

선박 위 착륙을 위한 임피던스 제어기반 쿼드콥터 족형 랜딩플랫폼 제어 전략

Control Strategies for Landing Quadcopters on Ships with Legged Platform Based on Impedance Control

황성현¹·이승현¹·진성호¹·이인호[†]

Seonghyeon Hwang¹, Seunghyeon Lee¹, Seongho Jin¹, Inho Lee[†]

Abstract: In this paper, we propose a legged landing platform for the quadcopter taking off and landing in the ship environment. In the ship environment with waves and winds, the aircraft has risks being overturned by contact impact and excessive inclination during landing on the ship. This landing platform has four landing legs under the quadcopter for balancing and shock relief. In order to make the quadcopter balanced on ships, the position of each end effector was controlled by PID control. And shocks have mainly happened when quadcopter contacts the ship's surface as well as legs move fast. Hence, impedance control was used to cope with the shocks. The performance of the landing platform was demonstrated by a simulation and a prototype in three sea states based on a specific size of a ship. During landing and tracking the slope of the ship's surface, oscillations of rotation and translation from the shock were mitigated by the controller. As a result, it was verified that transient response and stability got better by adding impedance control in simulation models and prototype experiments.

Keywords: Shipboard Landing, Landing Gear, Legged Robot, Shock Mitigation

1. 서 론

UAV (Unmanned Aerial Vehicle)는 실제 조종사가 탑승하지 않고, 지상에서 사전에 프로그래밍 된 경로를 자동 또는 반자동으로 비행할 수 있는 비행체를 말한다. UAV 기술은 고정익 및 회전익 비행체에 모두 적용 가능하나, 하드웨어의 구조적인 간단함과 쉬운 조종 때문에 쿼드콥터(Quadcopter), 헥사콥터(Hexacopter) 등 과 같은 멀티콥터(Multicopter) 형태의 비행체가 산업용 및 소비자용으로 많이 사용되고 있다^{1,2}.

UAV는 자동비행이 가능하다는 특수성을 갖기 때문에, 이에 대한 활용은 군사, 배송, 시설물 진단, 레저, 농업, 등 다양한 분야에서 점차 증가하고 있다^{1,3,4}. 이에 따라 UAV를 위한 다

양한 환경에서 이착륙하는 방법에 관해서 연구되고 있다. 레그의 엔드이펙터에 IMU 센서를 설치하여 지면의 기울기를 Sensing하고 적절한 자세로 만들어 안정적으로 착륙하고 걷는 연구⁵, 3D Sensing 을 통해 착륙을 위한 적절한 접지점을 찾아 해당 지점으로 레그를 내리는 연구⁶, 액추에이터 없이 기계적으로 경사면에 착륙 시 기체의 수평을 유지하는 연구⁷, 이동 중인 주행체 위에 착륙을 위한 연구⁸⁻¹¹, 험지 착륙을 위한 랜딩 기어 연구¹² 등이 진행되었다. 상용 UAV에 설치되는 랜딩 기어는 주로 고정형 4점 접지식과 리트랙터형(Retractor)이 주로 사용되고 있다. 리트랙터형은 카메라의 시야 확보와 비행 효율을 위해 랜딩기어가 들어 올려지는 형태이다.

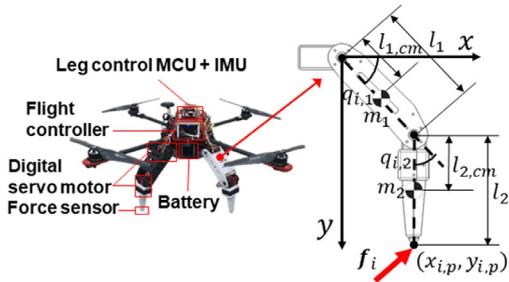
랜딩기어는 건물 위, 지상, 수상, 선상 등 기체가 안정적으로 이착륙을 할 수 있도록 돕는 역할을 한다. 그중 선박 위에 이착륙하는 것은 바람과 파도에 의해서 불규칙적으로 흔들리는 문제 때문에 기존의 랜딩기어로 이착륙하는 것은 어렵다. 예를 들어, 선박의 과한 회전속도에 의한 랜딩기어와의 충격에 의한 사고와 과도한 기울기 때문에 기체가 중심을 잃으면서 뒤집힐 수도 있다. 이 때문에 선박에서도 안정적인 이착륙을

Received : Dec. 16, 2021; Revised : Jan. 17, 2022; Accepted : Jan. 18, 2022

※ This work was supported by a 2-Year Research Grant of Pusan National University; This work was supported by BK21FOUR, Creative Human Resource Education and Research Programs for ICT Convergence in the 4th industrial Revolution

1. MS Student, Pusan National University, Busan, Korea (seonghyeon7379, seunghyeon1696, seongho1696@pusan.ac.kr)

† Assistant Professor, Corresponding author. Department of Electronics Engineering Pusan National University, Busan, Korea (inholee8@pusan.ac.kr)



[Fig. 1] Quadcopter landing platform & 2-link leg detail



[Fig. 2] The testbed for a quadcopter landing platform

할 수 있도록 새로운 형태의 랜딩플랫폼에 대한 연구할 필요가 있었다^[13].

흔들리는 지면의 기울기에 대해 랜딩플랫폼의 롤(Roll), 피치(Pitch)를 보상하기 위해 ‘X’ 형태로 2-link 레그를 구성하였다. 그리고 쿼드콥터의 프레임은 ‘+’ 로 구성하면 ‘X’ 형태와 같이 대칭으로 구성할 때 보다 더 큰 레그의 Workspace를 갖게 된다는 장점이 있다. 하지만 기체 아래에 카메라를 설치되어 있다고 가정할 때, 기체가 전방으로 가속하기 위해 기울면 큰 프로펠러에 의해 정면 시야가 다소 가려질 우려가 있다. 그러므로 [Fig. 1]과 같이 레그와 대칭으로 구성하였다.

각 레그의 위치제어는 지면의 기울기를 추종하여 선박의 불규칙적으로 흔들리는 표면에 대해서 수평을 잘 유지할 수 있도록 각 PID 제어를 통해 레그를 제어하였다. 그리고 지면과 접촉하면서 발생하는 외부 충격과 레그가 빠르게 움직이면서 발생하는 내부 충격을 완화하기 위해 능동적인 완충기 역할을 하는 임피던스 제어기(Impedance control)가 적용되었다.

선박의 흔들림은 파도와 선박의 크기에 의해 달라진다. 따라서 선박의 크기는 한국항공우주연구원에서 수직이착륙기의 선박 착륙실험을 위해 사용되었던 배의 크기를 참고하였고, 세계기상기구(WMO)에서 파도의 크기를 정의한 Sea state (SS) 중 코드 3, 4, 5를 선박의 동특성을 결정하는 기준으로 하였다. 선박의 동특성은 노르웨이의 Ship Design and Operation Lab (NTNU in Ålesund) 연구실에서 제공하는 선박의 운동 시뮬레이션으로 실험환경을 구성하였다^[14,15].

실험은 컴퓨터 시뮬레이션과 실제 실험을 각각 수행하였다. 시뮬레이션 실험을 진행하기 위해서, Simulink/Simscape를 활용하여 랜딩플랫폼 모델을 구현하였고, 선박의 동특성을 시뮬레이션에 입력하여 착륙실험을 진행하였다. 그리고 실제 실험을 진행하기 위해서 프로토타입(Prototype) 랜딩플랫폼을 제작하였고, 파도에 의해 흔들리는 선박을 시뮬레이션하기 위해 모터를 구동하여 롤, 피치 회전이 가능한 테스트베드(Testbed) [Fig. 2]를 제작하여 실험을 진행하였다^[16].

2장에서는 라그랑주 방법을 통해 랜딩플랫폼의 동역학 방정식을 유도하고, 3장에서는 각 레그 엔드이펙터 위치제어를 통한 랜딩플랫폼의 균형제어, 착륙과 균형제어 중 나타나는

내/외부 진동 및 충격을 완화하기 위해 임피던스 제어, 그리고 센서의 노이즈를 극복하기 위한 상태 추정기를 설계하는 것에 대해 살펴보고, 4장에서는 시뮬레이션 및 실제 실험을 통해 성능을 확인하고, 결론 및 향후 연구계획을 제시한다.

2. 동역학 모델

2.1 랜딩플랫폼 구조

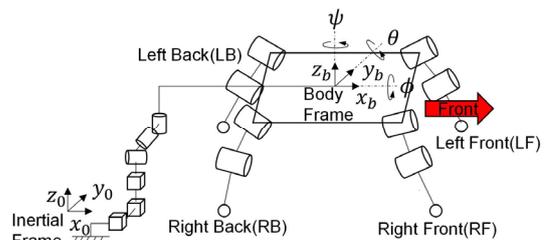
랜딩 플랫폼은 쿼드콥터의 자세를 만들고 지면에 의한 충격을 흡수하기 위해 롤, 피치의 회전운동과 상하운동으로 움직임이 가능하도록 하였다. 그래서, 4개의 레그로 구성하였으며, 레그 1개는 2개의 링크와 2개의 회전 조인트로 구성되었다. [Fig. 3]에서 Body frame은 Inertial frame에 대한 랜딩플랫폼의 상대 위치를 나타내는 좌표계를 의미한다.

매니퓰레이터처럼 지면에 고정되지 않은 시스템을 표현하기 위해서, Body frame에 토크와 힘을 가질 수 없는 3개의 직선운동 조인트와 3개의 회전운동 조인트를 가진 가상의 매니퓰레이터(Virtual manipulator)로 상태(State)를 나타낼 수 있으며, 아래와 같다.

$$\mathbf{q}_b = \begin{pmatrix} \mathbf{q}_{bP} \\ \mathbf{q}_{bR} \end{pmatrix} \in \mathbb{R}^6 \quad (1)$$

Inertial frame에 대하여 $\mathbf{q}_{bP} = [x_b, y_b, z_b]^T$ 는 가상의 매니퓰레이터의 직선운동을, $\mathbf{q}_{bR} = [\phi, \theta, \psi]^T$ 은 회전운동을 나타낸다.

각 레그를 구분하기 위해 $i = RF, LF, LB, RB$ 라고 하고,



[Fig. 3] Floating based robot coordinate

각 레그에 대한 파라미터는 [Fig. 1]의 레그 파라미터는 다음 설명과 같다.

- l_1, l_2 : 각 링크의 길이
- $l_{1,cm}, l_{2,cm}$: 조인트로부터 질량 중심까지 길이
- $x_{i,p}, y_{i,p}$: 각 레그의 엔드이펙터의 위치
- $\mathbf{q}_{i,j} = [q_{i,1} \ q_{i,2}]^T$: 조인트 위치
- $\mathbf{f}_i = [f_{i,x} \ f_{i,y} \ f_{i,z}]^T$: 엔드이펙터에 가해지는 힘
- m_1, m_2 : 각 링크의 질량
- $m := m_0 + 4m_1 + 4m_2$: 전체 질량

그리고, $\mathbf{q}_i = [\mathbf{q}_b \ \mathbf{q}_{i,j}]^T \in \mathbb{R}^8$ 로 다시 쓸 수 있다.

또한, 모든 레그를 받쳐주고 드론의 질량이 포함되어 있다고 가정할 중간프레임의 질량을 m_0 라 하고, 가상의 매니플레이터의 끝에 중간프레임의 질량 중심이 있다고 가정한다. 중간프레임의 질량 중심으로부터 $q_{i,1}$ 조인트까지의 길이를 r 이라고 한다.

2.2 동역학 방정식

랜딩플랫폼의 동역학 방정식은 라그랑주 방법(Lagrange Method)을 통해 유도 되어 졌다. 라그랑주는 구하고자 하는 매니플레이터의 운동에너지(K)와 위치에너지(P)의 차로 구해지며, 각 조인트의 속도 및 위치에 대해 편미분을 통하여 각 조인트에 필요한 토크 및 힘($\boldsymbol{\tau}_i$)을 구할 수 있다.

$$L = K - P \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} - \frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau} \quad (3)$$

위 식을 엔드이펙터에 가해지는 외력을 포함한 형태로 전개하면 아래의 벡터-행렬식으로 표현할 수 있다.

$$M_i(\mathbf{q}_i)\ddot{\mathbf{q}}_i + C_i(\mathbf{q}_i, \dot{\mathbf{q}}_i) + G_i(\mathbf{q}_i) = S_i^T \boldsymbol{\tau}_i + J_i^T \mathbf{f}_i \quad (4)$$

$\boldsymbol{\tau}_i \in \mathbb{R}^2$: 조인트 토크 벡터

$M_i(\mathbf{q}_i) \in \mathbb{R}^{8 \times 8}$: 질량-관성 행렬

$C_i(\mathbf{q}_i, \dot{\mathbf{q}}_i) \in \mathbb{R}^8$: 코리올리-원심력 벡터

$G_i(\mathbf{q}_i) \in \mathbb{R}^8$: 중력 벡터

$S_i = [0_{2 \times 6} \ I_2 \times 2]$: 선택(Selection) 행렬

$J_i = [J_i^{body} \ J_i^{leg}] \in \mathbb{R}^{3 \times 8}$: 자코비안(Jacobian) 행렬

그리고 벡터-행렬식을 가상 매니플레이터와 레그에 대해 분해하면,

$$\begin{bmatrix} M_i^b & M_i^{bj} \\ M_i^{jb} & M_i^j \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}}_b \\ \ddot{\mathbf{q}}_j \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_i^b \\ C_i^j \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_i^b \\ G_i^j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_i^{body T} \mathbf{f}_i \\ \boldsymbol{\tau}_i + J_i^T \mathbf{f}_i \end{bmatrix} \quad (5)$$

이 된다. 독립변수 벡터 $\mathbf{q}_b, \dot{\mathbf{q}}_b$ 는 표기를 생략하였다.

따라서, 전체 시스템에 대한 동역학 방정식은 모든 i 의 레그의 동역학 방정식을 더한 것과 같다.

$$M\ddot{\mathbf{q}} + C + G = S^T \boldsymbol{\tau} + J_c^T \mathbf{f} \quad (6)$$

$$\mathbf{q} = [\mathbf{q}_b^T \ \boldsymbol{\tau}_{RF}^T \ \mathbf{q}_{LF}^T \ \mathbf{q}_{LB}^T \ \mathbf{q}_{RB}^T]^T \in \mathbb{R}^{14} \quad (7)$$

$$\boldsymbol{\tau} = [\boldsymbol{\tau}_{RF}^T \ \boldsymbol{\tau}_{LF}^T \ \boldsymbol{\tau}_{LB}^T \ \boldsymbol{\tau}_{RB}^T]^T \in \mathbb{R}^8 \quad (8)$$

$$M = \begin{bmatrix} \sum_{i=RF}^{RB} M_i^b M_{RF}^{bj} M_{LF}^{bj} M_{LB}^{bj} M_{RB}^{bj} \\ M_{RF}^{bb} & M_{RF}^j & 0 & 0 & 0 \\ M_{LF}^{bb} & 0 & M_{LF}^j & 0 & 0 \\ M_{LB}^{bb} & 0 & 0 & M_{LB}^j & 0 \\ M_{RB}^{bb} & 0 & 0 & 0 & M_{RB}^j \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{14 \times 14} \quad (9)$$

$$C = \left[\sum_{i=RF}^{RB} C_i^b C_{RF}^j C_{LF}^j C_{LB}^j C_{RB}^j \right]^T \in \mathbb{R}^{14} \quad (10)$$

$$G = \left[\sum_{i=RF}^{RB} G_i^b G_{RF}^j G_{LF}^j G_{LB}^j G_{RB}^j \right]^T \in \mathbb{R}^{14} \quad (11)$$

$$J_c \in \mathbb{R}^{3n_c \times 14}, \mathbf{f} \in \mathbb{R}^{3n_c} \quad (12)$$

n_c 는 지면에 접촉하고 있는 엔드이펙터의 개수이다.

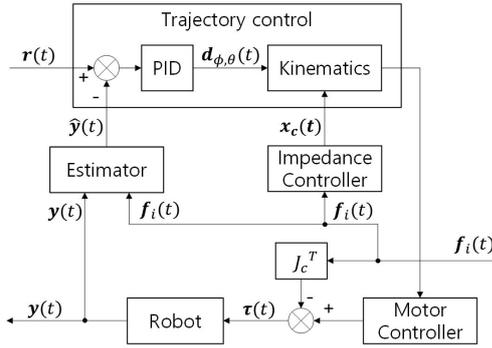
접촉힘(Contact force)은 지면에 접촉한 엔드이펙터에 대해서만 발생하기 때문에, J_c 는 접촉한 레그에 대해서만 J_i 를 포함한다. 따라서, n_c 의 값에 따라 J_c 의 차원은 변하게 되고, 지면에 접촉한 각 엔드이펙터의 접촉힘 \mathbf{f}_i 역시 n_c 에 비례하여 \mathbf{f} 의 차원이 변화 되어야 한다.

3. 제어 알고리즘

랜딩플랫폼은 지면의 기울기에 대해 수평을 유지하기 위해서 각 레그의 적절한 위치를 결정해야 한다. 실시간으로 자세 오차를 피드백 받아 PID 제어기와 기구학(Kinematics)을 통해 레그 제어가 이루어진다.

그리고 랜딩플랫폼이 지면에 접촉할 때, 혹은 레그가 급작스럽게 움직일 때 발생할 수 있는 충격을 감쇠하기 위하여 임피던스 제어기(Impedance controller)를 적용하였다.

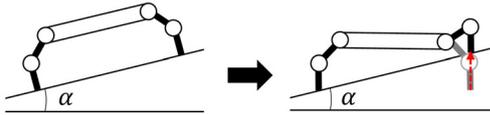
그리고 포스 센서, IMU 센서에 발생하는 노이즈에 대해 강인하게 만들기 위해 상태 추정기(Estimator)를 추가하였다. 랜딩플랫폼의 전체 블록 다이어그램은 [Fig. 4]와 같다.



[Fig. 4] Control block diagram

3.1 레그 제어

2차원 평면으로 봤을 때 랜딩플랫폼의 자세를 수평으로 만들기 위해서, 한쪽 레그를 수직으로 들어 올림으로써 랜딩플랫폼을 수평으로 만들 수 있다[Fig. 5].



[Fig. 5] Landing platform balancing principle

자세를 수평으로 추종하기 위해서 목표 자세와 현재 자세에 대한 차를 PID 제어기의 입력으로 넣고, 출력으로 나온 제어치는 랜딩플랫폼이 수평을 유지하기 위한 엔드이펙터의 위치를 결정하는 기구학 계산을 위한 입력으로 사용한다. 엔드이펙터의 초기 위치 $x_{i,0}, y_{i,0}$ 를 시작으로, PID 제어기로부터 출력된 각축에 대한 제어치 d_ϕ, d_θ 만큼 $x_{i,p}, y_{i,p}$ 가 보상된다. d_ϕ, d_θ 를 각 레그에 [Table 1], [Table 2]와 같이 분배하는 기준은 랜딩플랫폼의 자세(ϕ, θ)와 $\tilde{y}_\phi, \tilde{y}_\theta$ 이다. $\tilde{y}_\phi, \tilde{y}_\theta$ 는 다음 식과 같다.

$$\tilde{y}_\phi = |y_{LF,p} + y_{LB,p}| - |y_{RF,p} + y_{RB,p}| \quad (13)$$

$$\tilde{y}_\theta = |y_{RF,p} + y_{LF,p}| - |y_{RB,p} + y_{LB,p}| \quad (14)$$

 [Table 1] Operations with regard to ϕ, \tilde{y}_ϕ

When, $\phi > \phi_{ref}, \tilde{y}_\phi > 0$ (Case 1)
$y_{RF,p} = \bar{y}_{RF,p} - d_\phi, y_{RB,p} = \bar{y}_{RB,p} - d_\phi$
When, $\phi > \phi_{ref}, \tilde{y}_\phi \leq 0$ (Case 2)
$y_{LF,p} = \bar{y}_{LF,p} + d_\phi, y_{LB,p} = \bar{y}_{LB,p} + d_\phi$
When, $\phi < \phi_{ref}, \tilde{y}_\phi \geq 0$ (Case 3)
$y_{LF,p} = \bar{y}_{LF,p} + d_\phi, y_{LB,p} = \bar{y}_{LB,p} + d_\phi$
When, $\phi < \phi_{ref}, \tilde{y}_\phi < 0$ (Case 4)
$y_{RF,p} = \bar{y}_{RF,p} - d_\phi, y_{RB,p} = \bar{y}_{RB,p} - d_\phi$

 [Table 2] Operations with regard to θ, \tilde{y}_θ

When, $\theta > \theta_{ref}, \tilde{y}_\theta > 0$ (Case 1)
$y_{LB,p} = \bar{y}_{LB,p} - d_\theta, y_{RB,p} = \bar{y}_{RB,p} - d_\theta$
When, $\theta > \theta_{ref}, \tilde{y}_\theta \leq 0$ (Case 2)
$y_{LF,p} = \bar{y}_{LF,p} + d_\theta, y_{RF,p} = \bar{y}_{RF,p} + d_\theta$
When, $\theta < \theta_{ref}, \tilde{y}_\theta \geq 0$ (Case 3)
$y_{LB,p} = \bar{y}_{LB,p} - d_\theta, y_{RB,p} = \bar{y}_{RB,p} - d_\theta$
When, $\theta < \theta_{ref}, \tilde{y}_\theta < 0$ (Case 4)
$y_{LF,p} = \bar{y}_{LF,p} + d_\theta, y_{RF,p} = \bar{y}_{RF,p} + d_\theta$

$\tilde{y}_\phi, \tilde{y}_\theta$ 는 특정 회전축 기준의 한쪽 레그 만 움직이도록 만드는 제약의 기준이 된다. $\phi = \phi_{ref}, \theta = \theta_{ref}$ 일 때 d_ϕ, d_θ 는 0이다. $x_{i,p} = x_{i,0}$ 로서, 변하지 않도록 하였다. $\bar{y}_{i,p}$ 는 제어주기의 한 주기 이전 위치를 말한다.

3.2 임피던스 제어

\mathbb{R}^3 공간에서 엔드이펙터에 걸리는 힘(f_e)을 입력으로 하고, 작업공간(Task space)에서 기준 위치(x_{ref})에 대한 변위(x)를 출력으로 하는 임피던스 제어를 방정식으로 표현하면 아래와 같다^[7].

$$f_e = M(\ddot{x} - \ddot{x}_{ref}) + D(\dot{x} - \dot{x}_{ref}) + K(x - x_{ref}) \quad (15)$$

$f_e, x, x_{ref} \in \mathbb{R}^3, M, D, K \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 이며, M 은 질량 행렬, D 는 댐핑 상수 행렬, K 는 스프링 상수 행렬이다.

하지만, 랜딩플랫폼에 사용된 힘센서는 1축에 대해서만 측정할 수 있다. 따라서 질량, 댐핑, 스프링 상수 및 상태변수는 \mathbb{R}^1 공간에서 다시 임피던스 방정식을 유도하였다. 그리고 엔드이펙터의 궤적은 위치제어만 하기 때문에 x_{ref} 에 대한 미분항은 무시하였다.

$f_e, x, x_{ref} \in \mathbb{R}, m, d, k \in \mathbb{R}, x_{ref} = 0$ 라고 할 때, 전달함수 $G(s)$ 는 다음과 같다.

$$G(s) = \frac{X(s)}{F_e(s)} = \frac{1}{m.s^2 + ds + k} \quad (16)$$

위의 전달함수 식을 감쇠비(ζ)와 자연주파수(w_n)으로 구성된 2차 시스템의 전달함수로 표현할 수 있다.

$$G(s) = \frac{1}{m} \cdot \frac{1}{s^2 + \frac{d}{m}s + \frac{k}{m}} \quad (17)$$

$$= \frac{1}{a} \cdot \frac{w_n^2}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2}$$

식 (17)에 대해서 각 항을 대응시키면 식 (18), (19), (20)을 얻을 수 있다.

$$a = mw_n^2 \quad (18)$$

$$k = mw_n^2 \quad (19)$$

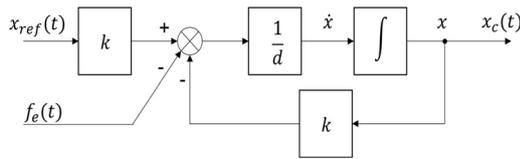
$$d = 2m\zeta w_n \quad (20)$$

따라서 ζ, w_n 를 조정하여 a, d, k 를 얻고, 과도응답 특성을 결정할 수 있다.

랜딩플랫폼에 적용되는 임피던스 제어기는 물리적으로 랜딩플랫폼이 질량 그 자체로 존재하기 때문에 m 항을 빼 나머지 항으로 제어기를 설계한다.

$$\dot{x} = -\frac{k}{d}(x - x_{ref}) + \frac{f_c}{d} \quad (21)$$

위 식을 블록 다이어그램으로 표현하면 [Fig. 6]와 같다.



[Fig. 6] Impedance control block diagram

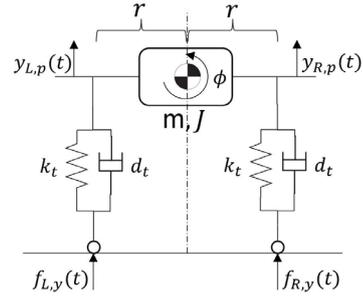
3.3 상태 추정기

시스템을 모델링 할 때 실제 시스템과 똑같이 모델링하는 것은 쉽지 않고, 노이즈 때문에 상태를 정확하게 측정하는 것은 불가능하며, 상태의 초깃값 역시 알기 어렵다. 그래서 실제 시스템의 상태를 측정할 값과 랜딩 플랫폼의 모델을 통해 얻은 상태를 섞어서 실제 플랫폼의 상태를 추정할 수 있다.

먼저 상태 공간 방정식을 동역학 방정식으로부터 유도해야 한다. 동역학 방정식을 선형화를 통해서 상태 공간 방정식을 유도할 수도 있지만, 높은 차원의 동역학 방정식은 복잡하고, 많은 연산이 요구되기 때문에 선형 시 불변인 2차 시스템으로 근사하였다.

[Fig. 7]에 스프링과 댐퍼는 임피던스 제어기가 포함된 것을 도식화한 것이며, 랜딩플랫폼은 앞뒤 좌우 대칭이기 때문에 θ 에 대한 모델도 위와 동일하다. 각 변수 및 파라미터는 다음과 같다.

- $J \in \mathbb{R}$: 관성 모멘트
- $r \in \mathbb{R}$: 무게중심으로부터의 거리
- $k_t \in \mathbb{R}$: 병진운동 스프링 상수
- $d_t \in \mathbb{R}$: 병진운동 댐핑 상수
- $k_r \in \mathbb{R}$: 회전운동 스프링 상수
- $d_r \in \mathbb{R}$: 회전운동 댐핑 상수



[Fig. 7] Landing platform approximated to 2nd order system

2차 시스템을 바탕으로 상태 공간 방정식을 유도하면 다음과 같다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}, y = \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (22)$$

$$\mathbf{x} = [y_{L,p} \dot{y}_{L,p} y_{R,p} \dot{y}_{R,p} \phi \dot{\phi}]^T \quad (23)$$

$$\mathbf{u} = [f_{L,y} f_{R,y}]^T \quad (24)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{2k_t}{m} & -\frac{2d_t}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{2k_t}{m} & -\frac{2d_t}{m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_r}{J} & -\frac{d_r}{J} \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -\frac{r}{J} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \frac{r}{J} \end{bmatrix}^T \quad (26)$$

$$\mathbf{C} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0] \quad (27)$$

$$k_r = rk_t \quad (28)$$

$$d_r = rd_t \quad (29)$$

실제 랜딩플랫폼에서 측정된 출력값(y), 상태 추정기로부터 나온 추정된 출력을 \hat{y} 이라고 할 때 상태 추정기의 방정식은 아래와 같다.

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{L}(y - \hat{y}) \quad (30)$$

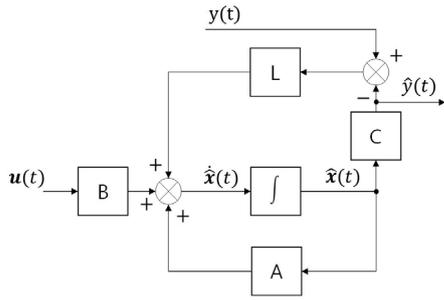
$$\hat{y} = \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}} \quad (31)$$

위 방정식에 대한 블록 다이어그램은 아래 [Fig. 8]과 같다.

$\mathbf{e} := \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$ 라고 하고, 양변을 미분하여 정리하면 아래와 같다.

$$\dot{\mathbf{e}} = (\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C})\mathbf{e} \quad (32)$$

$\mathbf{L} \in \mathbb{R}^6$: 상태 추정기 게인



[Fig. 8] State estimator block diagram

L 을 조정하여 $A-LC$ 의 고유값을 조정할 수 있다. L 을 높일수록 고유값은 커지면서 더욱 e 를 더욱 빠르게 0으로 수렴하게 된다. 그러나 동시에 노이즈에 대해서 민감하게 반응하게 된다는 단점이 있다.

4. 실험

4.1 실험 환경

4.1.1 선박 운동 환경

파도의 크기와 선박의 크기에 따라 선박의 동특성이 달라지기 때문에, 파도의 크기와 선박의 크기를 한국항공우주연구원이 사용했던 선박의 크기를 참고하였고, 세계기상기구(WMO)에서 파도의 크기를 정의한 Sea state (SS)에 의해 나타나는 선박의 동특성을 기준으로 하였다. 실험에 사용된 SS 코드는 3, 4, 5이고, 파고의 범주 중 가장 높은 값으로만 파도가 나타난다는 가정을 하였다[Table 3].

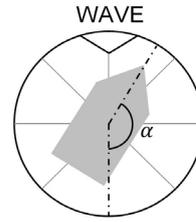
그리고 선박의 동특성을 확인하기 위해서 노르웨이의 Ship Design and Operation Lab (NTNU in Ålesund) 연구실에서 제공하는 시뮬레이션으로 확인된 선박의 회전 운동 주파수 응답을 샘플링 하여 선박의 운동을 시간 영역에서 나타내어 움직임을 나타내었다^[18]. [Table 4]는 시뮬레이션에 입력된 선박의 파라미터이며, 선박의 무게중심은 중간에 있다고 가정하였다.

[Table 3] WMO sea state code

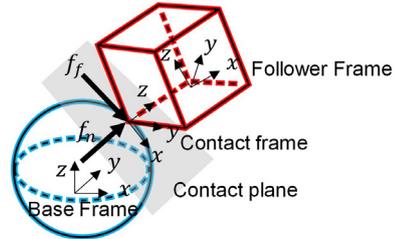
SS code	Wave height	Characteristics
3	0.5 to 1.25 m	Slight
4	1.25 to 2.5 m	Moderate
5	2.5 to 4 m	Rough

[Table 4] The ship specification

Length	135 m
Waterline Breadth	19.6 m
Block Coefficient	0.53
Speed	0 kts
Wave Incidence Angle (α)	150°



[Fig. 9] Wave incidence angle



[Fig. 10] Contact model

파도가 선박의 정면으로 올 때를 180°로 하여, 파도의 입사 각은 α 는 [Fig. 9]와 같은 기준으로 하였다.

4.1.2 접촉 모델

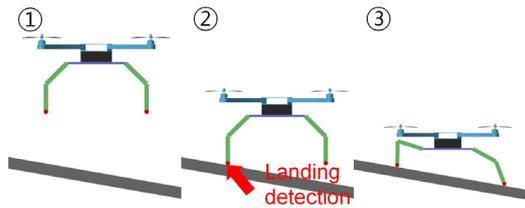
랜딩플랫폼에 대한 실험은 MATLAB/Simulink를 통해서 시뮬레이션을 실시했다. 엔드이펙터가 지면에 접촉할 때 발생하는 힘에 대한 모델은 Simulink/Simscape의 Spatial Contact Force Block을 사용하였다. 법선력(f_n)과 마찰력(f_f)은 [Fig. 10]과 같이 Base와 Follower가 접촉할 때 생기는 평면을 기준으로 법선과 접선 방향으로 힘이 발생한다. 법선력은 스프링과 댐퍼로, 마찰력은 정지 및 운동 마찰 계수로서 정의된다. 모델 파라미터는 [Table 5]와 같다.

[Table 5] Contact model parameter

Stiffness	10 ⁶ N/m
Damping	10 ³ N/ (m/s)
Transition Region Width	10 ⁻⁴ m
Coefficient of Static Friction	0.5
Coefficient of Dynamic Friction	0.3
Critical Velocity	10 ⁻³ m/s

4.1.3 랜딩플랫폼 하드웨어 및 파라미터

Simscape를 활용한 시뮬레이션 랜딩플랫폼은 앞뒤, 좌우가 대칭이므로 2D로 실험을 진행하였다. 시뮬레이션에서 엔드이펙터에 힘이 측정되는 순간부터 지면의 접촉으로 인식되고 균형제어가 시작된다[Fig. 11]. 랜딩플랫폼의 레그제어에 있는 PID 제어 계수와 모터컨트롤러의 PD 제어기의 계수는 실험을 통해 얻었다. 시뮬레이션 모델 및 프로토타입 랜딩플랫폼에 사용된 PID 계수는 [Table 6]과 같다.



[Fig. 11] Simscape landing platform simulation example

[Table 6] PID parameter

Simulation Joint Motor	K_P	1.1
	K_D	0.05
Simulation Trajectory Controller	K_P	0.002
	K_I	0.001
Prototype Trajectory Controller	K_P	0.7
	K_I	0.05
	K_D	0.05

레그의 길이와 드론이 포함된 각 파츠의 무게는 실제 랜딩 플랫폼과 유사하도록 파라미터를 일치시켰다. 그리고 무게중심은 각 파츠의 중심에 있다고 가정하였다. 제어주기는 프로토타입의 제어주기인 100 Hz로 일치시켰다.

프로토타입 랜딩플랫폼의 모든 조인트에 사용된 모터는 Dsservo사의 디지털 서보모터(RDS5160)를 사용했으며, 7.4 V를 전원 전압으로 사용했다. MCU는 ST사의 STM32F407VET6를 사용하여 레그를 제어하였다. IMU 센서는 E2BOX사의 EBIMU-9DOFV5를 사용하였다. 엔드이펙터에서 발생 되는 힘을 측정하기 위해서 Singletact 사의 CS15-45N 힘센서를 사용하였다. 각 센서와 모터의 위치는 [Fig. 1]에 나타내었다. 그리고 랜딩 플랫폼과 쿼드콥터의 주요 스펙과 성능은 [Table 7]과 같다.

[Table 7] Landing platform & quadcopter specification

Quadcopter Weight	2.5 kgf
Landing Gear Weight	2 kgf
Maximum Takeoff Weight of Quadcopter	5.6 kgf·cm
Maximum Joint Torque	65 kgf
Upper/Lower Leg Length	0.13 m
Upper/Lower Leg Weight	0.25 kgf
Maximum Measurable Contact Force	45 N
Body Width (Twice r)	0.25 m
Inertia (Roll Axis)	0.1375 kg·m ²

4.2 임피던스 제어 실험

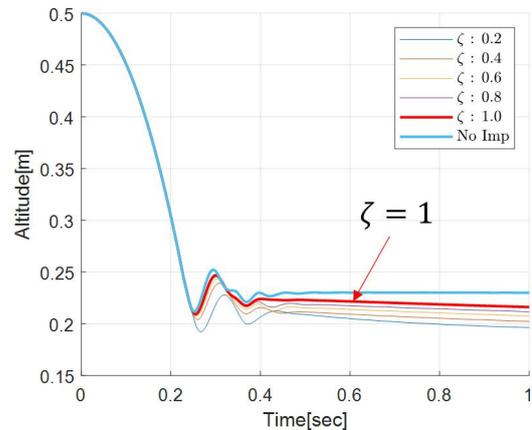
임피던스 제어기의 성능은 3.2절에서 말한 것과 같이 임피던스의 각 파라미터는 ζ, w_n 에 의해 응답기 결정된다. 임피던스

제어기는 충격을 완화하기 위해 적용된 것이므로 충격을 가장 잘 흡수하는 계수를 찾는 것이 목적이다. ζ 특성을 고려했을 때 ζ 가 클수록 %OS 및 정착시간이 줄어들 것을 예상할 수 있다. [Fig. 12]에서는 기체의 전체 무게 4.5 kgf, $w_n = 1$ 일 때를 기준으로, 고도 0.5 m 지점에서 수평면 착륙함으로써, 각 ζ 에 대한 시간 응답을 나타 낸다.

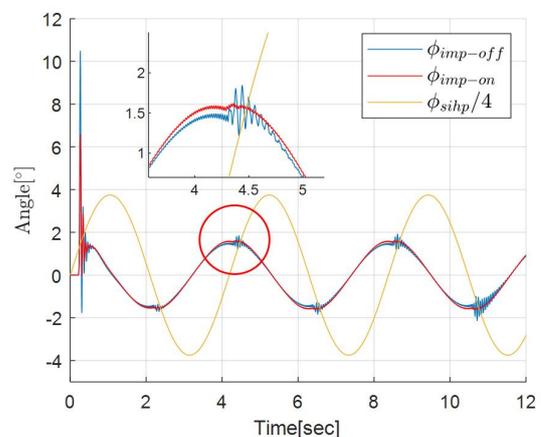
위 그래프에서 나타났듯이, ζ 가 커질수록 진동이 줄어드는 것을 볼 수가 있다. ζ 가 1일 때 가장 좋은 성능을 보였기 때문에 d, k 는 ζ 가 1 일 때(Critical damped)를 기준으로 결정되었다 ($k = 5.5, d = 11$).

선박의 흔들림에 따라 들어 올릴 레그를 다른 레그로 전환할 때, 한쪽 레그는 급정지, 그리고 다른 레그를 들어 올리는 속도를 급격히 가속함에 따라 내부적인 진동이 발생했다. [Fig. 13]은 시뮬레이션 선박을 크기 15°, 각속도 1.5 rad/s 로 sin 파형으로 흔들 때를 나타낸다.

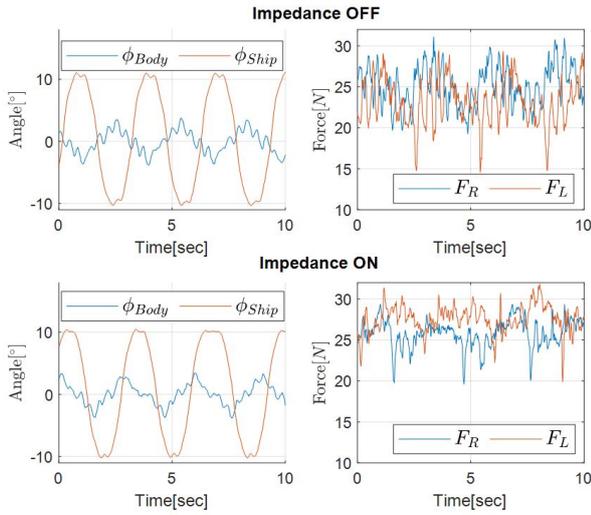
선박의 회전각의 크기는 그래프의 가독성을 위해 실제 기울기의 1/4 scale로 나타냈다. 임피던스 제어기를 켜는 때는 자세의 피크(Peak) 마다 진동이 발생하는 것을 확인할 수 있다.



[Fig. 12] Drop test for each damping ratio



[Fig. 13] Impedance on/off comparison in simulation



[Fig. 14] Impedance on/off comparison for prototype

하지만 임피던스 제어기를 켜는 때는 착륙 충격 순간 자세 변화량이 39.7%가 줄어들고, 동시에 자세 오차의 피크에서 진동이 발생하는 현상이 줄어들었다.

[Fig. 14]는 시뮬레이션과 같이 프로토타입 랜딩플랫폼에 크기 10°, 각속도 2.11 rad/s 으로 테스트베드 위에서 실험했을 때를 나타낸다. 임피던스 제어기의 ON/OFF의 피크 오차가 각각 5.59°, 5.72° 가 발생하였고, 임피던스 제어기가 ON일 때, 진동이 완화되어 좀 더 안정적인 자세를 보여줬다. F_R 과 F_L 는 같은 열에 있는 레그 위치의 힘을 나타낸다.

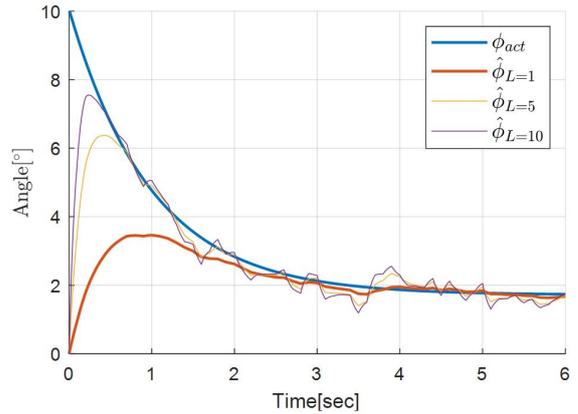
4.3 추정기 실험

추정기는 노이즈에 대해 강인함을 확인하기 위해서 시뮬레이션의 센서에 실제 센서와 유사한 분산을 갖는 노이즈를 주어서 성능을 확인하였다. 힘센서 및 IMU센서의 분산은 각각 0.0658, 0.0281로 나타났다.

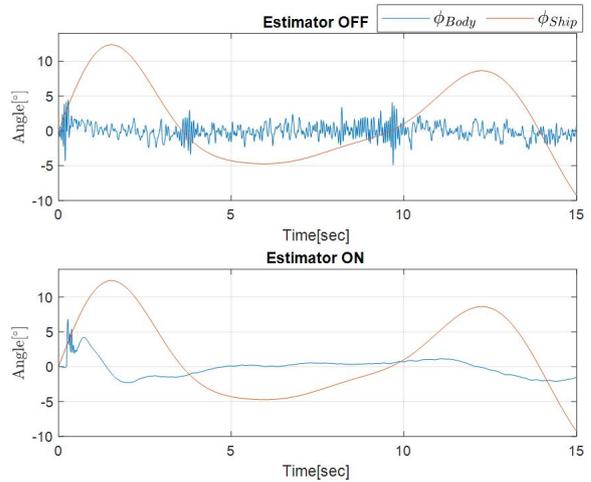
추정기의 게인 L 에 따른 e 가 0으로 수렴하는 시간 응답을 확인하기 위해, 플랜트(Plant)의 상태변수 $\mathbf{x} = [y_{L,p} \dot{y}_{L,p} y_{R,p} \dot{y}_{R,p} \phi \dot{\phi}]^T$ 와 $\mathbf{u} = [f_{L,y} f_{R,y}]^T$ 에서 초기 상태를 $\mathbf{x}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ 10^\circ \ 1^\circ]^T$, $\mathbf{u}_0 = [0 \ 2]^T$ 라고 했을 때 실험 결과는 [Fig. 15]와 같이 나타났다.

그래프에서 나타난 바와 같이, 게인 L 이 클수록 빠르게 실제 플랜트의 ϕ_{act} 에 추종하지만, 노이즈에 민감하게 반응하는 것을 확인할 수 있었다. 노이즈에 대해 강인한 추정기를 얻는 것이 목적이기에 실험 중 가장 안정적이었던 L 이 1일 때를 기준으로 시뮬레이션의 랜딩플랫폼에 적용하였다.

SS5 상태에서의 선박의 롤에 대한 움직임을 시뮬레이션에 나타내고, 랜딩플랫폼의 센서에 노이즈를 첨가했다. 이에 따른 상태 추정기의 유무에 대한 랜딩플랫폼의 자세는 [Fig. 16]과 같이 나타났다.



[Fig. 15] Error tracking for each gain



[Fig. 16] Estimator on/off comparison in simulation

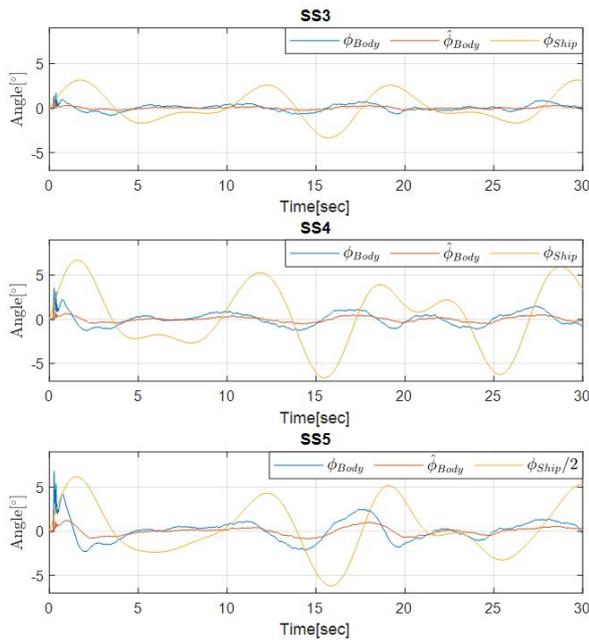
추정기를 켜는 때는 노이즈를 띄고 있는 자세값 때문에 균형제어 역시 큰 영향을 받아 진동하였고, 추정기를 켜는 때 노이즈에 의한 랜딩플랫폼의 롤에 대해 흔들림이 크게 줄었다.

4.4 착륙 실험

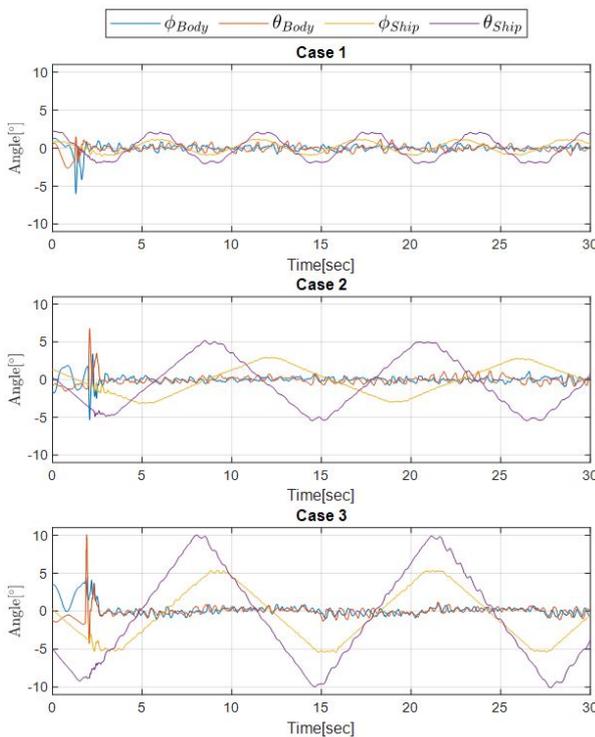
시뮬레이션을 통해 랜딩플랫폼을 0.5 m 에서 출렁이는 테스트베드 위에 착륙하여 랜딩플랫폼의 시간응답을 비교해 보았다. 랜딩플랫폼의 롤에 대한 시간응답은 [Fig. 17]과 같이 나타났다.

파도 크기에 비해 배의 크기가 크기 때문에 흔들리는 주파수 대역이 낮게 나타났다. SS가 높을수록 오차가 크게 나타났고, 노이즈에 대한 영향을 줄이기 위해 낮게 설정했던 추정기의 Gain에 의해 실제 랜딩플랫폼의 롤(ϕ_{Body})에 대한 오차는 추정기와 노이즈가 없는 상태일 때 보다 크게 나타났다.

프로토타입 랜딩플랫폼 실험은 실제 테스트베드의 성능의 한계 때문에 실제 선박의 동특성을 동일하게 묘사하기에는 한



[Fig. 17] Landing and swaying test for each SS code in simulation



[Fig. 18] Landing and swaying test for each SS code for prototype

계가 있었기에, 동특성에서 가장 큰 스펙트럼을 기준으로 선박의 흔들림과 유사하도록 파형을 생성하여 실험을 진행하였다.

롤, 피치 두 개의 축으로 선박의 운동을 생성하였고, 0.5 m에서 착륙실험을 했을 때의 결과는 [Fig. 18]과 같이 나타났으며, 자세 오차는 모두 1° 이내로 나타났다. 시뮬레이션과 실제 실험

결과에서 알 수 있듯이 선박이 흔들리는 주기가 느리기 때문에 흔들림의 크기에 상관없이 큰 오차가 발생하지 않았다.

5. 결론

본 논문에서는 흔들리는 선박 위에 착륙하기 위한 쿼드콥터 드롭트 랜딩플랫폼을 제안하였다. 4축 랜딩플랫폼에서, PID 제어를 활용한 레그제어를 통해서 균형제어를 하였다. 그리고, 임피던스 제어를 통해 내/외부에 의한 충격과 진동을 완화하는 것을 실험을 통해 확인하였다. 임피던스 제어는 2차 시스템에서 필요한 ζ 와 w_n 을 결정하여 댐핑과 스프링 상수를 유도해 낼 수 있었다. 또한, 센서에서 나타나는 노이즈에 강하게 설계하기 위해 랜딩플랫폼의 상태를 피드백 받는 추정기를 설계하였다. 하지만 센서의 노이즈레벨과 민감도가 높아 추정기 설계에 어려움이 있었다. 마지막으로, 파도에 의해 선박이 흔들릴 때 착륙을 하는 상황을 시뮬레이션 및 실제 실험을 통해 랜딩플랫폼의 성능을 확인하였다. 본 랜딩플랫폼은 이착륙시 충격과 지속적인 흔들림에 따른 충격과 진동에 대해 안정적이게 설계를 하였다. 하지만, 큰 파도는 강한 바람이 동반하기 때문에, 비행 및 이착륙시 바람에 의한 외란 역시 반드시 고려되어야 할 문제이다. 향후 본 연구는 정박한 선박 외에도 이동 중인 선박 및 이동 중인 차량에 이착륙을 돕는 랜딩플랫폼으로 연구를 진행할 예정이다.

References

- [1] J. E. Kim and J. W. Lee, "Drone Technology and Market Trend Report," *Commercializations Promotion Agency for R&D Outcomes*, Seoul, Korea, vol. 67, August, 2019, [Online], <https://www.compa.re.kr>.
- [2] Y. M. Kim and W. B. Baek, "Gyro Effect Control of the Quadrotor UAV using Feedback Linearization," *The Journal of Korea Robotics Society*, vol. 15, no. 3, pp. 248-255, Sept., 2020, DOI: 10.7746/jkros.2020.15.3.248.
- [3] H. Shakhatreh, A. H. Sawalmeh, A. A.-Fuqaha, Z. Dou, E. Almaita, I. Khalil, N. S. Othman, A. Khreishah, and M. Guizani, "Unmanned aerial vehicles (UAVs): A survey on civil applications and key research challenges," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 48572-48634, 2019, DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2909530.
- [4] M. D. Simoni, E. Kutanoglu, and C. G. Claudela, "Optimization and analysis of a robot-assisted last mile delivery system," *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, vol. 142, pp. 102049, 2020, DOI: 10.1016/j.tre.2020.102049.
- [5] G. Yashin, A. Egorov, Z. Darush, N. Zherdev, and D. Tsetsrukou, "LocoGear: Locomotion Analysis of Robotic Landing Gear for Multicopters," *IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems*, vol. 1, no. 2, pp. 138-147, 2020, DOI: 10.1109/JMASS.2020.3015525.

[6] M. Ikura, L. Miyashita, and M. Ishikawa, "Real-time Landing Gear Control System Based on Adaptive 3D Sensing for Safe Landing of UAV," *2020 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII)*, pp. 759-764, Honolulu, HI, USA, 2020, DOI: 10.1109/SII46433.2020.9026177.

[7] S. Baker, D. Soccol, A. Postula, and M. V. Srinivasan, "Passive landing gear using coupled mechanical design," *Australasian Conference on Robotics and Automation*, pp. 1-8, 2013, [Online], <https://www.semanticscholar.org/paper/Passive-landing-gear-using-coupled-mechanical-Baker-Soccol/1e5595683ae0f186529717cdf7ee3e13b7fcc8c>.

[8] T. Yang, Q. Ren, F. Zhang, B. Xie, H. Ren, J. Li, and Y. Zhang, "Hybrid camera array-based uav auto-landing on moving ugv in gps-denied environment," *Remote Sensing*, vol. 10, no. 11, pp. 1829, 2018, DOI: 10.3390/rs10111829.

[9] Y. Kwon, D. Cheon, S. Hwang, J. Choi, H. Kang, and J. Lee, "System for Leveling Landing Surface in Response to Changes in Quadcopter Posture," *The Journal of Korea Robotics Society*, vol. 16, no. 2, pp. 155-163, Jun., 2021, DOI: 10.7746/jkros.2021.16.2.155.

[10] S. Jung, J. Koo, K. Jung, H. Kim, and H. Myung, "Vision-based Autonomous Landing System of an Unmanned Aerial Vehicle on a Moving Vehicle," *The Journal of Korea Robotics Society*, vol. 11, no. 4, pp. 262-269, Dec., 2016, DOI: 10.7746/jkros.2016.11.4.262.

[11] S. Lee, J. Kawk, and B. Chu, "Study of a Leveling Mobile Platform for Take-off and Landing of Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, vol. 19, no. 4, pp. 85-92, 2020, DOI: 10.14775/ksmpe.2020.19.04.085.

[12] D.-H. Cheon, J.-W. Lee, S.-H. Woo, J.-W. Choi, H.-S. Kang, and J.-M. Lee, "Research on Adaptive Landing System on the Rough Terrain for Quad-copter," *Journal of The Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 27, no. 3, pp. 247-254, 2021, DOI: 10.5302/J.ICROS.2021.20.0195.

[13] C. S. Yoo, A. Jo, B. J. Park, and Y. S. Kang, "Trade-Off Study of Shipboard Landing of Vertical Take-off and Landing Aircraft," *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 12, no. 1, pp. 10-21, 2013, [Online], <https://www.koreascience.or.kr/article/JAKO201368440974175.view?orgId=anpor&hide=breadcrumb.journalinfo>.

[14] C.-S. Yoo, A. Cho, B.-J. Park, and Y.-S. Kang, "Sea Wave Modeling Analysis and Simulation for Shipboard Landing of Tilt Rotor Unmanned Aerial Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 42, no. 9, pp. 731-738, 2014, DOI: 10.5139/JKSAS.2014.42.9.731.

[15] S. L. Andrade and H. M. Gaspar, Ship Motion Application, [Online], <http://www.shiplab.hials.org/app/shipmotion>, Accessed: October 29, 2021

[16] S. Lee, J. Kawk, and B. Chu, "Study of a Leveling Mobile Platform for Take-off and Landing of Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, vol. 19, no. 4, pp. 85-92, April, 2020, DOI: 10.14775/ksmpe.2020.19.04.085.

[17] R. Z. Stanisic and A. V. Fernández, "Adjusting the parameters of the mechanical impedance for velocity, impact and force control," *Robotica*, vol. 30, no. 4, pp. 583-597, 2012, DOI: 10.1017/S0263574711000725.

[18] J. J. Jensen, A. E. Mansour, and A. S. Olsena, "Estimation of ship motions using closed-form expressions," *Ocean Engineering*, vol. 31, no. 1, pp. 61-85, 2004, DOI: 10.1016/S0029-8018(03)00108-2.



황 성 현

2017 경남과학기술대학교 메카트로닉스 공학과(학사)
2020~현재 부산대학교 전기전자공학과 (석사과정)

관심분야: 선형시스템, 로봇공학, 마이크로프로세서 제어



이 승 현

2020 동아대학교 전자공학과(학사)
2020~현재 부산대학교 전기전자공학과 (석사과정)

관심분야: 자동 로봇 제어, 강화 학습, 시스템 설계



진 성 호

2020 경남과학기술대학교 메카트로닉스 공학과(학사)
2020~현재 부산대학교 전기전자공학과 (석사과정)

관심분야: 매니플레이터 제어, 영상 인식



이 인 호

2009 한국과학기술원 기계공학과 학사
2011 한국과학기술원 기계공학과 석사
2016 한국과학기술원 기계공학과 박사
2020~현재 부산대학교 전자공학과 조교수

관심분야: Robotics, 기계 시스템 자동화, 휴머노이드