

초음파 센서를 이용한 길이 가변 랜딩기어 개념설계

최지은¹, 김배성¹, 이주호^{1,†}¹울산대학교 항공우주공학전공Conceptual Design of Variable Length Landing Gear
using Ultrasonic SensorJieun Choi¹, Baeseong Kim¹ and Juho Lee^{1,†}¹University of Ulsan, Dept. Aerospace Engineering

Abstract

Recently, the number of aircraft requiring vertical take-off and landing is increasing, and take-off and landing at places other than flat ground is also needed. However, in the case of fixed landing gear, it is difficult to take-off and land, due to the risk of overturning, even with a small slope. Therefore, in this study, the conceptual design of a variable length landing gear capable of landing on a 15° slope was performed. Before landing, the distances to the landing point are measured using ultrasonic sensors, and the appropriate length of each landing gear is calculated. After that, the linear actuators are operated to adjust the length of the landing gear, and the aircraft lands vertically in a horizontal orientation. To verify the concept, a variable-length landing gear test model was produced. It was confirmed that the fuselage did not tilt, and the aircraft landed stably on a 15° slope.

초 록

최근 수직 이착륙이 요구되는 항공기가 늘어나고 있으며, 평지 외의 장소에서도 이착륙 할 필요성이 증가되고 있다. 그러나 고정식 착륙장치의 경우 작은 경사에도 동체의 전복 위험 때문에 이착륙에 어려움이 있다. 이러한 단점은 항공기 활용 영역을 제한하며, 탑승자의 안전을 위협할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 15° 경사면에 착륙할 수 있는 길이 가변 랜딩기어 개념설계를 수행하였다. 항공기가 착륙하기 전에 초음파 센서를 사용하여 착륙지점까지의 거리를 측정하고, 이를 바탕으로 각 랜딩기어의 적정 길이를 계산한다. 그리고, 선형 액추에이터를 구동하여 랜딩기어의 길이를 조절한 후 수평으로 착륙한다. 개념 검증을 위해 길이 가변 랜딩기어 시험 모델을 제작하였으며 15° 경사면에 착륙하였을 때 동체가 기울어지지 않고 안정적으로 착륙한 것을 확인하였다.

Key Words : Landing Gear(랜딩기어), Slope Landing(경사면 착륙), Variable Length Landing Gear(길이 가변 랜딩기어), Urban Air Mobility(도심항공 모빌리티), Ultrasonic Sensor(초음파 센서)

1. 서 론

항공기 착륙장치는 항공기의 이륙과 착륙을 돕는 주요 장치로서 지상에서 무게를 지지하는 것, 충격을 흡수하는 것 외에 제동 조향의 역할도 수행한다[1]. 착륙장치의 장착 방법에 따라 접개들이식 착륙장치와 고정식 착륙장치로 분류할 수 있는데, 접개들이식 착륙장치는 이착륙 상황을 제외하고 항공기 안으로 접어 넣을 수 있는 형태이다. 접개들이식 착륙장치를 사용

Received: Dec. 26, 2022 Revised: Apr. 21, 2023 Accepted: May 04, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-52-259-2144, E-mail: jhlee117@ulsan.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

할 경우 비행시 발생하는 유해 항력을 경감할 수 있기 때문에 착륙장치 자체의 무게에도 불구하고 비행효율이 중요한 대형 항공기에 주로 사용한다. 고정식 착륙장치는 하부에 그대로 고정된 착륙장치이다. 비행시 외부에 노출되어 공기저항을 발생시키지만 착륙장치의 단순성, 저렴한 비용 등에 이유로 많은 소형, 단발 경항공기, 헬리콥터에 부착된다[2]. 특히 로터를 사용하여 양력을 얻는 회전익 항공기가 고정식 착륙장치를 주로 사용하는데, 회전익 항공기는 공중에서 정지비행, 상승 강하비행이 가능하므로 활주로의 영향을 받지 않고 수직 이착륙이 가능하다. 이러한 회전익 항공기의 비행 특성 덕분에 고정익 항공기에 비해 다양한 지형에 접근할 수 있으며 무인 항공기와 드론의 등장 이후로 산악이나 도서 지역에 위치한 목표물로의 정찰, 수색 및 물품 수송과 같은 군사영역 뿐만 아니라 비상응급구조, 화재 진압 및 토지행정 지원과 같이 민간 영역에서도 활동 가능하도록 연구가 진행 중이다[3-5]. 특히 멀티 콥터와 같은 회전익 소형 드론(Drone)이 등장한 이후 드론을 통한 영상 촬영을 비롯하여 교통 관제, 물품 배송, 농작물 관리 등 우리 생활 전반적인 영역에 활용되고 있다[6].

이처럼 회전익 항공기의 활동 분야가 다양해짐에 따라 평지 이외의 다양한 지형에서 이착륙 할 필요성이 증가하고 있다. 그러나 회전익 항공기가 주로 사용하는 고정식 착륙장치는 지형이 평탄하지 않거나 경사가 가파를 경우 이착륙에 어려움이 있다. EASA(European Union Aviation Safety Agency)의 EHEST(European Helicopter Safety Team)는 정적 상태의 헬리콥터의 임계 전복 각도를 최대 측면 경사 각 혹은 메인 로터 시스템의 최대 플립 각도로 정의하며, 일반적으로 헬리콥터의 정적 임계 전복 각도는 13° - 17° 라고 설명한다. 임계 전복 각도를 초과할 경우 동체가 기울어져 넘어지게 된다. 동적 상태에서의 전복은 임계 전복 각도보다 훨씬 적은 각도에서 발생할 수 있다[7].

이러한 제약은 회전익 항공기의 활동가능 영역을 축소할 뿐만 아니라 탑승자의 안전에 위함요소로 작용될 수 있다. 따라서 계단과 같이 높낮이가 있는 지형이나 경사가 심한 지형 혹은 주행하는 선박이나 차량 위로 착륙할 수 있도록 다양한 착륙 장치 및 착륙 방법에 대한 연구가 진행 중이다. 3D 센싱으로 지형을 파악 후 착륙하는 연구[8], 선박 위 착륙이 가능하도록 임피던스 제어기로 수평을 유지하는 연구[9], IMU 센서와 스프링 댐퍼를 사용하여 착륙하는 연구[10], 착륙 후 안정적으로 걸을 수 있는 랜딩기어 연구[11] 등이 진행되었다. 기존 연구에서는 주로 다리 4개의 고정식 착륙장치 형태를 사용하였고, 해당 다리에 힘센서나 IMU

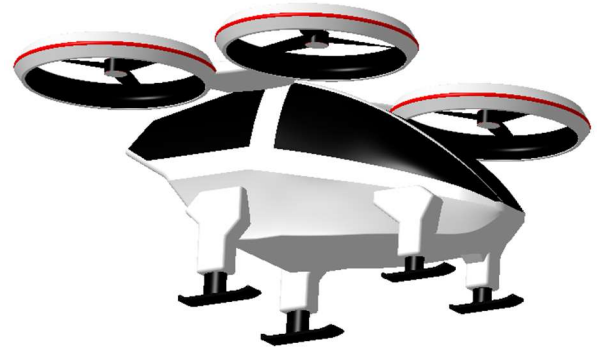


Fig. 1 Variable Length Landing Gear of UAM

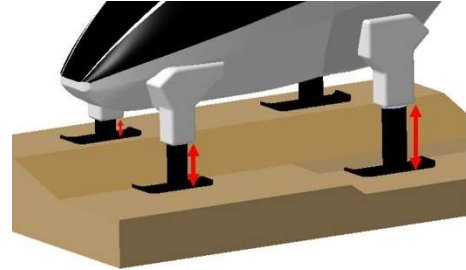


Fig. 2 Landing of Variable Length Landing Gear

센서를 부착하여 착륙과 함께 다리의 각도를 조절하여 수평을 조정한다. 2DOF 형식의 각도를 조절하여 수평을 유지하는 방식은 무인항공기와 드론에 적합할 수 있으나 사람이 탑승하는 항공기의 경우 동체를 지지하기 위해서 착륙장치의 크기도 커져야 하기 때문에 착륙장치로 인해 동체에 사람이 탑승하기 어려울 수 있다. 또한 탑승자 보호가 필수적이므로 착륙 전 착륙 지점에 대한 정보 파악과 지형 정보를 바탕으로 동체의 기울기를 안정적으로 유지하는 수평 유지 착륙이 필요하다.

본 논문에서는 이와 같은 문제점을 해결하기 위하여 Fig. 1, Fig. 2 와 같이 착륙 전 지형을 파악하고 수평을 유지하며 착륙할 수 있는 길이 가변형 랜딩기어 시스템의 개념 설계를 진행하였으며 개념 설계안을 바탕으로 길이 가변 랜딩기어 시험모델을 제작하여 15° 경사면 착륙 실험을 실시, 개념의 타당성을 검토하였다.

2. 길이 가변 랜딩기어 개념설계

2.1 길이 가변 랜딩기어 요구 조건

길이 가변 랜딩기어는 수직 이착륙이 필요한 항공기에 적용하면 다양한 임무를 수행할 수 있을 것으로 기대된다. 착륙장치는 기체의 중량을 안전하게 지지해야 할 뿐만 아니라 착륙시 동체에 전달되는 충격을 흡수해야 하며 동체의 크기와 착륙장치의 위치, 항공기

Table 1 Operational Requirements to Variable Length Landing Gear

분류	내용
착륙 환경	도심 내부
최대 착륙 가능 기울기	9°
이륙 중량	2.2 ton
최대 승객 수	4명 (조종사 1인 포함)
유상 하중	400 kg

운용요구조건과 이륙중량, 착륙중량을 고려하여 설계해야 한다. 따라서 길이 가변 랜딩기어의 요구조건은 한국형 도심항공교통(K-UAM) 운용개념서 1.0[12] 및 Airbus사의 개발 중인 멀티콥터형 eVTOL Cityairbus을 참고하여 작성하였다. 운용 개념서에 따라 운용 환경은 전국 도심 내부로 설정하며, 국토교통부령 도로구조규칙의 최대 경사[13]에 따라 길이 가변형 랜딩기어는 적어도 9° 이상 기울기에서 착륙가능해야 한다. Cityairbus의 크기는 가로 8 m, 세로 8 m, 이륙 중량은 2.2 ton, 최대 승객수는 4명이다. 유상하중은 1명당 100 kg, 총 400 kg 로 설정하였다.

2.2 길이 가변 랜딩기어 시스템 구성

랜딩기어는 착륙 후 하중을 안정적으로 지지하기 위하여 4개의 다리를 사용하며 길이 가변을 위한 시스템은 Fig. 3와 같이 구성하였다. 동체 하단과 주 랜딩기어 사이에 유압 서스펜션을 연결하여 항공기가 이착륙시 발생하는 충격을 흡수할 수 있도록 한다. 각 다리는 전동 선형 액추에이터를 사용하여 길이 조절이 가능하다. 전동 선형 액추에이터는 출력이 일정하여 제어 정확도를 높일 수 있고 유압, 공압 액추에이터보다 제작 비용이 저렴하다는 장점을 가지고 있다. 또한 액추에이터가 동체 내부에 수납되거나 동체 아래쪽에서 작동하기 때문에 사람이 탑승하거나 물건을 실을 때 랜딩기어로 인한 불편함을 줄일 수 있다. 착륙지점을 측정하기 위하여 초음파 센서를 사용한다. 초음파 센서를 랜딩기어의 하단에 부착하여 지형 변화 및 동체와 지면 사이의 거리를 즉각적으로 측정한다. 초음파 센서는 가청주파수 대역을 벗어난 음파를 사용하여 에너지를 많이 가지고 있기 때문에 먼 곳까지 잘 전달되며, 감쇠가 더 적다는 장점이 있다. 뿐만 아니라 전기적 잡음에 대해 민감하지 않으며 비용적 측면에서 합리적이다. 항공기가 9° 이상 경사면에 착륙하기 위하여 동체 길이에 맞는 액추에이터의 작동 길이를 설정할 수 있다. EASA에서 제시한 임계 전복 각도 15°를 목표 착륙 기울기로 선정하였을 때, 15° 경사면에서 안전하게 착륙하기 위하여 Fig. 4 와 같이 액추에이터

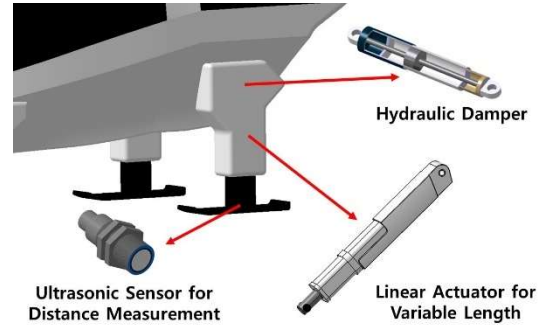


Fig. 3 System Configuration of Variable Length Landing Gear

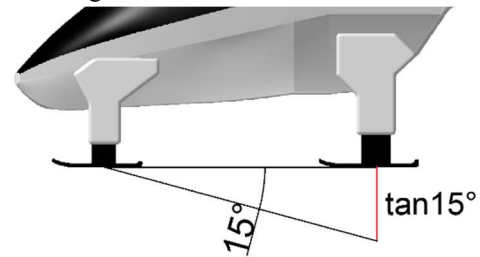


Fig. 4 Calculating Actuator Operating Length

구동 길이를 계산한다. 액추에이터 구동 길이는 액추에이터가 수직 방향으로 늘어날 수 있는 최대 길이를 의미하며, 최소한의 구동 길이를 만족해야 경사면에 안전하게 착륙이 가능하다. 기체 크기 고려를 위해 기준이 되는 거리는 각 액추에이터가 설치된 간격이며 경사면 15° 에 착륙하기 위하여 기준 거리에 $\tan 15^\circ$ 를 곱하여 최소한으로 만족해야 하는 구동 길이를 계산할 수 있다.

3. 길이 가변 랜딩기어 제어

3.1 수평 착륙 매커니즘

랜딩기어는 다양한 착륙지형에 맞춰 변화해야 하므로 전동 선형 액추에이터를 사용한다. Fig. 5와 같이 액추에이터 하단에 부착한 초음파 센서를 통해 지면까지의 거리를 측정 후 측정값을 비교하여 필요 길이만큼 길이를 조절하면 수평을 유지한 채 착륙이 가능하다.

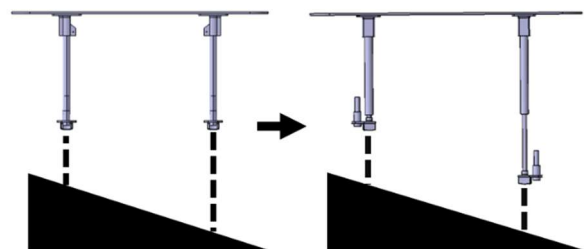


Fig. 5 Principle of variable Length Landing Gear

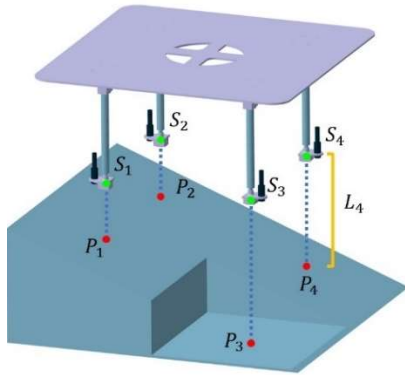


Fig. 6 Schematic of Slope Landing

Fig. 6는 착륙 지점 위에서 착륙 준비 중인 랜딩기어를 나타낸다. 점 S 는 랜딩기어 다리 끝부분이며 초음파 센서가 부착된 지점을 나타낸다. 랜딩기어가 지면과 닿는 부분에 초음파 센서를 장착하였기 때문에 데이터 계산 없이 착륙 지점까지의 거리를 직접적으로 측정이 가능하며, 액추에이터의 작동에 따라 측정값이 변하므로 액추에이터 제어를 단순화할 수 있다. 점 P 는 점 S 에서부터 지면까지 수직으로 내렸을 때의 위치이며 랜딩기어의 착륙 지점을 나타낸다. 점 S 에 부착된 초음파 센서는 점 S 부터 점 P 까지의 거리 L 을 측정한다. 각 랜딩기어의 다리마다 초음파 센서가 부착되어 있으므로 각 S 점에서 측정하는 거리 L 은 L_1, L_2, L_3, L_4 로 표기한다.

랜딩기어가 지면의 기울기를 파악하고 수평을 유지한 채 착륙하기 위해서 각 랜딩기어의 액추에이터는 적절한 길이 A 만큼 조절되어야 한다. 조절 길이 A 는 초음파 센서로부터 측정한 거리 L 을 비교 후 Eq. 1을 사용하여 계산할 수 있다. 이때, 각 랜딩기어에서 측정한 L 을 비교하여 최솟값을 결정한 뒤, 해당 랜딩기어를 고정 액추에이터로 설정한다. 고정 액추에이터로 설정될 경우 초기 상태에서 구동을 정지한다. 이후 조절 길이 A 를 계산한 뒤 액추에이터를 구동시킨다.

$$A = L - L_{min} \quad \dots (1)$$

$$A = 0 \quad (\text{고정 액추에이터의 경우})$$

액추에이터의 구동이 완료되면 액추에이터가 지면과 동일한 기울기로 착륙하기 때문에 경사면에서 무게중심의 이동없이 수평으로 안전하게 착륙할 수 있다.

3.2 길이 가변 랜딩기어 PID 제어

랜딩기어가 착륙 후 수평을 유지하기 위하여, 초음파 센서로부터 측정값을 받아 조절 길이 A 를 계산한다. 이후 조절 길이 A 를 만족하도록 액추에이터를 구동시킬 때 PID 제어를 통하여 길이 제어를 시행하며 PID 제

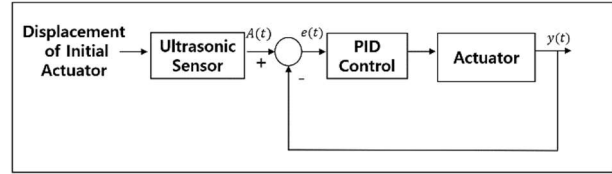


Fig. 7 Control Block Diagram

어는 목표값과 오차를 사용하여 제어하는 방법으로 구조가 단순하지만 제어 안정성이 우수하고 직관적으로 판단할 수 있다는 장점이 있다. PID 제어를 표현한 제어블록선도는 Fig. 7에 나타내었다. 제어블록선도에 나타내는 $A(t)$ 는 액추에이터의 목표 길이이며 A 와 의미는 동일하나 PID 제어를 위해 시간에 따라 값이 변한다. $y(t)$ 는 실제 액추에이터가 작동한 길이를 나타낸다. $e(t)$ 는 목표 길이 $A(t)$ 와 실제 길이 $y(t)$ 의 오차를 나타낸다. Eq.2 은 PID 제어를 나타낸 수식이다. $e(t)$ 는 제어블록선도에서와 동일하게 오차값을 나타내며 랜딩기어 다리인 액추에이터의 작동을 제어하기 위한 중요한 변수이다.

$$e(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de}{dt} \quad \dots (2)$$

K_p 는 PID 제어의 비례항 계수를 나타내며 현재 상황에서 오차값의 크기에 비례하는 제어를 실행한다. K_i 는 PID 제어의 적분항 계수를 나타내며 오차를 줄이는 제어를 실행한다. K_d 는 미분항 계수를 나타내며 오차의 변화속도를 고려해 안정성을 향상시키기 위한 제어를 실행한다. PID 제어기 설계의 목표는 초과응답(overshoot) 최소화 및 정상상태 오차의 최소화이다. 초과응답 최소화는 제어값이 목표값보다 크게 나오는 현상을 말하며 초과응답 최소화를 위하여 비례항 계수의 크기를 낮은 값으로 유지하였다. K_i, K_d 값은 실험을 통해 값을 결정하여 사용하였다.

4. 길이 가변 랜딩기어 시험 모델

4.1 길이 가변 랜딩기어 형상 제작

실험에 사용된 길이 가변 랜딩기어 시스템의 형상과 구성품을 Fig. 8에 나타낸다. 항공기 동체를 모사하여 가로 600 mm, 세로 600 mm 크기의 아크릴판에 수직으로 전동 선형 액추에이터를 부착하였다. 전동 선형 액추에이터의 최대 작동 길이는 150 mm로 액추에이터 사이 거리 400 mm의 30% 인 120 mm 보다 더 큰 길이로서 15° 이상의 기울기 뿐만 아니라 높낮이 차이가 많이 나는 계단 형상에서도 착륙이 가능하도록 하였다. 액추에이터는 12 V의 정격 전압에서 6 mm/s의 속도로 길이를 조절한다. 6 mm/s 는 최대 구동 길이가

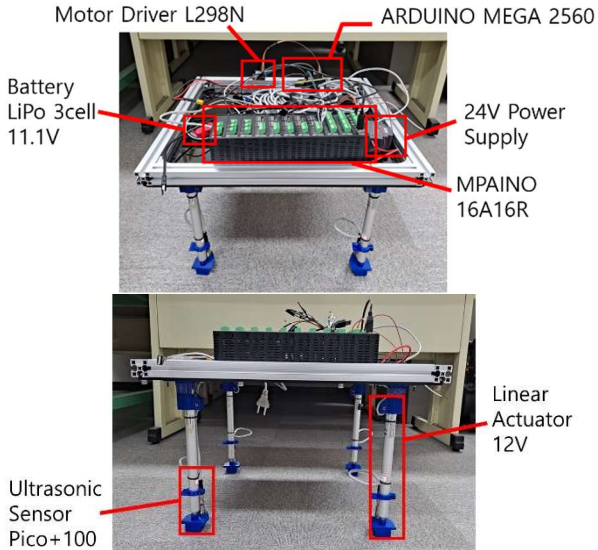


Fig. 8 Test Model of Variable Length Landing Gear

1 m 인 산업용 액추에이터의 약 40 mm/s 의 속도에 해당된다. 액추에이터 하단에 부착한 초음파 센서는 아날로그 거리 측정 방식으로 길이를 측정하며 측정된 거리를 아날로그 0~10 V로 출력한다. 응답 속도는 80 ms이며, 최소 120 mm에서 최대1300 mm까지 측정이 가능하다. 랜딩기어를 제어하기 위한 Main Control Board로 Arduino Mega 2560를 사용하였다. Arduino Mega 2560는 ATmega2560 MCU 칩을 사용하여 제작된 보드로서 C 언어 기반의 Arduino IDE 프로그램을 통해 제어가 가능하다. 보조 제어 보드로 ILOGICS 사의 MPAINO 16A16R 보드를 사용하였으며, 아두이노와 동일한 프로그램을 통해 제어가 가능하며 초음파 센서의 측정값을 정밀하게 수신 할 수 있다. 초음파 센서의 측정값을 Arduino 보드로 송신하기 위하여 I2C 통신 (Inter-Integrated Circuit)을 활용하였다. 리튬폴리머 배터리를 이용해 Arduino 와 전동 선형 액추에이터에 전원을 공급하였다. Arduino Mega 2560 보드와 전동 선형 액추에이터의 연결을 위하여 Motor Driver L298N 이 사용되었다. Motor Driver는 액추에이터의 작동 방향과 속도를 조절한다. 본 시험 모델은 Table 1 요구조건 중 최대 착륙 가능 기울기 항목을 만족한다.

4.2 경사면 착륙 실험

제작된 길이 가변 랜딩기어 시스템을 이용하여 경사면 착륙 실험을 수행하였다. Fig. 9은 평지에서 15°로 지형이 변화했을 때 상공에 착륙 준비중이던 길이 가변 랜딩기어의 다리 길이가 알맞게 조절되어 착륙 후 수평을 유지할 수 있게 되었다. Fig. 10은 경사면에 착륙 후 랜딩기어의 기울기를 나타낸다. 착륙 후 동체의

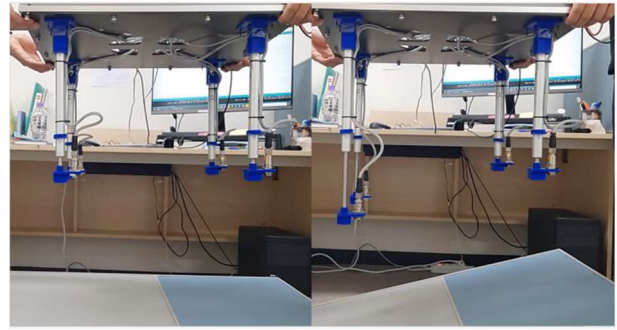


Fig. 9 Landing Test with Variable Length Landing Gear

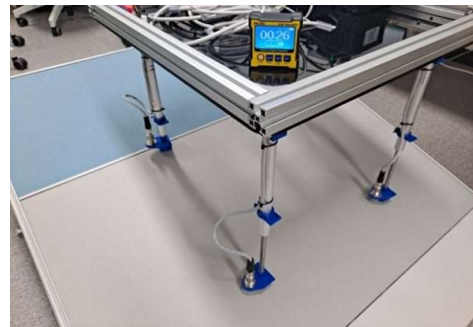


Fig. 10 Measurement of Fuselage Slope Angle

각도는 0.26°로서 1° 미만의 각도가 유지되고 있으며, 랜딩기어가 수평을 유지한 채 착륙 가능한 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 논문에서는 경사면에 착륙하기 위한 길이 가변 랜딩기어의 개념설계를 수행하였다. UAM의 운용환경과 참고 모델을 바탕으로 길이 가변 랜딩기어의 요구조건을 선정하였고, 이를 만족하는 길이 가변 랜딩기어를 설계하였다. 경사면에 착륙하기 위하여 초음파 센서를 사용하여 랜딩기어와 착륙하는 지점까지의 거리를 측정한다. 측정값을 기반으로 랜딩기어의 액추에이터의 길이를 적절히 조절하여 경사면에 수평으로 착륙하도록 하였다. 길이 가변 랜딩기어 시험 모델을 제작하여 15° 경사면에 착륙하는 실험을 수행하였다. 길이 가변 랜딩기어가 경사면에 착륙하였을 때 동체의 기울기를 측정하여 수평을 유지한 채 착륙하는 것을 확인하였다. 초음파 센서는 다양한 재질 및 표면을 인식할 수 있다는 장점 등이 있으나, 이물질, 다른 초음파 신호, 바람 등이 측정 거리와 정확도에 영향을 미칠 수 있다. 다른 종류의 센서를 상호 보완적으로 활용한다면 이러한 제약 조건을 해소할 수 있다.

후 기

이 논문은 2022년도 한국산업단지공단의 재원으로 울산 스마트제조고급인력양성사업의 지원을 받아 수행된 연구임

References

- [1] I. K. Park, S. W. Choi, J. W. Jang “Impact Analysis of Oleo-pneumatic Nose Strut for Light Aircraft.” *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 6, no. 1, pp. 19-28, 2007
- [2] J. J. Lee, M. J. Kim, Y. H. Kim, J. C. Shin and K. M. Hwang, “Composite Skid Landing Gear Optimal Design for Light VTOL UAV,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 9, no. 4, pp. 55-61, 2015
- [3] D. I. Kim, Y. S. Song, G. H. Kim and C. W. Kim, “A study on the Application of UAV for Korean Land Monitoring,” *Journal of the Korean Society of Surveying, Geodesy, Photogrammetry and Cartography*, vol. 32, no. 1, pp. 29-38, 2014.
- [4] G. T. Lee, “Mission Requirements and Development Trends of Rotary-Wing UAV,” *Journal of Aerospace Industry*, pp. 36-49, 2003.
- [5] K. H. Park and I. Y. Hong, “A Study on the Land Administration Support Using the Popular Rotary-Wing Unmanned Aerial Vehicle,” *Journal of the Association of Korean Geographers*, vol. 6, no. 1, pp. 63-100, 2017.
- [6] W.S. Park, J. E. Hwang, Y. H. Hyun, J. H. Hwang, J. S. Bae, T. and W. Kim, “Dynamic Characteristics Analysis of Landing Gear that Consider 6-Degree of Freedom of Helicopter,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 2, no. 1, pp.1-6, March, 2008.
- [7] EHEST, “EHEST Leaflet HE 1 Safety Considerations,” EASA, Germany, pp. 16- 18. 2010.
- [8] 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)*, Honolulu, HI, USA, pp. 759-764, 2020.
- [9] S. H. Hwang, S. H. Lee, S. H. Jin and I. H. Lee, “Control Strategies for Landing Quadcopters on Ships with Legged Platform Based on Impedance Control,” *Journal of Korea Robotics Society*, vol. 17, no. 1, pp. 48- 57, 2022.
- [10] B. Stolz, T. Brödermann, E. Castiello, G. Englberger, D. Erne, J. Gasser, ... & M. Hutter, “An adaptive landing gear for extending the operational range of helicopters,” *In 2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 1757-1763, 2018.
- [11] G. Yashin, A. Egorov, Z. Darush, N. Zherdev and D. Tsetserukou, “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.
- [12] UAM Team Korea, K-UAM Concept of Operations 1.0, UAM Team Korea, pp. 14-16, 2021.
- [13] Republic of Korea Laws, Road Structure and Facility Standards Rules, Article 25, 2011.