

무인항공기 위치정확도 시험평가 기법 연구

Feasibility Study on the Methodology of Test and Evaluation for UAV Positioning

주요한 · 문경환 · 강봉석 · 정재원 · 손한기 · 조정현*
한국산업기술시험원 항공국방기술센터

Yo-han Ju · Kyung-kwan Moon · Bong-seok Kang · Jae-won Jeong · Han-gi Son · Jeong-hyun Cho

Department of Aerospace and Defense Technology Center, Korea Testing Laboratory, Gyeongsangnam-do, 52852, Korea

[요 약]

최근 무인항공기 드론의 활용범위와 수요가 지속적으로 증가함에 따라 무인항공기와 유인항공기 간 공역을 통합하여 운용하는 연구가 전 세계적으로 활발하게 진행되고 있다. 공역 통합을 위해서는 유인항공기에 준한 기술기준 및 인증 제도 수립이 필수적이며, 이에 따른 시험평가 방안이 제시되어야 한다. 본 논문에서는 향후 무인항공기 항법 시스템에 대한 기술기준이 수립되었을 경우, 기술기준 적합성 검증을 위한 시험방법을 제시하였다. 연구를 위해 무인항공기 임무 프로파일 및 운용환경 분석, 시험항목 도출, 시험방법 수립, 시뮬레이션 및 무인항공기를 통한 실증을 수행하였다. 시험방법으로 정적시험, 트랙이동시험, 경로비행시험이 도출되었으며, 각 시험수행 결과 시험대상 무인항공기의 항법시스템 오차는 전체 비행단계에서 95% 신뢰수준에서 약 1.4m의 위치정확도를 보임을 확인하였다.

[Abstract]

Recently, many studies for interoperability of UAV in the NAS has been performed since the application range and demand of UAV are continuously increased. For the interoperation of UAV in the NAS, technical standards and certification system for UAV which is equivalent to the commercial aircraft are required and test and evaluation methodology must be presented by standards. In this paper, qualification test and evaluation methodology about for the UAV navigation system is proposed. For the research, the mission profile and operation environment of UAV were analyzed. Thereafter the test criteria were derived and the test methodology were established. Finally, the simulation and demonstration using test-bed UAV were performed. As a result of the test, it was confirmed that the navigation system of test UAV has a position accuracy about 1.4 meters at 95% confidence level in the entire flight stage.

Key word : Unmanned aerial vehicle, Global positioning system, Test and evaluation, Performance based navigation.

<https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.6.530>



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 28 November 2018; Revised 30 November 2018

Accepted (Publication) 19 December 2018 (30 December 2018)

*Corresponding Author; Jeong-hyun Cho

Tel: +82-55-791-3522

E-mail: jhyunch@ktl.re.kr

1. 서론

최근 드론 기술이 발전을 거듭하면서 경찰의 도난 차량 추적이나 마약 수사, 재난 지역의 실종자 수색, 미디어 업계의 항공 촬영 등 활용 범위가 확산되는 추세이다. 특히, 미국 최대 인터넷 쇼핑몰인 아마존이 무인 배달 서비스를 발표함에 따라 DHL Express, 월마트 (Wall Mart) 등도 드론을 상업목적으로 활용할 계획을 발표하였다[1].

무인항공기 특히 드론의 활용도가 다양해지고 활동영역이 넓어짐에 따라 무인항공기와 유인항공기의 공역 통합 및 운영에 대한 연구가 미국을 중심으로 활발히 진행되고 있다[2]. 무인항공기가 유인항공기와 통합된 공역을 비행하기 위해서는 유인항공기에 버금가는 기체의 안전성, 원거리 통신의 신뢰성, 지형지물/장애물/주위 항공기 인식 및 자동 회피 기능이 필수 요소가 되며, 또한 이에 대한 인증기준 및 검증방안이 필요하게 된다. 따라서 항공 선진국들은 늘어나는 무인항공기의 수요에 따른 무인기 인증규정 및 법체계에 관련된 연구들을 수행 중에 있다[3].

국내에서도 지속적인 연구를 통해 최대이륙중량이 25킬로그램을 초과하는 무인항공기에 대해 안전성인증 대상으로 분류하여 기능 및 성능에 대한 검증을 수행하도록 법안을 마련하였다. 안전성인증은 개발된 무인항공기가 구조적 기능 및 비행 성능이 비행안전을 저해하지 않음을 확인하는 것이다.

제작측면에서의 안전성 인증은 정립되어 지고 있는 추세와 달리, 무인항공기의 안전성과 직결되는 항법 무결성에 대한 연구는 아직 미흡한 실정이다. 기존 민간 유인항공기에 대해서는 항법 무결성에 대한 성능 요구조건이 잘 정립되어 있으며, 해당 요구조건을 만족시키기 위한 RAIM (receiver autonomous integrity monitoring), SBAS (space-based augmentation system), GBAS (ground-based augmentation system) 등과 같은 GPS (global positioning system) 기반 시스템에서의 각종 무결성 감시 알고리즘에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔다. 마찬가지로 향후 무인항공기가 공역 내 비행을 위해서는 항법 정확도 및 무결성에 대한 보장이 가능해야 한다[4].

이에, 본 논문에서는 무인항공기의 항법에 필요한 요소 중 위치정확도 시험방법을 수립하여, 테스트베드(test-bed) 항공기를 대상으로 계획된 경로로의 항로비행, 비행제한구역 및 장애물의 회피비행 등 안전한 비행을 위한 안전거리를 도출하였다.

본 연구는 가까운 미래에 무인항공기가 유인항공기와 통합된 공역에서 비행하는 항공교통체계를 전제로 수행되었으며, 현재 유인항공기에 적용되는 기술 및 기준이 무인항공기에 적용되며 무인항공기용 지상항행시스템에 대해 고려하지 않았다.

본 연구는 무인항공기 임무 프로파일 및 운용환경 분석, 시험 방법 도출, 시뮬레이션 및 실증용 무인항공기를 활용한 실증의 과정을 통해 최종 결론에 도달하였으며, 연구 수행과 관련한 세부 내용은 다음에서 설명한다.

II. 위치정확도 시험방안 수립

2-1 무인항공기 위치정확도 시험방법

본 논문에서는 앞서 소개한 성능기반항행의 개념을 적용하기 위해 무인항공기의 임무 프로파일에 따라 이륙부터 착륙까지 비행형태를 도출하였다. 무인항공기 임무 프로파일은 에어버스(airbus) 사의 화물용 드론 예상 임무 프로파일을 참고하였으며, 그림 1에 나타내었다[5].

제시된 임무 프로파일에서 무인항공기는 호버링(hovering)과 같은 정지비행과 순항비행(cruise flight)과 같은 동적비행 형태를 가지며, 각 비행단계와 상세설명은 표 1에 나타내었다.

무인항공기 임무 프로파일의 각 비행형태를 모사하기 위해 정적시험과 동적시험을 정의하였다. 정적시험은 무인항공기가 호버링(hovering) 또는 비행 중 대기(holding) 등 정지비행 형태를 모사하며, 동적시험은 무인항공기의 순항비행 형태를 모사한다. 무인항공기의 비행 중 위치정확도는 바람의 영향을 고려하여, 지상에서 트랙(track)으로 이동하며 위치정확도를 평가하는 방법을 추가적으로 고려하였다. 이에, 다음과 같이 무인항공기 위치정확도 시험방법을 수립하였다.

첫 번째 방법은 정적시험으로 무인항공기의 정지비행 시 위치정확도를 평가하며, 시험시간 동안 고정점에 위치한 무인항공기의 위치정확도를 평가한다.

두 번째 방법은 지상이동시험으로 비행 중 기상조건을 배제하기 위해 무인항공기를 트랙에 고정하여 일정한 속도로 이동하며 위치데이터를 수집하여, 위치정확도를 평가한다.

세 번째 방법은 무인항공기가 자동비행(auto-pilot) 모드에서 계획된 경로를 비행 시 위치정확도를 평가한다.



그림 1. 화물 수송용 드론 임무 프로파일[5]
Fig. 1. Mission profile of drone for cargo transport[5].

표 1. 임무 프로파일에 따른 비행단계
Table 1. Flight phase in mission profile.

Flight Phase	Description
Take-off	Flight plan review and aircraft take-off
Cruise flight	Cruise flight to destination along planned flight path
Arrival	Hovering over the landing site and identify potential hazards for landing
Landing	Aircraft landing

2-2 무인항공기 위치정확도 산출식

1) 정적시험 위치정확도 산출식

정적시험 위치정확도는 원형공산오차 (CEP; circular estimate probability)의 개념을 사용하였다.

원형공산오차는 위치 신뢰도가 50% 확률인 원의 반지름을 의미하는 것으로, 군사 분야에서 포탄의 정확도를 측정하는데 주로 사용되었던 개념이다[6].

본 연구에서 원형공산오차는 DRMS (deviation root mean square)를 통해 산출하였으며, 식(1)을 사용하였다.

$$DRMS = \sqrt{\left\{ \frac{\sum_{i=1}^N (Lat - Lat_i) * Dist_{lat}}{N} \right\}^2 + \left\{ \frac{\sum_{i=1}^N (Long - Long_i) * Dist_{long}}{N} \right\}^2} \quad (1)$$

- N: 표본의 수
- Lat: 무인항공기 고정점의 위도
- Long: 무인항공기 고정점의 경도
- Lat_i: 측정된 무인항공기 위치의 i번째 위도 데이터
- Long_i: 측정된 무인항공기 위치의 i번째 경도 데이터
- Dist_{lat}: 무인항공기 위치에서 위도의 기준거리
- Dist_{long}: 무인항공기 위치에서 경도의 기준거리

여기서서 위도와 경도의 기준거리는 무인항공기의 위치에 따라 상이하며, 식(5)와 식(6)을 통해 각각 계산할 수 있다[7].

$$Dist_{lat} = 111132.954 - 559.822 * \cos(2\Phi) + 1.175 * \cos(4\Phi) \quad (2)$$

$$Dist_{long} = \frac{\pi a \cos(\Phi)}{180(1 - e^2 \sin^2(\Phi))^{1/2}} \quad (3)$$

- Φ: 무인항공기 고정점의 위도[degree]
- e(지구의 편평률): 0.00669438
- a(지구의 장반경): 6378137[m]

계산된 DRMS에 보정치 1.2011을 곱하여, 최종 CEP를 산출할 수 있다.

$$CEP = 1.2011 * DRMS \quad (4)$$

2) 동적시험 위치정확도 산출식

동적시험의 목적은 무인항공기가 이륙에서 착륙까지 모든 비행단계에서 요구되는 위치정확도 수준을 만족하여 안전한 비행이 가능한지 여부를 확인하는데 있다.

유사한 개념으로 유인항공기의 성능기반항행 있으며, 항공기가 비행하고자하는 공역에서 요구하는 위치정확도를 확보하였음을 입증하여 비행승인을 획득하는 과정을 수행한다. 위치정확도 확보를 위해서는 비행단계에 따라 요구되는 시스템이 상이하나, VOR (VHF omnidirectional radio range), DME (distance measurement equipment), GNSS (global navigation satellite system) 등이 사용된다[8].

성능기반항행에서 항공기의 항행성능 평가는 통계학적으로 전체 비행시간동안 항공기 실제 위치의 95%가 항로 범위 내에 있음을 입증하는 것으로 수행되며, 식(5)을 통해 계산된 데이터의 가우시안(gaussian) 분포 또는 정규분포를 이용한다.

$$TSE = \sqrt{NSE^2 + FTE^2 + PDE^2} \quad (5)$$

TSE (total system error)는 각 구성요소 오차의 통계합으로 계산되며 그림 2와 같은 가우시안 분포 또는 정규분포에서 95%의 확률에 대한 오차이다.

NSE (navigation system error)는 항법 시스템의 오차를 나타내며, 실제 위치에 대한 측정된 위치의 오차를 의미한다.

FTE (flight technical error)는 항로에 대한 비행경로의 오차를 나타낸다. 예를 들어, 곡선의 항로를 비행하기 위해 선회하는 항공기가 항로에서 이탈하여 발생하는 오차가 있을 수 있다. 따라서, 수동비행 대비 오토파일럿 비행의 FTE가 낮게 측정된다.

PDE (path definition error)는 항법 시스템이 항로의 설정과정에서 발생하는 오차를 의미한다. 항법 시스템의 성능에 따라 오차는 상이하지만, 현대 기술수준에서는 정확한 항로 설정이 가능하므로 무시할 수 있는 수준의 오차를 가진다[9].

현존하는 무인항공기의 대부분은 항법 시스템으로 GPS를 사용하고 있다. 이에 본 논문에서는 수집된 GPS 데이터를 식(1)에 대입하여 위치정확도를 산출이 필요하였다.

식(5)에서 PDE는 무시할 수 있는 수준의 오차이며, FTE는 비행시험 시 자동비행 모드에서 수행하므로 무시할 수 있는 수준의 오차로 가정하였다.

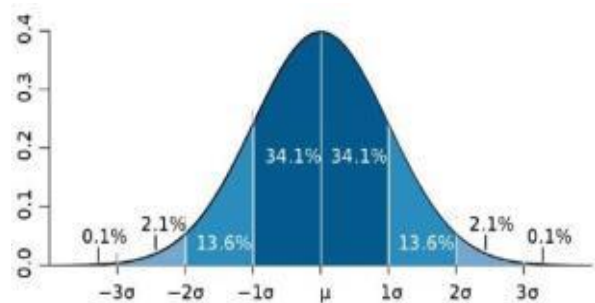


그림 2. 가우시안분포 또는 정규분포 그래프[9]
Fig. 2. A plot of a Gaussian or Normal distribution curve[9].

하지만 추가 연구를 통해 무인항공기 FTE의 오차수준에 대한 검증이 필요하다. 상기 조건을 적용하면 식(6)과 같이 도출되며, TSE 값들의 통계적인 수치가 무인항공기 위치정확도가 된다.

$$TSE = |NSE| \tag{6}$$

TSE 데이터를 가우시안분포 또는 정규분포로 나타내기 위해 식(6)을 수열로 나타내면 식(7)과 같다.

$$TSE_i = |NSE_i| \tag{7}$$

NSE_i를 도출하기 위해 GPS 데이터를 적용하면 수식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$TSE_i = NSE_i = \sqrt{(Lat - Lat_i)^2 + (Long - Long_i)^2} \tag{8}$$

- Lat : 획득된 GPS 위도 데이터의 평균
- Long : 획득된 GPS 경도 데이터의 평균
- Lat_i : 측정된 무인항공기 위치의 i번째 위도 데이터
- Long_i : 측정된 무인항공기 위치의 i번째 경도 데이터

계산된 모든 NSE_i에 대해 정규분포를 이용하며, 95%에 확률에 대해서 다음의 수식을 적용한다[6].

$$TSE(R95\%) = 2 \cdot \sigma \tag{9}$$

2-3 시뮬레이션

무인항공기 위치정확도 산출식 검증을 위해 시뮬레이션을 수행하였으며, 시뮬레이션은 위치오차가 반영된 가상 데이터 생성 후 산출식을 이용하여 설정된 위치오차를 추정하여 정확도를 살펴보았다.

정적시험 산출식 시뮬레이션은 향후 시험시간 기준 산정을 위해 시험 데이터 개수에 따라 각 5회 수행하였으며, 수행결과를 표 2에 나타내었다. 시뮬레이션 수행결과 정적시험 산출식은 약 3.2%의 오차가 존재하는 것으로 확인되었으며, 이는 95% 확률에서 5%의 오차가 나타남 것으로 생각할 수 있다. 또한 데이터 수에 무관하게 일정한 오차가 발생하므로 무인항공기의 평균 비행시간 20분인 경우 약 1,000개의 데이터가 생성되었을 때 데이터 분석이 가능할 것으로 판단되었다.

동적시험 산출식 시뮬레이션은 동일한 조건에서 5회 수행하였으며, 수행결과를 표 3에 나타내었다. 동적시험 시뮬레이션은 무인항공기의 직선비행만을 고려하였으며, 비행 중 호버링 등 기타 비행기동은 제외하였다. 시뮬레이션 결과 산출식의 추정오차는 정적시험과 유사하게 약 3.6%로 확인되었다.

표 2. 정적시험 산출식 시뮬레이션 결과

Table 2. Results of simulation for static test equation.

case	simulation input CEP	estimated CEP average	average error
number of data 250	10 m	10.381640 m	3.676 %
number of data 500	10 m	10.367113 m	2.862 %
number of data 1,000	10 m	10.367113 m	3.541 %
number of data 2,000	10 m	10.309332 m	3.000 %
number of data 3,000	10 m	10.276706 m	2.692 %
number of data 4,000	10 m	10.340328 m	3.291 %
number of data 5,000	10 m	10.357116 m	3.448 %
number of data 6,000	10 m	10.34214 m	3.308 %

표 3. 동적시험 산출식 시뮬레이션 결과

Table 3. Results of simulation for dynamic test equation.

case	simulation input error	estimated error average	average error
test #1	2 m	2.08114 m	3.899 %
test #2	2 m	2.07159 m	3.456 %
test #3	2 m	2.07225 m	3.487 %
test #4	2 m	2.07028 m	3.395 %
test #5	2 m	2.07769 m	3.739 %

III. 위치정확도 시험수행

2-1절에서 도출된 시험방법에 따라 정적시험, 트랙이동시험, 경로비행시험을 각각 수행하였다. 시험장은 수평선 30° 이상 높이의 산 또는 건물이 없는 개활지에서 수행하였으며, 산출식 가정 사항에 따라 바람, 인공위성 등 환경조건을 수립하였다.

시험대상 무인항공기는 dji 사의 inspire 2 항공기를 사용하였으며, 시험대상 무인항공기의 항법 시스템은 초당 10회의 속도로 항공기 위치를 측정함을 확인하였다.

1) 정적시험 수행

정적시험은 시험장 고정점에서 1시간 동안 위치 데이터를 수집하는 것으로 수행하였다. 시험결과, DRMS는 약 1.15 m, CEP는 1.39 m로 산출되었으며 이때 표본개수는 약 38,000개로 GPS 수신율은 95.7%이다.

정적시험 결과, 시험대상 무인항공기는 호버링 및 정지상태에서 이륙 시 항법시스템의 오차는 약 1.4 m 정도로 추정되었으며, 이는 주변 장애물 및 기후 환경에 따라 달라질 수 있다.



그림 3. 트랙이동시험 수행 사진
Fig. 3. Track moving test.



그림 5. 경로비행시험 비행경로
Fig. 5. Route for flight test.

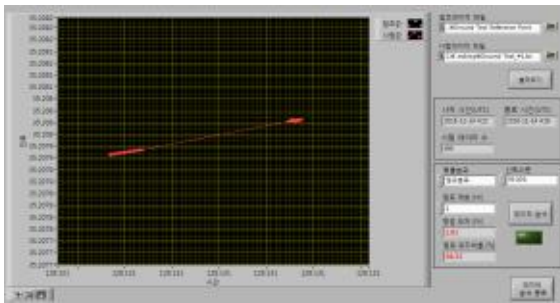


그림 4. 트랙이동시험 데이터
Fig. 4. Result of track moving test.



그림 6. 경로비행시험 데이터
Fig. 6. Result of flight test.

2) 트랙이동시험 수행

트랙이동시험은 그림 3과 같이 트랙에 이동용 지그를 설치하여 항공기를 지상이동하는 절차로 수행하였다.

트랙의 총 길이는 20 m이며, 이동용 지그의 속도는 약 1 m/s로 설정하였다. 트랙 양 끝에서는 방향 전환을 위한 속도저하가 있었으며, 이 구간은 데이터 분석에서 제외하였다. 총 100 m 왕복하여 시험을 수행한 결과를 그림 4에 나타내었으며, 항법오차는 1.29m로 산출되었다. 이때 표본개수는 약 800개로 GPS 수신율은 93.1%이다.

항로 폭을 1 m로 제한하였을 때, 항로 유지율은 약 96.3%로 나타나, 자동비행 성능. 바람 등 외부요소가 없을 때 순수한 항법 시스템에 대한 오차가 약 1.3 m 발생함을 확인하였다.

3) 경로비행시험 수행

경로비행시험은 그림 5와 같이 사전에 입력된 비행경로를 자동비행모드로 비행하는 절차로 수행하였다. 각 지점 간 거리는 200 m로 총 비행거리 800 m를 비행한 데이터를 산출하였다.

시험결과 데이터는 그림 6에 표현하였으며 계획된 비행경로는 흰색으로, 실제 비행한 경로는 붉은색으로 표현하였다.

경로비행시험 수행결과 항법오차는 1.37 m로 산출되었다. 이때 표본개수는 약 5,800개로 GPS 수신율은 90.1%이다. 시험결과 트랙이동시험 대비 항법오차 및 항로유지율 저하가 확인되었으며, 이는 바람 등의 FTE 요소가 반영된 것으로 추측하였다.

IV. 결 론

본 논문은 무인항공기 위치정확도 시험평가 방안 기초연구를 위해 무인항공기 임무 프로파일 분석, 시험 환경조건 도출, 시험방법 수립 및 산출식 수립, 시뮬레이션과 시험을 수행하였다. 시험은 산출식의 가정 사항을 반영하기 위한 절차를 수립하여 수행하였으며, 무인항공기 임무 프로파일 분석에 따라 정적 시험, 트랙이동시험, 경로비행시험으로 구분하여 수행하였다.

각 시험 수행 결과 시험대상 무인항공기의 항법시스템은 약 1.4 m의 오차를 가지는 것으로 추정되었다. 이 때 비행오차, 통합시스템 오차 등은 고려되지 않았으며 향후 무인항공기 안전거리 산출을 위해서는 각 오차의 정확도 측정 방안에 대한 추가 연구가 필요하다.

본 연구는 향후 무인항공기가 항로비행에 필요한 항법 기술 기준에 적합여부를 확인하기 위해 필요한 시험기법을 기초 연구한 것으로 실제 환경에 적용하기 위해서는 다음의 가정 사항들에 대한 추가적인 연구가 필요하다.

첫째는 식(5)의 FTE에 대한 오차범위이다. 본 연구에서는 FTE는 무시하여 시험을 수행하였으나, 항공기의 실제 위치를 확인할 수 있는 기반시설을 구축하여 FTE의 영향성을 확인할 필요가 있다.

둘째는 무인항공기의 항법 시스템에 대한 추가적인 고려이다. 본 연구에서는 무인항공기의 항법 시스템으로 GPS만을 고

려하였으나, 실제 무인항공기 운용체계에서는 지상항행시스템이 부가적으로 운용될 것으로 예상된다.

본 연구로 무인항공기 항법 시스템 기술기준에 대한 기초자료를 확보하고, 향후 기술기준의 적합성 검증시험 개발의 밑거름으로 활용될 것으로 기대한다.

Acknowledgement

본 연구는 2018년도 한국산업기술시험원의 기본연구사업 지원에 의하여 이루어진 연구로서, 지원하여 주신 기관에 감사드립니다.

References

[1] S. J. Kim, J. H. Bae and C. Y. Choi, "A study on introduction of drone delivery service policies and development plans in countries," *Korea Logistics Review*, Vol. 26, No. 1, pp. 27-28, Feb. 2016.

[2] J. W. Kim, D. H. Kim, Challenges; interoperability of UAV in the NAS, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea, pp. 136~144, 2010.

[3] J. W. Kim, Challenges; The status of UAV certification system, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea, pp. 125~130, 2010.

[4] 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.

[5] Airbus Corporation, Challenge: Airbus cargo drone challenge [Internet]. Available: <https://launchforth.io/localmotors/airbus-cargo-drone-challenge/requirements/>.

[6] H. Robert, NAVSTAR global positioning system surveying, *US Army Corps of Engineers*, 2nd ed, Washington D.C., pp. 25-28, 1996.

[7] Y. H. Ju, S. K. Ku, G. Y. Hong, "A study for avoidance algorithm with ADS-B message," *The Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 19, No. 5, pp. 379-388, Oct. 2015.

[8] Ministry of Land, Transport and Maritime Affairs, The final report of the third PBN changing service, Ministry of Land, Transport and Maritime Affairs, Sejong-si, Technical Report, 2012

[9] ICAO, *Performance Based Navigation Operational Approval Handbook*, Original Ed, Quebec, Montreal, 2010.



주요한 (Yo-han Ju)
 2015년 2월 : 한서대학교 항공기시스템학과
 2015년 3월 ~ 현재 : 한국산업기술시험원 연구원
 ※관심분야 : GPS, 항행시스템, 시험평가 등



문경환 (Kyung-hwan Moon)
 2017년 2월 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 공학석사
 2013년 11월 ~ 현재 : 한국산업기술시험원 연구원
 ※관심분야 : 항공기 복합재, 적합성 검증, 시험평가 등



강봉석 (Bong-seok Kang)
 2010년 2월 : 조선대학교 기계공학과
 2015년 4월 ~ 현재 : 한국산업기술시험원 연구원
 ※관심분야 : 시스템엔지니어링, 항공전자, 무인항공기 등



정 재 원 (Jae-won Jeong)

2012년 8월 : 부산대학교 항공우주공학 공학석사
2013.12월 ~ 2017.2월 : 국방기술품질원 연구원
2017년 3월 ~ 현재 : 한국산업기술시험원 연구원
※관심분야 : 무인항공기 시스템, 임베디드 영상처리



손 한 기 (Han-gi Son)

2014년 2월 : 경상대학교 항공우주특성화대학원 공학석사
2014년 1월 ~ 현재 : 한국산업기술시험원 연구원
※관심분야 : GPS, 항행시스템, 시험평가 등



조 정 현 (Jeong-hyun Cho)

2008년 2월 : 한양대학교 기계공학과 박사
2014년 1월 ~ 현재 : 한국산업기술시험원 책임연구원
※관심분야 : 항공교통, 시험평가, 적합성 검증, 모델링&시뮬레이션 등