

비행 시뮬레이션을 이용한 소형 무인항공기의 최소 분리 거리 산출

Minimum Separation Distance Calculation for Small Unmanned Aerial Vehicles using Flight Simulation

한준영

국방과학연구소

Junyoung Han

Agency for Defense Development, Daejeon, 34186, Korea

[요 약]

소형 무인항공기의 활용 분야가 군사용 및 민수용으로 확장됨에 따라 운용 안전성 및 공역의 경제 효율적 이용을 위한 연구의 필요성이 증가하였다. 본 연구에서는 저고도에서 비행하는 소형 무인항공기의 안전 운용을 위한 최소 분리 거리 산출을 수행하였다. 최소 분리 거리 산출에는 소형 무인항공기의 총 시스템 오차 분석이 필요하므로 민감도 분석을 통해 비행 기술 오차 요인을 선별하였다. 소형 무인항공기의 비행 데이터는 실제 소형 무인항공기의 비행 제어기와 비행 시뮬레이션 프로그램을 연동하여 획득하였다. 이를 기반으로 소형 무인항공기의 운용 시나리오를 설정하고 각 시나리오의 최소 분리 거리를 산출하였다. 이를 통해 실제 무인 소형 무인항공기의 안전 운용에 필요한 최소 분리 거리 산출치의 활용 방법을 제시하였다.

[Abstract]

The utilization of small unmanned aerial vehicles (UAVs) has expanded into both military and civilian domains, increasing the necessity for research to ensure operational safety and the efficient utilization of airspace. In this study, the calculation of minimum separation distances for the safe operation of small UAVs at low altitudes was conducted. The determination of minimum separation distances requires a comprehensive analysis of the total system errors associated with small UAVs, necessitating sensitivity analysis to identify key factors contributing to flight technology errors. Flight data for small UAVs were acquired by integrating the control system of an actual small UAV with a flight simulation program. Based on this data, operational scenarios for small UAVs were established, and the minimum separation distances for each scenario were calculated. This research contributes to proposing methods for utilizing calculated minimum separation distances as crucial parameters for ensuring the safe operation of small unmanned aerial vehicles in real-world scenarios.

Key word : Drone, Unmanned aerial vehicle, Minimum separation distance, Flight simulation.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2024.28.1.15>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 29 January 2024; Revised 23 February 2024

Accepted (Publication) 26 February 2024 (29 February 2024)

*Corresponding Author : Junyoung Han

Tel: +82-42-821-0729

E-mail: satellite@add.re.kr

I. 서론

최근 세계적으로 무인항공기 기술은 높은 관심을 받으며 다양한 분야에서의 활용이 급속하게 확대되고 있다. 특히 저고도 공역에서 소형 무인항공기의 형태로 광범위한 용도에 사용되고 있으며, 군사, 민간, 과학, 산업 등 다양한 분야에서 그 활용이 이루어지고 있다. 미국의 물류기업 아마존 (Amazon) 은 일찍이 소형 무인항공기를 이용한 배송 서비스를 운용 중이며, 또한 최근 러시아-우크라이나 전쟁에서 공격용 소형 무인항공기가 양측에 큰 타격을 준 것으로 분석되었다[1]. 이러한 폭넓은 운용 범위는 소형 무인항공기가 갖는 경제적 효율성 유연성 및 기동성, 그리고 무인으로 비행함에 따른 운용자 측의 안전함에 기인한다.

하지만 이렇게 소형 무인항공기의 소효가 급격히 증가함에 따라 운용 안정성 역시 큰 문제가 되고 있다. 2016년 4월에는 런던 히드로 공항에 착륙을 위해 활주로 접근 중이던 항공기와 취미용 항공 촬영 드론이 충돌하는 사고가 발생하였으며, 이러한 크고 작은 사고들로 안전성에 대한 우려의 목소리가 커지자 세계 각국은 소형 무인항공기의 안전 운용을 위해 엄격한 규제화와 법제화의 단계를 밟고 있다[2, 3]. 미항공우주국에서는 500 피트의 고도 제한과 55 파운드의 무게 제한을 두고 있으며, 유럽항공안전기구의 경우 150 m의 고도 제한과 25 kg의 질량 제한으로 미국과 비슷한 수준의 규제를 두고 있다. 대한민국 국토교통부에서도 이러한 세계의 소형 무인항공기 규제 추세에 발맞춰 기존의 12 kg 제한을 25 kg으로 상향 조정하는 등 국제적으로 호환성이 높은 효율적인 규제 방안을 마련하고 있다[4, 5].

소형 무인항공기의 운용 안전성을 보장하기 위해서는 비행 중에 발생하는 전체 오차, 곧 총 시스템 오차 (TSE; Total System Error)에 대한 면밀한 분석이 필요하다. 기존의 유인항공기 자동 비행 분야에서는 이러한 오차에 대해 많은 분석과 연구가 수행되었다. 항공기에 탑재하는 다양한 항법 장비와 비행 제어 컴퓨터에 대한 엄격한 표준 및 요구 조건이 있을 뿐 아니라, 유인항공기를 운행하는 항로는 국제적인 협약에 의해 고정되어있다. 하지만 소형 무인항공기의 경우, 비행체를 운용하는 범위와 활용 분야에 따라 탑재하는 장비뿐만 아니라 비행 경로 역시 다양할 것으로 예측된다. 실제로도 소형 무인항공기를 위한 다양한 항법 센서들과 비행 제어 컴퓨터가 개발 및 유통되고 있으며, 운용자는 원하는 성능과 용도에 맞게 부품의 취사선택이 가능하다. 이와 같은 소형 무인항공기만이 가지는 특수성으로 인해 발생하는 오차의 특성 역시 기존의 유인항공기와는 다른 형태를 보일 것으로 예측되며, 이에 적합한 새로운 산출 방법 및 분석 연구가 필요하다.

무인항공기 분야에서는 자동 비행을 위한 무인항공기의 항법 정확도 향상을 위한 연구가 주로 수행되었다. 무인항공기의 항법 시스템 오차에 대한 연구로, 기존 유인항공기와 다른 장시간의 운영 데이터 획득이 어려운 무인항공기에 적용 가능한 항법 오차 산출 방법 연구가 수행되었다[6]. 또한 실제 옥토로터

비행체의 비행 실험을 통한 데이터를 수집 및 분석하여 비행 기술 오차를 수치적으로 모델링하고, 무인항공기의 안전 운용을 위한 최소 분리 거리 산출에 대한 연구가 진행되었다[7]. 기존의 연구에서는 한가지 모델의 무인항공기에 대한 비행 데이터를 이용해 결과를 산출하였기 때문에, 단편적이고 범용성이 떨어지며 다양한 형태의 임무를 수행하는 소형 무인항공기 전체에 적용하기에 한계가 있다.

따라서 본 연구에서는 실제 소형 무인항공기의 비행 제어에 사용되는 상용 제어기와 비행체의 동적 모델이 구현된 시뮬레이션 프로그램 간의 상호 통신을 통해 구축한 비행 시뮬레이션 환경을 이용해 오차에 영향을 주는 다양한 요인들에 대한 시뮬레이션을 진행하였다. 이를 바탕으로 소형 무인항공기의 운용 시나리오를 수립하고, 각 시나리오별 총 시스템 오차를 기반으로 최소 분리 거리를 산출하였다.

본 논문에서는 2장에서 소형 무인항공기의 최소 분리 거리 산출의 이론적 방법에 대해 다룬다. 3장에서는 비행 시뮬레이션을 통해 분석한 비행 기술 오차 요인과 시나리오별 최소 분리 거리 산출 결과에 대해 분석하였다. 끝으로 4장에서 논문에 대한 결론으로 마무리한다.

II. 최소 분리 거리 산출 방법

본 장에서는 최소 분리 거리 산출에 필요한 방법론을 다룬다. 소형 무인항공기의 최소 분리 거리 산출에는 위치 오차의 추정이 선행되어야 하므로, 2-1에서는 오차 요인에 대하여 설명하였다. 2-2에서는 추정된 위치 오차 값으로부터 최소 분리 거리 산출까지 이어지는 통계적 방법에 대해 다룬다. 끝으로 2-3에서 소형 무인항공기의 오차 데이터 획득을 위해 구성한 비행 시뮬레이션 환경을 기술하였다.

2-1 총 시스템 오차 요소

총 시스템 오차는 비행중인 항공기가 사전에 약속된 유도 경로 (desired path)로부터 얼마나 벗어나는가로 정의되며, 유도 경로와 항공기의 실제 위치 (true position) 간의 거리로 산출된다. 총 시스템 오차의 구성 요소는 그림 1과 같이 경로 결정 오차 (PDE; path definition error), 항법 시스템 오차 (NSE; navigation system error), 비행 기술 오차 (FTE; flight technical error)가 있다. 각 오차 요소들은 영 평균의 정규분포를 따르는 것으로 가정되며 거리 단위의 표준편차로 표현된다. 또한 항공기의 컴퓨터 제어가 도입된 이래 경로 결정 오차는 없는 것으로 가정되기 때문에, 수식(1)과 같이 총 시스템 오차를 계산할 수 있다[8].

$$TSE = \sqrt{NSE^2 + FTE^2} \quad (1)$$

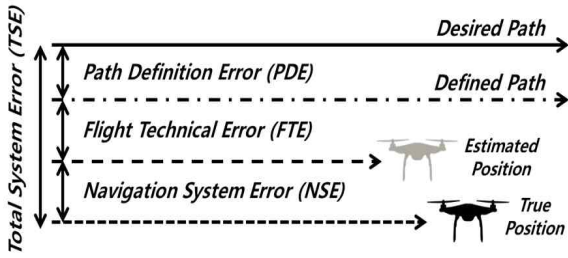


그림 1. 총 시스템 오차 구성 요소
Fig. 1. Total system error of aircraft.

2-2 최소 분리 거리의 통계적 산출

최소 분리 거리는 항공기 간의 충돌로 인한 사고를 방지하기 위해 사전에 계산된 안전 확보를 위한 거리를 의미하며, 이는 총 시스템 오차값에 기반하여 계산된다[9]. 최소 분리 거리는 두 항공기 사이에서 정의되기 때문에 산출을 위해서는 각각의 항공기에 대한 총 시스템 오차가 고려되어야 한다. 총 시스템 오차는 경로 결정 오차를 무시할 수 있다고 가정하면 항법 시스템 오차와 비행 기술 오차만으로 계산된다. 또한 두 항공기가 서로 독립된 비행 제어 시스템을 이용한다면 비행 기술 오차 또한 서로 독립인 것으로 가정할 수 있다. 두 항공기가 동일한 총 시스템 오차를 갖는다고 가정하면 그림 2와 같이 최소 분리 거리를 산출할 수 있다.

총 시스템 오차의 영 평균 정규분포로부터 확률 유계를 통해 최소 분리 거리를 산출하기 위해서는 침해 확률 설정이 필요하다. 본 연구에서는 최소 분리 거리의 침해 확률을 미국 연방항공청에서 제시하는 민간 항공기에 대한 위험 지표를 기반으로 0.0001로 설정하였다[9].

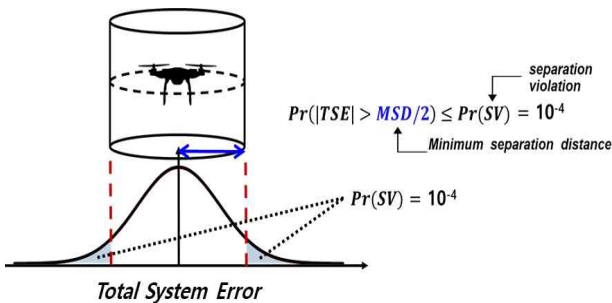


그림 2. 소형 무인항공기의 총 시스템 오차와 최소 분리 거리
Fig. 2. Total system error and minimum separation distance of small unmanned aerial vehicles.

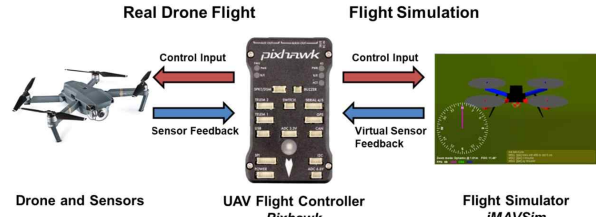


그림 3. 실제 소형 무인항공기의 비행과 시뮬레이션의 비교
Fig. 3. Comparison between real flight and simulation of small unmanned aerial vehicles.

2-3 비행 시뮬레이션 환경 구성

본 연구에서는 최소 분리 거리 산출을 위한 비행 데이터 획득을 위해, 실제 소형 무인항공기의 비행 제어에 사용되는 Pixhawk 비행 제어기와 리눅스 기반의 비행 시뮬레이션 프로그램 jMAVSim을 사용하여 상호 통신을 통한 HITL (hardware in the loop) 비행 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 실제 비행 제어기를 통해 비행 시뮬레이션에서 구현된 소형 무인항공기를 제어하는 방식으로 구성하여 최대한 실제와 유사한 제어 환경을 모사하였으며, 실제 소형 무인항공기의 비행과 비행 시뮬레이션 환경과의 비교는 그림 3과 같다.

jMAVSim 프로그램은 사용자가 자유롭게 수정이 가능하도록 오픈 소스로 제작되었으며, 본 연구에서는 이를 통해 프로그램 내의 여러 물성 및 환경 조건을 변화시켜가며 시뮬레이션을 수행하였다. 연동된 Pixhawk 비행 제어기의 설정은 기본 설정된 PID 게인 값을 그대로 사용하였다.

III. 최소 분리 거리 산출

본 장에서는 비행 시뮬레이션을 통해 획득한 데이터를 바탕으로 분석한 결과를 기술하였다. 3-1에서는 총 시스템 오차 요소인 비행 기술 오차를 먼저 산출하기 위한 분석을 수행하였다. 3-2에서는 소형 무인항공기의 운용 시나리오를 설정하고, 각 시나리오의 최소 분리 거리를 산출하였다.

3-1 비행 기술 오차 분석

총 시스템 오차의 요소 중 하나인 비행 기술 오차는 항공기의 비행 특성에 의존적이기 때문에 본 연구에서는 소형 무인항공기의 비행 기술 오차에 영향을 주는 요소를 선별하였다. 먼저 비행 기술 오차의 예상 요인들을 대상으로 표준 모델 설정 및 비행 시뮬레이션을 통한 민감도 분석을 수행하였다. 표 1은 시뮬레이션 표준 모델과 각 예상 오차 요인에 대한 민감도 분석의 범위를 나타낸다.

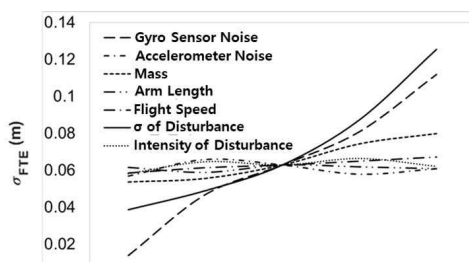
표 1. 비행 시뮬레이션 표준 모델과 민감도 분석 범위
Table 1. Flight simulation standard model and sensitivity analysis range.

Simulation Standard Model		Sensitivity Analysis Range (Step)
Type of UAV	Quadrotor	-
Mass	15 kg	5 ~ 25 kg (5 kg)
Arm length	0.7 m	0.4 ~ 1.0 m (0.15 m)
Flight speed	5 m/s	3 ~ 7 m/s (1 m/s)
Gyro sensor noise	0.05 °/s	0 ~ 0.10 (0.025 °/s)
Accelerometer noise	0.05 m/s ²	0 ~ 0.10 (0.025 m/s ²)
Intensity of disturbance	0.5 N	0 ~ 1 (0.25 N)
Standard deviation of disturbance	0.5 N	0 ~ 1 (0.25 N)

비행 시뮬레이션에서 소형 무인항공기가 가로 200 m 및 세로 200 m의 정사각형 경로를 반시계 방향으로 추종하도록 입력하였으며, 50 바퀴의 시뮬레이션을 수행하여 총 40 km의 비행 시뮬레이션 데이터를 획득하였다.

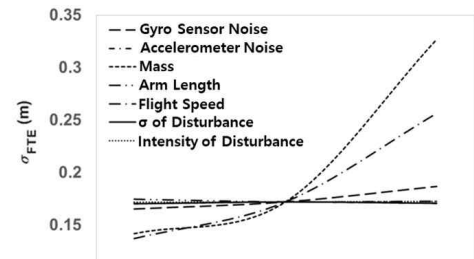
설정된 비행 시뮬레이션 경로는 직선 비행 및 선회 비행이 반복된다. 일반적으로 직선 비행을 추종할 때 보다 선회 비행에서 비행체의 관성의 영향으로 인해 경로의 이탈이 더 크기 때문에 비행 기술 오차의 요인도 다를 수 있다. 따라서 본 연구에서는 직선 비행 구간과 90° 선회 비행 구간에 대하여 각각 비행 기술 오차 요인 민감도 분석을 수행하였다. 비행 시뮬레이션을 통한 민감도 분석 결과는 그림 4 및 그림 5와 같다. 각각의 그림에서 세로축은 비행 기술 오차의 표준편차이며, 가로축에 해당하는 표의 값들은 표 1에서 설정된 민감도 분석 범위이다.

직선 비행 구간에서의 비행 기술 오차 요인 민감도 분석에서는 외란 변화폭과 자이로 센서 노이즈가 비행 기술 오차의 주 원인으로 확인되었으며, 다른 변수들은 시뮬레이션 범위 내에서 비행 기술 오차에 큰 영향을 주지 않는 것으로 확인되었다.



Gyro Sensor Noise (°/s)	0	0.025	0.05	0.075	0.1
Accelerometer Noise (m/s ²)	0	0.025	0.05	0.075	0.1
Mass (kg)	5	10	15	20	25
Arm Length (m)	0.4	0.55	0.7	0.85	1
Flight Speed (m/s)	3	4	5	6	7
Intensity of Disturbance (N)	0	0.25	0.5	0.75	1
σ of Disturbance (N)	0	0.25	0.5	0.75	1

그림 4. 직선 비행 구간의 비행 기술 오차 요인 민감도 분석
Fig. 4. Sensitivity analysis of flight technical error in the straight flight segment.



Gyro Sensor Noise (°/s)	0	0.025	0.05	0.075	0.1
Accelerometer Noise (m/s ²)	0	0.025	0.05	0.075	0.1
Mass (kg)	5	10	15	20	25
Arm Length (m)	0.4	0.55	0.7	0.85	1
Flight Speed (m/s)	3	4	5	6	7
Intensity of Disturbance (N)	0	0.25	0.5	0.75	1
σ of Disturbance (N)	0	0.25	0.5	0.75	1

그림 5. 선회 비행 구간의 비행 기술 오차 요인 민감도 분석
Fig. 5. Sensitivity analysis of flight technical error in the turning flight segment.

선회 비행 구간에서는 질량과 비행 속도가 비행 기술 오차의 주 원인으로 확인되었으며, 나머지 변수들은 시뮬레이션 범위 내에서 비행 기술 오차에 큰 영향을 주지 않는 것으로 확인되었다. 이는 기존 추종 중인 직선 경로에서 선회 후 새로운 직선 경로로 수렴하는 단계에서 비행체의 관성으로 인해 경로 이탈의 정도에 차이에 기인하는 것으로 예상된다.

3-2 운용 시나리오별 최소 분리 거리 산출

비행 시뮬레이션을 통한 직선 및 선회 비행 구간에서의 비행 기술 오차 요인 선별 결과에 따라 운용 환경 시나리오를 설정하였다. 1개의 직선 비행 시나리오(S1)와 4개의 선회 비행 시나리오(T1 ~ T4)를 설정하였으며, 각각의 시나리오에서 설정한 시뮬레이션 변수와 시뮬레이션을 통해 산출된 비행 기술 오차는 표 2와 같다. 비행 기술 오차는 획득한 모든 표본을 포함하도록 팽창 유계가 적용된 값이다.

표 2. 각 운용 시나리오의 변수 설정과 팽창된 비행 기술 오차
Table 2. Simulation variables and flight technical errors.

Scenario	Simulation variables		σ _{FTE}
	Gyro sensor noise	Standard deviation of disturbance	
S1	0.1 °/sec	1 N	0.217 m
Scenario	Mass	Flight Speed	σ _{FTE}
T1	5 kg	3 m/s	0.303 m
T2	5 kg	7 m/s	0.338 m
T3	25 kg	3 m/s	0.462 m
T4	25 kg	7 m/s	0.608 m

앞서 산출된 각 운용 시나리오별 비행 기술 오차값을 바탕으로 총 시스템 오차를 산출하였으며, 총 시스템 오차의 확률적 유계를 통해 최소 분리 거리를 산출하였다. 총 시스템 오차의 표준편차는 항법 시스템 오차와 비행 기술 오차 각각의 표준편차 제곱합의 제곱근으로 산출된다. 본 연구에서는 항법 시스템 오차로 24개의 위성 항법 시스템 (GPS; global positioning system) 위성군으로부터 위치를 추정하는 환경을 설정하였다. GPS 를 이용한 측위의 오차는 시간에 따라 변화하는 관측 가능한 위성의 수와 기하학적 배치에 영향을 받기 때문에 시간축에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 전체 시뮬레이션 시간은 24 시간으로 30초 간격으로 수행하였다. 또한 위성 항법 시스템에서 발생하는 전리층 지연 오차, 궤도 및 시간 오차는 보강 항법과 이중 주파수 신호 사용을 통해 제거 가능하므로 무시하였으며, 위성 기하 변화에 따른 다중 경로 오차만 고려하였다. 다중 경로 오차는 관측자가 바라보는 위성의 고도에 영향을 받으며, 본 연구의 항법 시뮬레이션에서는 기존 연구에서 산출된 오차 값을 사용하였다[10]. 이렇게 산출된 각 운용 시나리오별 최소 분리 거리 산출 결과는 그림 6과 같다. 그림 6에서 가로 축은 시간 변화, 세로 축은 최소 분리 거리를 나타낸다.

최소 분리 거리 산출 시뮬레이션 결과, 시나리오 T4에서 가장 큰 최소 분리 거리가 산출되었고, 시나리오 S1에서 가장 작은 최소 분리 거리가 산출되었으며, 이는 평균적으로 약 2.145 m의 차이를 보였다. 또한 4개의 선회 비행 시나리오에서 시뮬레이션의 변수에 따라 최소 분리 거리가 약 1.120 m 까지 차이가 발생함을 확인하였다.

본 장에서 산출한 운용 시나리오별 최소 분리 거리는 다음과 같이 활용될 수 있다. 각 운용에 맞추어 최소 분리 거리를 다르게 산출하는 방법은 매번 다른 탑재 화물을 운반해야 하는 소형 무인항공기의 운용에 유리하다. 물류 운송 임무를 맡게 될 소형 무인항공기의 경우 비행체의 질량이 임무 도중에도 변하게 되며, 이는 상대적으로 적은 무게의 탑재 화물 운반 시 더 빠른 속도로 비행하여도 저고도 공역 내 비행을 위한 오차 성능 조건을 만족한다면 고속 운용이 가능하다. 화물 운송 임무를 완료한 후 출발지로 돌아오는 과정에서 그만큼 빠른 속도로 귀환할 수 있다면 전체적인 물동량의 상승 및 경제성을 주 타겟으로 하는 소형 무인항공기 기반 물류 운송 시스템에 유리하다.

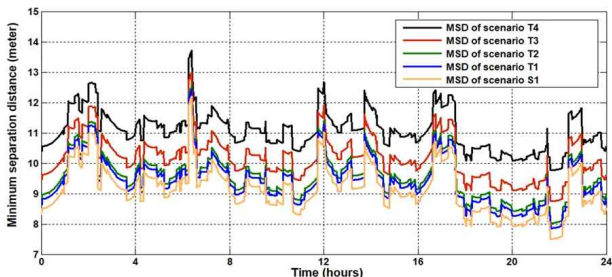


그림 6. 운용 시나리오 별 최소 분리 거리 산출 결과
Fig. 6. Minimum separation distance of mission scenarios.

IV. 결 론

본 연구에서는 비행 시뮬레이션을 이용해 소형 무인항공기의 최소 분리 거리 산출을 수행하였다. 기존의 연구에서는 실제 소형 무인항공기의 비행 데이터로부터 비행 기술 오차를 모델링하였지만, 오차를 유발하는 요인들에 대한 분석이 없기 때문에 다른 형태의 소형 무인항공기에 적용하기에는 한계가 있다. 이러한 기존 연구의 한계를 극복하기 위해 비행 시뮬레이션 환경을 구성하였다. 비행 시뮬레이션을 이용하면 저비용으로 보다 다양한 비행체 모델에 대한 비행 모사 실험이 가능하기 때문에 오차 시뮬레이션에 적합하다. 시뮬레이션 환경은 실제 소형 무인항공기의 제어에 사용할 수 있는 Pixhawk 제어기와 비행 시뮬레이션 프로그램 j MAVSim을 사용하여 상호 통신으로 구성하였다.

최소 분리 거리 산출에 필요한 비행 기술 오차의 추정을 위해 비행 기술 오차에 영향을 줄 것으로 예상되는 파라미터를 대상으로 비행 시뮬레이션을 통해 민감도 분석을 수행하였다. 이를 통해 직선 비행 구간에서는 소형 무인항공기의 자이로 센서 노이즈와 외란의 변화 폭이 비행 기술 오차의 주요 요인으로 확인되었다. 또한 선회 구간에서는 소형 무인항공기의 질량과 비행 속도가 비행 기술 오차의 주요 요인으로 확인되었다. 다음으로 선회된 비행 기술 오차 요인들을 기반으로 소형 무인항공기 운용 환경 시나리오를 구성하였다. 상대적으로 비행 기술 오차가 적게 발생하는 직선 비행으로 1개, 비행 기술 오차가 크게 발생하는 선회 비행으로 4개, 총 5개의 운용 시나리오를 설정하고 비행 시뮬레이션을 실시하였다. 그 결과 고중량, 고속 비행의 시나리오에서 비행 기술 오차가 가장 크게 산출되었다. 각 시나리오별 산출된 비행 기술 오차의 확률적 바운딩을 통해 산출한 값에 위성항법시스템 환경의 항법 시스템 오차를 종합하여, 운용 안전성을 보장할 수 있는 최소 분리 거리를 산출하였다. 최종적으로 각 시나리오들의 최소 분리 거리 차이를 비교했을 때 최대 2.145 m 까지 발생하는 것을 확인하였으며, 이를 통해 실제 운용에서 시나리오별 비행 기술 오차의 모델을 각기 다르게 산출 및 적용하는 방안에 대한 제안과 그 유리함을 수치적으로 제시하였다. 이러한 최소 분리 거리 산출 시뮬레이션 결과는 다양한 속도의 비행을 필요로 하는 임무를 수행하거나, 임무 수행 과정에서 소형 무인항공기의 비행 중량이 변할 수 있는 임무들에 적용될 때 큰 효과를 보일 것으로 예측된다.

본 연구에서 비행 시뮬레이션을 통해 확인한 비행 기술 오차의 요인들과 최소 분리 거리 산출은 소형 무인항공기의 형태가 쿼드콥터인 경우에서 수행되었다. 따라서 쿼드콥터 이외의 다양한 형상들에 대한 시뮬레이션을 통해 쿼드콥터와 어떻게 유사한지 혹은 다른지를 살펴보는 후속 연구가 필요하다.

본 연구에서는 수평 방향의 오차만을 고려하였는데, 궁극적으로 소형 무인항공기의 이륙과 착륙을 위해서는 수직 방향의 오차에 대한 연구가 필요하다. 특히 모터의 추력만으로 비행체

의 자세와 비행 속도, 고도 제어를 모두 해야만 하는 멀티로터 플랫폼의 경우 수평 방향의 오차와 수직 방향의 오차간의 강한 상관 관계가 존재할 것으로 예측되기 때문에 이를 위해 3차원 오차 산출 및 분석이 필요하며, 이는 기존의 무인항공기의 위치 오차 연구들보다 복잡성이 높은 고차원의 연구가 될 것이다.

본 연구가 소형 무인항공기의 운용 및 상용화에 필요한 법제도 보완, 관리 및 관제 시스템의 구축에 도움이 될 것으로 기대한다.

References

- [1] How Amazon is building its drone delivery system [Internet]. Available: <https://www.aboutamazon.com/news/transportation/how-amazon-is-building-its-drone-delivery-system>.
- [2] HALE Certification and Regulatory Roadmap, New Mexico State University UAV Technical Analysis and Applications Center (TAAC).
- [3] CAP 772 – UAV operations in UK, United Kingdom Civil Aviation Authority.
- [4] C. Coopmans, “AggieNav: A small, well integrated navigation sensor system for small unmanned aerial vehicles”, in *Proceedings of the 2009 ASME/IEEE International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference*, San Diego: CA, pp. 635-640, 2009.
- [5] R. Sabatini, L. RodriguezSalazar, A. Kaharkar, C. Bartel, T. Shaid, D. Zammit-Mangion, and H. Jia, “Low-cost navigation and guidance systems for unmanned aerial vehicles Part 1: vision-based and integrated sensors,” *Annual of Navigation Journal*, Vol. 19, pp. 71-98, 2012.
- [6] S. K. Ku, H. J. Ahn, Y.-H. Ju, and S. Hong, “Methodology of test for sUAV navigation system error,” *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol 25, No. 6, pp. 510-516, 2021.
- [7] K. W. Kim, Flight technical error modeling for deriving safe separation between UAVs, Master dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Korea, 2015.
- [8] ICAO Doc 9613, Performance-based Navigation (PBN) Manual, ISBN 978-92-9231-198-8, 2008.
- [9] M. Kim, K. Kim, and J. Lee, “High Integrity GNSS Navigation and Safe Separation Distance to Support Local-Area UAV Networks, in *Proceedings of ION GNSS 2014*, Tampa: FL, Sep. 8-12, 2014.
- [10] B. Yi, D. Gu, K. Shao, B. Ju, H. Zhang X. Qin, X. Duan, and Z. Huang, “Precise relative orbit determination for Chinese TH-1 satellite formation using onboard GPS and BDS2 observations,” *Remote Sensing*, Vo. 13, No. 21, Online publication, Paper number 4487, 2021.



한 준 영 (Junyoung Han)

2018년 : 한국과학기술원 항공우주공학과 (공학석사)

2019년 ~ 현재 : 국방과학연구소 연구원

※관심분야 : 위성체 기계구조 설계, 위성체 제어 시스템, 위성 항법 시스템