

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2020.28.4.047>
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

SE프로세스를 적용한 UTM 환경의 항법 오차 산출 필요성 검토

구성관*, 안효정**, 김도현***

SA Review on Necessity to Calculate Navigation Errors in UTM Environments with SE Process

SungKwan Ku*, Hyojung Ahn**, DoHyun Kim***

ABSTRACT

This study carries out a basic study of ways to calculate navigation errors for aircraft operating in the unmanned aerial system traffic management(UTM). Recently, research by UTM has been carried out both at home and abroad, along with the initial study of system definitions at the basic stage, operational techniques of the aircraft, and the practicality of the concept of necessary operations at the actual operational stage. This study presented after a review the factors that should be considered for the calculation of navigation errors among the factors that examine whether the actual low altitude aircraft can operate properly within UTM during its actual operation and the need to apply them in practice.

Key Words : UTM(저고도 무인비행장치 교통관리체계), Navigation Error(항법 오차), sUAS Position Error(소형무인비행체 위치오차), Requirement Analysis(요구도 분석), System Engineering(체계공학)

1. 서 론

무인항공기는 조종사 등이 탑승하지 않고 비행이 가능한 비행체로서 최근 드론(drone)으로 대표되는 소형 무인 멀티콥터 형태의 비행체의 대량 보급으로 기체의 수가 급격히 증가하고 있다. 이러한 무인항공기를 활용하는 미래형 항공서비스의 한 형태로 연구가 수행되고 있다. 현재는 항공촬영 등에만 주로 이용되고 있으나, 소형 화물 운송과 같이 활용 범위를 확대시키기 위한 관련 연구가 수행되고 있다.

현재 대부분의 국가에서는 민간용 무인기의 경우 운전자 또는 조종자의 가시권 내에서만 합법적인 비행이 가능한 것으로 허용하고 있으나, 비가시권 비행 및 야간 비행 등과 같이 무인비행체의 운영 범위 확대를 위한 기반 연구가 선진국을 중심으로 수행되고 있다. 이러한 연구 분야에는 저고도 무인비행장치 교통관리체계(UTM; UAS traffic management)에 관한 것도 포함되어 있다.

우리나라에서도 무인항공기의 안전한 비행과 이것을 위한 공역 관리를 수행하기 위한 저고도무인비행장치 교통관리체계(UTM)에 관한 연구가 수행되고 있다. 세부 연구 분야로는 비행체 제어기술, 비행체 운영 기술, 비행체 통제 기술 등을 위한 여러 부처 간의 협력 연구가 진행되고 있다.

본 연구에서 고려하는 범위는 UTM내 운영될 무인비행장치가 비행할 환경에서 적절한 운영이 가능한지

Received: 26. Oct. 2020, Revised: 16. Dec. 2020,
Accepted: 16. Dec. 2020

* 한서대학교 항공산업공학과 교수

** 한국항공우주연구원 인공지능연구실 선임연구원

*** 한서대학교 항공교통학과 교수

연락처 E-mail : hjahn@kari.re.kr

연락처 주소 : 대전광역시 유성구 과학로 169-84

확인하기 위한 기초 연구를 수행하는 것이다. 저고도에서 움직이는 소형무인기의 경우 지형적 요인, 저고도 바람, 장애물에 의한 전파 차폐, 전파 방해 등과 같은 외부 요인에 따라 항법의 정확도가 달라질 수 있다. 이것은 무인비행체의 비행 가능 여부뿐만 아니라, 안전한 운항 여부에 영향을 미칠 수 있는 핵심요소가 될 수 있다. 따라서, 비행체의 정확한 위치를 확인할 수 있는 항법의 성능 중 위치 측정과 비행체 제어에 영향을 미칠 수 있는 여러가지 요인에 따라 정확도가 달라지는 결과가 발생할 수 있다.

본 연구에서 UTM에서 운영될 무인비행체의 항법 오차 산출을 위해 시스템 사이의 특성을 고려하고, 시스템적 접근을 통한 개발 초기 사항의 요구사항 분석 및 검토를 수행하는 설계 프로세스를 적용하여 비행체 항법 오차 산출 필요성과 범위에 관한 연구를 수행하였다.

II. 본 론

2.1 저고도 무인비행장치 교통관리체계(UTM)

초기에는 군사용으로 주로 활용되었던 무인비행체는 당초 멀티콥터의 무인비행체를 의미하던 드론(drone)이 무인비행장치를 칭하는 일반적인 용어로 사용되는 등 산업적 영향도가 증가되고 있다. 최근 영상촬영, 농업, 레저 등 다양한 목적으로 그 활용도가 증가하면서 관련 시장의 규모도 증가하고 있다. 우리나라에서도 드론을 미래 산업 분야로 지정하고 연구를 지원하고 있으며, 향후 관련 시장의 폭발적 증가를 대비하고 있다.

무인비행체의 항공안전법적 정의를 살펴보면 일정 크기 이하의 비행체는 초경량비행장치로 구분하여 운영의 제약조건이 비교적 적은 편이다. 국제적으로 저고도에서 운영하는 최대 이륙중량 25kg 이하의 소형 비행체의 경우, 국가의 항공기 인증 또는 통제를 받지 않는 등 운영이 비교적 쉽다. 다만, 현재의 소형무인비행체 기술의 한계와 유인항공기의 안전한 운항 보장을 위하여 비가시권 원거리 비행 제한, 공역 제한 등의 제약이 있으나, 제약 조건의 해소를 통해 드론의 활용성을 높이기 위한 연구가 수행되고 있다.

현재 우리나라 항공안전법에서는 소형 무인비행장치는 고도 150m 이하, 주간/가시권 비행만 허용하고 있으나, 다양한 산업적 수요의 반영을 위해 비가시권 원거리 비행이 가능하도록 하는 효율적인 관리 기반의 구축이 필요하다. 이를 위해서 UTM 시스템의 연구가

수행되고 있다. UTM은 저고도 공역에서 운용되는 무인비행장치를 대상으로 효율적이고 질서 정연한 교통 흐름을 제공하기 위한 개념으로, 미국, 유럽, 싱가포르, 일본 등과 같은 국가에서 관련 연구를 수행하고 있다.

국내의 경우도 UTM 구축을 위한 연구가 추진 중이며, 이 시스템 내에서 무인비행체를 안전하게 운영하기 위한 기반 기술, 비행체 기술, 통신 기술, 통제 기술 등의 연구가 다방면으로 수행되고 있다.

2.2 항법 및 항법 오차

항법은 현재의 정확한 위치를 파악하고, 이동해야 할 위치를 정확하고 신속하게 찾아가는 방법으로, 경로를 설정하기 위해서는 항법의 4가지 요소인 위치, 거리, 방향, 시간을 알아야 한다. 유인항공기의 조종사는 항법을 위해 육안으로 자신의 위치를 파악하여 비행하는 시계비행방식 또는 항행안전시설로부터 수신된 전파를 기반으로 하는 계기비행방식을 사용하여 비행을 실행한다. 하지만, 무인항공기의 경우 항공기에서 전파로 수신된 정보와 자체적으로 장착된 시스템을 활용한 자립항법 또는 카메라의 영상 인식을 이용한 항법 등과 같은 센서의 정보를 이용하여 항법을 수행하는 것이 일반적이다. 특히, 요즘에는 자동차, 휴대폰 등에서도 일반적으로 사용하는 위성항법시스템(global navigation satellite system)을 이용하여 기본적인 항법을 실행하는 것이 매우 보편적이다.

약 20,000km 고도의 궤도에서 운용되는 위성에서 송신하는 신호를 이용한 위성항법시스템은 높은 수준의 수신감도를 요구할 정도로 신호 출력이 매우 약하므로 의도적인 전파 방해 및 인근 주파수의 비의도적 전파 간섭에 매우 영향이 크다. RADAR 신호, TV, FM 라디오와 연관된 주파수 등 일상에서 사용되는 고출력의 전파 서비스와 간섭을 일으킬 수 있으며, 최근 전송속도 확대를 위해 사용되는 대역 확산 방식 통신 시스템이나 광대역 통신시스템까지도 간섭원으로 영향을 미칠 수 있다(박제홍, 2017).

정확한 위치를 확인할 수 있는 항법의 성능은 위치 측정과 비행체 제어에 영향을 미칠 수 있는 여러 가지 요인에 따라 정확도가 달라지는 결과가 발생할 수 있다. 특히, 저고도에서 움직이는 소형무인기의 경우 지형적 요인, 저고도 바람, 장애물에 의한 전파 차폐, 전파 방해 등과 같은 외부 요인에 따라 항법의 정확도가 달라질 수 있다. 이것은 무인비행체의 비행 가능 여부뿐만 아니라, 안전한 운항 여부에 영향을 미칠 수 있는

핵심요소가 될 수 있다(구성관, 2019).

2.3 시스템엔지니어링

시스템엔지니어링(SE; system engineering)은 복잡한 시스템을 개발하는데 있어, 운용자의 요구를 만족시키는 통합된 수명주기 균형시스템에 대한 해결책을 적용하고 검증하기 위한 다분야 학문의 공학적 접근방법이다.

시스템엔지니어링을 적용하기 위한 프로세스 모델에는 DAU(defense acquisition university), CMMI(capability maturity model integration), ANSI/EIA 632, ISO 15288 등이 있다. 시스템엔지니어링 프로세스 모델인 DAU 모델은 Fig. 1과 같이 요구사항 분석(requirements analysis), 기능분석 및 할당(functional analysis and allocation), 설계조합(design synthesis), 시스템 분석과 통제(systems analysis and control)로 구성되며, 이들은 하향식(top-down) 방법에 의해 순차적으로 적용되면서 주어진 문제를 반복적·순환적인 과정을 통해 해결한다(설은숙, 2015).

2.3.1 V프로세스

연구 개발 수행의 산출물은 적절하게 처리되고 완성되었는지 지속적인 확인이 필요하다. 이는 적절한 연구개발의 수행을 위하여 반드시 필요한 것으로, 최종적인 연구개발의 결과는 수요자 또는 사회의 요구도를 효과적으로 반영하여야 활용성을 극대화 할 수 있다. 이러한 과정의 수행을 위하여 일반적으로 시스템엔지니어링에서는 V형태의 개발/검증 프로세스를 수행한다.

V형태의 개발/검증 프로세스는 연구 개발 과정에 해당하는 하향식 프로세스와 확인/검증의 과정인 상향식 프로세스를 서로 조합하여 단계별 또는 연구개발 산출물의 적정성을 확인하는 프로세스이다. 개발 과정에서는 사용자 요구사항 분석, 시스템 요구사항 분석,

시스템 설계 및 구현 순으로 진행되고, 검증 과정에서는 모듈 단위 확인, 하부시스템 확인, 시스템 요구사항의 확인 등 구성품부터 전체 시스템까지 검토를 수행하게 된다. 이때 전체 시스템에 대해서는 실제 수요자 또는 운영자의 요구도를 적절하게 만족시킬 수 있는지 확인해야 하며, 이를 위해 최초 연구 단계에서 요구도 조사의 실행과 이에 대한 분석과 이에 대한 적절성 추적이 필요하다. 또한 전체 시스템의 요구도는 하부시스템과 구성품에 대한 요구도로 세분하기 위해서도 정의될 필요가 있다.

2.3.2 요구도 조건 도출 적용 단계

시스템 요구사항 분석은 시스템을 정의하기 위한 초기단계 업무이며, 아키텍처의 설계, 시스템 통합 및 검증시 기초 자료가 된다. 요구사항 분석 시 기능 및 성능 요구사항 등을 도출하고, 시스템 인터페이스, 설계 고려사항 및 제약사항들을 명확히 정의하여야 한다. Fig. 2의 V 모델 중 제품의 제작 및 구현 이전의 주요 단계는 환경적 요구사항을 포함한 사용자 요구사항, 이를 구현하기 위한 시스템 요구사항, 하부 시스템 요구사항, 모듈/부품 요구사항 등을 정의하고, 이를 만족하는 시스템 구현 후 요구도를 만족하는지 여부를 검증하는 절차를 적용한다.

현재의 UTM은 연구의 초기 단계 수준으로 실제 운영을 위한 상세한 요구 조건과 지표 등이 명확히 정의되지 않은 형태로 개발 완료 후 실제 환경에 대한 규격화가 완료되지 않은 상태이다. 이러한 경우, 제품이나 시스템 개발의 진행 과정이 어렵게 되거나, 개발 후 검증에 대한 고려가 되지 않은 상태로 개발되는 등 실제 실용화의 접근이 어려울 수 있다.

요구도 조건은 일반적으로 실제 시스템 개발이 수행되는 단계 이전에서 정의하는 것이 일반적이나, 규격화가 미비한 시스템의 개발 등에서는 개발 초기 단계에

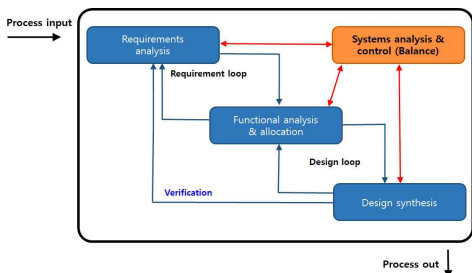


Fig. 1. Systems engineering process

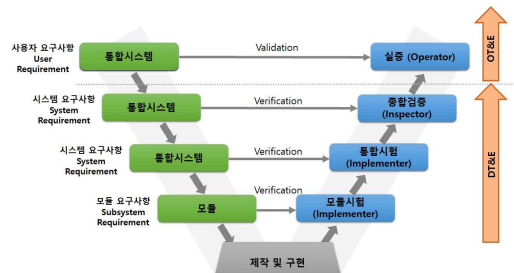


Fig. 2. V model

서 동시에 연구되어 최종 단계에서 연구 결과의 활용성을 보장하는 경우도 있다. 본 연구에서 대상으로 하는 UTM 시스템의 경우, 국내외에서 시스템 개발 및 운영 개념에 대한 초기 연구 단계로 유사한 개념을 적용할 수 있는 분야의 환경 조건 및 요구도 등을 검토하여 적용하는 것이 합리적인 방안이다.

2.4 UTM 항법오차 요구도 검토

2.4.1 국내외 무인비행체 관련 규정

UTM에서 운영되는 비행체의 형태는 우리나라 항공안전법에서 초경량비행장치의 무인동력비행장치로 정의하고 있으며, 최대이륙중량을 기준하여 25kg 이하의 비행체는 운영상 제약 조건을 최소화하여 적용하고 있다. 무인동력비행장치는 현재 국내에서 공항/비행장 인근에 설정된 관제권, 비행금지구역 등을 제외하고, 지면고도(AGL; above ground level) 500ft 이내의 가시권 운영의 경우 비교적 자유롭게 운영이 가능한 수준이며, 만약 무인동력비행장치의 고도가 25kg을 초과하는 경우 사전에 설정된 UA(ultralight area) 구역 이외에서 운영되는 경우 별도의 비행승인이 필요하다.

미국 FAR Part 107에서 정의한 sUAS(small unmanned aerial system)는 최대이륙중량 55lb (25kg) 이하로 우리나라의 중량 기준과 유사하게 정의하고 있다. 비행체의 운영 가능 고도는 AGL 400ft, 최대 속도는 100MPH(161km/h)로 정의하고 있으며, 최소 시정 유인항공기 시계비행요건인 3SM(또는 5,000m)이 확보된 가시권 내에서 운영할 수 있어야 한다. 현재 0.55lb(250g)에서 55lb(25kg)까지 야외 비행을 하는 모든 무인비행체는 FAA에 등록 후 운영하도록 되어 있다.

유럽에서는 Regulation 2020/639에서 무인비행체의 카테고리과 등급(class)을 구분하고 있다. 운영상 제약조건에 따라 최대이륙중량 25kg미만의 Open 카테고리, 운영 허가과 운영자의 자격이 요구되는 Specific 카테고리, 항공기와 동등한 운영 방식과 개념이 요구되는 Certified 카테고리로 구분한다. Open 카테고리는 무게 및 속도 기준에 따라 세부적인 등급을 구분하고 있으며, 해당 카테고리의 모든 비행체는 가시권 운항만 가능하도록 되어 있다.

국제민간항공기구(ICAO; international civil aviation organization)는 부속서(Annex)2 및 관련 문서(circular 328)에서 무인비행체의 운영을 무조종사

항공기(RPAS; remotely piloted aircraft)로 정의하고, 인명, 재산, 타항공기에 위협 요소를 최소화 하는 방식으로 운영하도록 요구하고 있다. 또한 세부적으로는 유인항공기와 동일한 감항증명, 형식증명, 소음증명, 운항증명 및 조종사 자격, 비행시 비행계획의 신청과 승인, 항공교통관제통신, 지상제어장비와의 통신, 항법장비, 감시장비 등을 요구하고 있는 등 실제적으로 유인항공기와 동일한 형태로 무인항공기를 정의하고 있어, UTM에서 운영되는 비행체와 차이가 있는 개념으로 정의한다.

상기의 국내외 규정에서 정의된 것과 같이 현재 UTM 시스템 내에서 운영되는 비행체의 비행기술, 형상과 범위 등에 대해서는 구체화되는 연구가 진행되고 있으나, 실제 운영이 이루어지는 운영 방식과 여건에 대해서는 구체화된 정의가 이루어지지 않은 수준으로 일부 초기 개념적인 방식에 대하여 발표되고 있다.

2.4.2 UTM 구역 및 항로 관련 요소

비행체의 운영 특성인 3차원의 공간인 구역에서 운영되는 형태, 비행체 세부적 운영 방식과 안전 확보를 위한 분리, 분리의 기준이 되는 항법의 정확도 등에 대해서 개념적 연구가 진행되고 있으며, 유럽에서 비교적 선도적인 사례 제시를 통한 연구를 수행하고 있다.

Eurocontrol 및 EASA에서 UTM의 구역과 항로에 대한 운영적 개념인 U-space를 제시하고, 세부적인 운영 여건에 대하여 초기 제안을 수행하였다. U-space는 소형무인비행체가 운영되는 500ft 미만의 VLL(very low level)을 Fig. 3과 같이 정의하고, 유인항공기의 운영고도와 구분되는 형태로 제시하였다. VLL에서는 LFR(low level flight rule)의 개념을 도입하여 유인항공기 시계비행(VFR)과 구분되는 저고도의 운영절차의 필요성을 제시하였다. U-space의 항로 형태를 현재와 같은 무인비행체를 일정한 범위 내에서

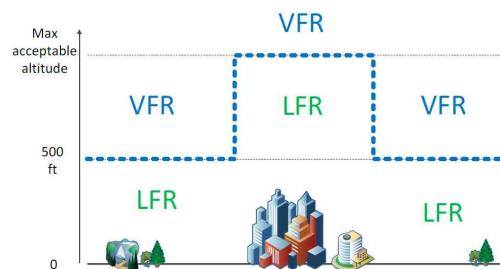


Fig. 3. Limit of LFR and VFR

운영하는 형태 외 자유 비행(free flight)형태, 사전에 설정된 일정한 경로(route structure) 비행, 구조적인 공역 분리(structured airspace)를 통해 안전을 보장하는 형태로 Fig. 4와 같이 제시하였다. Fig. 4의 비행 제한하는 공역을 NDZ(no drone zone) 및 LDZ (limited drone zone)으로 구분하였다.

VLL 내 공역의 형태, 공역 내 비상상황 및 임무에 따른 우선순위, 공역의 설정에 따라 예상 비행체 운용 수, 인구밀도, 복잡성, 수용성과 함께 유인항공기의 RNP(requirement navigation performance)와 유사한 개념인 RUNP(required U-space navigation performance)를 제시하여 U-space 내에서 항법 요구 성능의 Table 1과 같이 구분하였다.

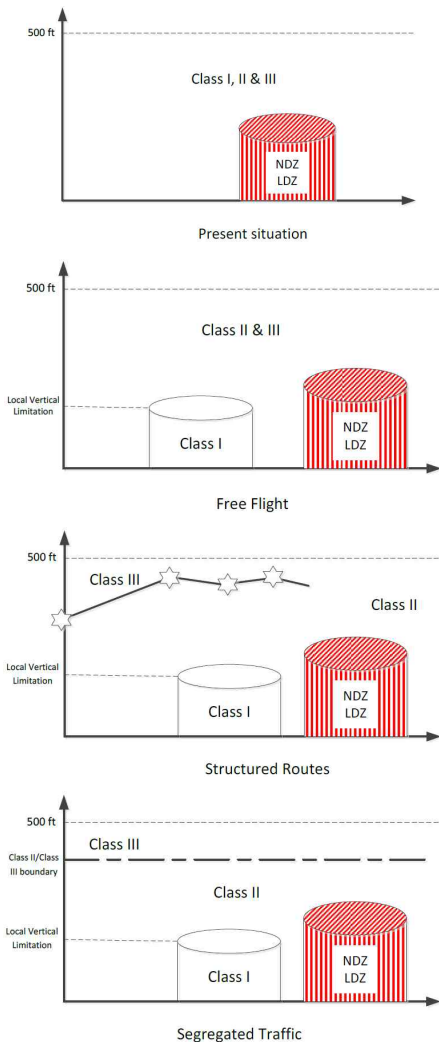


Fig. 4. Type of U-space route

Table 1. RUNP parameter

Content	Description
Accuracy	The volume of space the drones will be confined
Integrity	A measure of correctness of the navigation data provided
Availability	The proportion of time which reliable navigation information is available
Continuity	The capability to provide uninterrupted navigation information
Functionality	Functional requirements

Table 1의 RUNP 파라미터에 해당하는 내용은 Table 2에서 제시된 예제와 같이 상황에 따른 각 요소의 세부 요건을 정의하고, 이를 적용한 비행체의 분리를 통해 안전을 확보하고자 한다.

2.4.3 연구 목적의 항법 요구도 정의

국내에서 UTM 운영비행체의 핵심기술 개발을 위한 연구가 진행되고 있으며, 그 중 비행체에서 수신한 GNSS 위성신호 및 다중센서 기반 정밀통합 항법 기술을 개발하고, 이를 실증하기 위한 연구에서 비행체의 비행항법오차에 대한 정의를 두고 있다.

해당 연구에서 비행체 비행속도 100km/h를 기준으로 저속비행체는 임무중량 1kg 이내를 탑재한 상태로 비행거리 10km 이상, 비행항법 오차 수평 +/- 5m, 수직 +/- 5m 이내를 요구하고 있으며, 고속비행체는 임무중량 2.5kg 이내를 탑재한 상태로 비행거리 30km 이상, 비행항법 오차 수평 +/- 10m, 수직 +/- 10m 이내를 요구하고 있다. 또한, 위치 오차 +/- 1m 이내의 정밀 이착륙 수준과 비가시권(BVLOS: beyond

Table 2. Example of high level RUNP parameter

RUNP-5m	
Accuracy	+ / - 5m
Integrity	Greater than 1-1x10 ⁻⁷ /h with a time-to-alert of less than 1 second
Availability	Better than 99% link-time(in nominal condition)
Continuity	At least 1-1x10 ⁻⁴ /h continuous link-time
Functionality	Declared : ATZ

visual line of sight) 기반 다중 운영, 교통관리체계 기반 정밀 통합 항법 등의 요구도를 정의하고 있다.

연구 초기에서 필요한 항법의 최소 요건에 대해서 기초적인 정의가 수행되었으나, 실제 비행에 영향을 미칠 수 있는 환경 요건은 최소(풍속 10m/s 이내)로 정의되어 있다. 현재 UTM 운영을 위해 정의되지 못한 여러 요소의 상세한 검토와 정의에 관해서는 UTM 운영에 대한 상세 정의, 운영 요건의 도출, 운영관련 규정 등을 연구하고 있는 부처의 협력 연구에서 제시될 예정이다. 따라서 협력 연구의 세부적 추진 결과에 따라 운영 환경 및 안전관련 규정 연구의 결과에 대해 상호 협력을 통한 요구도의 추가 정의 및 검토를 지속적으로 수행할 필요가 있다.

2.4.4 운영사례를 통한 항법 요구도 검토

무인비행체의 형태는 멀티콥터형, 헬리콥터형, 고정익, 틸트 또는 하이브리드형 무인비행체 등 다양한 형태가 존재할 수 있다. 또한, 관련 비행체의 임무, 탑재된 중량, 비행거리, 서비스 형태의 요건뿐만 아니라, 실제 비행의 형태인 경로 비행, 선회, 상승/하강, 이착륙 등의 형태에 따라라도 항법 요구도의 차이가 발생할 수 있다.

일반적인 비행체가 경로 비행 중 발생할 수 있는 오차는 설정된 경로의 정확도 차이로 인하여 발생하는 경로 오차(PDE; path definition error), 비행체 제어에서 발생하는 비행 오차(FTE; flight technical error), 항법장비에서 발생하는 항법시스템오차(NSE; navigation system error) 등이 있을 수 있으며, 이러한 오차를 모두 고려한 전체 오차(TSE; total system error)가 실제 비행 운영에서 발생할 수 있는 항법 오차(Fig. 5 참조)이다.

비행체의 오차 수준에 관한 요구도는 실제 시스템의 운영에 관한 조건을 수립하고, 이에 따른 기술개발을

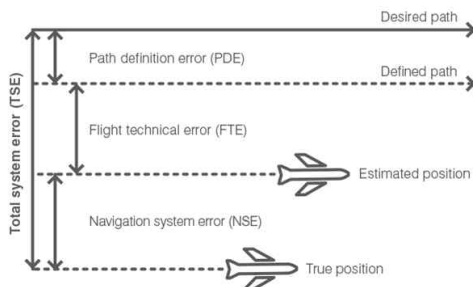


Fig. 5 . Total system error for navigation

수행하는 방법과 관련 기술의 개발 후 다양한 초기 운영을 통해 습득된 결과를 활용한 조건의 정의 등이 있을 수 있다. 어떠한 방법이 최적화된 것이라 정의하기는 어려우나, 두 방법 모두 실제 운영을 통한 데이터 수집과 분석이 필요하고, 이 과정에서 공통적으로 적용할 수 있는 분석 절차와 기법을 통하여 데이터 분석에서 오차를 최소화 할 필요가 있다.

Fig. 6과 Fig. 7은 시범 운영된 무인비행체의 비행 데이터를 도식한 것으로, 비행체의 정확한 위치 확인을 위한 RTK-GPS(real time kinematic GPS)를 탑재하여 비행체에서 측정하고 제어된 위치와의 절대적 차이

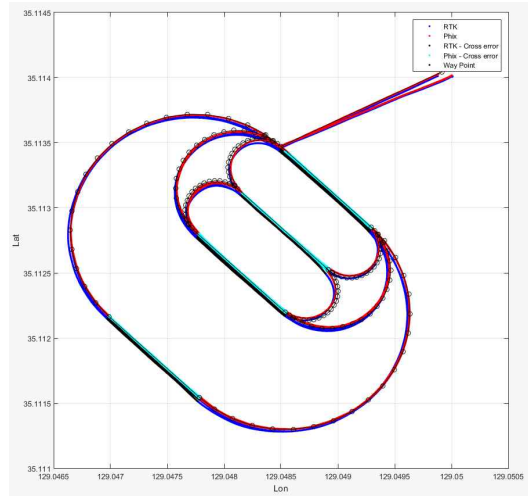


Fig. 6. Trajectory of sUAS

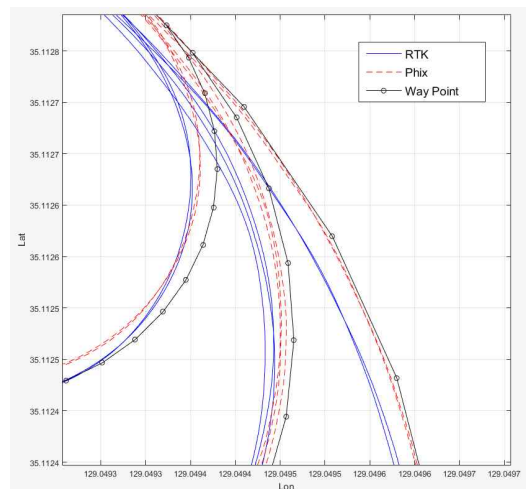


Fig. 7. Detail view on flight trajectory

를 확인할 수 있는 형태이다. 비행체의 운영은 사전에 설정/입력된 경로를 따라서 자동비행하는 형태로 수행되었으며, 출발 위치와 도착 위치의 정보는 위경도 수치 값으로 입력되어 특정 점 형태로 정의 되므로 실제 PDE가 매우 작다고 가정하더라도 FTE, NSE 등에 관한 오차가 발생하는 형태임을 확인할 수 있다.

2.5 UTM 항법 오차 산출을 위한 추가 연구의 필요성

2.5.1 UTM 항법 오차 산출의 범위 및 방법론

Fig. 6에서 정의된 항법의 오차와 Fig. 8과 같은 비행 결과 위치 차이가 발생된 것의 비교를 통해서 비행체가 제어에 사용한 항법 신호(GPS 등)와 실제 항공기 위치 값(RTK-GPS 등)의 데이터 동기화를 통해 동일 시간의 절대 위치의 비교 또는 측방향(cross track tolerance) 오차와 종방향(along track tolerance) 오차를 각각 산출할 수 있는 정밀한 위치 값의 산출이 필요하다. 이러한 값은 후처리 및 보정에 따라 일부 영향 요인을 최소화 할 수 있으며, 장비 제작사의 내부 알고리즘 처리 방식의 차이 등으로 발생할 수 있는 영향 요인에 대해서 배제할 수 있는 방법이나 해당 요인을 배제 가능한 표준적인 절차의 도출이 필요하다.

비행체가 직선 비행하는 형태, 선회구간에서의 비행 형태, 직선과 선회 비行的 연결부분에서 진입하기 위한 형태(Fig. 8. fly-by, fly-over 등에 따라 실제 항법 오차의 계산 범위가 달라질 수 있다. 이는 비행체의 비행 형태, 제작 당시 반영한 비행 조건, 임무 등에 따라 서로 상이할 수 있는 것으로 세부적 운영 요건에 따라서는 상세한 정의가 필요할 수 있다.

추가적으로 비행체의 비행 요건 중 발생할 수 있는 여러 가지의 오차 요소 중 비행체의 고도에 따른 오차,

속도 범위별 오차, 임무 중량의 탑재 여부에 따른 오차, 도심지 비행 여부, 주변 장애물의 존재 여부, 전파 환경적 영향 요인의 여부 등과 같이 실제 운영 과정에서 발생할 수 있는 여러 요인 중 적용 가능한 영향 범위와 형태 중 실질적으로 고려할 범위에 따라 차이가 발생할 수 있어, 이에 대한 정의가 필요하다.

2.5.2 UTM 운영에 대한 필요 사항

국외에서 현재 UTM 운영 범위 및 형태에 관해서 다양한 제시와 검토가 이루어지고 있다. 미국의 경우 인구가 없는 지역에서부터 도심지의 인구 밀집 지역, 원거리 감시의 가능 여부, 임무의 형태 등과 같은 단계별 이행 형태를 제시하고, 이를 순차적으로 적용하고 있으며, 유럽에서는 비행체 운영을 위한 세부적인 시나리오를 제시하고, 가시권 및 비가시권 비행과 같이 위험 요인의 수준에 따른 상세한 요건에 대한 제시 후 검토를 수행하고 있다.

우리나라에서는 현재 다부처간 협력 사업으로 UTM 관련 핵심 기술 개발과 운영 기술의 개발이 수행되고 있으며, 연구 범위 간 협력이 지속적으로 이루어지고 있다. 각 개발 기술의 실증이 연구 연차 및 단계별로 이루어지고 있으며, 이때 세부 시스템의 적정성을 함께 확인하고 있다. 다만, 현재 미비한 전체적인 UTM 운영의 정의, 비행체 운영 환경, 운영 속도, 운영 고도, 비행 고도의 기준과 측정 방식 등 연구개발 결과의 최종 통합을 위한 기본 사항 또는 실제 성능을 계량화하기 위한 공통 운영 시나리오 제시 등에 관한 추가적인 연구가 필요하다.

III. 결 론

비행체의 정확한 위치를 확인할 수 있는 항법의 성능은 위치 측정과 비행체 제어에 영향을 미칠 수 있는 여러 가지 요인에 따라 정확도가 달라지는 결과가 발생할 수 있다.

저고도에서 움직이는 소형무인기의 경우 지형적 요인, 저고도 바람, 장애물에 의한 전파 차폐, 전파 방해 등과 같은 외부 요인에 따라 항법의 정확도가 달라질 수 있다. 이것은 무인비행체의 비행 가능 여부뿐만 아니라, 안전한 운항 여부에 영향을 미칠 수 있는 핵심요소가 될 수 있다.

비행체의 적절한 비행을 위해 위치, 거리, 방향, 시간을 실시간으로 확인해야 하는 항법은 정확한 위치의

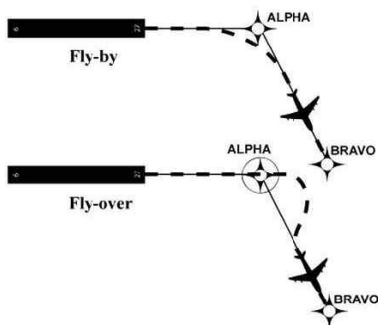


Fig. 8. Fly-by and fly-over flight

산출과, 그 위치 오차의 범위를 확인하는 것이 비행체의 비행 안전과 지상에 위치한 사람 또는 장애물 등을 고려한 전체 시스템의 운영 안전성까지 영향을 미치게 된다.

본 연구에서 확인한 국내의 규정 관련 검토, 해외 연구 사례 검토, 연구 수행을 위한 요구도 검토, 운영 사례 검토 등을 통하여 UTM 시스템에서 항법 오차 산출의 필요성 등을 확인하였다. 이는 시스템의 개발 과정에 적용하는 SE 프로세스의 초기에 정의된 사항을 적용한 것으로 시스템적 접근을 통해 초기 사항의 요구 사항 분석 및 검토를 수행하고, SE 설계 프로세스를 적용하여 비행체 항법 오차 산출 필요성과 범위를 제시할 수 있는 방법이다.

현재 개발되고 있는 UTM 시스템의 적절한 운영을 위해 요구도 분석과 이를 적용하기 위해 등에서 확인된 항법 오차 산출의 상세 범위 및 방법론에 대하여 추가적인 연구 및 이에 대한 적정성을 부여하기 위한 UTM 운영 조건 등에 대한 지속적인 검토와 향후 연구가 필요할 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 무인이동체 미래선도 핵심기술개발사업의 연구과제(과제고유번호: NRF-2017 M1B3A2A01049995)의 지원으로 수행되었습니다.

References

1. Park, J. H., "GNSS techniques for enhancing flight safety of UAS", *Journal of Advanced Navigation Technology*, 21(1), 2017, The Korean Navigation Institute, pp. 58-65.
2. Ku, S. K., An, H. J. and Lee, D. J., "Influencing factors of low-altitude unmanned aircraft navigation using AHP", *International Journal of Advanced Culture Technology*, 8(1), 2020, The International Promotion Agency of Culture Technology, pp. 173-181.
3. Seol, E. S., Kim, S. H., Ku, S. K. and Cho, J. H., "A study on systems engineering based compliance procedure for A-SMGCS", *Journal of Advanced Navigation Technology*, 19(1), 2015, The Korean Navigation Institute, pp. 33-40.
4. Eurocontrol, "U-space Concept of Operations Vol 1", Eurocontrol, 2019.
5. Eurocontrol, "U-space Concept of Operations Vol 2", Eurocontrol, 2019.
6. SESAR, "Supporting safe and secure drone operations in europe", SESAR, 2020.
7. SESAR, "Initial view on principle for the U-space architecture", SESAR, 2019.
8. Eurocontrol, "UAS ATM integration operational concept", Eurocontrol, 2018.
9. International Civil Aviation Organization, "Performance based navigation(PBN) manual", International Civil Aviation Organization, 2008.
10. Fu, L., Zhang, J. and Li, R. "Real time total system error estimation: Modeling and application in required navigation performance", 27(6), 2014 *Chines Journal of Aeronautics*, pp. 1544-1533.
11. Isik, O. K. Hong, J., Petrulin, I. and Tsourdos, A., "Integrity analysis for gps-based navigation of UAVs in urban environment", *Robotics*, 9(3), 2020, pp. 1-20.
12. Gesister, R., Limmer, L., Rippl, M. and Dautermann, T., *Integrated Communications Navigation and Surveillance(ICNS) Conference*, 2018.
13. Ribeiro, M., Ellerbroek, J. and Hoekstra, J., "Analysis of conflict resolution methods for manned and unmanned aviation using fast time simulations", 9th SESAR Innovation Days, 2019.
14. European global navigation satellite systems agency, "Drones operations", European Global Navigation Satellite Systems Agency, 2017.