소형무인기 저고도 안전 비행을 위한 순항 경로 분리 간격 고찰

A Study on the Safe Separation of En-route Airway under altitude of 500 ft for the Flight Safety of Small UAVs

배중원[1]*, 이상정[2]
한국항공우주연구원[1], 충남대학교[2]

초 록

150미터(500피트) 이하의 공역에서 무인기 택배 등의 활용을 목적으로 고속 비행이 요구되는 소형무인기(드론)의 순항을 가정하여 안전 분리 간격을 고려한 고속 비행 공역을 제안하고, 해당 경로에서 무인기간의 충돌방지를 위한 항법시스템의 성능요구조건과 안전한 분리 간격에 대한 선행 연구 분석과 고찰 결과를 제시한다.

1. 서 론

드론으로 통칭되는 소형무인기는 국내 항공법상 자체중량 150㎏ 이하의 초경량비행장치에 포함되는 무인비행장치로 정의된다.

최근 소형무인기는 레저, 영상촬영, 감시 분야에서 활발하게 활용되고 있을 뿐 아니라 무인기 택배 등 다양한 분야에서의 활용이 모색되고 있다(Figure 1 참조).

소형무인기의 활용도를 높이기 위해서는 법적·제도적 뒷받침과 더불어 운항 안전성이 확보된 상태에서 이용 공역의 확대를 통해 안정적으로 무인기를 운용할 수 있는 환경이 조성되어야 한다. 우리나라에서도 무인비행장치 안전관리를 위해 항공법상 Table 1과 같이 무게와 용도에 따라 안전관리에 차등을 두고 있으나 조종사 준수사항으로 육안으로 확인할 수 있는 범위 내(예. 300~500m)에서만 조종할 수 있도록 제한되어 있다[1].

현재 12㎏ 이하의 소형무인기는 150m (500ft) 이하의 고도에서 운용하도록 허용되고 있으며, 이보다 높은 고도는 유인항공기의 운용 공역이므로 소형무인기를 위한 공역 연구는 500ft 이하에 집중되고 있다.

Fig 1. Applications of Unmanned Aircraft Systems [2]

드론을 이용한 배송 프로젝트인 아마존 프라임 에어(Amazon Prime Air)를 추진하고 있는 미국 아마존사는 최근 Fig 2와 같은 소형무인기를 위한 공역 운영 방안을 제시한 바 있다. 이 방안에 따르면 200ft에서 400ft 사이의 고속 수송(High-speed transit) 영역을 운송 임무를 수행하기 위한 고급 장비를 탑재한 소형무인기가 고속으로 이동할 수 있는 공역으로 제안하였다[3]. 수직 분리 간격이 61m(200ft) 정도인 이 공역 모델에서 다수의 소형무인기가 안전하게 운용되기 위해서는 무엇보다 현재 무인기의 위치를 정확하게 파악할 수 있는 신뢰성 있는 항법 수단과 충돌감지 및 회피 수단, 무인기 관제 수단이 필요할 것으로 사료된다.

Table 1. Safety Management Criteria for Unmanned Aircraft System in Korea [1]

종류			장치 신고	기체 검사	비행 승인	조종자 증명	사업 등록	보험 가입	조종자 준수 사항
안전관리제도	12kg 초과	사업	○	○	○	○	○	○	○
		비사업	○	○	○	×	×	×	○
	12kg 이하	사업	○	×	×	×	○	○	○
		비사업	×	×	×	×	×	×	○
처벌기준	징역		6개월	–	–	–	1년	–	–
	벌금		5백만	–	2백만	–	3천만	–	–
	과태료		–	5백만	2백만	3백만	–	5백만	2백만

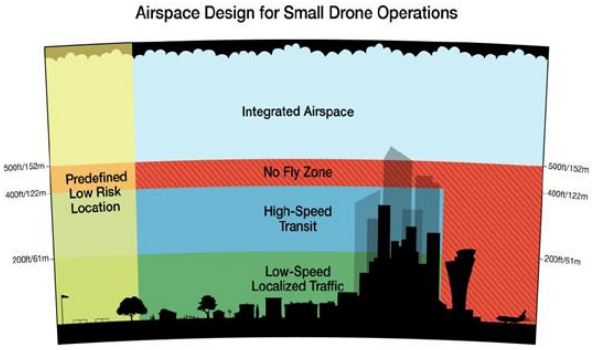

Fig 2. Airspace design for small drone operation (Source: Amazon)

본 논문에서는 소형무인기 공역 관련 기술과 무인기교통관리, GBAS와 유사한 무인기용 위성항법보강기술 선행연구 동향에 대해 살펴보고 항법 시스템의 성능지표와 오차 모델에 대해 설명한다. 아마존사에서 제안한 고속 수송 공역 모델과 유사한 소형무인기 순항로를 제안하고, 해당 공역 내에서 지상기반 위성항법보강시스템 기술을 적용할 경우를 가정하여 실현 가능한 안전 분리 간격에 대한 선행 연구 분석과 고찰 결과를 제시한다.

2. 소형무인기를 위한 공역·관제 기술 및 위성항법보강기술 연구 동향

최대이륙중량 12kg 이하(150kg 이하 초경량비행장치는 모두 해당) 정도의 소형무인기는 고도 150미터 이하의 공역을 이용해야 한다. 이러한 저고도 영역에서 다수 무인기의 안전한 운용을 위해서는 이동하는 무인기가 안전 분리(separation) 간격을 유지할 수 있도록 하는 항법 · 항공교통관리 수단이 필요하다. 본 절에서는 아마존사가 최근 NASA UTM 2015 convention에서 제안한 공역 모델과 NASA의 무인기교통관리시스템(UTM) 개념을 간략히 소개하고, 스탠포드 대학의 S. Pullen이 제시한 GBAS(Ground Based Augmentation System) 기술에 기반한 지상기반 무인기용 지역위성항법보강기술(LADGNSS)과 개념을 설명한다.

2.1 아마존사 제안 공역 모델

드론을 이용한 배송을 준비하고 있는 미국 아마존사는 Fig 2와 같은 소형무인기를 위한 공역 운영 방안을 제안한 바 있다.

No Fly Zone은 유인기와 무인기의 공역을 구분하고 안전하게 분리하기 위한 버퍼 구역으로 비상시를 제외하고 소형무인기가 비행할 수 없는 공역이다. 200ft에서 400ft 사이의 고속 수송(High-Speed Transit) 영역은 운송 임무를 수행하는 고급의 탑재장비를 달고 있는 소형무인기들이 고속으로 이동할 수 있는 공역이다. 저속 로컬교통(Low-Speed Localized Traffic) 구역은 감시, 촬영, 측량과 같은 비 운송용 임무를 수행하는 고급의 감시회피(See and Avoid, SAA) 기능을 보유하지 않은 무인기를 위한 공역(이 구역 중 인구밀집지역 상공과 같은 특정 부분에서 저급 탑재 장비를 지닌 드론의 접근은 제한할 수 있음)이다.

수직 분리 간격이 200ft 정도인 이 공역 모델에서 다수의 소형무인기를 안전하게 이동하고 임무를 수행하기 위해서는 무엇보다 현재 무인기의 위치를 정확하게 파악할 수 있는 신뢰성 있는 독립/종속 항법 수단과 충돌회피/감시 수단에 대한 연구가 더 필요할 것으로 사료된다.

2.2 NASA의 무인기 관제 기술

NASA는 저고도 공역에서 무인기(Unmanned Aerial Systems, UAS)의 안전한 운용을 위한 무인기교통관리시스템(UAS Traffic Management, UTM) 연구를 추진하고 있다. UTM 연구는 무인기 운용자가 비행계획을 제출하여 저고도 공역에서 특정 임무를 수행할 수 있도록 하고, 가시선 또는 가시선 영역 너머에서도 단일/다수 무인기의 안전한 운용을 가능하도록 하는데 초점을 두고 있으며 현재 공역 운용관련 요구사항에 대한 유효성 검증 등을 추진하고 있다[2].

현재 UTM 설계는 클라우드 기반 구조로 되어 있으며 디지털, 가상 및 유연성 있는 위험 기반 접근 방식과 서비스 인프라 제공을 목적으로 하고 있다. 또한 Fig 3과 같이 이동형 시스템과 고정형 시스템을 함께 고려하고 있으며, 기상/바람에 대한 영향, 지형 및 장애물에 대한 데이터베이스 및 충돌회피, 안전 분리 유지를 달성하기 위한 기술 연구를 진행하는 것으로 알려져 있다.

Fig 3. UTM concept and goals [2]

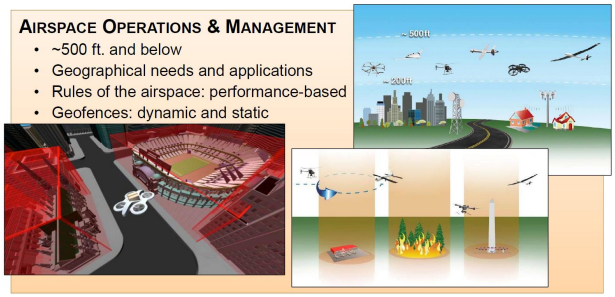

Fig 4. UTM function - Airspace Operations & Management [2]

2.3 무인기를 위한 지역기반 위성항법보정(LADGNSS) 네트워크

GBAS 기술 개발에 기여한 스탠포드대학의 S. Pullen 등은 Fig 6과 같은 무인기 운용을 가정한 지역기반위성항법시스템 네트워크 개념을 제시한 바 있다[4,5].

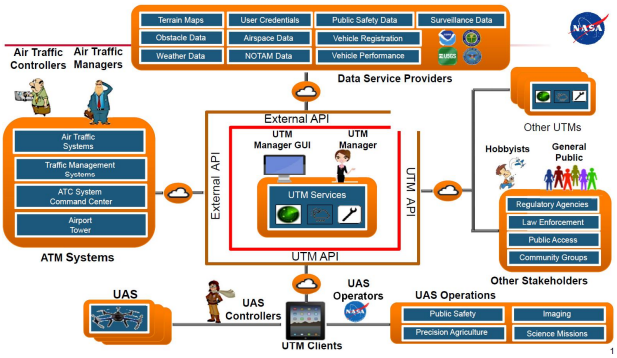

Fig 5. UTM Architecture [2]

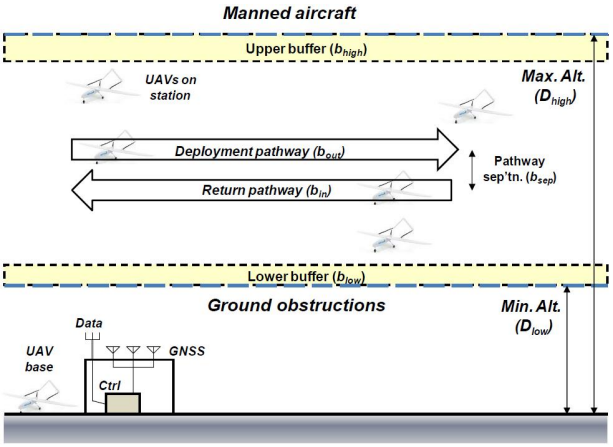

Fig 6. Local Area UAV Network Concept [4, 5]

이 개념에서는 GBAS 시스템의 하드웨어와 소프트웨어를 간략화하여 무인기를 위한 시스템에 적용하는 방안과 공역 분리 안전성 확보를 위한 무인기 네트워크 개념을 제안하였다. Fig 6에서 왼쪽 하단의 UAV 기지국에서는 운용범위 내의 무인기를 위한 통제(Command and Control) 명령을 송신하고 차분보정정보를 방송하는 GNSS 기준국 역할을 병행하여 수행하게 된다. 이 개념에서는 무인기 이동 공역 보호를 위한 상부 버퍼영역(b_high)과 하부 버퍼영역(b_low)을 설정하고 임무 수행을 위해 이동하는 배치(deployment) 경로(b_out)와 복귀(return) 경로

(b_in)를 정의하여 경로 간의 안전 분리 간격 확보를 위해 GBAS 기술을 적용하는 방법에 대해 연구한 바 있다[4,5].

3. 항법시스템의 성능 지표

3.1 위성항법시스템의 성능 지표

위성항법시스템의 성능은 정확성(accuracy), 무결성(integrity), 연속성(continuity), 가용성(availability)의 4가지 성능 지표로 정의된다.

Table 2. Performance parameters of Global Navigation Satellite System(GNSS)

성능지표 (항목)	내용	표현 인자
정확성 (Accuracy)	참값으로부터 벗어난 정보들 나타내는 항법 성능 지표, 보통 1σ(68%), 2σ(95%) 오차, RMS, CEP 등으로 표현	위치 오차
무결성 (Integrity)	시스템이 해당 영역의 항법에 사용하기에 부적절한 성능을 보일 때 즉각적으로 경보를 제공할 수 있는 능력. 무결성 위험은 비정상 동작으로 인해 위험을 초래할 수 있는 항법시스템을 감지할 수 없는 확률로 정의됨	무결성 위험 (확률), 보호 수준, 경보 한계, 무결성 한계
연속성 (Continuity)	의도한 운용(operation)을 수행하는 동안에 정확성과 무결성을 보장하는 항법 신호를 지속적으로 제공하는 확률 연속성 위험은 접근 비행을 시작한 이후 예상치 않은 항법성능의 간섭이 감지될 확률로 표현	연속성 위험 (확률)
가용성 (Availability)	접근비행 시작 이전, 항법시스템의 가용한 시간의 비율. 정확성, 무결성, 연속성 요건을 모두 만족하여야 가용함이 결정됨	가용성 (확률)

위치오차(position error)는 정확성의 수준을 파악하는 척도로 수평위치오차(horizontal position error)와 수직위치오차(vertical position error)로 구분하여 표현된다. 위성항법시스템에서 무결성을 판단하는 수치로 보호수준(protection level)이 통용된다. 통상적인 상황에서는 위치오차가 보호수준 값보다 작다.

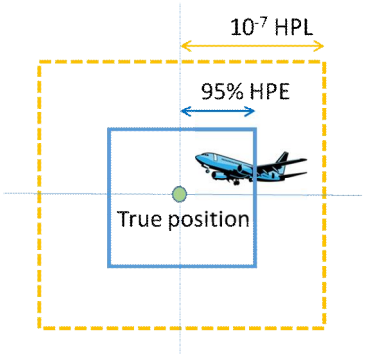

Fig 7. Position Error and Protection Level

정확성 한계(accuracy bounds)는 95% 수평위치오차와 같이 높은 정밀도로 측정되고 모델링 될 수 있으나 10^{-7} 수평보호수준과 같은 무결성 한계(integrity bounds)는 불충분한 측정치 개수, 낮은 확률에서의 가우시안 외삽의 단점, 고장 모델이나 가정에의 의존, 많은 불확실성 등으로 인해 측정이나 모델링이 어렵다. GBAS와 같은 위성항법보강시스템 기술에서는 무결성을 감시·평가할 때 보호수준(protection level)이 경보 한계(alert limit)를 초과하지 않는지를 실시간으로 확인함으로써 무결성 보장 여부를 검증하는 방식을 사용한다. 정밀접근 요구성능 조건이 상향(APV → CAT I → CAT III)되면 결심고도(DH: Decision Height)와 경보 한계 값이 작아지게 되며 이에 따라 높은 정확성과 무결성을 요구하게 된다. 이러한 요구조건은 순항로 상에서도 마찬가지로 적용되며 항법시스템의 무결성을 평가하는 기본 방법이 된다.

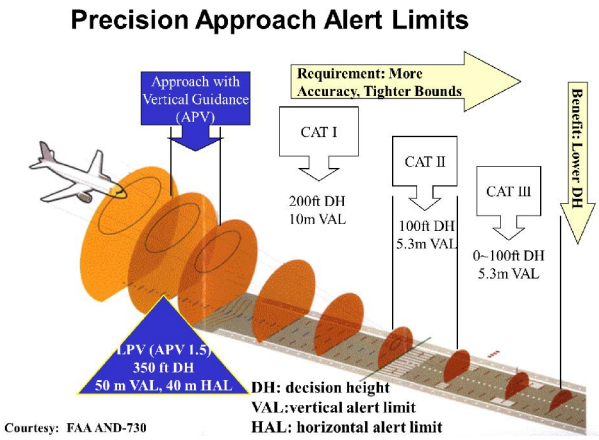

Fig 8. Decision height, alert limit and Integrity bounds w.r.t. approach criteria (Source: FAA)

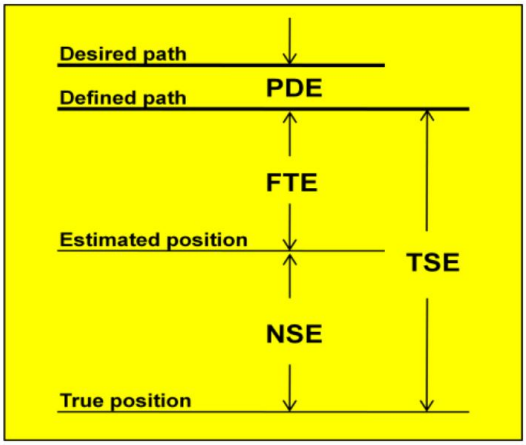

Fig 9. Error elements of aircraft navigation in RNP operation

3.2 항로/공역에서의 요구항법성능

항공기 항법시스템의 요구성능은 특정 공역이나 운항 단계에서 필요한 요구항법성능(Required Navigation Performance, RNP)으로 표현된다. RNP 측면에서 고려하는 항법 성능은 Table 3과 Fig 9와 같은 오차 성분으로 구분된다.

Table 3. Error elements of aircraft navigation in RNP operation

오차 항목	내용
경로정의오차 (Path Definition Error, PDE)	운용을 위해 정의된 경로와 원하는 실제 경로와의 차이. 측량이나 운항 경로 설계의 오류에서 기인함
비행기술오차 (Flight Technical Error, FTE)	비행하려는 정의된 경로와 항법시스템이 계산한 위치와의 차이. 항공기의 제어시스템, 외부 요인(바람, 조종사 의도/기술) 등에 의한 영향 포함
항법시스템오차 (Navigation System Error, NSE)	항법시스템/항법센서의 품질에 의존하는 오차로 실제 위치(true position)과 항법시스템이 제공하는 예측 위치(estimated position)의 차이
통합시스템오차 (Total System Error, TSE)	통합시스템오차는 FTE와 NSE의 합으로 정의되며 이는 정의된 경로를 기준으로한 전체 오차를 의미함. RNP 개념에서의 오차는 TSE로 정의됨

4. 고속 이동을 위한 순항 공역 모델

고도 150미터 이하를 비행하는 소형무인기의 고속(전용) 이동을 위한 순항 경로(en-route)를 Fig 10과 같이 가정한다. 해당 공역의 수직방향의 크기는 200ft(61m)로 설정하고, 무인기 지상통제시스템이나 교통관리시스템(UAM)을 통해 위성항법 차분보정 정보와 무결성 정보를 제공받는 환경을 생각한다. 상부와 하부에는 S. Pullen이 제안한 모델과 같이 버퍼 영역을 두어 유인기 공역과의 안전한 분리를 고려하고, 25m 수직 크기를 갖는 상부/하부 이동 항로 공역 간에는 5m의 물리적 분리가 되도록 구성한다.

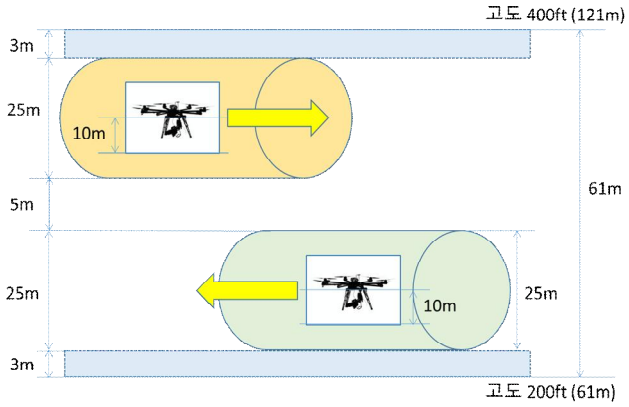

Fig 10. Proposed (dedicated) en-route airspace for small UAVs

이러한 이동 공역에서 지상기반 위성항법보강 기술을 통해 2~3m 이하 수준의 정확성(95%)과 수직 방향 10m 이하 수준의 경보 한계(alert limit) 수치를 보장하고, 무인기가 안전 분리 거리를 위배하여 무인기간 충돌 발생으로 인해 사람이 피해를 입을 확률은 10^{-9}이하가 되도록 보장하는 것을 목표로 한다. 제안된 항로 모델에서 무결성 한계 10m 수준이 보장되면 상·하부 항로 간 최소 10m 정도의 분리 간격이 보장될 수 있다.

5. 안전 분리 거리 추정

5.1 안전 분리 거리 계산을 위한 방법론[12]

GBAS와 같은, 혹은 GBAS 기술을 변용한 무인기를 위한 위성항법보강시스템 지상기준국을 공유하는 소형무인기의 운용 환경에서 인접 무인기와의 안전분리거리 추정을 위해서 3.2절에서 설명한 RNP 기반의 오차 모델을 고려할 수 있다. 안전분리거리 결정을 위한 오차 모델에서 크기가 작은 경로정의오차(PDE)는 무시하고 비행기술오차와 항법시스템오차를 주요 인자로 고려한다.

동일 기준국을 공유하는 위성항법 서비스 범위에서는 항법시스템의 오차와 관계되는 많은 인자들이 차분보정을 통해 상쇄되는 효과가 있다. 동일 지상기준국의 차분보정치를 사용하는 경우 상관 오차 요소는 해당 영역 내 무인기들에게 동일한 영향을 미치게 되지만, 비상관 오차는 서로 다른 영향을 주어 분리 거리에 영향을 미치게 된다. 비상관 오차의 주요 요소로는 이온층 오차와 대류층 오차가 대표적이며, 하드웨어와 운용환경에 따른 비상관 오차(항공기 탑재시스템의 다중경로오차, FTE 등)는 이론적 또는 실험적으로 결정될 수 있다.

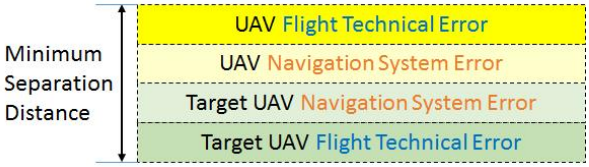

Fig 11. Error modeling for determining minimum separation distance [12]

5.1.1 비행기술오차(FTE) 모델링

소형무인기에서 비행경로오차를 추정하기 위해서는 비행시험 데이터를 기반으로 실험적으로 구할 수 있다. 참고문헌[12]에서는 멀티콥터를 활용한 실험을 통해 직선과 곡선으로 이루어진 비행경로를 정의하여 시험함으로써 직선구간에서 0.4m(RMS) 이하, 곡선구간에서 0.8m 이하의 FTE 결과를 얻을 수 있음을 보인 바 있다.

5.1.2 항법시스템오차(NSE) 모델링

소형무인기의 주요 항법 센서로는 MEMS 기반 관성항법센서, 위성항법수신기(GPS수신기), 기압고도계, 초음파 센서, 스테레오 카메라 등이 사용되고 있다. 실외 비행 시에는 현재 단독측위 위성항법정보가 주요한 항법 수단으로 활용되며, 관성항법센서 등이 위성항법신호의 수신이 불가한 영역에서 dead reckoning을 수행하거나 항법해를 보강(augmentation)하는 역할을 수행하게 된다.

공역에서의 안전한 무인기 운용을 위해서는 현재보다 더 정확하고 무결성이 보장된 항법 기술을 적용해야 한다. 이를 위해서는 위성항법 차분보정시스템(DGPS or DGNSS) 기술이나 관성항법센서/기압고도계/영상기반 항법센서 등의 기술이 결합되어야 할 것으로 판단된다.

참고문헌 [12]에서 제시한 항법센서로 GBAS 기술을 변형한 위성항법 차분보정시스템을 적용했을 때 항법시스템 오차를 모델링하는 기법을 소개한다.

차분보정시스템에서는 GNSS기준국을 공유하기 때문에 각 무인기에서 상관오차의 영향은 동일하다고 가정할 수 있지만 비상관오차가 미치는 영향은 무인기마다 다를 수 있기 때문에 이에 대한 영향을 고려할 필요가 있다.

두 무인기 사이의 이온층 비상관성은 해당 지역에서의 이온층 지연의 변화에 따른 것으로 두 무인기 사이의 이온층 잔차(residual)는 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\sigma_{iono,betweenUAVs} = F_{pp}\sigma_{vig}\sqrt{\begin{array}{l}(x_r - 2(\tau - T_s)v_{b,k-1}\cos\theta_b \\ +2(\tau - T_s)v_{a,k-1}\cos\theta_a)^2 \\ +2(\tau - T_s)v_{b,k-1}\sin\theta_b \\ -2(\tau - T_s)v_{a,k-1}\sin\theta_a)^2\end{array}} \quad (1)$$

x_r : 두 무인기간 거리

τ : 반송파 평활화 시간 상수

T_s : 샘플링 시간

v_a, v_b : 각 무인기의 속도

θ_a와 θ_b : 두 무인기 사이의 가시선과 각 무인기의 속도 벡터가 이루는 각도

σ_{vig} : 명목 수직이온층 공간 변화도의 1 시그마값

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cos\theta}{R_e + h_I}\right)^2\right]^{-\frac{1}{2}}$$

R_e : 지구 반경 = 6378.1363 km

h_I : 이온층 쉘 높이 = 350km

θ : 위성의 앙각(elevation angle)

GBAS 기술에서 사용자의 대류층 잔차는 다음과 같이 정의된다.

$$\sigma_{tropo} = \frac{\sigma_N h_0 \times 10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2(\theta)}}(1 - e^{-\triangle h/h_0}) \quad (2)$$

σ_N : 지상국으로부터 전송된 refractivity uncertainty 값

h_0 : 지상국으로부터 전송되는 tropospheric scale height

$\triangle h$: 지상국으로부터의 사용자 고도

θ : 사용자 수신기 위치에서의 위성의 elevation angle

두 대의 소형무인기를 UAV_a와 UAV_b라 하고 지상국으로부터의 높이를 각각 $\triangle h_a$, $\triangle h_b$로 가정하면 비상관 대류층 잔차는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned}\sigma_{tropo,between UAVs} &= \sigma_{tropo}(UAV_b) - \sigma_{tropo}(UAV_a) \\ &= \frac{\sigma_N h_0 \times 10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2(\theta)}} \\ &\times (e^{-\triangle h_b/h_0} - e^{-\triangle h_a/h_0})\end{aligned} \quad (3)$$

GBAS 시스템의 경우 항공기 탑재시스템의 표준 다중경로오차모델은 다음과 같이 제안되어 있다.

$$\sigma_{multipath}(\theta) = 0.13 + 0.53 e^{(-\theta/10^\circ)} \quad (4)$$

소형무인기는 이동 공역의 고도가 낮고, 장애물에 근접하여 이동하는 경우가 많기 때문에 다중경로오차에 의한 영향이 클 수 있는데, 탑재된 위성항법수신기의 다중경로오차는 비행데이터를 실험적으로 처리하여 모델링이 가능하다. 이중 주파수 GPS수신기를 사용하여 코드/반송파 위상 관측치를 차분(Code Minus Carrier, CMC)하고 이중 주파수 반송파 위상 관측치를 사용하여 이온층 지연값을 추정하여 보정하면 다중경로오차와 수신기잡음 추정치를 획득할 수 있다. 다중경로오차와 수신기잡음오차가 독립적이라고 가정하면 코드-위상 차분치와 수신기잡음모델로부터 다음으로부터 다중경로오차를 추정할 수 있다.

$$\sigma_{uav,multipath} = \sqrt{\sigma_{CMC}^2 - \sigma_{noise}^2} \quad (5)$$

$$\sigma_{noise} = \lambda_C \sqrt{\frac{d}{8C/N_0\tau}} \quad (6)$$

5.2 위험도를 고려한 안전분리거리 계산법[12]

전술한 오차 모델과 위험 평가 방법론으로부터 식 (7)을 사용하여 충돌 확률을 만족하는 최소 분리 거리를 계산할 수 있다. 위험 평가 방법론에서 계산되는 K 인자를 아래 식과 같이 오차 모델에 곱하여 반영한다.

안전 분리 거리(간격) [단위: m]

$$= K \times \sqrt{\sigma_{NSE}^2 + \sigma_{FTE}^2} \quad (7)$$

$$\sigma_{NSE,lat} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_{lat,i}^2 (\sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2 + \sigma_{uav_multi,i}^2)} \quad (8)$$

$$\sigma_{NSE,vert} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_{vert,i}^2 (\sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2 + \sigma_{uav_multi,i}^2)} \quad (9)$$

N : 위성 개수

$s_{lat,i}$: i번째 ranging source(위성)의 수평(lateral) 방향 요소의 projection

$s_{vert,i}$: i번째 ranging source(위성)의 수직(vertical) 방향 요소의 projection

소형무인기가 다른 무인기와 충돌하여 인간에게 위해를 초래할 확률은 허용 오차를 얼마로 정할지를 결정하는데 있어 핵심이 된다.

안전 분리 기준을 위배하여(Separation Violation, SV), 충돌이 일어났을 때(Collision, CO) 사람에게 위해를 주는(Harm to Humans, HH) 확률은 다음 식으로 정의될 수 있다[5].

$$\Pr(HH|SV) = \Pr(HH|CO) \times \Pr(CO|SV) \quad (10)$$

Table 4는 참고문헌 [5]에서 제안된 관련 확률 값이다. 표에서 worst case는 안전 분리 기준 위배시 충돌이 일어날 확률이 1이라는 의미이다. 안전 분리 기준 위배 시 평균 충돌 확률이 아주 작기는 하지만 비정상 상황에서 안전을 보장하기 위해 평균 확률보다 worst case 확률을 적용할 필요가 있다.

Table 6. Collision and Hazard Probabilities Given Probability of Separation Violations [3, 12]

Pr(CO|SV) (mean)	Pr(HH|CO) (mean)	Pr(HH|SV) (mean)	Pr(HH|SV) (worst case)
10^{-4}	10^{-5}	10^{-9}	10^{-5}

Worst case 조건에서 위험 모델을 사용하면 Pr(HH)이 주어진 경우 안전 분리 기준 위배 확률이 결정될 수 있다. FAA hazard risk index 안전 기준에 의해 사람에게 위해를 주는 확률 Pr(HH) 값으로 10^{-9}을 채택한다. 즉, 안전 분리 간격 위배로 인해 용인될 수 있는 최대 허용 위험을 10^{-9}로 정하면 아래 식으로부터 안전 분리 위배 확률은 10^{-4} 이하가 되어야 함을 알 수 있다.

$$\Pr(HH|SV) \times \Pr(SV) \le 10^{-9} \quad (11)$$

즉, Worst cast 조건을 적용하면 Pr(HH|SV) = 10^{-5}이므로 Pr(SV) = 10^{-4}은 이하가 되어야 한다. 따라서 10^{-4}의 double-sided tail probability에 상당하는 가우시안 K값은 3.89로 결정된다.

5.3 시뮬레이션을 통한 안전 분리 거리 계산

전술한 오차 모델과 결정된 K 인자 값을 사용하여 시뮬레이션을 통해 $\sigma_{tropo,between UAVs}$와 $\sigma_{iono,between UAVs}$, σ_{uav_multi}를 계산할 수 있으며, 이를 통해 안전 분리 거리를 유도할 수 있다. RTCA 표준 24개의 위성군 데이터를 이용한 시뮬레이션 결과를 참고문헌 [12]에서 제시한 바 있으며, 해당 연구에서 제시된 수평 및 수직 안전 분리 거리 값은 Fig 12와 같다.

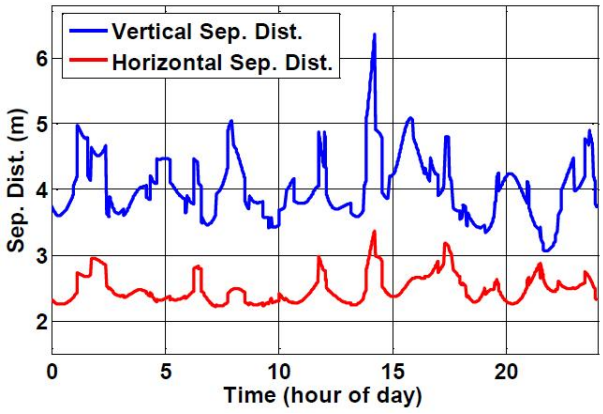

Fig 12. Simulation results of safe separation distance [12]

위 결과에 따르면 수평분리거리는 대부분 3m 이하 수준이며 수직분리거리는 3~5m 수준, 최대 약 6m 정도가 됨을 알 수 있다.

따라서 본 논문에서 제시된 바와 같이 무결성 경보 한계(alert limit)를 10m로 설정하고 수평/수직보호수준(Horizontal/Vertical Protection Level)을 실시간으로 계산하여 계산된 값이 경보 한계를 초과하지 않는지를 모니터링하는 기능을 무인기 탑재시스템에 구현하면 요구항법성능(RNP) 기반의 항법성능 모니터링이 150m 이하 고도의 무인기 공역에서도 가능해 지며, 소형무인기 이동 공역의 안전 거리 분리도 가능해 진다.

향후 다양한 조합의 항법센서 조건(관성항법센서 결합 등) 하에서 소형무인기의 안전 분리 간격에 대한 지속적인 연구와 고려가 필요하지만, 항법센서의 추가를 통해 전체 항법시스템의 정확성과 무결성 성능이 개선될 것으로 예측되므로, 제안한 공역 모델에서 목표로 설정된 10m 이하 수준의 분리 간격 달성은 기술적으로 충분히 가능할 것으로 판단된다.

6. 결 론

본 논문에서는 택배, 수송 등의 목적으로 고속 비행이 요구되는 소형무인기(드론)의 순항을 가정하여 안전 분리 간격을 고려한 전용의 고속 비행 공역을 제안하고 관련 선행 연구 분석 결과를 소개하였다. NASA와 아마존사에서는 무인기 공역에 대한 연구와 무인기교통관리시스템에 대한

연구를 추진하고 있으며, 고도 150m(500ft)이하의 영역을 무인기 공역으로 활용하기 위한 개념과 기술 대안을 제시하고 있다. 무인기의 항법에 GBAS 기술을 변형한 지역기반 위성항법보강기술을 적용하기 위한 연구를 스탠포드와 KAIST에서 수행한 바 있으며 안전 분리 거리 계산을 위한 방법론과 초기연구 결과를 제시하였다.

본문에서 제안된 소형무인기 고속이동 공역 모델은 고도 200~400ft 사이의 공역을 수송 목적의 무인기 이동공역으로 제안하고 상/하부 2개의 순항로를 구성하였다. 무인기에 위성항법 무결성 감시 기능을 추가하여 경보한계를 10m로 설정하고 보호수준값이 이를 초과하는지를 모니터링함으로써 무인기 공역에서 안전 분리가 가능할 수 있음을 설명하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 주요사업과 미래창조과학부에서 지원한 “DMM 기반 장애물 회피 및 소형 무인기 조종 장치 기술 개발” 사업의 연구결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

[1] 무인비행장치 활용 신 산업분야의 안전성검증 시범사업 설명회 발표자료, “무인비행장치 안전관리 정책방향”, 국토교통부

[2] NASA UTM 발표자료, NASA-KARI Meeting

[3] www.amazon.com/primeair, “Revising the Airspace Model for the Safe Integration of Small Unmanned Aircraft Systems”

[4] S. Pullen, P. Enge, and J. Lee, “High-Integrity Local Area Differential GNSS Architectures Optimized to Support Unmanned Aerial Vehicles (UAVs),” Proceedings of ION ITM 2013, San Diago, CA, Jan. 28-30, 2013

[5] S. Pullen, “Managing Separation of Unmanned Aerial Vehicles Using High-Integrity GNSS Navigation,” Proceedings of EIWAC 2013, Tokyo, Japan, Feb. 19-21, 2013

[6] RTCA SC-159, Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation Systems, RTCA/DO-245A, Dec. 2004.

[7] G. A. McGraw, T. Murphy, M. Brenner, S. Pullen, and A.J.V. Dierendonck, “Development of the LAAS Accuracy Models,” Proceedings of ION GPS 2000, Salt Lake City, UT, Sep.19-22, 2000, pp.1212~1223.

[8] B.S. Levy, P. Som, and R. Greenhaw, “Analysis of Flight Technical Error on Straight, Final Approach Segments,” Proceedings of the 59th Annual Meeting of the Institute of Navigation and CIGTF 22nd Guidance Test Symposium, Albuquerque, NM, June 2003, pp. 456~467

[9] FAA System Safety Handbook. Washington, D.C., U.S. Dept. of Transportation/Federal Aviation Administration, Dec. 2000.

[10] D. Gebre-Egziabher, Z. Xing, Analysis of Unmanned Aerial Vehicles: Concept of Operations in ITS Applications, Final Report (CTS 11-06), Center for Transportation Studies, University of Minnesota, March 2011.

[11] C.W. Lum, B. Waggoner, “A Risk Based Paradigm and Model for Unmanned Aerial Systems in the National Airspace,” Proc. AIAA Infotech@Aerospace 2011 Conference, St. Louis, MO, March 29-31, 2011, AIAA-2011-1424.

[12] M. Kim, K. Kim, J, Lee, S. Pullen, “High-Integrity GNSS Navigation and Safe Separation Distance to Support Local-Area UAV Networks,” Proc. of the 27th International Technical Meeting of The Satellite Division of the ION GNSS+ 2014, Tampa, Florida, September 2014, pp.869~878