하여 호버링 임무 비행 시험을 진행하였다. 비행 시험 결과 발사체는 Fig. 17과 같이 초기 점화 직후 약 2초 동안 소강하는 상승과 하강을 2회 반복하였으며, 이후 비행 종료까지 일정한 고도를 유지하였다. 데이터 계측을 통해 확인한 인젝터 플레임 챔버에서의 압력은 Fig. 18과 같이 수직 통합 실험과 매우 유사한 것을 확인하였다. Fig. 17에서 촬영된 영상을 이용해 발사체의 가속도와 고도 변화를 Fig. 19에 나타내었다. 발사체의 가속도 변화량은 초기 점화 직후 최대 0.24 g를 형성하였고 이후 0으로 수렴하여 호버링이 정상적으로 수행되었다는 것

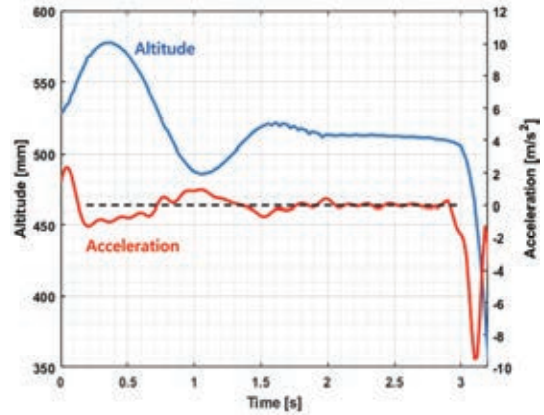
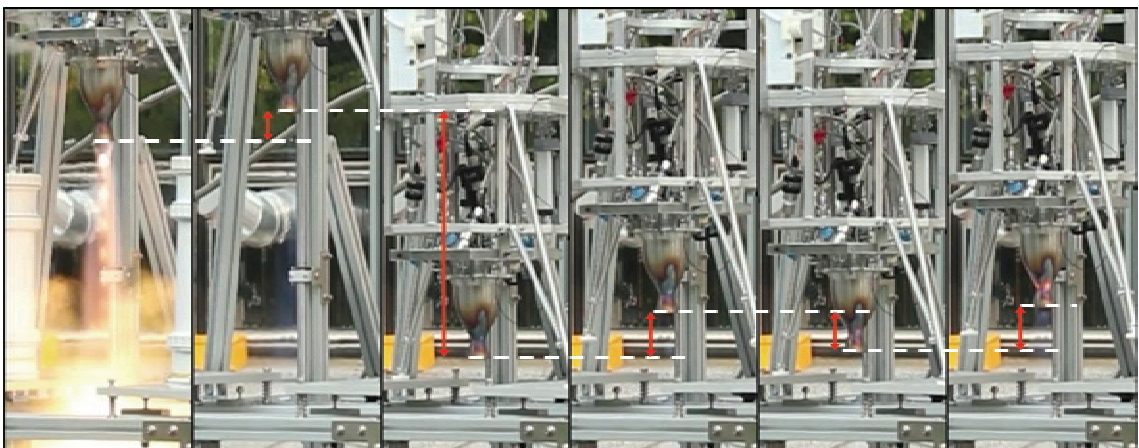


Fig. 19 Altitude and acceleration of hovering flight test.

을 확인하였다.

3.2.2 연착륙 임무 비행 시험

호버링 임무 수행 완수 후 발사체의 연착륙 임무 비행 시험을 수행하였다. 호버링 임무와 마찬가지로 정지 상태에서 수직 연소시험을 통해 연착륙 임무의 검증을 선행하였으며, 동일한 조건을 적용하여 비행 시험을 수행하였다. 비행 시험 결과는 Fig. 20과 같이 발사체의 고도는 점화 직후 약 0.4초 동안 약간 상승하였으며, 이후 약 1초 동안 천천히 하강하여 바닥면에 닿은 후 0.5초 동안 상승하였다. 이후 시험 종료까지 하강



0.0 s (Ascend) 0.4 s (Descend) 1.5 s (Ascend) 1.9 s (Descend) 2.5 s (Ascend) 3.0 s

Fig. 20 Movement of launch vehicle with soft-landing mission.

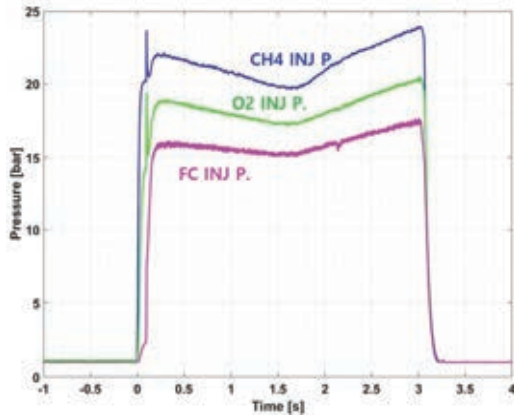


Fig. 21 Injector pressure data of soft-landing flight test.

후 상승하는 결과를 보였다. 비행 실험 데이터는 Fig. 21에 나타내었으며, 인젝터에 형성된 초기 압력이 수직 연소시험보다 적게 형성된 것을 확인하였다. 점화 직후의 낮은 초기 압력은 시뮬레이션과 실제 추진제의 초기 온도 및 충전 압력 간의 오차에 의해 의한 결과로 판단된다. 이러한 오차는 시험 시점에 따른 기온 및 날씨 변화에 의한 차이이며 충전된 압력이 동일하여도 고압 가스용기 내부의 기체 온도가 높은 경우 더 적은 질량의 추진제를 보유하게 된다. 따라서 동일한 압력으로 공급하더라도 인젝터와 연소실에서 형성되는 압력은 더 낮아진다. 낮아진 압력은 임무 초기에 목표보다 낮은 추력을 형성하였으며, 부족한 추력으로 인해 발사체의 하강 속도를 충분히 낮추지 못한 것으로 판단된다. Fig. 22의 가속도와 고도 그래프에서도 이러한 원인을 확인할 수 있다. 점화 직후 증가한 가속도의 양은 약 0.19 g 정도이며 목표 초기 상승 높이인 10 cm보다 더 낮은 5 cm 정도만 상승시켜 연착륙 임무를 완수하지 못하였다. 점화 직후 및 충돌 전후 시점을 제외한 전체적인 가속도는 목표 가속도와 동일한 것을 확인하였다. 따라서 발사체는 가속도의 급격한 상승과 감소의 반복이라는 추력 제어 조건이 제어 가능한 방법임을 확인하였다. 추후 Closed-Loop 제어 방식을 적용할 경우 더 정확한 가속도 제어를 통해 연착륙 임무가 수행 가능할 것으로 보인다.

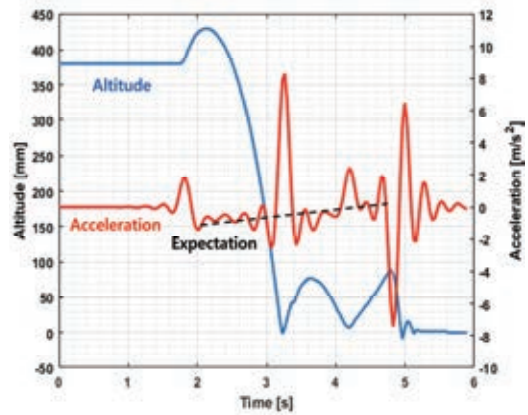


Fig. 22 Altitude and acceleration of soft-landing flight test.

3.3 예비 시험을 통한 수직이착륙 발사체 개발 고려사항
수직 이착륙 발사체 개발에 있어, 공급 시스템 설계는 활용할 수 있는 구성품을 확보하는 것이 우선적이다. 이 과정에서 유량 조절이 가능한 메커니즘 설계와 적절한 유량 제어 밸브를 선정하는 것이 중요하다. 제한된 비용 및 시간 절감을 고려하여 실험 기반 성능맵 확보 후 수학적 모델링 및 시뮬레이션이 필수적이다. 요구 유량을 만족하는 밸브 개폐율 선도는 유량 공급 실험을 통해 검증된 시뮬레이션을 활용하여 도출될 수 있다. 기술된 방법과 절차를 통해 호버링 임무는 요구 추진제가 공급되어 임무가 성공적으로 수행되었다. 그러나 연착륙 임무는 초기 공급 유량의 부족으로 임무 프로파일을 만족하지 못하였다. 이는 시험 시점 차이에 의한 공급 가스의 초기 온도와 요구 충전 압력 오차 등으로 인해 인젝터에서 초기 압력이 낮게 형성되고, Open-loop 제어 특성상 압력 오차를 보상할 수 없어 요구 유량을 정확하게 공급하지 못했기 때문인 것으로 판단된다. 이와 같은 특이사항을 해결하기 위해, Closed-loop 제어를 통해 오차를 보상하는 형태로 설계하는 것이 고려될 수 있다.

막냉각이 적용된 연소기 시스템 설계는 요구 추력을 만족하는 추진제 및 막냉각제의 유량을 도출해야 한다. 이때 막냉각제의 비율은 시스템의 전체 성능과 냉각 효과, 발사체의 질량과 직결되어, 적절한 비율을 선정하는 것이 핵심이다.

따라서 추진제 및 막냉각제의 유량 비율에 따른 성능 맵 확보를 위해 다양한 유량 조건에서의 전산 해석과 시험을 통한 검증이 요구된다.

재원으로 한국연구재단 스페이스챌린지사업(NRF-2022M1 A3B8074247)의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

4. 결 론

메탄 엔진을 적용한 수직 착륙형 Lab-Scale 발사체의 설계를 위해 공급, 추진, 구조, 제어 시스템으로 나누어 시스템별 설계를 수행하였고, 정지 및 비행 연소시험을 통해 통합 성능검증을 수행하였다. 수직 연소시험을 통해 각 임무의 수행 가능성을 판단하였으며, 비행 시험을 통해 시스템 검증 및 추력 제어 기술 시연을 수행하였다. 이러한 결과를 토대로 액체 수직 착륙형 발사체 설계를 위한 기체 수직 착륙형 발사체 예비시험이 성공적이었음을 확인하였다.

설계 초기에는 추정 중량 대비 발생 추력을 추산하여 호버링 및 착륙 임무가 가능한 요구 추력과 임무 시간을 도출했다. 임무 시간을 만족하기 위해 필요한 막냉각 유량은 보통의 막냉각 로켓 엔진의 유량 비율로 선정하고 축대칭 2D 전산해석을 통해 검증했다. 막냉각을 적용한 메탄 엔진의 압력-추력 관계를 실험적으로 추산하여 요구 추력을 발생할 수 있는 플레넘 챔버의 압력 선도를 확보했다. 플레넘 챔버의 요구 압력은 Open-loop 기법으로 유량 제어 밸브를 제어하여 만족시켰다. 수직 착륙형 발사체의 프레임은 구성요소를 지지할 수 있도록 제작하여 시스템 단위의 기체 수직 착륙형 발사체를 설계했다. 본 연구는 일련의 과정을 통해 대학 수준의 Lab Scale의 수직 착륙형 발사체의 설계 제작 시험 검증 과정을 수행하였다. 제시된 과정은 대학에서의 재사용 발사체 연구를 위한 기본 사례가 될 수 있으며, 유사 연구 분야의 역량 확보에 도움이 될 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 2023년 정부(과학기술정보통신부)의

References

1. Jeong, S. G., Bae, J. H., Jeong, G. J., Koo, J. Y. and Yoon, Y. B., "Development Trend of the Reusable Space Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 45, No. 12, pp. 1069-1075, 2017.
2. de Mirand, A. P., Bahu, J. M. and Gogdet, O., "Ariane Next, a vision for the next generation of Ariane Launchers," *Acta Astronautica*, Vol. 170, pp. 735-749, 2020.
3. "European Rocekt inedex," retrieved 25 Sep. 2023 from <https://europeanspaceflight.com/european-rocket-propulsion-index/>.
4. "Pangea Aerospace," retrieved 25 Sep. 2023 from <https://pangeaaerospace.com/technology/>
5. Yun, D. H., Jo, H. T. and Yoon, Y. B., "Development Trends of Reusable Launch Vehicles," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 27, No. 2, pp. 45-59, 2023.
6. Kelvanski, J., Reimann, B., Krummen, S., Ertl, M., Ecker, T., Riehmer, J. and Kier, T., "Further Progress in Aerodynamic Studies for CALLISTO-Reusable VTVL Launcher First stage demonstrator," 2023.
7. Cho, W. S., Lee, H. J., Lee, Y. and Ko, S. H., "Simulation of Time-Delay Based Path-Tracking Control of Reusable Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 49, No. 8, pp. 627-636. 2021.
8. Kim, D. H., Heo, S. B., Kim, I. H., Hwang, D. H., Kang, C. H., Lee, S. W., Ahn, K. B. and Yoon, Y. B., "High Pressure Spray and

- Combustion Characteristics of Throttleable Pintle Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 2, pp. 60-71, 2022.
9. Jeon, H. Y., Cho, J. H. and Kim, J. H., "Optimal Soft Landing Guidance and Attitude Control for Reusable Launch Vehicles," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 50, No. 4, pp. 251-257, 2022.
10. S. O. Forbes-Spuratos, M. K. Smart, M. P. Kearney, A. D. Ward and I. H. Jahn, "Trajectory Optimization of a Partially Reusable Rocket-Scramjet-Rocket Launch System Including Fly-Back," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 60, No. 3, pp. 779-796, 2023.
11. Kim, J. G., Kim, S. K., Joh M. O. and Ryu, C. S., "Development of High-Pressure Subscale Thrust Chamber for Verifying Core Technology for KSLV-II Performance Enhancement," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 4, pp. 19-27, 2021.
12. Zandbergen B.T.C, *Thermal Rocket Propulsion (version 2.04) : Ae4-S01*, TU Delft, Delft, pp.190~200, 2010.