



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

2023년 2월

석사학위 논문

로켓 기반 UAV의 자세제어 시스템
검증을 위한 비행 환경 모사 HIL 시험

조선대학교 대학원

스마트 이동체 융합 시스템 공학과

김 신 형

로켓 기반 UAV의 자세제어 시스템 검증을 위한 비행 환경 모사 HIL 시험

- A HIL test for verification of attitude control
system of rocket-based UAV -

2023년 2월 24일

조선대학교 대학원

스마트이동체융합시스템공학과

김신형

로켓 기반 UAV의 자세제어 시스템 검증을 위한 비행 환경 모사 HIL 시험

지도교수 정 성 훈

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함
2022년 10월

조선대학교 대학원

스 마 트 이 동 체 융 합 시 스템 공 학 과

김 신 형

김신형의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 이 현 재 (인)

위 원 조선대학교 교수 김 태 규 (인)

위 원 조선대학교 교수 정 성 훈 (인)

2022년 12월

조선대학교 대학원

목 차

[LIST OF FIGURES]	ii
[LIST OF TABLES]	v
[ABSTRACT]	vi
I. 서론	1
II. 로켓 기반 UAV	5
1. 시스템 구성	5
2. 비행원리	7
1) 비행단계	7
2) 로켓 추진 단계의 자세 제어	8
3. 로켓 기반 UAV의 HIL 시험 구성	10
1) 비행 제어 시스템 구성	11
2) 자세 제어기	13
III. 비행 시험 시스템	15
1. 시스템 구성	15
2. 구성요소	17
1) 테스트벤치	17
2) 헤드	19
3) 지표 모사 장치	19
4) 수직축 병진운동장치	21
5) 전자 제어 장치	24
6) 전원 공급 장치	26
7) 운영 소프트웨어	27

8) 풍동 장치	29
IV. 비행 환경 모사 HIL 시험 구성 및 결과	31
1. 비행 환경 모사 조건	31
2. 시험 및 결과	32
1) HIL 시험 절차	32
2) HIL 시험 결과	33
V. 결론	39
[참고문헌]	40

LIST OF FIGURES

Figure 1 Rendering image of Rocket-based UAV in flight.	4
Figure 2 Rocket-based UAV.	5
Figure 3 Overview of the rocket-based UAV.	6
Figure 4 Flight phase of the rocket-based UAV.	7
Figure 5 Coordinate system of flight maneuvering equip.	9
Figure 6 Coordinate system of the rocket-based UAV	9
Figure 7 Communication and electrical system configuration of the test model	11
Figure 8 Flight Maneuvering Equip. of ACS	12
Figure 9 Overview of the ROS-based multi-DOF flight test system.	15
Figure 10 Communication and electrical system configuration of the flight test system.	16
Figure 11 Perspective view of the test bench;	18
Figure 12 Perspective view of the head;	20
Figure 13 Perspective view of the z-axis translator.	21
Figure 14 Diagram of the z-axis translator.	22
Figure 15 Perspective view of the ECU.	25
Figure 16 Perspective view of the PSU.	26
Figure 17 Screenshot of the Rocket control console.	28
Figure 18 Perspective view of the wind tunnel.	30
Figure 19 Velocity distribution of the wind tunnel.	30
Figure 20 Flight simulation of rocket based UAV.	31

Figure 21 Flight test configuration.32

Figure 22 Test result; altitude angle.34

Figure 23 Test result; control errors.34

Figure 24 Test result; Controlled fin angles35

Figure 25 Test result; Measure forces.36

Figure 26 Test result; Estimated velocity37

Figure 27 Test result; Estimated position38

LIST OF TABLES

Table 1 Specification of the rocket-based UAV	10
Table 2 Specification of the test bench.	18
Table 3 Specification of the head.	19
Table 4 Specification of the z-axis translator.	22
.....	25
Table 6 Specification of the PSU.	26
Table 7 Specification of the wind tunnel.	29
Table 8 Configuration of the HIL test environment.	31
Table 9 Target mode of HIL test	32

ABSTRACT

A HIL test for verification of attitude control system of rocket-based UAV

Kim, Shin Hyung

Advisor : Prof. Jung, Sung Hoon, Ph. D.

Department of Smart Vehicle System Engineering

Graduate School of Chosun University

Rocket-based UAVs utilize rocket propulsion to extend the range over which fixed-wing aircraft can fly and increase airtime. Rocket-based UAVs need to make a maneuverable flight with a posture control system to create a ballistic trajectory to the desired target. Developing an Attitude Control System(ACS) that allows such maneuvering flight is necessary. Similarly, since UAVs are flying devices, when flying outdoors, they are exposed to noise like wind and various environments like cargo. Therefore, there is a demand for the development and flight testing of UAVs for controllers operating in these environments. Flying devices, including rocket-based UAVs, need to ensure the robustness of their components, as some system failures can lead to crashes throughout the airplane. HIL systems are well suited for these tests because they can simulate hazardous environments. However, there are limitations in simulating the aerodynamic environment with a computer model, so it is not as precise as a wind tunnel device. Therefore, in this study, the robustness of the ACS was verified by constructing a device that can perform HIL tests using a wind tunnel device for a rocket-based UAV.

Since rocket-based UAVs are not complete and are under development, some parts not involved in the UAV's attitude control system have been replaced with dummy weights to conduct HIL tests. In addition, the HIL components based on the flight test system built in previous studies.

This paper introduces a flight test system's components and shows how to build the HIL test bench. Determine the flight environment simulated by wind tunnel and the flight test system using Flight simulation of the rocket-based UAV. The body of a rocket-based UAV generates a lift angle of attack of 10 degrees. It holds to an attitude control device when flying at a speed of 10 m/s in a standard atmospheric density environment of 25° C and 1 atmosphere of pressure. As a result of the test, it was found that the posture control device performed the set role robustly. We also found that it can help increase rocket-based UAVs' controller performance in the same environment.

1. 서론

오늘날 무인항공기(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)는 초기 군사용으로 개발되다가, 산업, 민간 시장으로 빠르게 확산되고 있다[1-3].

UAV는 비행 장치 특성상 실외 운용시 바람과 같은 외부 교란이나 화물과 같은 임무 형태에 따른 모델 불확실성이 나타날 수 있다[4,5]. 따라서 UAV를 다양한 사용 환경과 다양한 임무에서 활용하기 위해 개발 및 비행 시험 수요 또한 점차 증가하고 있다[6].

Figure 1에 나타낸 로켓 기반 UAV는 임무 영역과 임무 시간을 확장하기 위해 로켓 추진 장치를 활용한다. 로켓 추진은 기존 항공기에서 이륙 보조 기술(RATO, Rocket Assisted Take-Off)로서 짧은 거리로 고속의 이륙 속도를 얻는 데 활용할 수 있으며[7], 로켓 기반 UAV에서는 재사용 1단 부스터의 역할로 상단인 임무 수행 UAV를 임무 지역까지 수송하는 탄도를 형성한다.

항공기의 비행 단계를 상승, 순항, 하강 단계로 구분할 때 상승과 순항 단계에서 절반 이상의 에너지를 소비할 수 있는데[8], 이러한 로켓 기반 UAV의 구조는 부스터가 상단 UAV의 상승과 순항 단계 비행을 보조하여 임무 거리와 임무 시간을 개선할 수 있다.

이때 로켓 기반 UAV를 포함한 비행 장치는 일부 시스템 오류가 추락, 낙상사고, 기능 고장 등을 유발하는 전체 시스템의 오류로 확산할 수 있다[9]. 따라서 각 개별 부품의 하드웨어, 소프트웨어적 개발 및 검증을 수행하고[10-12], 자유 비행 전 적절한 시험장치에 고정하여 전체 시스템을 운용하는 안정성 및 신뢰성 검증이 요구된다[13-15].

특히 로켓 기반 UAV의 경우 고속 비행 환경에서는 항력을 줄이기 위해 기동하지 않는 대신, 이륙 및 상승 초기의 저속 비행 환경에서 기동하여 비행체에 가해지는 공력 등을 제어해 임무 지역으로 향하는 탄도를 형성한다. 따라서 임무 수행에 결정적인 비행 기동을 위한 자세 제어 시스템의 강건성을 검증할 필요가 있다.

HIL(Hardware-In-The-Loop) 시험은 소프트웨어적인 제어 장치와 하드웨어 실물 장치를 연속적인 흐름 상에서 검증하는 방법으로 알려져 있다[16]. 이를 통해 시험 대상이나, 일부 탑재되는 하드웨어 장치를 토대로 시험 대상의 동역학 전체 혹은

은 일부를 수학적 모델로 대체하여 시스템의 하드웨어 및 소프트웨어를 검증하고 실사 시험에서 발생할 수 있는 오류를 사전에 확인할 수 있다[17]. 또한 HIL 시험은 복잡한 하드웨어 시스템을 제어된 환경에서 직접 시험하여 컴퓨터로 모델링하고 검증하는데 필요한 비용과 시간을 절약할 수 있다[18].

이러한 HIL 시스템에 대해 전남대학교의 J. Byun[19] 등은 UAV 비행 제어를 검증할 수 있는 HIL 시스템을 연구하였다. 해당 연구에서 UAV 비행 제어 컴퓨터는 제어 알고리즘이 메모리 넘침이나 연산 시간 초과 등에 영향을 받을 수 있기 때문에 실제 구동환경에서 시험한다. 비행 조종 컴퓨터(FCC, Flight Control Computer) 이외의 비행 환경은 소프트웨어 시뮬레이션으로 구동되었으며, 이를 위해 풍속 센서 등에 노이즈를 적용하고 구동 장치의 입력 지연 시간을 적용하였다.

그러나 해당 연구에서는 최대한 실제와 가까운 비행 환경을 모사하기 위해 실기체를 활용한 비행 시험이 선행되어야 하며, 마찬가지로 각 시스템 장치에 대한 시험을 통해 수학적 모델을 구축하는 선행 연구를 필요로 한다. 또한 목표 시험장치에 물리적인 작용이 없어 UAV의 물리적인 거동에 따른 영향을 확인할 수 없는 단점이 존재한다.

다만 앞선 연구로 한국항공우주연구원의 H. S. Choi[20] 등은 유무인 항공기의 지상모의 HIL 시험을 수행할 때 모션테이블을 통해 하드웨어 센서에 비행 환경에 의해 발생한 회전 가속도를 모사하였다. 이를 통해 개발중인 유무인 항공기의 비행 제어 컴퓨터(FCC, Flight Control Computer)와 지상 관제 장치(GCS, Ground Control Station), 2중화 작동기, 변위센서의 작동을 검증하였다. 이러한 방식은 목표 시험장치에 대해 물리적인 거동에 따른 결과를 확인할 수 있다.

그러나 해당 시험은 유무인 항공기 전체가 아닌 일부 부품을 대상으로 모션테이블로 물리적인 거동을 주었다. 이는 향후 실제 비행 시 활용되는 비행 모델과 시험 모델 간 차이가 존재할 수 있다는 단점이 존재한다.

이때 부산대학교의 H. K. Cha[21] 등은 소형 UAV의 실시간 HIL 시스템 환경을 구축할 때 6 DOF(Degrees of freedom) 모션테이블을 활용하였는데 해당 HIL 시스템은 무인항공기 전체를 모션테이블에 장착하여 항공기 전체의 시스템을 시험할 수 있는 구성으로 이루어졌다.

그러나 이와 같은 모션테이블 방식은 장착된 비행 장치에 의한 거동이 아닌 컴퓨터로 시뮬레이션 된 가상의 거동에 따라 작동한다. 따라서 HIL 시험을 위한 컴퓨터 시뮬레이션 장치는 실시간성, 입출력 데이터 처리, 대상 모델의 사실성, 특정

상황 모사 등의 기능이 요구되는데[22], UAV를 포함한 항공기의 경우 형상에 따라 비행 기동 특성이 변화할 수 있으며 다양한 형상을 수학적 모델로 반영하여 컴퓨터로 시뮬레이션하는 데에 한계 존재한다. 반면 풍동 장치는 실제와 가까운 환경을 구현할 수 있어 정밀한 비행 시험을 수행할 수 있다[23].

이와 관련하여 오클랜드 대학의 J. X. J. Bannwarth[24] 등은 UAV의 제어기와 공기역학적 환경에 의한 영향을 확인하기 위해서 풍동 장치를 고안하였다. 해당 장치는 UAV의 자유 비행을 기반으로 돌풍 등의 특정 비행 환경을 모사하여 자세 제어 시스템의 강건성을 확인할 수 있다.

본 연구에서는 비행장치를 고정하는 테스트 벤치에 3 DOF 이상의 자유도를 주고 풍동 장치에 의한 공력으로 UAV가 비행 제어를 수행할 때, UAV에 가해지는 힘을 측정하여 컴퓨터 시뮬레이션으로 위치를 추정하는 HIL 시험 구성을 제안하였다.

이때 비행장치를 고정하는 테스트 벤치의 연구로 사우스웨스턴 주립대학교의 S. Jatsun[25] 등은 수직이착륙 틸트로터의 자세 제어 능력을 시험하기 위해 베어링으로 구성된 2 DOF 회전테이블과 1 DOF 수직 이동이 가능한 병진운동장치로 구성된 테스트 벤치를 구성하였다.

이러한 구성은 지면과의 높이를 조절할 수 있어 지면효과를 모사하는데 도움이 되지만 회전 자유도가 3 DOF 미만이고, 수직 이동에 따른 마찰이나 관성에 대한 보정이 없어 실제 자유 비행과 상이한 결과가 나타날 수 있다.

동일한 연구로 빌레식 대학교의 U. Yuzgec[26] 등은 3 DOF 회전 자유도를 구현하기 위해 자이로스코프에 활용되는 김벌 장치로 UAV를 고정하였다. 또한 1 DOF 수직 이동이 가능한 병진운동장치가 장착되어 수직 축 거동을 모사할 수 있다.

그러나 김벌 장치의 단점으로 회전축이 특정 방향으로 향할 경우 김벌락 현상이 발생할 수 있으며, 이에 따라 UAV의 거동에 영향을 줄 수 있다. 또한 병진운동장치가 고정된 레일이 아닌 케이블을 통하여 김벌이 이동하는 구조이기 때문에 풍동 장치 적용시 바람에 의한 진동에 취약할 수 있다.

이때 탈린 공과대학의 K. Putsep[27] 등은 3DOF 회전 자유도를 위해 김벌 장치를 사용하는 대신 구체 조인트를 제안하였다. 구체 조인트는 베어링 역할을 하며 UAV가 자유롭게 회전하는 것을 모사할 수 있다. 또한 풍동 장치와 결합하여 UAV 비행 환경을 모사하는 것을 제안되었다.

다만 해당 연구에서는 직경 80 cm 미만의 풍동에서 초소형 UAV의 일종인 회전익기를 시험하는 것을 목표로 하여 고안되었다. 따라서 벽면 경계층 효과나 회전익

기의 지면 효과 등에 의한 영향이 존재할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 로켓 기반 UAV가 위치와 속도를 수정하는 기동 능력에 대한 자세 제어 시스템(ACS, Attitude Control System)의 강건성을 검증하였으며, 이를 위해 로켓 기반 UAV가 기동을 수행하는 비행 초기 단계를 설정하고 풍동 장치로 비행 환경을 모사하였다. 또한 3 자유도 이상을 갖는 비행 시험 시스템(Flight Test System)을 로켓 기반 UAV의 HIL 시험 장치로 구성하여 시험을 수행하고 결과를 확인하였다.

본 논문은 이하 다음과 같이 구성되어 있다. 2장에서 로켓 기반 UAV의 시스템 구성과 비행 원리에 대해 소개하고 ACS에 대해 소개한다. 3장에서는 비행 환경 모사 HIL 시험을 위해 개발된 비행 시험 시스템의 구성과 구동 원리를 소개한다. 4장에서는 연구에서 해당 시험 환경을 통하여 로켓 기반 UAV의 비행시험을 수행하고 ACS를 검증한 결과를 서술하였다. 5장에서는 결론 및 향후 계획에 대해 서술하였다.

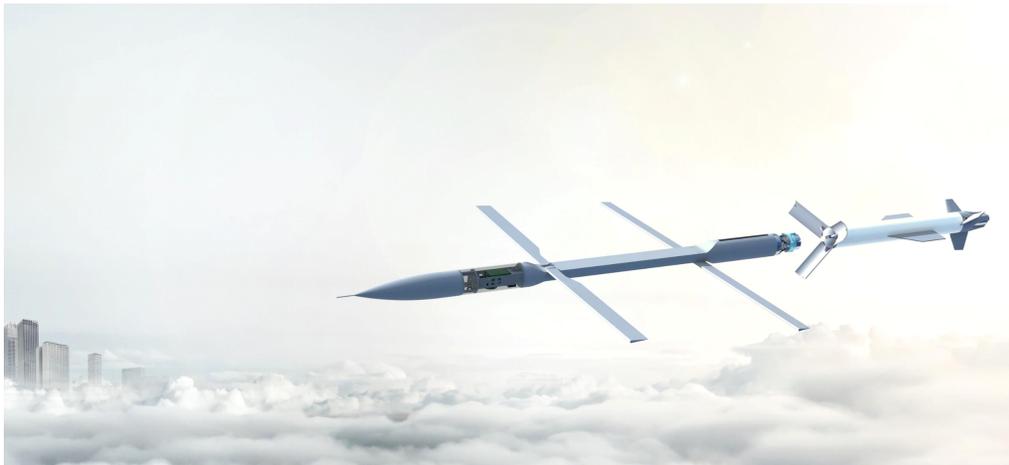


Figure 1 Rendering image of Rocket-based UAV in flight.

II. 로켓 기반 UAV

1. 시스템 구성

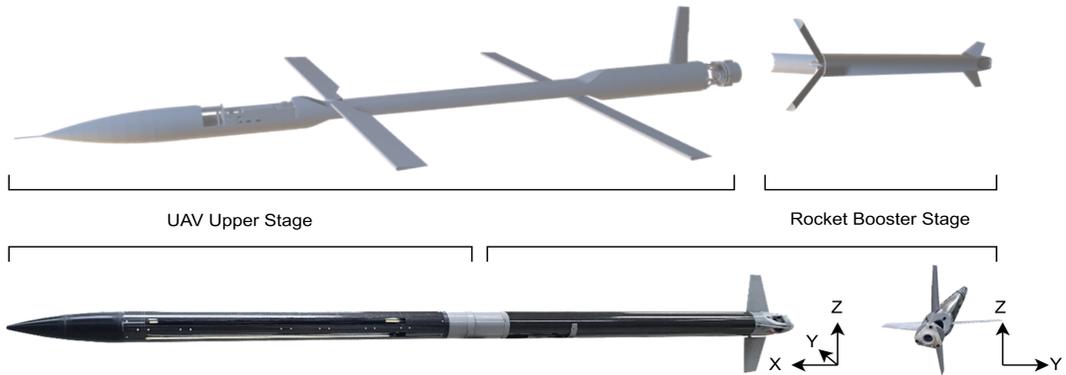


Figure 2 Rocket-based UAV.

로켓 기반 UAV는 Fig. 2와 같이 1단 로켓(Rocket Booster Stage)과 상단 임무 수행 UAV(UAV Upper Stage)로 구성되어 있다. 상단 임무 수행 UAV는 1단 로켓에 의해 탄도 비행하여 임무 지역으로 향하며 임무를 종료한 1단 로켓은 상단 임무 수행 UAV와 분리하여 재사용을 위해 회수 지역으로 낙하한다. 또한 상단 임무 수행 UAV도 임무 수행 종료 후 순항하여 회수 지역으로 향한다. 1단 로켓과 상단 임무 수행 UAV의 착륙 방식은 추진 장치를 통한 수직 착륙으로, 향후 해상 플랫폼 등 활주 착륙이 어렵거나 정밀한 위치 제어가 요구되는 환경에서 활용할 수 있다.

로켓 기반 UAV는 이러한 비행 방식으로 기존의 고정익 UAV 대비 임무 시간과 임무 거리, 고도, 임무 지역 도달 시간 등을 개선하고자 한다. 로켓 기반 UAV의 임무 지역으로는 기존 고정익 UAV로 접근이 힘든 고도 30km 이상의 고고도 환경, 발사 지역에서 멀리 떨어진 원격지, 혹은 기존 항공기보다 빠른 초음속으로 접근해야 하는 지역을 예로 들 수 있다.

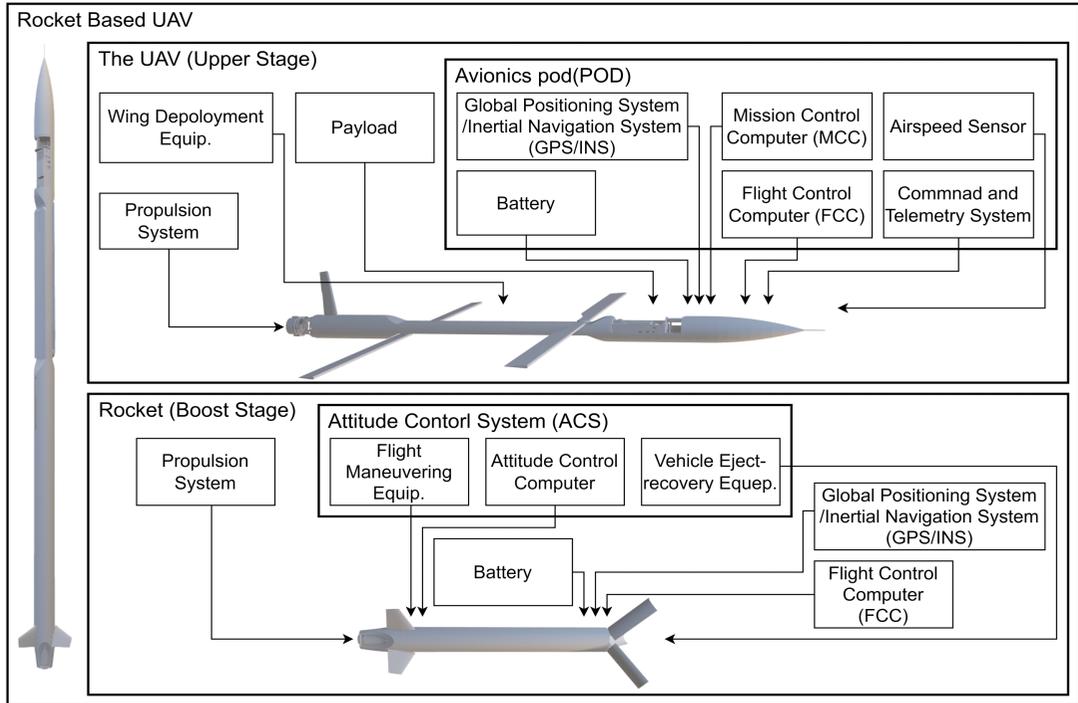


Figure 3 Overview of the rocket-based UAV.

Figure 3은 로켓 기반 UAV의 구성도이다. 상단 임무 수행 UAV는 추진 시스템 (Propulsion System), 날개 전개 장치(Wing Deployment Equip.), 탑재체 (Payload), 그리고 항공전자 장치(POD, Avionics Pod)로 구성된다. 탑재체는 임무 종류에 따라 요구되는 센서 장비에 해당하며, POD는 위치를 측정하기 위한 GPS/INS(Global Positioning System/Inertial Navigation System), 내장 배터리 (Battery), 임무 제어 컴퓨터(Mission Control Computer), 비행 제어 컴퓨터 (Flight Control Computer), 대기속도 센서(Airspeed Sensor), 원격 제어 및 측정 시스템(Command and Telemetry System)으로 구성되어 있다. 로켓 기반 UAV는 고속 비행 과정에서 비행 안정성을 위해 날개를 접고 비행하는데 날개 전개 장치(Wing Deployment Equip.)를 통해 천이 비행 단계에서 날개를 전개한다.

1단 로켓은 GPS/INS, FCC, 자세 제어 시스템(ACS, Attitude Control System), 배터리, 추진 시스템으로 구분된다. 이때 ACS는 전개 및 회수 장치(Vehicle Eject-recovery Equip.), 자세 제어 컴퓨터(Attitude Control Computer), 비행 기동 장치(Flight Maneuvering Equip.)로 구성된다.

2. 비행원리

1) 비행단계

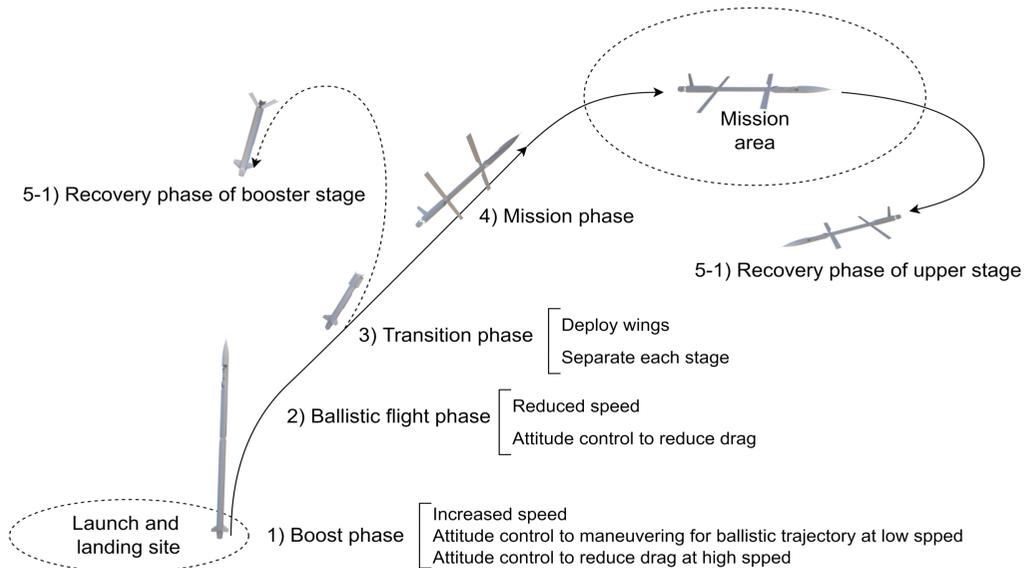


Figure 4 Flight phase of the rocket-based UAV.

로켓 기반 UAV의 비행은 1)로켓 추진 단계(Boost phase), 2)탄도 비행 단계(Ballistic flight phase), 3)천이 비행 단계(Transition phase), 4)임무 수행 단계(Mission phase), 5)귀환 및 회수 단계(Recovery phase)로 구분된다.

1) 로켓 추진 단계에서 로켓 기반 UAV는 1단의 로켓을 통해 발사되어 연소 종료 시점까지 가속한다. 이때 최고 속력은 임무 목표에 따라 요구되는 탄도 비행 궤적에 따라 다르다. 이때 상단 임무 수행 UAV는 항력을 줄이고 비행 안정성을 향상시키기 위해 날개를 수납하여 로켓 비행과 동일한 비행 특성을 가진다. 이때 요구되는 탄도 비행 궤적을 형성하기 위해 항력과 동압 영향이 가장 적은 비행 초기에 1단 로켓의 ACS로 비행 기동을 수행한다.

2) 탄도 비행 단계에서 로켓 기반 UAV는 로켓 추진을 종료하고 형성된 탄도를 따라 비행하면서 천이비행을 위해 감속한다. 항력으로 인한 에너지 손실을 방지하기 위해 상단 임무 수행 UAV는 로켓 추진 단계와 마찬가지로 날개를 전개하지 않으며 1단 로켓의 ACS로 항력을 최소화 할 수 있는 자세를 유지한다.

3) 천이 비행 단계에서 로켓 기반 UAV는 1단 로켓과 상단 임무 수행 UAV로 분리된다. 이때 상단 임무 수행 UAV의 날개가 전개되며 탄도 비행 중 자세 제어를 보

조하며, 1단 로켓은 전개 및 회수 장치를 통해 상단 임무 수행 UAV를 분리한다. 이후 전개 및 회수 장치를 포함한 ACS는 1단 로켓을 기동하여 귀환 및 회수 단계로 진입한다.

4) 임무 수행 단계에 진입한 상단 임무 수행 UAV는 주어진 목표에 따라 탑재체를 통해 해당 지역에서 임무를 수행한다. 이때 임무 특성에 따라 탄도, 추진 비행하여 임무를 수행하는데, 이때의 비행 시나리오는 10km 이상의 고고도 비행 임무와 10km 미만의 순항 고도 비행 임무로 구분된다. 이 중 고고도 비행 임무의 경우 UAV가 탄도 비행하며 필요한 경우 추력기 등을 통해 자세를 제어하며 임무를 수행한다. 이러한 탄도 비행을 통해 10km 미만 순항 고도로 낙하하면 추진 비행을 통해 추가적인 임무를 수행하거나 귀환 및 회수 단계로 진입한다.

5) 귀환 및 회수 단계에서 1단 로켓은 낙하지점까지 핀 제어 장치와 전개 및 회수 장치의 항력 핀, 추력기 등을 통해 자세를 제어하여 낙하한다. 임무 수행 UAV의 경우 자체 추진 장치로 순항 비행하여 회수 지역으로 귀환한다. 지상 착륙장이나 해상 플랫폼 등 회수 지역에 도착한 각 비행 장치는 자체 추진 장치를 통해 수직 착륙하여 회수한다.

2) 로켓 추진 단계의 자세 제어

HIL 시험을 통해 검증하고자 하는 ACS의 비행 환경은 로켓 추진 단계 초기의 탄도 비행 궤적 형성을 위한 비행 기동 구간이다. 이때 ACS 중 전개 및 회수 장치는 해당 비행 단계에서 상단 임무 수행 UAV와 결합되어 있으며 자세 제어를 위해 구동하지 않는다. 따라서 자세 제어 컴퓨터는 비행 기동 장치에 연결된 핀 각도로 동체의 받음각을 제어한다. 이를 통해 로켓 기반 UAV는 동체 비행으로 요구되는 탄도 궤적을 형성한다. Fig. 5는 비행 기동 장치의 좌표계, Fig. 6는 로켓 기반 UAV의 좌표계를 나타낸 그림이다. 여기서 X, Y, Z 각 회전축에 대한 회전 각도는 Roll(ϕ), Pitch(θ), Yaw(ψ)로 표현한다.

이때 로켓 기반 UAV의 좌표계에서 기준 좌표 X_w, Y_w, Z_w 는 후술할 HIL 시험 장치의 풍동 장치를 기준으로 하였으며, X_w 는 바람이 불어오는 방향과 같다. 따라서 본 HIL 시험에서 각각의 자세 roll, pitch, yaw의 각도는 고정된 풍동 장치에 의해 로켓 기반 UAV의 받음각과 동일하다.

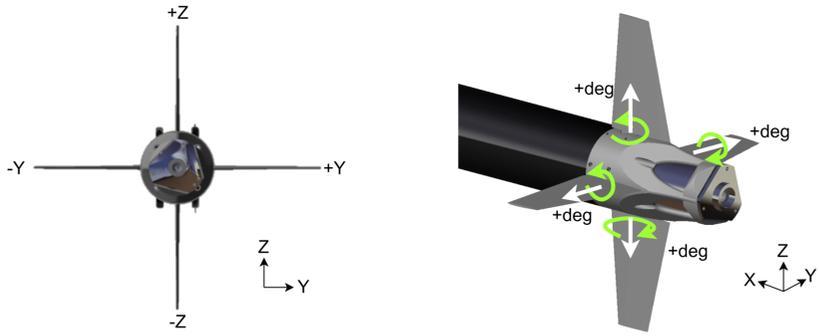


Figure 5 Coordinate system of flight maneuvering equip.

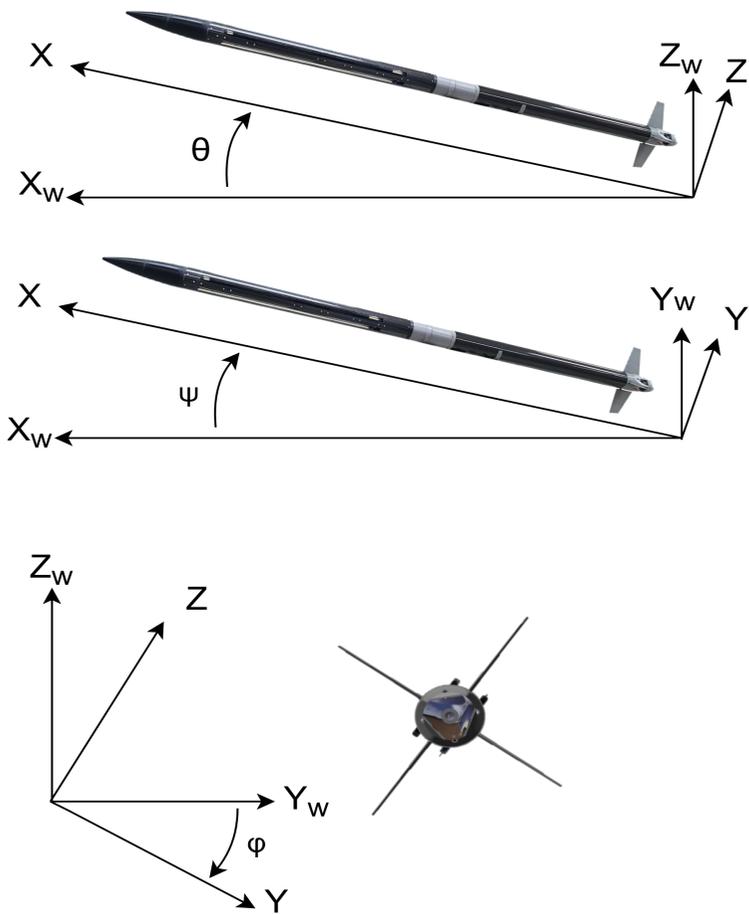


Figure 6 Coordinate system of the rocket-based UAV

3. 로켓 기반 UAV의 HIL 시험 구성

본 연구에서 HIL 시험을 통해 검증하고자 하는 1단 로켓의 비행 제어 시스템은 로켓 기반 UAV가 이륙 직후 비행 초기 단계에서 자세 제어 기동을 통해 특정 임무 지역으로 향하는 탄도를 형성하는 임무를 가진다. 이때 ACS의 기동 능력을 모사하고 검증하기 위해서 1단 로켓과 상단 임무 수행 UAV가 결합한 상태에서 FCC가 자세 제어 컴퓨터에 입력하는 명령을 수동으로 입력할 수 있도록 시험 모델을 별도로 구성하였다. 또한 ACS를 제외한 1단 로켓의 추진 시스템, FCC, GPS/INS, 배터리와, 상단 임무 수행 UAV는 시험 결과에 따른 개발 경과와 임무 종류에 따라 구성이 달라질 수 있어 설계 목표 질량을 가진 목적을 장착하였다. Table 1에 이에 따라 제작된 시험 모델의 제원을 나타내었다.

Table 1 Specification of the rocket-based UAV

Total Weight		2.8 kg	
Total Length		2.8 m	
Body diameter		0.1 m	
Upper stage	Weight	1.0 kg	
	Length	1.4 m	
	Extended wing span (retract while on test)	1 m	
Booster stage	Weight	1.8 kg	
	Length	1.4 m	
	Control wing span	0.4 m	
	Attitude control computer		
	Flight maneuvering Equip.	Weight	0.4 kg
		Length	0.2 m
		Control wing hight	0.12 m
		Control wing root chord length	0.1 m
		Control wing tip chord length	0.05 m
		Control wing airfoil type	NACA 0006
		Contorl wing airfoil thickness	100 %
Vehicle Eject-recovery Equip.	Weight	0.2 kg	
	Lentgh	0.2 m	

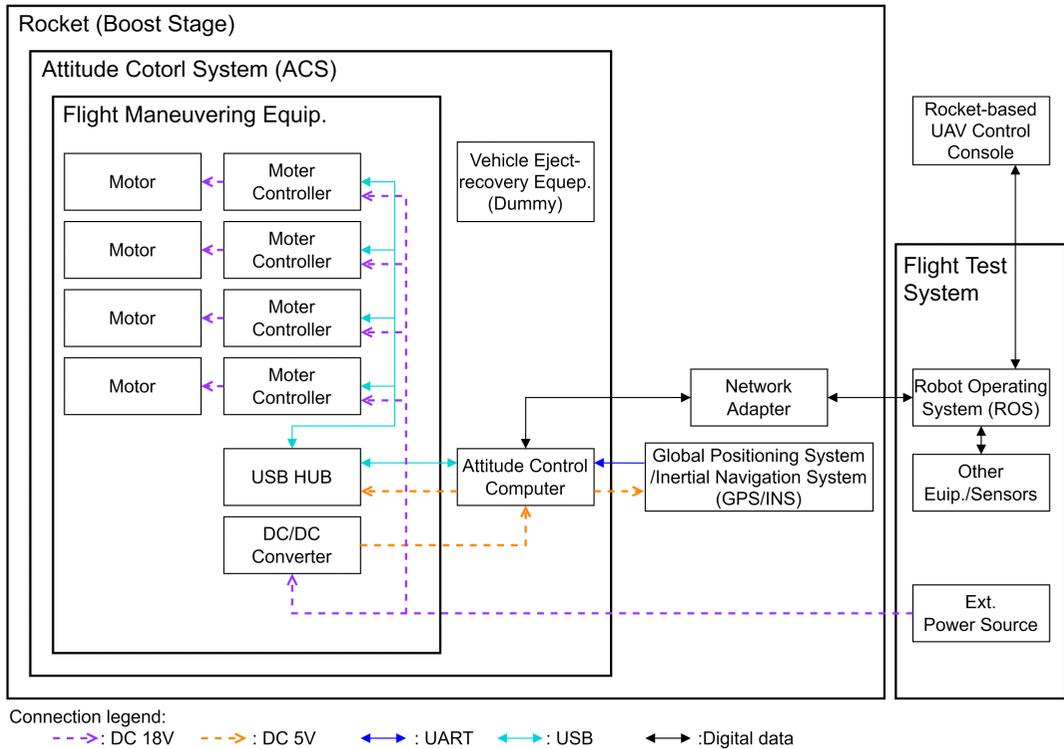


Figure 7 Communication and electrical system configuration of the test model

1) 비행 제어 시스템(ACS, Attitude Control System) 구성

Figure 7은 제작된 시험 모델의 구성을 나타낸다. 현재 구성에서 전개 및 회수 장치는 상단부와 결합을 위해 ACS에서 사용하지 않는다. HIL 시험을 위해 수동으로 자세 제어 컴퓨터에 제어 명령을 입력하기 위해 FCC 대신 자세 제어 컴퓨터에 내장된 네트워크 어댑터(Network Adapter)를 활용하였다. 네트워크 어댑터는 후술할 비행 시험 시스템의 ROS(Robot Operating System)의 메시지 전달 프로토콜을 통해 로켓 기반 UAV 및 HIL 시험 장치를 제어하는 콘솔(Rocket-based UAV Control Console)과 통신하여 데이터와 명령을 주고받는다. 또한 GPS/INS의 데이터 중 관성 항법 유닛에서 생성되는 자세 정보를 자세 제어 컴퓨터에 입력하여 목표 각도와 현재 각도의 오차를 측정한다. 내부에 구성된 제어기는 자세 제어에 필요한 비행 기동 장치의 핀 각도를 계산하여 모터 컨트롤러로 핀 각도 자세 제어 명령을 전송하여 모터를 제어한다. Fig. 8에 제작된 ACS의 비행 기동 장치를 나타내었다.

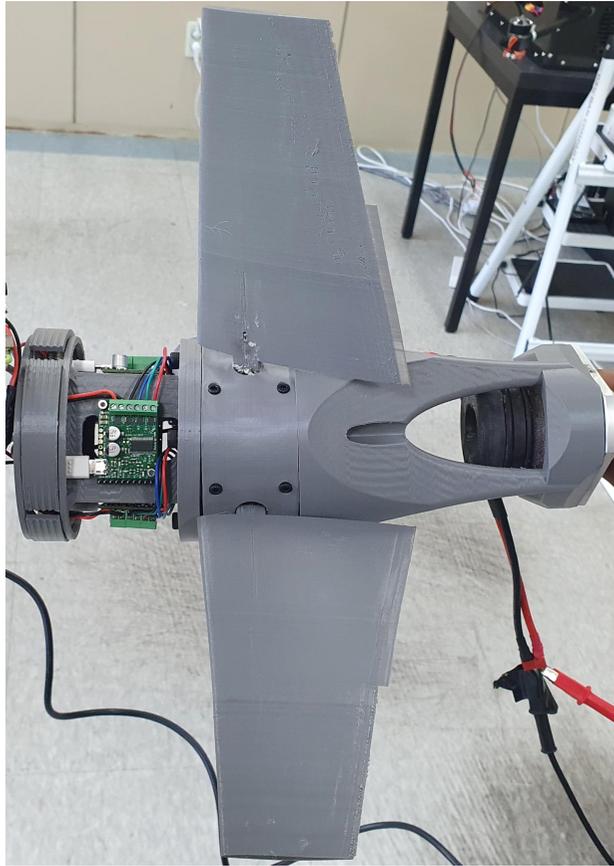


Figure 8 Flight Maneuvering Equip. of ACS

2) 자세 제어기

로켓 기반 UAV의 자세 제어기는 시스템의 강건성을 확인하기 위해 기본적인 PID 제어기를 활용한다(Eq. 1).

$$\begin{aligned} e(t) &= x_d(t) - x(t) \\ u(t) &= Kp * e(t) + Ki \int_0^t e(\tau) d\tau + Kd \frac{d}{dt} e(t) \end{aligned} \quad (1)$$

이때 $x(t)$ 는 로켓 기반 UAV의 현재 자세 각도, $x_d(t)$ 는 자세 제어 목표 각도, Kp , Ki , Kd 는 각 비례, 적분, 미분항에 대한 가중치(Gain)다. 로켓 기반 UAV는 이를 통해 해당 제어기의 출력 $u(t)$ 으로서 요구되는 각가속도를 얻는다. 이를 통해 각 회전각(ϕ , θ , ψ)에 대한 요구 모멘트를 구할 수 있다(Eq. 2). 여기서 I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} 는 각 회전축에 대한 로켓 기반 UAV의 회전 관성을 나타낸다.

$$\begin{aligned} \tau_\phi &= \left(Kp_\phi e_\phi(t) + Ki_\phi \int_0^t e_\phi(\tau) d\tau + Kd_\phi \frac{d}{dt} e_\phi(t) \right) I_{xx} \\ \tau_\theta &= \left(Kp_\theta e_\theta(t) + Ki_\theta \int_0^t e_\theta(\tau) d\tau + Kd_\theta \frac{d}{dt} e_\theta(t) \right) I_{yy} \\ \tau_\psi &= \left(Kp_\psi e_\psi(t) + Ki_\psi \int_0^t e_\psi(\tau) d\tau + Kd_\psi \frac{d}{dt} e_\psi(t) \right) I_{zz} \end{aligned} \quad (2)$$

계산된 요구 모멘트를 핀 제어기를 통해 구현하기 위해 Eq. 3에 나타난 일반적인 양력 관계식을 활용하였다.

$$L = C_L(R, \alpha) S(\rho v^2 / 2) \quad (3)$$

여기서 $C_L(R, \alpha)$ 은 양력계수, S 는 익면의 면적, ρ 는 대기밀도, v 는 대기속도를 나타낸다. 이때 $C_L(R, \alpha)$ 은 에어포일 형상에 따라 레이놀즈 수 R 과 받음각 α 에 따라 달라지는 실험값이다. 비행 기동 장치에 사용된 에어포일은 NACA0006이며, C_L 은 1차 함수 형태로 선형화하였다. 이를 통해 양력계수에 따른 받음각을 알 수 있는 역함수 $C_L^{-1}(C_L)$ 를 구하였다.

4개의 제어면을 통해 얻어야 하는 양력 L 은 각 축의 요구 토크 τ_ϕ , τ_θ , τ_ψ 에 대해 Eq. 14와 같은 관계로 표현하였다.

$$\begin{aligned}
 \tau_\phi &= r_{xx}(L_{+Y} + L_{-Y} + L_{+Z} + L_{-Z}) \\
 \tau_\theta &= r_{yy}(-L_{+Y} + L_{-Y}) \\
 \tau_\psi &= r_{zz}(-L_{+Z} + L_{-Z})
 \end{aligned} \tag{4}$$

이때 r_{xx} , r_{yy} , r_{zz} 는 각 축 평면상의 공력 중심점과 무게 중심 간 거리이며, L_{+Y} , L_{-Y} , L_{+Z} , L_{-Z} 는 Fig. 5에 표기된 각 제어 날개에 요구되는 양력이다. 이때 각 Fig. 5에 따라 설치된 핀이 같은 모멘트 성분에 대해 동일한 양력을 만든다고 가정하여 Eq. 3와 Eq. 4로 각 날개의 받음각을 구하였다(Eq. 5).

$$\begin{aligned}
 \alpha_{+Y} &= C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\phi}{2r_{xx}S\rho v^2} \right) + C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\theta}{r_{yy}S\rho v^2} \right) \\
 \alpha_{-Y} &= C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\phi}{2r_{xx}S\rho v^2} \right) - C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\theta}{r_{yy}S\rho v^2} \right) \\
 \alpha_{+Z} &= C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\phi}{2r_{xx}S\rho v^2} \right) + C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\psi}{r_{zz}S\rho v^2} \right) \\
 \alpha_{-Z} &= C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\phi}{2r_{xx}S\rho v^2} \right) - C_L^{-1} \left(\frac{\tau_\psi}{r_{zz}S\rho v^2} \right)
 \end{aligned} \tag{5}$$

III. 비행 시험 시스템

1. 시스템 구성

비행 시험 시스템은 선행 연구에서 회전익기뿐만 아니라 고정익기 등 다양한 임무 환경을 가진 UAV를 시험할 수 있도록 고안된 범용 시험 시스템이다. 특히 ROS(Robot Operating System) 프레임워크를 통해 로켓 기반 UAV의 비행 제어 시스템과 비행 시험 시스템을 통합한 환경으로 비행 시험을 수행할 수 있다.

해당 시스템은 대상 UAV를 안전하게 고정하면서 DOF를 가지는 테스트 벤치(Test Bench), 데이터를 수집하고 운용 소프트웨어 일부를 구동하는 전자제어장치(ECU, Electric Control Unit), 시스템 구동장치와 대상 UAV에 적절한 전원을 공급하는 전원공급장치(PSU, Power Supply Unit), ROS 기반 운용 소프트웨어(Operation Software), 그리고 비행 환경을 모사하기 위한 풍동 장치(Wind Tunnel)로 구성된다(Fig. 9과 Fig. 10).

이 중 대상 UAV(Target UAV)와, 외부 시스템(External System) 등 점선으로 표기된 부분은 시험하고자 하는 로켓 기반 UAV와 원격 제어 시스템에 해당한다.

테스트 벤치는 헤드(Head)부와 수직축 병진운동 장치(Z-axis Translator)로 구성

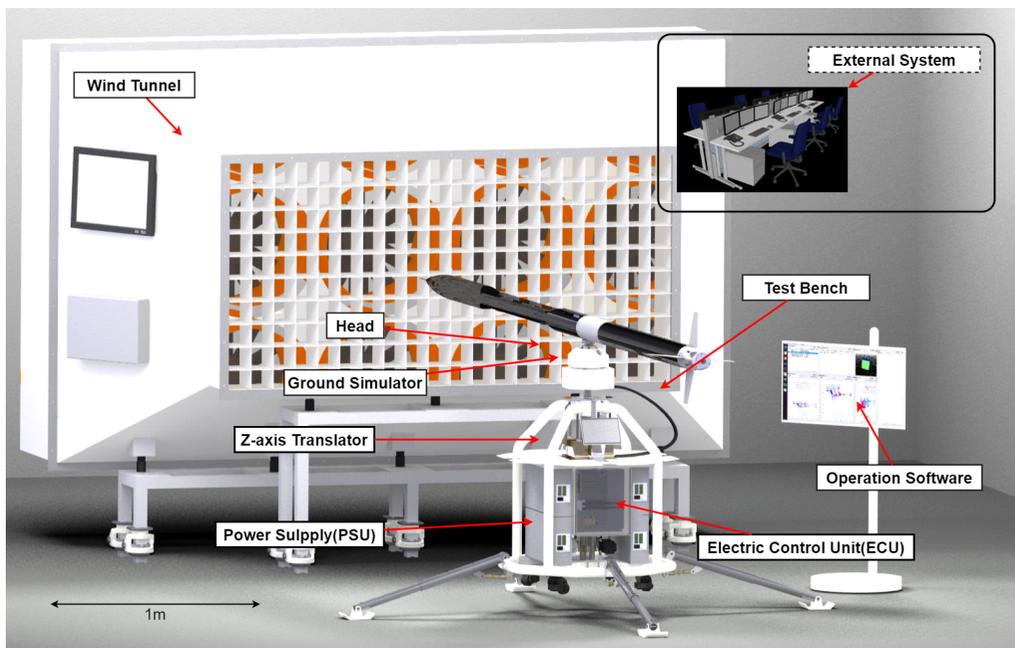


Figure 9 Overview of the ROS-based multi-DOF flight test system.

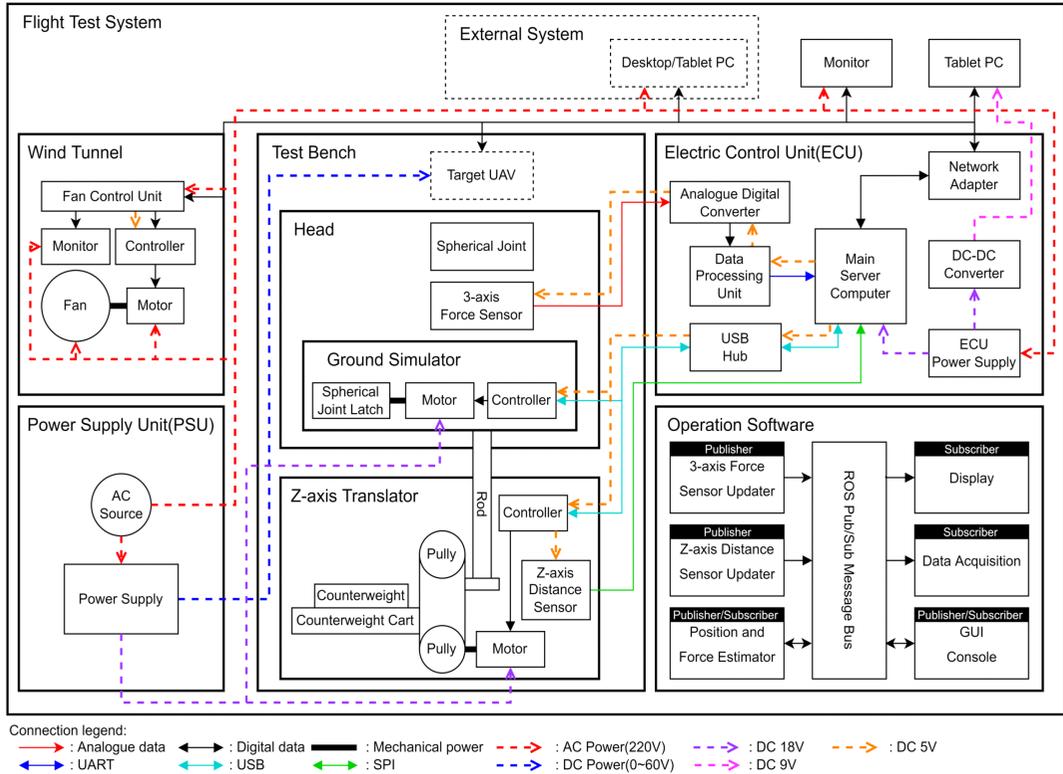


Figure 10 Communication and electrical system configuration of the flight test system.

되어 있는데, 헤드부는 지표 모사 장치(Ground Simulator)와 3축 힘 센서(3-axis Force Sensor), 구체 조인트로 구성되어 있다. 이때 헤드부의 구체 베어링과 수직 축 병진운동 장치를 통해 4 DOF 운동이 가능하다.

ECU는 테스트 벤치에 고정되어 부착된 센서의 하드웨어 데이터 처리를 담당한다. 특히 내부에 운영 소프트웨어(Operation Software)를 위한 ROS 구동 환경을 제공하는 메인 서버 컴퓨터(Main Server Computer)와 네트워크 어댑터(Network Adapter)가 장착된다.

PSU는 테스트벤치와 시스템 구동장치 일부에 DC 전원을 공급한다. 특히 대상 UAV에 프로그램 제어 가능한 전원을 공급하여 전원 공급 환경을 모사할 수 있도록 구성하였다.

운영 소프트웨어는 대부분 ECU의 서버 컴퓨터에서 처리되지만, 결과 시현(Display), 데이터 수집(Data Acquisition), 그래픽 사용자 인터페이스(GUI, Graphical User Interface) 콘솔(Console) 프로그램은 네트워크 어댑터를 통해 해

당 비행 시험 시스템 외부에 연결된 데스크톱, 태블릿 PC(Desktop/Tablet PC) 등 이기종 컴퓨터에서 운영될 수 있다. 본 연구에서는 로켓 기반 UAV를 제어하는 콘솔 컴퓨터에서 비행 시험 시스템을 제어할 수 있도록 구성하였다.

풍동 장치는 총 15개의 팬(Fan)이 개별적으로 제어되며 총류나 돌풍, 난류 등의 다양한 비행 환경을 모사할 수 있도록 설계하였다. 본 시험에서는 일반적인 비행 환경을 고려하여 총류를 발생하도록 구성하였다.

2. 구성요소

1) 테스트벤치

테스트 벤치는 Fig. 11와 같이 설계되었다. 직관적인 제어를 위해 터치 입력 장치가 있는 태블릿 PC를 장착할 수 있도록 구성되었다. 중심에는 수직축 병진운동 장치가 고정되며, 그 상단에 헤드부와 대상 UAV가 연결된다. 테스트 벤치는 다양한 운용 환경에 적용하기 위해 바닥 등에 부착하지 않고 하단부에 장착된 캐스터(Caster)로 이동할 수 있도록 구성되었다. 이때 폭 0.9 m 미만의 문, 엘리베이터 등 좁은 공간의 이동을 위해 테스트 벤치의 폭이 0.8 m로 설정되었고, 시험 중 지면 고정과 안정성 확보를 위해 Fig. 11에 표시된 전개 가능한 접이식 다리(Folding Leg)가 적용되었다. PSU와 ECU는 비행 시험 중 대상 UAV에서 가해지는 하중의 영향을 최소화 하기 위해 테스트 벤치의 하부에 고정된다. 이러한 설계는 비행 시험 시스템의 무게 중심을 지면 방향으로 옮기는 데 도움이 될 수 있다. Table 2에 설계된 테스트 벤치의 제원을 나타내었다.

Table 2 Specification of the test bench.

Target UAV weight (max.)	30 kg
Test bench weight	80 kg
Test bench width (max.)	1.2 m
Test bench width (min.)	0.8 m
Test bench height (max.)	1.7 m
Test bench height (min.)	0.9 m

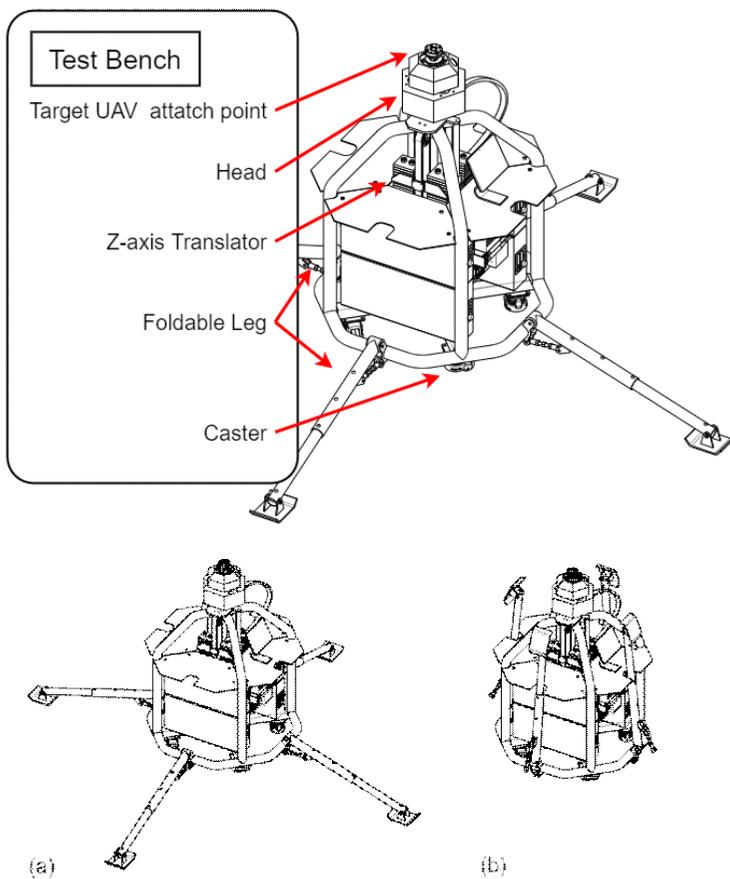


Figure 11 Perspective view of the test bench; (a) extended leg mode and (b) retracted leg mode.

2) 헤드

헤드부의 구체 베어링은 3 DOF 회전이 가능하며 대상 UAV를 고정하고 연마봉 (Rod)을 통해 수직축 병진운동 장치(Z-axis Translator)와 연결된다. 본 비행 시험 시스템은 해당 장치를 통해 총 4 DOF 환경을 제공할 수 있다. 이때 Fig. 10과 같이 구체 베어링과 연마봉 사이에 3축 힘 측정 센서가 장착하였다. 해당 센서를 통해 HIL 시험에 필요한 비행 시뮬레이션을 수행하거나, 운영 소프트웨어에서 대상 UAV의 비행 데이터를 수집하고(3-axis Force Sensor Updater), 실제 추력과 오차를 추정하여(Position and Force Estimator) 모터를 통해 수직축의 높이 오차를 보정 할 수 있다. 이때 수직축 높이의 오차를 보정 하기 위해 라이다 센서(Z-axis Distance Sensor)를 장착하여 높이를 측정하는 기능(Z-axis Distance Sensor Updater)이 구성되었다. Table 3은 이에 따라 설계된 헤드부의 제원을 보여준다.

3) 지표 모사 장치

헤드부의 주요 기능 중 하나인 지표 모사 장치는 UAV가 이륙 전 지표면에 착륙해 있을 때 구체 조인트의 움직임을 제한하여 실제 착륙 환경을 모사한다(Fig. 12 (a)와 Fig. 12(b)). 다만 본 연구에서 로켓 기반 UAV는 수직 이륙하며 공중에 있는 환경을 모사함에 따라 시험 시작 전 풍동 장치가 완전히 가동할 때까지 제어되지 않는 상태의 로켓 기반 UAV를 고정하는 용도로 활용하였다. 3 DOF를 갖는 구체 조인트의 하단부에는 구체 조인트 걸쇠(Spherical Joint Latch)가 위치하며, 해당 구체 조인트 걸쇠가 모터에 의해 움직이며 상단부에서 구체 조인트를 밀어 올리며 지표면과 같은 역할을 하며, 구체 조인트를 고정할 수 있다.

Table 3 Specification of the head.

3-axis force sensor (max.)	100 kgf
Z-axis distance sensor (max.)	1.4 m
X and Y axis free angle (max.)	30 deg
Number of motors	3 ea

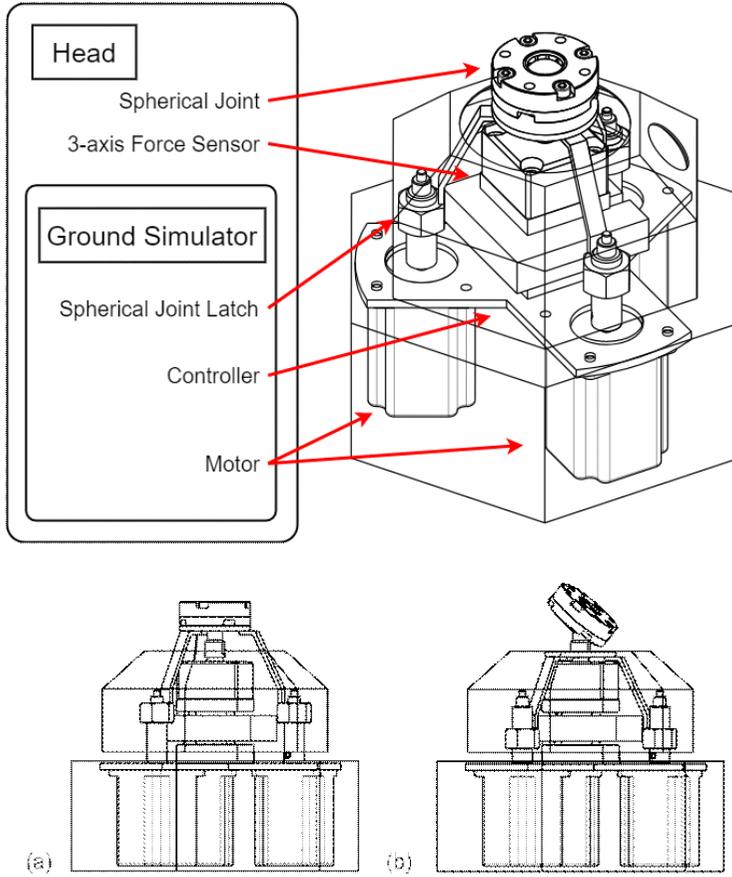


Figure 12 Perspective view of the head:
 (a) flight state and (b) landing state.

4) 수직축 병진운동장치

수직축 병진운동장치는 대상 UAV의 자유 비행을 모사하기 위한 기능 중 일부로, 관성 및 마찰로 인한 오류가 제어된 수직축 운동을 구현한다. Fig. 13는 테스트 지그에서 수직축 병진운동 장치만 표기한 그림이며, 오차를 보정 하기 위한 모터는 하단에 장착되는 것을 알 수 있다. 수직축 병진운동을 위해 장착된 헤드부와 연마봉의 질량은 장착된 UAV에 추가적인 중량을 발생시키기 때문에 이를 모터와 무게추로 보정해 줄 필요가 있다. 설계된 수직축 병진운동장치의 최대 상승 고도는 0.8 m이며 조절 가능한 무게추의 최대 탑재 질량은 16 kg이다. Table 4는 이에 따라 설계된 수직축 병진운동장치의 제원을 보여준다.

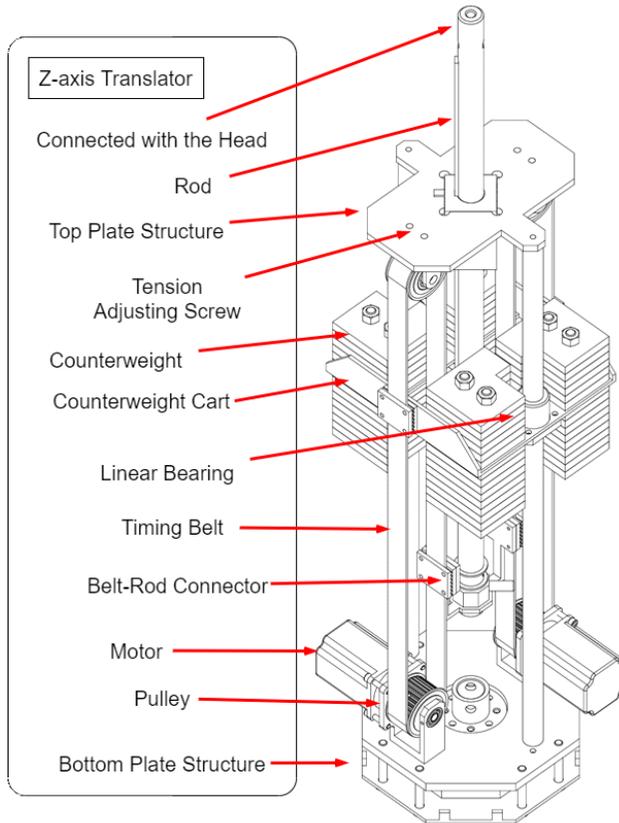


Figure 13 Perspective view of the z-axis translator.

Table 4 Specification of the z-axis translator.

Z-axis translator height (without rod)	0.8 m
Stroke of the z-axis translator	0.8 m
Counterweight weight (max.)	16 kg
Counterweight cart weight	4 kg
Number of motors	2 ea

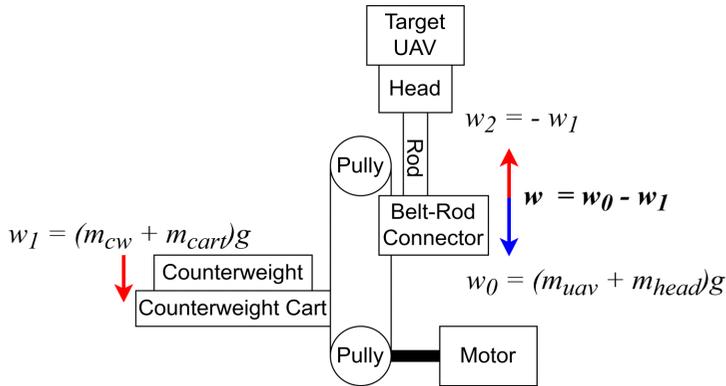


Figure 14 Diagram of the z-axis translator.

이때 무게추는 모터에 가해지는 부하를 경감하는 역할을 한다. Fig. 14에 무게 추에 의해 분산되는 중량 w (kgf)를 표현하였다. w_1 은 무게추 질량 m_{cw} (kg), 무게 추 지지 선반(Counterweight Cart) m_{cart} 에 의해 발생하는 중량이며, w_2 는 벨트에 의해 UAV m_{head} (kg)는 연마봉과 커넥터(Belt-Rod Connector) 및 헤드부의 질량, m_{uav} (kg)는 실제 대상 UAV의 질량을 나타낸다. 위 모델에서 벨트의 중량과 도르래의 중량은 생략하였다.

모터에 가하는 하중 w 는 Eq. 5과 같이 무게추에 의해 감소되지만, 동시에 Eq. 5로 표현된 수직 축 모사 장치의 이동 계통 부분의 질량 $m_{transys}$ (kg)는 증가한다.

$$w_0 = (m_{uav} + m_{head})g \quad (6)$$

$$w_1 = (m_{cw} + m_{cart})g \quad (7)$$

$$w_2 = -w_1 \quad (8)$$

$$w = w_0 + w_2 = (m_{uav} + m_{head})g - (m_{cw} + m_{cart})g = (m_{uav} + m_{head} - m_{cw} - m_{cart})g \quad (9)$$

$$m_{transys} = m_{uav} + m_{head} + m_{cw} + m_{cart} \quad (10)$$

이때 모터에 가해지는 하중 w 은 수직축 병진운동장치가 모사하고자 하는 질량 m_{target} 에 대해 Eq. 6와 같은 관계를 갖는다.

$$w = m_{target}g \quad (11)$$

따라서 m_{target} 에 대해 무게추 질량 m_{cw} 은 Eq. 5과 Eq. 6 에 따라 Eq. 7와 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} w &= (m_{uav} + m_{head} - m_{cw} - m_{cart})g \\ m_{cw} &= m_{head} - m_{cart} - (m_{target} - m_{uav}) \end{aligned} \quad (12)$$

테스트 벤치에 장착되지 않고 비행하는 자유 비행 환경은 Eq. 4와 같이 $m_{transys}$ 가 UAV의 질량과 같다고 표현될 수 있다.

$$m_{transys} = m_{uav} \quad (13)$$

UAV가 수직축 병진운동장치에 장착하여 운동할 때와 자유 비행할 때 운동 모델은 각각 Eq. 9와 Eq. 10과 같이 정의할 수 있다.

$$a_{transys}(t) = (f_{uav}(t) + f_{motor}(t) + f_{fric}(t) + w)/m_{transys} \quad (14)$$

$$a_{uav}(t) = f_{uav}(t)/m_{transys} \quad (15)$$

여기서 $f_{uav}(t)$ (N)는 UAV에 가해진 힘, $f_{motor}(t)$ (N)는 제어되는 모터에서 발생한 힘, $f_{fric}(t)$ (N)는 수직축 병진운동장치에서 발생하는 마찰력, $a_{uav}(t)$ (m/s)는 UAV가 자유 비행 할 때의 가속도이다.

이때 $f_{uav}(t)$ 가 수직 축 방향으로 동일한 추력 $T_{uav}(N)$ 이 가해지고 수직축 모사장치에 장착된 모터와 마찰을 무시할 경우, 뉴턴 제 1법칙으로 표현된 Eq. 5에 따라 가속도 $a_{transys}(m/s^2)$ 는 $m_{transys}$ 의 크기에 반비례한다.

$$a_{transys} = (T_{uav} + w)/m_{transys} \quad (16)$$

따라서 시스템이 UAV와 함께 운동하는 Eq. 5의 상황과, UAV가 혼자 자유 비행하는 Eq. 8의 상황은 $m_{transys}$ 의 차이에 의한 가속도 오차가 발생하는 것을 알 수 있다.

대상 UAV의 자유 비행 상태는 Eq. 4과 Eq. 5를 활용하여 Eq. 6과 같이 간단하게 표현할 수 있다.

$$a_{uav} = T_{uav}/m_{uav} \quad (17)$$

수직축 병진운동장치의 모터는 Eq. 12에 나타난 가속도를 추종한다. 이때 헤드부에 장착된 3축 힘 센서로부터 UAV의 추력을 측정하여 모터를 제어할 수 있다.

다만 이러한 기능은 본 연구에서 로켓 기반 UAV의 HIL 시험 구성에 따라 물리적인 병진운동을 하지 않고 헤드부의 3축 힘 센서로 측정된 값에 의해 시뮬레이션으로 위치를 모사하도록 구성되었다.

5) 전자 제어 장치

ECU의 주요 기능은 센서 데이터를 수집하고 ROS를 위한 로컬 네트워크를 제공하며, 비행 시험 시스템 구동 장치를 제어하는 역할을 한다. 또한 내장 장치를 위한 별도의 전원 공급 장치(ECU Power Supply)가 구비되어 있으며, 이는 구동장치를 위한 PSU와 별도로 작동된다. ECU는 테스트벤치 하단부에 장착되어 있으며, Fig. 15은 ECU만 표기한 그림이다.

메인 서버 컴퓨터는 데이터 처리 장치(Data Processing Unit), USB(Universal Serial Bus) 허브(USB Hub), 라이다 센서, 네트워크 어댑터와 연결되어 있다. 이때 데이터 처리 장치는 3축 힘 센서에서 측정되는 아날로그 신호를 아날로그 디지털 컨버터(Analogue Digital Converter)를 거쳐 디지털 신호로 전환하고 LPF(Low Path Fliter) 처리 후 최종적으로 UART 통신으로 메인 서버 컴퓨터에 전달하는 역할을 한다. USB 허브에는 테스트 벤치에 설치되어 있는 모터 제어기(Controller)가 연결되어 있다. 라이다 센서에서 측정된 데이터는 SPI 통신으로 메인 서버 컴퓨터에 전달된다. 네트워크 어댑터는 메인 서버 컴퓨터에 직접 연결되어 있으며 ROS 통신 네트워크(ROS Pub/Sub Message Bus)를 지원한다.

ECU의 전원 공급 장치는 AC 단상(220V)을 공급받아 DC-DC 컨버터(DC-DC Converter)와 메인 서버 컴퓨터에 18V 전원을 공급한다. 이때 DC-DC 컨버터는 공급받은 전원을 9V 전압으로 변환하여 ECU 외부에 연결된 태블릿 PC에 전원을 공급한다. 메인 서버 컴퓨터에는 내장된 DC-DC 컨버터가 있으며, 공급받은 전원을 5V로 변환하여 시스템 각 부에 연결된 USB 장치, 라이다 센서, 데이터 처리 장치 등에 전원을 공급한다(Table 5).

Table 5 Specification of the ECU.

Motor controller connection	5 USB
Z-axis distance sensor connection	1 SPI
Data processing unit connection	1 UART
Network adapter	1 Digital
ECU power supply input voltage(AC)	220 V
ECU power supply output voltage(DC)	18 V
DC-DC Converter output voltage(DC)	9 V

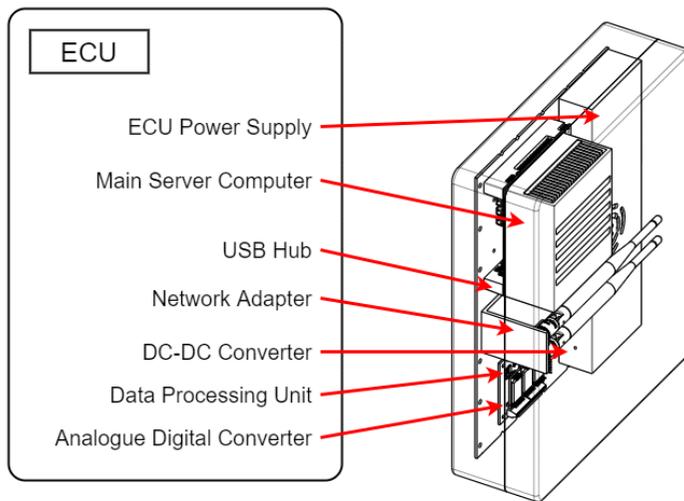


Figure 15 Perspective view of the ECU.

6) 전원 공급 장치

PSU는 대상 UAV와 테스트 벤치의 구동부에 전원을 공급한다. 특히 대상 UAV의 배터리를 대신하여 장기 비행 시험을 지원하기 위해 1.5kW급 전원 공급 장치가 총 4개 병렬 장착되어 있으며, 프로그램 제어에 의해 0~60V의 전원 공급을 제어할 수 있다. 따라서 배터리의 전압 강화, 내부 저항 등과 무관하게 일정한 비행 시험 결과를 위해 대상 UAV에 전원을 공급할 수 있다. 이를 통해 대상 UAV의 일정한 비행 시험 환경을 구현할 수 있다. PSU는 테스트 벤치 하단부에 ECU와 함께 장착되어 있으며, Fig. 16은 PSU만 표기한 그림이다. Table 6는 이에 따라 설계된 PSU의 제원이다.

Table 6 Specification of the PSU.

PSU input voltage (AC)	220 V
PSU output voltage (DC)	0~60 V
PSU output current (DC)	0~25 A
PSU capacity	1.5 kW
Total PSU capacity	6.0 kW

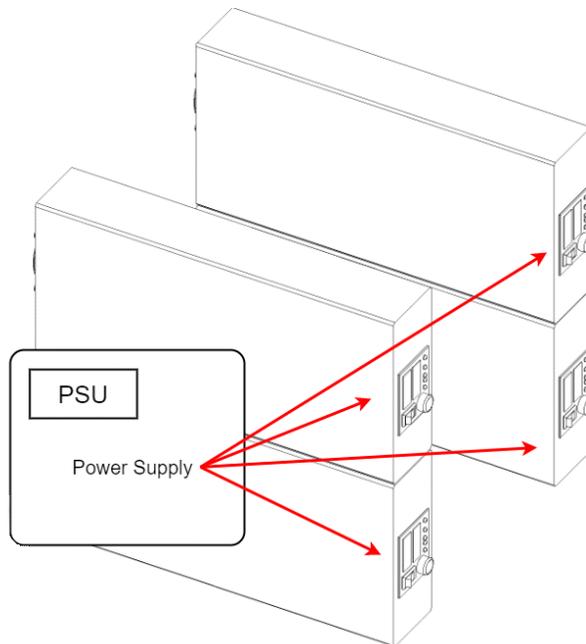


Figure 16 Perspective view of the PSU.

7) 운영 소프트웨어

비행 시험 시스템의 센서 데이터를 수집하고 구동 장치를 제어하는 운영 소프트웨어는 ROS 기반 메시지 전송 프로토콜을 활용하는 독립된 프로그램으로 구성된다. 메시지 버스(ROS Pub/Sub Message Bus)는 각 프로그램 간 로컬 네트워크를 통해 데이터를 주고받을 수 있도록 한다. 테스트 벤치 및 하위 구성 요소에 장착된 각종 센서에서 UART, SPI 통신 등으로 수집되는 데이터를 파싱하여 게시하는 프로그램, 게시된 데이터를 가공하여 수직축 병진운동장치의 목표 고도를 예측하고 가상 IMU 센서의 위치를 업데이트하고 게시하는 프로그램, 시험 운용자가 비행 시험 시스템을 제어하기 위한 GUI 콘솔 프로그램, 시험 운용자가 비행 시험 현황을 확인하기 위한 시험 프로그램, 시험 운용자가 비행 시험 결과를 수집하기 위한 데이터 수집 프로그램 등이 해당한다. 또한 실제 수행하고자 하는 시험 목적에 따라 제작되어 추가된 프로그램은 같은 네트워크상에 메시지 버스에 연결되어 비행 시험 시스템에 통합된 운영이 가능하다. 예를 들어 Fig. 17에 표기된 GUI 콘솔로부터 비행 시험 시작을 알리는 Launch 메시지를 입력받아 대상 UAV의 자동 제어 이륙 신호로 활용할 수 있다.

GUI 콘솔의 주요 기능은 비행 시험 시스템 및 테스트 벤치에 연결된 센서 데이터를 모니터링하고 지표 모사 장치와 수직축 병진운동장치를 제어하며, 구동 모터 등 연결 장치의 전원 관리, 네트워크 연결을 관리한다. 그리고 비행 시험 시스템의 비행 시험 시작 신호를 송출하며, 시험 운용자의 구성에 따라 추가적인 기능이 부여될 수 있도록 구성하였다.

이때 3축 힘 센서로부터 로켓 기반 UAV의 거동을 확인하고 위치 정보를 모사하여 향후 탄도 비행 궤적을 형성하는 시험을 할 수 있도록 가상의 GPS/INS 시뮬레이터를 구성할 수 있다. 본 연구에서는 HIL 시험을 통해 로켓 기반 UAV의 거동을 확인하기 위한 목적으로 활용하였다.

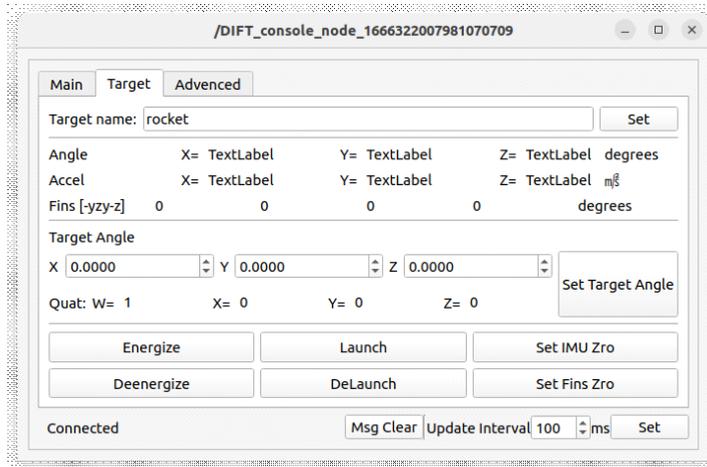


Figure 17 Screenshot of the Rocket control console.

8) 풍동 장치

비행 시험 시스템의 비행환경을 모사하기 위해서 풍동 장치를 적용하였다. Fig. 18에 나타난 풍동 장치는 0~11m/s 바람을 제어할 수 있으며, 개별 제어 가능한 15 개의 팬으로 시험 공간 내 유동을 제어하여 층류, 돌풍, 난류 등을 모사하는 것을 목표로 설계되었다. 또한 이러한 기능을 시험하기 위해 풍동 장치의 수치해석을 수행하였다(fig. 19).

풍동장치의 팬 제어 장치는 ECU와 연결되어 통합된 ROS 환경으로 운영되며, GUI 콘솔 등으로 제어될 수 있다. 또한 터치식 모니터를 활용하여 장치에서 직접 작동 현황을 확인하고 제어할 수 있도록 구성되었다.

풍동장치는 노즐부, 시험부, 디퓨저 부로 구성되며, 노즐부에 장착된 팬은 바람의 방향을 바꾸어 풍동장치 내부로 송풍 하거나, 흡기 할 수 있다. 해당 장치에 발생한 기류는 개방된 공간을 순회한다. Table 7는 이에 따라 설계된 풍동 장치의 제원이다.

Table 7 Specification of the wind tunnel.

Wind tunnel width	3.0 m
Wind tunnel height	2.6 m
Test area width	2.0 m
Test area height	1.0 m
Air speed	0~11 m/s

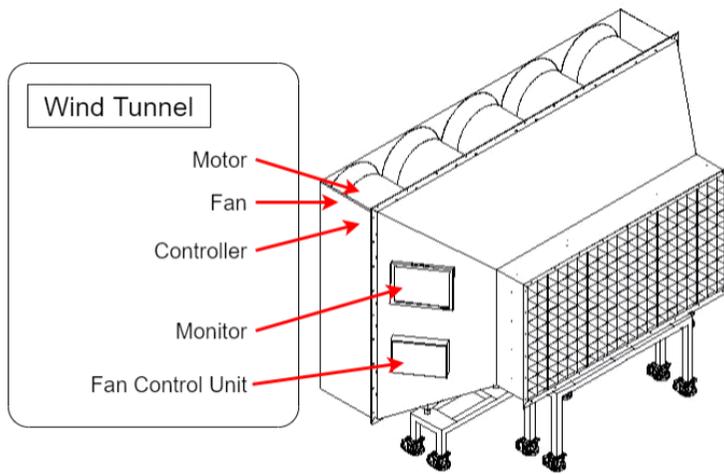


Figure 18 Perspective view of the wind tunnel.

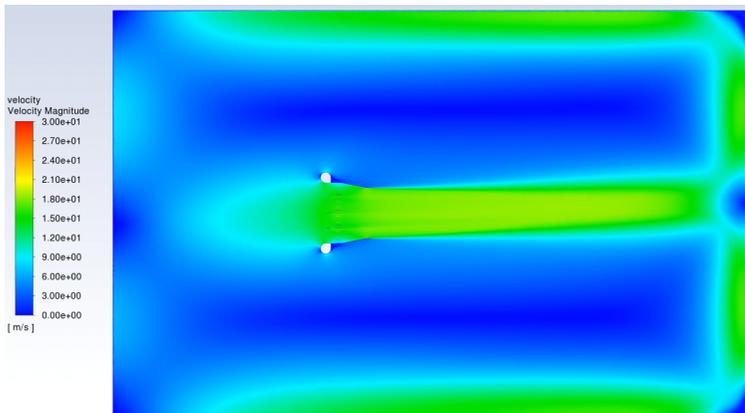


Figure 19 Velocity distribution of the wind tunnel.

IV. 비행 환경 모사 HIL 시험 구성 및 결과

1. 비행 환경 모사 조건

헬싱키 공과대학의 S. Niskanen[28]에 의해 고안된 오픈 소스 기반 로켓 시뮬레이션을 활용하여 초기 비행 시뮬레이션을 수행하였다. 해당 시뮬레이션에서 로켓 추진 장치는 총 질량 5kg의 로켓을 100N의 추력으로 5초간 연소하며 목표 궤적을 형성한다. 이때 5초 동안 0 m/s에서 약 100 m/s 이상의 속력으로 가속하며, 발사 직후 1초 후의 비행 속도는 약 10m/s이다(Fig. 20). 본 연구에서는 HIL 시험의 비행 속도를 발사 1초 후의 비행 속도로 설정하였으며 이에 따라 제어기에 적용되는 대기 압력과 대기 밀도는 표준 대기의 지표 환경에 따른다. 적용된 대기 환경 조건은 Table 8과 같다.

Table 8 Configuration of the HIL test environment.

Air pressure	1.0 atm
Air density	1.225 kg/m ³
Air temperature	25 °C
Wind speed	10 m/s

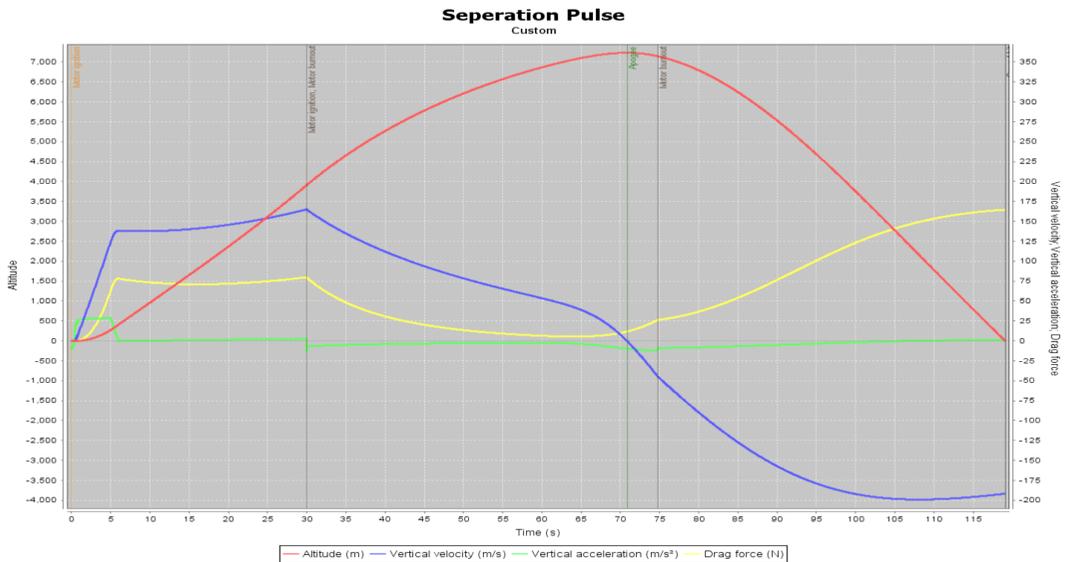


Figure 20 Flight simulation of rocket based UAV.

2. 시험 및 결과

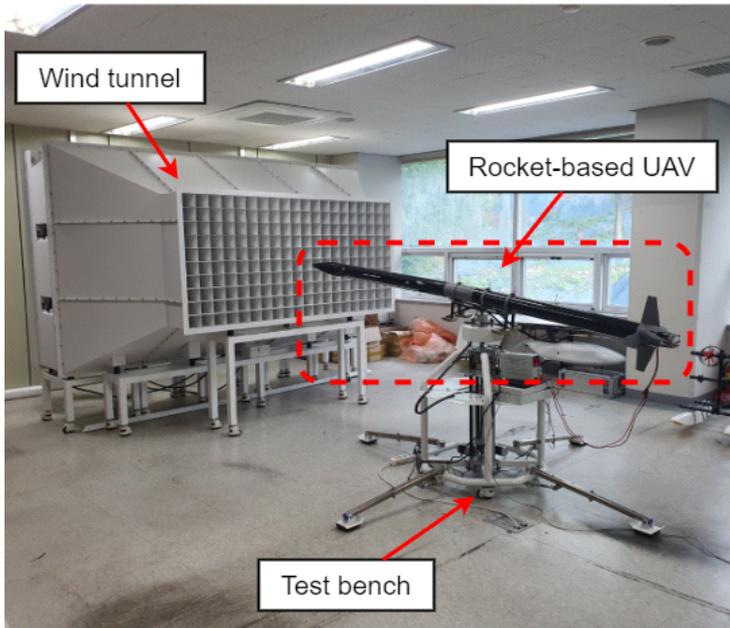


Figure 21 Flight test configuration.

1) HIL 시험 절차

Figure 21에 나타난 바와 같이 로켓 기반 UAV를 테스트벤치에 장착하였다. 이후 지표 모사 장치로 회전하지 못하게 고정하고 ACS에 전원을 입력하였다. 핀 제어를 위한 각도 정렬 명령을 통해 핀 각도를 정렬하고 풍동 장치의 전원을 입력하였다. 풍동 장치의 풍속이 Table 8에 표기한 값에 도달할 때까지 약 5초간 대기한 후 ACS의 목표 자세 제어를 Table 9 에 표기된 대기(Idle) 모드로 설정하였다. 이후 ACS의 제어 수행 명령을 입력하고 지표 모사 장치의 고정을 해제하여 3 DOF 자유 회전을 허용하였다. 약 10초 후 ACS의 목표 자세를 기동(Maneuvering) 모드로 변환하여 비행 기동을 명령하고 제어장치가 핀 장치 등을 활용해 자세를 변경-유지하여 특정 방향의 양력을 생성 할 수 있는지 확인하였다.

Table 9 Target mode of HIL test

Mode	Idle	Maneuvering
ϕ	0 deg	0 deg
θ	0 deg	10 deg
ψ	0 deg	0 deg

1) HIL 시험 결과

Figure 22는 HIL 시험에 따라 측정된 로켓 기반 UAV의 자세 그래프이며, 약 11.5초 부근의 파란 실선으로 ACS의 자세 명령 입력 시간을 표기하였다. 모드 전환 시 변경되는 목표 자세 각도는 Pitch(ψ)인데, 해당 그래프에 따르면 명령 입력 후 약 1.5초 후에 목표 자세에 도달하고 과도응답하는 것을 알 수 있다. 이후 약 18초 전후로 목표 각도에 수렴하는 것을 알 수 있다. 한편 Roll(ϕ) 운동의 경우 대기 상태에서 수렴하지 못하다가 발산하는 경향을 보이거나 모드 전환 직후 수렴하는 현상을 확인하였다.

Figure 23은 ACS에 입력되는 목표 각도와 실제 각도의 차이인 에러 각도를 나타낸 그래프이며, 명령 입력 직후 Pitch의 오차가 변화하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 24는 ACS의 자세 제어 컴퓨터에 의해 제어되는 핀의 상대 각도를 표현하였다. Fig. 5에 표기한 것처럼 각 핀의 각도는 로켓 기반 UAV의 상대 좌표로 표기되어 있다. 이를 통해 자세 제어 명령에 따라 각 핀의 각도 제어가 적절히 수행된 것을 확인할 수 있다.

Figure 25는 헤드부의 3축 힘 센서로 측정된 데이터이며 노이즈가 많아 가시성을 위해 2초의 이동평균선을 나타내었다. Fig. 6에 따라 해당 각 축의 힘은 UAV가 아닌 시험 장치의 좌표계 XW, YW, ZW에 대한 측정값이다. 이를 활용해 해당 고정좌표계에 대한 로켓 기반 UAV의 속도와 위치를 시뮬레이션 할 수 있다. 이때 F_x 의 경우 비행 방향에 대한 항력으로서 작용하며 ACS가 기동을 수행한 후 약 0.05 kgf의 변화가 있는 것을 확인할 수 있다. 이에 반해 F_y 는 큰 변화가 없으나 F_z 의 경우 양력의 영향으로 기동 수행 후 약 0.1 kgf의 변화가 있는 것을 확인할 수 있다.

Figure 26, 27은 해당 비행 시험을 토대로 시뮬레이션 된 로켓 기반 UAV의 속도와 위치이다. Fig. 25와 마찬가지로 시험 장치의 좌표계 XW, YW, ZW에 대한 상대 위치이며 초기 속도와 초기 위치는 0으로 설정하였다. HIL 시험 결과 로켓의 자세 제어에 의해 받음각이 증가한 V_z 가 그렇지 않은 V_y 에 비해서 크게 증가하는 경향을 확인할 수 있었다. 또한 정상상태에 비해 기동 후의 항력 F_z 의 증가로 인해 V_x 또한 V_z 와 비슷하게 변화하는 것을 확인하였다.

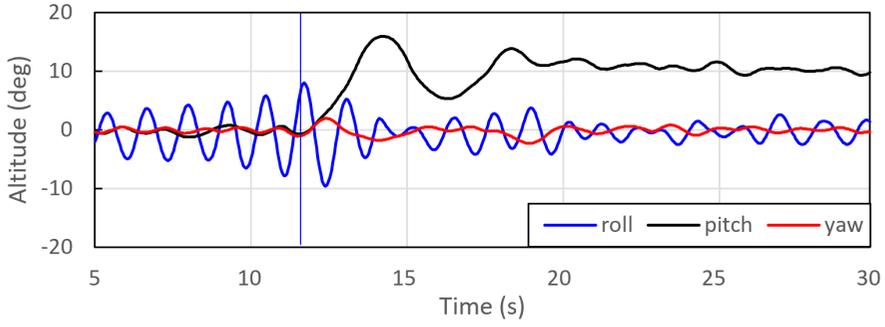


Figure 22 Test result; altitude angle.

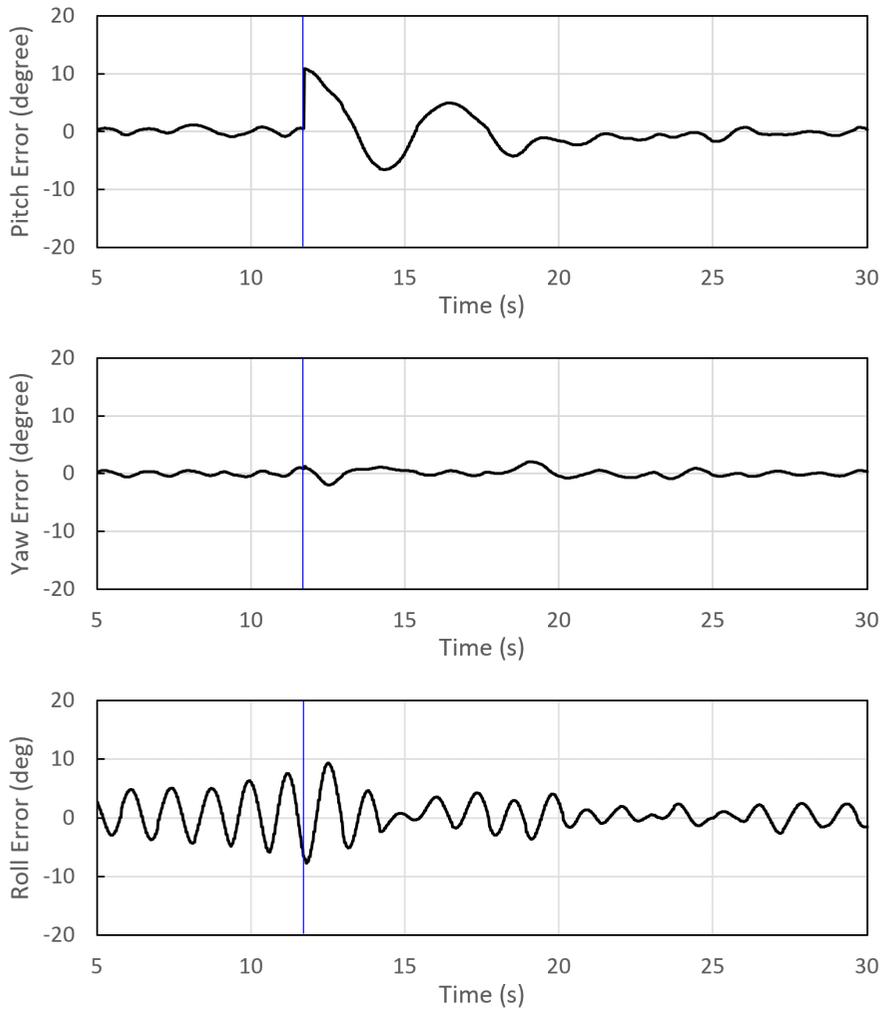


Figure 23 Test result; control errors.

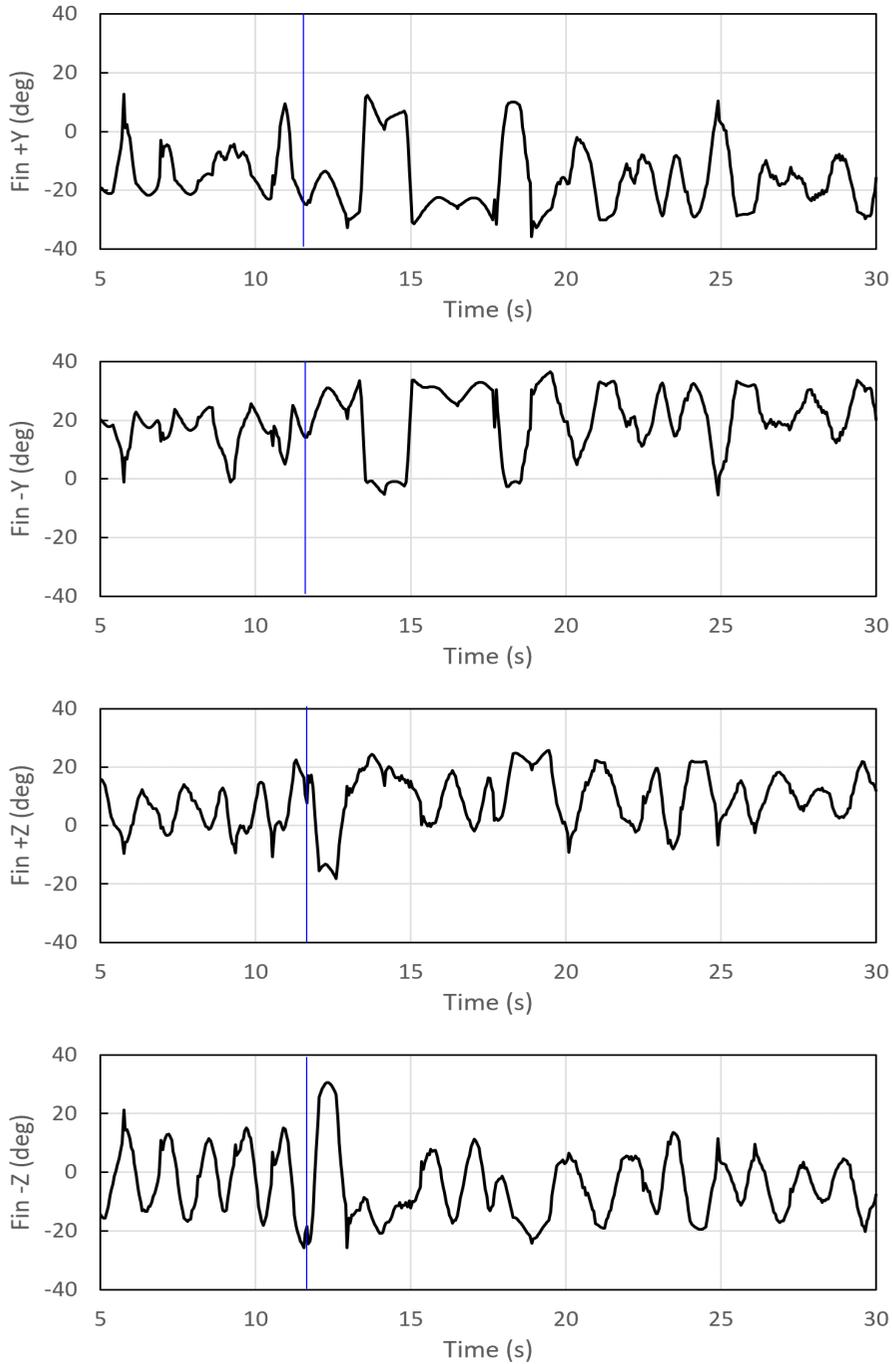


Figure 24 Test result; Controlled fin angles

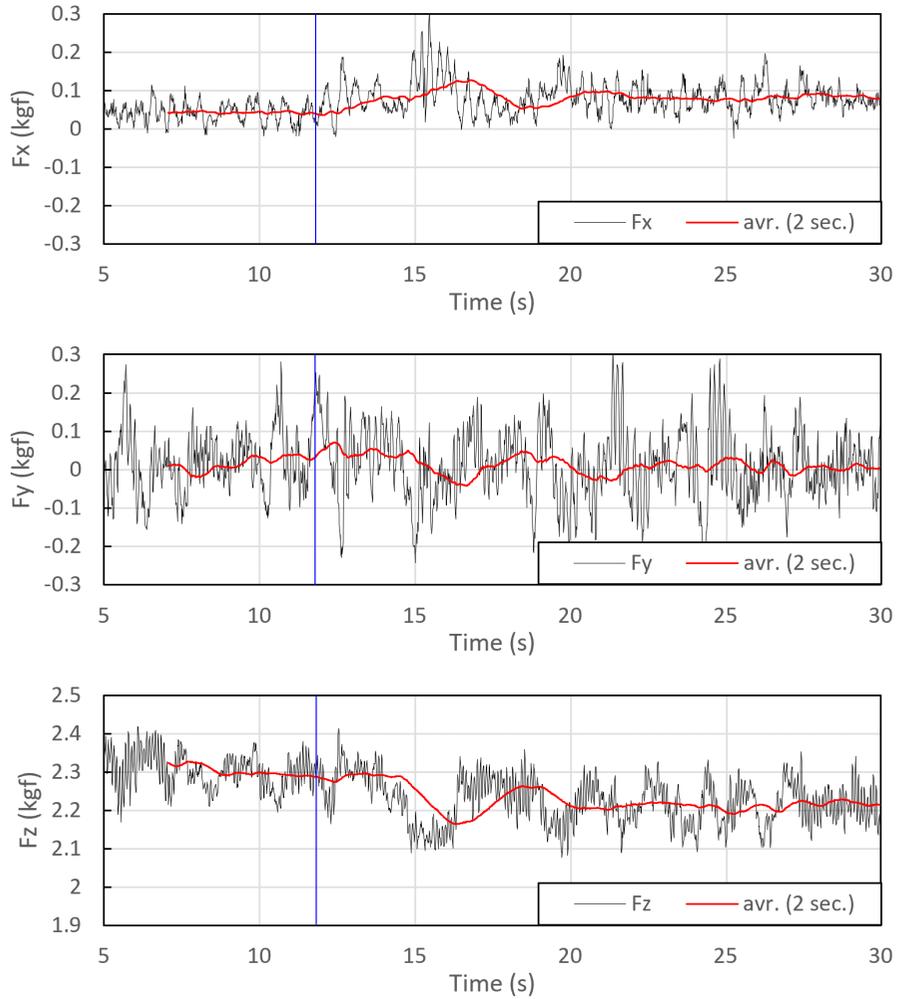


Figure 25 Test result; Measure forces.

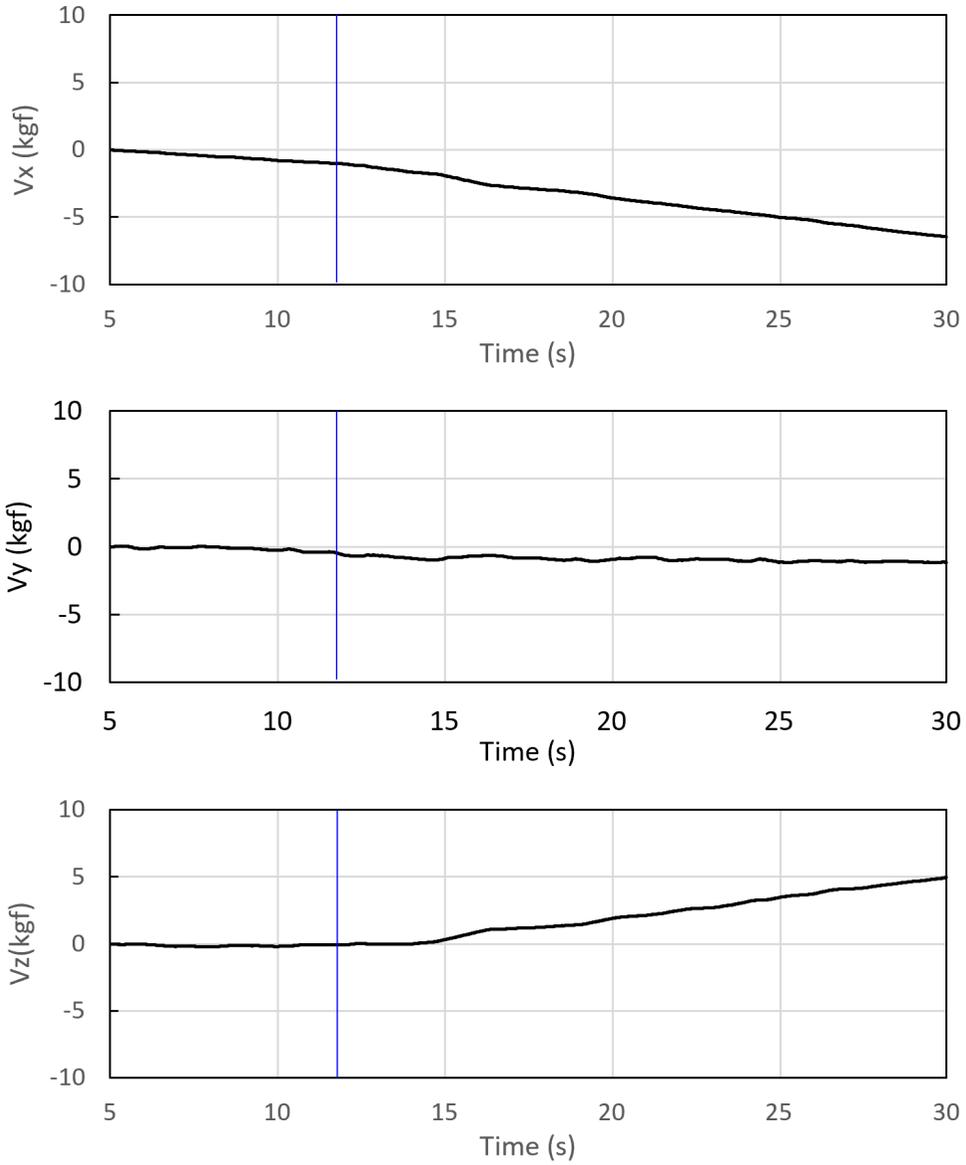


Figure 26 Test result; Estimated velocity

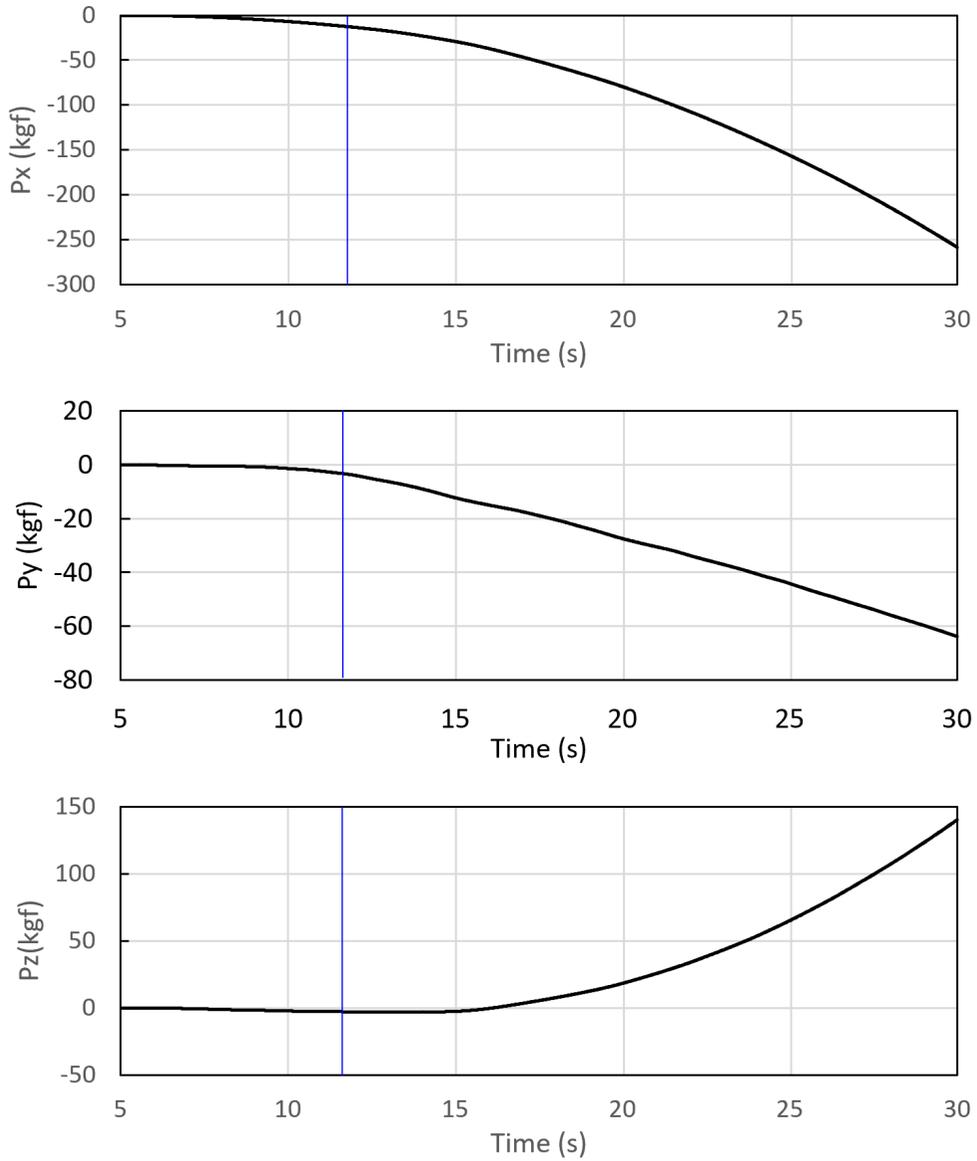


Figure 27 Test result; Estimated position

V. 결론

본 연구에서는 로켓 기반 UAV의 기동 환경을 풍동 장치로 모사하여 HIL 시험을 수행하였다. 제안된 비행 환경 모사 HIL 시험을 통해 로켓 기반 UAV의 실제 피드백을 통한 자세 제어를 확인할 수 있었다. 이때 HIL 시험의 일환으로 UAV의 상대 속도와 위치를 시뮬레이션 하였으며, 해당 시험 결과와 제안된 로켓 기반 UAV의 HIL 시험 장치로 향후 로켓형 UAV의 시스템 모델 및 알고리즘을 설계 할 수 있을 것으로 보인다. 또한 시뮬레이션 된 속도에 따르면 동체 받음각에 따라 발생한 양력의 영향이 항력과 비슷한 수준으로 나타나 양력 발생을 위한 추가 날개의 필요성을 시사하고 있다. 또한 Roll 축 제어 각도가 발산하는 양상으로 확인되었으나 해당 시험에서 경과를 확인하지 못하여 추가적인 자세 제어 연구가 필요한 점을 알 수 있었다. 다만 상기 결과로부터 로켓 기반 UAV의 ACS가 목표로 하는 자세 제어 및 기동 수행 능력이 적절히 수행되어 ACS의 강건성을 입증하였다.

【참 고 문 헌】

- (1) J. H. Jin and K. B. Lee, "Understand and Trend of UAV/Drone," The Journal of The Korean Institute of Communication Sciences, vol. 33, no. 2, pp. 80-85, 2016.
- (2) L. Areum, "Drone market and industry trend," Convergence Research Policy Center, 2017
- (3) H. Menouar, I. Guvenc, K. Akkaya, A. S. Uluagac, A. Kadri, and A. Tuncer, "Uavenabled intelligent transportation systems for the smart city: Applications and challenges," IEEE Communications Magazine, vol. 55, no. 3, pp. 22-28, 201
- (4) D. Cabecinhas, R. Cunha and C. Silvestre, "A nonlinear quadrotor trajectory tracking controller with disturbance rejection," Control Engineering Practice, vol. 26, pp. 1-10, 2014.
- (5) H. Liu, J. Xi and Y. Zhong, "Robust attitude stabilization for nonlinear quadrotor systems with uncertainties and delays," IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 64, no. 7, pp. 5585-5594, 2017.
- (6) L. Abualigah, A. Diabat, P. Sumari and A. H. Gandomi, "Applications, deployments, and integration of Internet of Drones (IoD): A review," IEEE Sensors Journal, vol. 21, no. 22, pp. 25532-25546, 2021.
- (7) H. Y. Irwanto, "Rocket booster effect on RkX-200TJ flight stability," 4th International Conference on Instrumentation, Communications, Information Technology, and Biomedical Engineering (ICICI-BME), vol. 962, pp. 130-133, Makassar, Indonesia, October, 2017.
- (8) A. H. Epstein and S. M. O' Flarity, "Considerations for Reducing Aviation' s CO2 with Aircraft Electric Propulsion" Journal of Propulsion and Power, vol. 35, no. 3, pp. 572-582, 2019.
- (9) S. H. Jung and W. K. Kim, "Development of an Unmanned Aerial System for Maritime Environmental Observation" IEEE Access, PP. 1-1, 2021.

- (10) N. S. Choi, D. W. Ko and K, H. Kim “Introduction to Civil Aircraft Development Process thru KC-100” Conference series of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 1334-1340. November, 2012.
- (11) S. J. Hwang, I. L. Woo and T. S. Oh, “Application of computational fluid dynamics in the KTX-2 aircraft development process” The Journal of Aerospace Industry, vol. 51 pp. 57-68. 1999.
- (12) Jae-Woo Lee and Min-Woo Park “Aircraft Conceptual and Preliminary Design Process – Focused on the Korean Advanced Trainer Development,” Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, vol. 24, no. 5, 137-150, 1996.
- (13) B. G. Gang, M. S. Park and E. J. Choi, “The Development of The Simulation Environment for Operating a Simultaneous Man/Unmanned Aerial Vehicle Teaming,” Journal of Aerospace System Engineering, vol. 13, no. 6, pp. 36-42, 2019.
- (14) D. K. Kim, S. R. Wie, J. R. Song, K. W. Song, C. J. Hwang, and G. Joo, “Technology Trend on the Status of the Unmanned Multicopter Development,” Journal of Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, vol. 13, no. 2, pp. 80-91, 2015.
- (15) G. M. Jeong, “A Study on the Test Approach Based on the Safety Importance of Flight Test Items” Conference series of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 836-837. Kangwon, Korea, April, 2022.
- (16) L. Kaven, A. Frehn, M. Basler, U. Jassmann, H. Rottgers, T. Konrad, D. Abel, and A. Monti, “Impact of Multi-Physics HiL Test Benches on Wind Turbine Certification. Energies” vol. 15, no. 4 :1336, pp 1-22, 2022.
- (17) S. W Byun, B. W. Choi, D. H. Park, H. S. Kim, Y. N. Song, Y. K. Hong. “Development of System Integrated Simulator for Unmanned Underwater Vehicle using HILS,” Conference series of The Society of Naval Architects of Korea, pp. 1683-1686. November, 2011.
- (18) S. R. Hong, M. Kang, Y. S. Kim, J. H. Kim, and J. B. Beak. “HIL test

- for performance validation of data-driven SOC estimation algorithms for lithium-ion batteries” Power Electronics Conference, pp. 116–118, 2022.
- (19) J. K. Byun, G. B. Hur, K. H. Lee, J. Y. Suk “A Study on UAV Flight Control System HILS Test Environment” Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, vol. 44, no. 4, pp. 316–323, 2016.
- (20) H. S. Choi, S. J. Lee, S. C. Lee, H. R. Kie, J. Seong, “Hardware in the Loop(HIL) Simulation of Optionally Piloted Vehicle(OPV)” , Conference series of Journal of Korea Academia-Industrial cooperation Society, pp. 373–375, 2014.
- (21) H. K. Cha, J. S. Jeong, H. Y. Shi, J. S. Yoon and B. S. Kang, "Establishment of Real-time HILS Environment for Small UAV Using 6 D.O.F Motion Table" Conference series of Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, vol. 47, no. 5, pp. 326–334, 2019.
- (22) J. H. Moon, Y. H. Choi, D. H. Jeon, S. K. Choi, “Development of HILS Simulator for verification of UAV Flight Control System” Conference series of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 357–362, 2013.
- (23) M. A. Elsadig and M. A. Elbakri, "Design of autopilot platform using HILS approach," International Conference on Communication, Control, Computing and Electronics Engineering, pp. 1–6, 2017.
- (24) J. X. J. Bannwarth, Z. J. Chen, K. A. Stol, B. A. MacDonald and P. J. Richards, "Development of a Wind Tunnel Experimental Setup for Testing Multirotor Unmanned Aerial Vehicles in Turbulent Conditions," 2018 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, pp. 724–729, Aucklant, New Zealand, July, 2018
- (25) S. Jatsun, O. Emelyanova, and A. S. M. Leon, “Design of an Experimental Test Bench for a UAV Type Convertiplane,” IOP Conference Series: Materials Science and Engineering(2020), Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics, Moscow, Russia, vol. 714, no. 012009, pp. 1–5, October 2019.

- (26) U. Yuzgec, I. Okten, H. Ucgun, A. Gun, T. Turkeyilmaz, M. Kesler, C. Karakuzu, and G. Ucar, "Development Of The Test Platform For Rotary Wing Unmanned Air Vehicle," Bilecik Seyh Edebali Universitesi Fen Bilimleri Dergisi, vol. 3. pp. 18-24, 2016.
- (27) K. Putsep, A. Rassolkin and T. Vaimann, "Conceptual Test Bench for Small Class Unmanned Autonomous Vehicle Performance Estimation," IEEE 19th International Power Electronics and Motion Control Conference, pp. 695-698, Gliwice, Poland, April, 2021
- (28) S. Niskanen, "Development of an Open Source model rocket simulation software" Master's thesis of helsinki university of technology, 2009.