

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(12), 1054-1061(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.12.1054

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

LADGNSS 항법지원을 받는 무인항공기의 비행 기술 오차 모델링 기법

김기완, 김민찬, 이동경, 이지윤*

Flight Technical Error Modeling
for UAV supported by Local Area Differential GNSS

Kiwan Kim, Minchan Kim, Dong-Kyeong Lee and Jiyun Lee*

Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology

ABSTRACT

Navigation accuracy, integrity, and safety of commercial Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is becoming crucial as utilization of UAV in commercial applications is expected to increase. Recently, the concept of Local-Area Differential GNSS (LADGNSS) which can provide navigation accuracy and integrity of UAV was proposed. LADGNSS can provide differential corrections and separation distances for precise and safe operation of the UAV. In order to derive separation distances between UAVs, modeling of Flight Technical Error (FTE) is required. In most cases, FTE for civil aircraft has been assumed to be zero-mean normal distribution. However, this assumption can cause overconservatism especially for UAV, because UAV may use control and navigation equipments in wider performance range and follow more diverse path than standard airway for civil aircraft. In this research, flight experiments were carried out to understand the characteristics of FTE distribution. Also, this paper proposes to use Johnson distribution which can better describe heavy-tailed and skewed FTE data. Furthermore, Kolmogorov-Smirnov and Anderson-Darling tests were conducted to evaluate the goodness of fit of Johnson model.

초 록

민수용 무인항공기의 활용이 확대될 것으로 기대되면서 무인항공기의 항법 정확도와 항법 무결성의 보장에 대한 문제가 중요해지고 있다. 최근 민수용 무인항공기를 대상으로 항법 정확도와 항법 무결성을 보장하는 지역보강항법시스템(Local-Area Differential Global Navigation Satellite System, LADGNSS)의 개념이 제시된 바 있다. LADGNSS는 무인항공기 간의 충돌을 방지하기 위한 최소분리거리 정보를 제공하여 무인항공기의 안전을 보장한다. 최소분리거리를 산출하기 위해서는 무인항공기의 비행기술오차(Flight Technical Error)에 대한 정보가 필요한데, 이 오차는 기존 유인항공기 분야에서 평균이 0인 정규분포로 모델링 되어 왔다. 하지만 무인항공기의 경우 유인항공기와 다르게 제어/항법장비나 비행경로 등에 대한 표준이 다변화 될 것으로 예상되며 비행기술오차에 대해서 일괄적으로 평균이 0인 정규분포를 가정하는 것은 무결성 정보 산출 시 과도한 보수성을 야기할 수 있다. 본 연구에서는 비행실험을 통해 무인항공기의 비행기술오차를 수집하고, 해당 오차의 특성을 잘 묘사할 수

† Received : December 10, 2014 Revised : September 21, 2015 Accepted : November 18, 2015

* Corresponding author, E-mail : jiyunlee@kaist.ac.kr

있는 Johnson 분포 모델을 이용해 오차를 모델링 하였다. 오차모델에 대한 적합성을 평가하기 위해서 Kolmogorov-Smirnov Test와 Anderson-Darling Test를 수행하였다.

Key Words : Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Local Area Differential GNSS(지역 보강항법), Flight Technical Error(비행기술오차), Johnson Model(존슨 모델)

1. 서 론

세계적으로 무인항공기의 활용이 군용에서 민수용으로 확대될 것으로 기대되면서 세계 각국은 민수용 무인항공기의 운용을 위한 법규와 인증체계를 마련하고 있다[1, 2]. 이와 함께 민수용 무인항공기의 항법정확도와 항법무결성의 보장에 대한 문제가 어느 때보다 중요해지고 있다. 최근까지 다양한 필터 이론이나 센서 융합 등을 통해 무인항공기의 항법정확도를 높이기 위한 연구는 활발하게 진행되어 왔다[3, 4, 5, 6]. 하지만 무인항공기의 안전성과 직결되는 항법무결성에 대한 연구는 아직 미흡한 실정이다. 기존 민간 유인항공기에 대해서는 항법무결성에 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 기반 시스템에서의 각종 무결성 감시 알고리즘에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔다[7, 8]. 마찬가지로 무인항공기가 민수용으로 보급되어 안전하게 운용되기 위해서는 무인항공기의 항법정확도 및 항법무결성에 대한 보장이 가능해야 한다.

최근에는 보강항법시스템의 일종으로 민수용 무인항공기를 대상으로 항법정확도와 항법무결성을 향상시켜줄 수 있는 지역보강항법시스템(Local-Area Differential Global Navigation Satellite System, LADGNSS)의 개념이 제시된 바 있다[9]. LADGNSS는 항법보정정보, 무결성 정보를 생성하고 방송함으로써 무인항공기의 항법 정확도와 안전을 보장해주고, 무인항공기 간의 충돌을 방지하기 위한 최소분리거리 정보를 제공하여 효율적인 경로 설정 또한 가능하게 하는 시스템이다[10, 11, 12].

LADGNSS에서 무인항공기의 항법무결성을 보장하기 위해서는 무인항공기 항법과 관련한 전체 오차, 즉 총 시스템 오차(Total System Error, TSE)에 대한 정보가 필요하다. TSE는 지상국에서 제공하는 유도 정보의 정확도, 항공기에 탑재된 제어기의 성능, 항공기의 항법시스템 성능 등

과 같은 여러 요소들로부터 영향을 받아 발생한다. 기존 유인항공기의 경우에는 각종 탑재장비에 대한 엄격한 표준화와 제한된 비행경로로 인해 항공기의 TSE에 대해서 오차가 평균이 0인 정규분포를 따른다는 가정을 일괄적으로 적용할 수 있었다. 반면 무인항공기의 경우에는 그 용도에 따라 기체 및 탑재체의 다변화가 예상된다. 실제로 무인항공기에서 다양한 항법센서가 결합된 복합항법시스템이 사용되기도 하며, 비행경로도 필요에 따라 다양한 형태로 사용되고 있다. 따라서 무인항공기의 항법 오차에 대해서는 기존의 방식보다 유연한 형태의 오차분포를 고려해야 할 필요가 있다.

항공기의 TSE를 유발하는 주요한 요인으로는 FTE(Flight Technical Error FTE)가 있다. FTE는 항공기가 주어진 비행경로를 완벽하게 추종하지 못함으로써 발생하는 오차이다. 이때 무인항공기의 FTE는 유인항공기의 FTE와 그 특성이 다를 수 있는데, 그 이유는 다음과 같다. 첫째, 항공기의 무게, 비행속도영역, 가속도영역, 비행자세 등의 측면에서 유/무인항공기가 사용하는 운용범위가 서로 다르다. 특히 민수용 소형 무인항공기는 저속영역에서 비교적 규모가 작은 시스템으로 비행하게 되는데, 이로 인해 주어진 경로에 대한 응답특성이 다르게 나타날 수 있다. 둘째, 항공기의 규모가 작을수록 바람과 같은 외란에 대해서 취약해질 수 있다. 규모가 큰 유인항공기는 외란에 대한 강성이 높아 경로를 잘 추종할 수 있는 반면, 규모가 작은 민수용 무인항공기는 외란에 대한 강성이 낮아 주어진 경로를 잘 추종하지 못할 수 있기 때문이다. 셋째, 유인항공기는 비교적 안정적인 비행자세를 유지하며 단조롭고 정형화된 비행경로를 따라 항행하는 반면, 무인항공기는 보다 다양한 자세로 유연한 형태의 비행경로를 추종하는 경우가 많기 때문에 FTE의 특성도 다르게 나타날 수 있다.

따라서 본 연구에서는 소형 무인항공기의 FTE의 특성을 파악하고, 해당 특성을 반영할 수 있는 오차모델링 기법을 제시한다. 본문에서는 먼저 무인항공기의 TSE의 요소에 대해서 살펴보고, 무인항공기의 FTE를 산출하기 위한 방법과 비행

실험 내용 및 하드웨어 구성을 소개한다. 실험을 통해 산출된 무인항공기의 FTE에 대해서는 정규분포와 Johnson 분포를 이용하여 모델링을 수행한다. 실험을 통해 수집한 FTE와 두 오차모델의 적합성을 정량적으로 판단하고 두 모델을 비교하기 위해서 Goodness of Fit 테스트를 수행하고, 어떤 모델이 소형 무인항공기의 FTE를 잘 묘사하는가에 대한 결론을 제시한다.

II. 본 론

2.1 총 시스템 오차 요소

TSE는 사전에 의도된 비행경로(Desired Path)로부터 항공기의 이탈 정도를 나타내는 오차를 의미한다. TSE의 구성요소는 경로결정오차(Path Definition Error, PDE), 비행기술오차(Flight Technical Error, FTE), 항법시스템오차(Navigation System Error, NSE)가 있다. PDE는 지상국에서 의도한 비행경로(Desired Path)와 항공기의 항법 시스템에서 정의된 비행경로(Defined Path) 간의 차이 값을 의미한다. 통상적으로 PDE는 매우 작은 것으로 간주된다. FTE는 항공기가 할당받은 비행경로를 완벽하게 추종하지 못함으로써 발생하며, 센서의 추정 위치(Estimated Position)와 항공기에 할당된 비행경로(Defined Path) 간의 차이 값으로 정의된다. NSE는 항법시스템의 위치측정 정확도와 직결되는 오차로 실제 항공기의 위치(True Position)와 항법시스템을 통해 추정된 위치(Estimated Position)의 차이 값으로 정의된다.

유인항공기의 경우에는 위와 같이 정의된 오차 요소들을 모두 평균이 0인 정규분포(Zero-mean Gaussian)로 가정하고, 각 오차들의 표준편차를 RSS(Root-Sum-Square)함으로써 TSE를 산출한다. 아래의 식 (1)을 통해 산출된 TSE는 유인항공기의 항로 폭을 결정하거나, 항법 위험 요구도(Risk Requirement) 분석을 위해 사용된다[13].

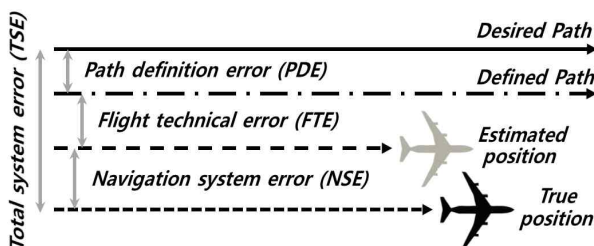


Fig. 1. Components of Total System Error

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

기존의 유인항공기 항법에 대해서는 표준화가 잘 이루어져 있기 때문에 FTE나 NSE가 평균이 0인 정규분포를 잘 따르는 경향이 있다.

무인항공기의 TSE에 대해서도 유인항공기의 경우와 동일하게 세 가지의 오차 요소를 고려해 볼 수 있다. 무인항공기의 경우에도 PDE는 다른 두 오차에 비해 무시할 수 있을 만큼 작다고 가정한다. NSE는 무인항공기에 탑재된 항법시스템에 따라 다를 수 있지만, 본 연구에서는 무인항공기의 항법에 대해서 LADGNSS의 항법지원을 받는 GNSS 기반의 시스템을 고려한다. GNSS의 항법 시스템 오차는 기존의 유인항공기 방식과 동일하게 평균이 0인 정규분포로 모델링 할 수 있다. 무인항공기의 FTE는 항공기의 규모, 외란에 대한 강성, 비행자세 및 비행경로 등에 따라 오차분포특성이 다르게 나타날 수 있기 때문에 유인항공기의 기존 모델링 방식과는 구분되어 모델링이 수행되어야 한다. 무인항공기의 오차특성을 파악하고 이를 잘 반영할 수 있는 분포로 오차를 모델링한다면 기존의 정규분포를 유지하는 방식을 고수함으로써 발생할 수 있는 과도한 보수성을 개선할 수 있다.

2.2 비행기술오차의 산출 및 모델링 기법

2.2.1 비행기술오차 샘플링 기법

무인항공기의 FTE 분포를 나타내기 위해서는 오차샘플 간 독립성이 보장되어야 한다. 따라서 비행실험을 통해 FTE를 수집한 후, 샘플 간 독립성을 보장할 수 있는 샘플링 간격을 산출해야 한다. 샘플링 간격의 산출과정은 자기상관계수(Autocorrelation coefficient)의 산출, 임계값(Critical Value)과의 비교, 귀무가설의 기각(Reject) 여부 순으로 진행된다. 샘플링 간격을 산출하기 위해서 먼저 실험을 통해 확보한 오차 데이터를 기반으로 아래의 식(2)와 같이 자기상관계수를 산출한다.

$$\gamma_k = \frac{1}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n-k} x_i^2 - \frac{1}{n-k} \left(\sum_{i=1}^{n-k} x_i \right)^2}} \times \frac{\sum_{i=1}^{n-k} x_i x_{i+k} - \frac{1}{n-k} \sum_{i=1}^{n-k} x_i \sum_{i=k+1}^n x_i}{\sqrt{\sum_{i=k+1}^n x_i^2 - \frac{1}{n-k} \left(\sum_{i=k+1}^n x_i \right)^2}} \quad (2)$$

여기서 각각 x_i 는 i 번째 FTE의 샘플, n 은 샘플 개수, k 는 데이터 샘플 시리즈 간의 시간지연(Lag)을 의미한다. 만약 위의 식(2)를 통해 산출된 자기상관계수가 큰 값을 가진다면, 이는 데이터 샘플이 서로 독립이라는 가정이 위배되었음을 의미하는 것이다. 산출된 자기상관계수와와의 비교를 위한 임계값은 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$\gamma_{\alpha,k} = N^{-1}(\alpha,0,1) \sqrt{\frac{1}{n} \left(1 + 2 \sum_{i=1}^k \gamma_i^2 \right)} \quad (3)$$

위의 식(3)에서 $k = 1 \dots \text{int}(n/4)$, α 는 제1종 오류의 유의수준(Type I Error Significance Level), $N^{-1}(\alpha,0,1)$ 는 표준정규누적분포의 역함수를 의미한다. 이때 귀무가설은 아래의 식(4)와 같이 k 차 자기상관계수의 값이 영이라고 가정한다.

$$H_0 : \rho_k = 0 \quad (4)$$

위의 귀무가설은 앞서 산출된 자기상관계수와 제1종 오류 유의수준에 대한 임계값 $\gamma_{\alpha,k}$ 의 크기를 비교를 통해 아래의 식(5)와 같이 기각여부가 결정된다.

$$\text{If } \gamma_k > \gamma_{\alpha,k}, \text{ reject } H_0 \quad (5)$$

만약 자기상관계수가 임계값보다 크다면 귀무가설은 기각되고, 데이터 샘플 간의 독립성을 보장할 수 없게 된다. 귀무가설이 기각되는 경우에는 샘플링 간격을 키워 샘플을 다시 추출한 후, 귀무가설이 채택 될 때까지 위의 과정을 반복한다. 위의 과정을 수행을 수행함으로써 데이터 샘플간의 독립성은 확보할 수 있지만, 분포를 나타내기 위한 샘플 수는 줄어들게 되므로 비행실험을 통해 충분한 오차 샘플을 확보해야 한다.

2.2.2 비행기술오차 모델링

오차데이터 샘플의 독립성이 확보되면 해당 데이터를 이용해 분포를 나타낼 수 있다. 본 연구에서는 무인항공기의 FTE를 정규분포와 Johnson 분포에 근사하여 분포를 추정했다. 정규분포는 유인항공기의 FTE를 모델링하기 위해서 평균이 0인이라는 가정과 함께 사용되고 있는 분포모델이다.

Johnson 분포는 데이터가 정규분포에 비해 비대칭적이고 꼬리가 두껍게(Fat-tailed) 분포하는 경우 사용될 수 있는 분포다[15]. Johnson 분포는 SU, SB, SL로 그 유형이 나누어 질 수 있는데, 실험 데이터의 첨도(Kurtosis)와 왜도(Skewness)에 따라 분포의 유형이 결정된다. SU와 SB는 각

각 분포의 양 끝이 유계되지 않은(Unbounded) 경우와 유계(Bounded)된 경우를 의미한다. SL은 반 유계(Semi-bounded) 형태의 로그정규(Log-normal) 분포를 의미한다. 각 분포의 확률밀도함수는 아래와 같이 표현된다.

- Johnson SU Type :

$$f_{S_U}(x) = \frac{\delta}{\lambda \sqrt{2\pi} \sqrt{z^2+1}} e^{-\frac{1}{2}(\gamma+\delta \ln(z+\sqrt{z^2+1}))^2} \quad (6)$$

for $-\infty < x < \infty$

- Johnson SB Type :

$$f_{S_B}(x) = \frac{\delta}{\lambda \sqrt{2\pi} z(1-z)} e^{-\frac{1}{2}(\gamma+\delta \ln(\frac{z}{1-z}))^2} \quad (7)$$

for $\zeta < x < \zeta + \lambda$

- Johnson SL Type :

$$f_{S_L}(x) = \frac{\delta}{\lambda \sqrt{2\pi} z} e^{-\frac{1}{2}(\gamma+\delta \ln(z))^2} \quad (8)$$

for $\zeta < x < \infty$

여기서 γ 와 δ 는 형상 변수, λ 는 스케일 변수, ζ 는 위치 변수를 의미한다. 이때 x 는 FTE, z 는 $z = (x - \zeta) / \lambda$ 와 같이 x 를 변환한 값이다. 비행실험을 통해 수집된 FTE 데이터는 분포특성에 따라 SU, SB, SL 중 하나의 유형으로 결정된다. Johnson 분포의 유형을 결정하는 방법에 대한 알고리즘은 [14, 15, 16]에서 살펴볼 수 있다.

2.3 비행기술오차 수집을 위한 비행실험

항공기의 FTE를 산출하기 위해서는 우선 2.1에서 언급한 바와 같이 추정위치(Estimated Position) 데이터와 시스템에서 정의된 비행경로(Defined Path) 데이터가 필요하다. 추정위치는 무인항공기에 탑재된 항법모듈을 통해 확보할 수 있다. 시스템에 의해 정의된 비행경로는 PDE가 무시할 수 있을 만큼 작다는 가정 하에서 본래 의도한 유도경로(Desired Path)로 대체될 수 있다. 따라서 본 연구에서는 무인항공기의 비행실험을 통해 수집된 추정위치와 미리 설정해둔 유도경로를 기반으로 무인항공기의 FTE를 추정하였다.

2.3.1 무인항공기 제원 및 하드웨어 구성

비행실험 기체로는 옥토크터 플랫폼을 사용하였는데, 이는 옥토크터가 활주로 없이 수직이착륙이 가능하고 선회반경이 존재하지 않아 교내와

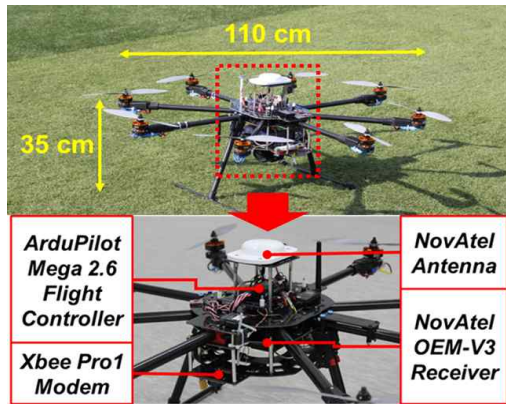


Fig. 2. Hardware Configuration of UAV

같은 한정된 공간에서 효율적인 비행실험이 가능하다는 점을 고려한 것이다. 실험에 사용된 옥토콥터는 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 직경이 110cm, 높이가 35cm이며, 총 중량 5.3kg으로 최대 10분간 비행이 가능하다.

옥토콥터의 기체에는 Fig. 2와 같이 항법모듈을 구성하는 NovAtel 안테나, NovAtel OEM-V3 수신기, Xbee-Pro가 탑재되어 있다. 비행체의 제어는 항법모듈이 제공하는 위치정보를 바탕으로 ArduPilot Mega2.6 컨트롤러를 통해 이루어진다.

2.3.2 비행경로 선정

무인항공기의 비행경로는 특정 관심 영역을 탐색하는 형태로 설계하였다. 이러한 형태의 비행경로는 실제 무인항공기가 관심 지역을 정찰하는 경우나 농지에 농약을 살포하는 경우 등에 활용될 수 있다.

비행경로는 Fig. 3과 같이 직선구간과 반원 곡선구간으로 구성되어있다. 이는 직선경로와 일정한 선회반경의 곡선경로가 향후 무인항공기의 운용 측면에서도 활용도가 높을 것이라는 점을 고려한 것이다.

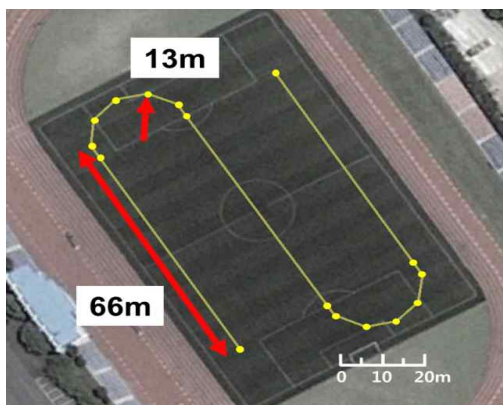


Fig. 3. Path-following Guidance

2.4 비행기술오차의 산출 및 모델링 결과

앞서 설계한 비행경로를 따라 총 20회의 자동 비행실험을 수행하였다. 비행실험 시 무인항공기의 속도는 3~4m/s 수준을 유지하였고, 비행고도는 10m로 고정하였다. 비행 중 GNSS 항법모듈을 통해 옥토콥터의 위치정보를 10Hz로 수집하였다.

2.4.1 비행기술오차의 산출

10Hz로 수집된 위치 데이터는 샘플 간 독립성이 보장되지 않아 FTE의 분포를 나타내기 위해 곧바로 사용될 수 없다. 따라서 위치 샘플 간에 독립성을 보장할 수 있는 샘플링 간격을 산출한 후 일정 간격을 따라 오차 샘플을 재차 추출해야 한다. 비행실험을 통해 수집된 FTE에 대해서는 최종적으로 5.15m의 추출간격을 산출해 낼 수 있었다.

Figure 4는 비행실험을 통해 수집된 무인항공기의 비행경로와 샘플링 간격 5.15m마다 추출 위치를 표시한 그림이다. 최종적으로 추출한 위치정보에서 이상적인 비행경로를 빼줌으로써 최종 FTE를 산출하였다.

2.4.2 비행기술오차 모델링

FTE를 추출한 결과 총 1239개의 오차 샘플을 확보하였다. 확보된 FTE 샘플에 대해서 정규분포와 Johnson 분포의 확률밀도함수를 피팅(Fitting)하여 Table 1과 같이 분포변수를 결정하였다.

위의 Table 1을 통해 FTE의 평균값이 0.27m로

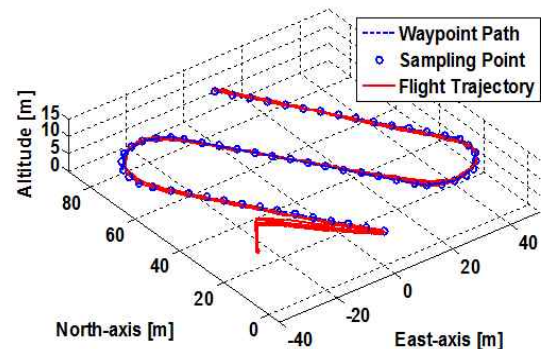


Fig. 4. Flight Trajectories and Re-sampling Points for Flight Technical Error

Table 1. Fitted Distribution Parameters

Distribution Parameters	
Normal	$\sigma \approx 0.569, \mu \approx 0.270$
Johnson (Type : SB)	$\gamma \approx -1.266, \delta \approx 1.406, \lambda \approx 4.075, \zeta \approx -2.552$

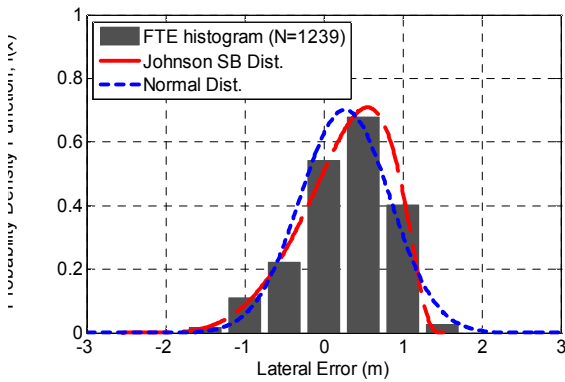


Fig. 5. PDF Curve Fits for Lateral FTE

평균이 0인 가정이 성립하지 않는 것을 확인할 수 있다. FTE의 히스토그램을 보면 비행기술 오차의 분포특성을 가시적으로 확인해 볼 수 있다.

FTE와 두 오차모델의 확률밀도함수의 히스토그램을 Fig. 5에서 확인할 수 있다. 그림에서 FTE에 비대칭성이 존재하는 것을 확인할 수 있다. FTE가 평균이 0인 정규분포를 따르지 않고 비대칭성을 나타내는 것은 무인항공기가 초기오차를 수반한 채로 비행경로에 진입하기 때문이다. 즉 위의 오차의 경우에는 Fig.4에서도 볼 수 있듯이 무인항공기가 비행을 시작하기 위해 경로의 우측에서 진입하게 되면서 오차의 평균이 (+) 방향으로 발생한 것이다. 이러한 오차의 특성을 Johnson SB 분포가 잘 반영하고 있는 것을 확인할 수 있다.

2.4.3 비행기술오차 모델의 적합도 평가

앞의 두 모델의 적합성을 정량적으로 판단하기 위해 적합도 검정(Goodness of Fit)을 수행하였다. 적합도 검정 기법은 Kolmogorov-Smirnov (KS) Test와 Anderson-Darling(AD) Test를 사용하였다. KS Test는 데이터 샘플과 CDF 사이의 어긋남 정도를 수치적으로 정량화하여 적합성을 판단하는 방법이다. KS Test의 통계량(Statistic)은 식(9)와 같이 표현 할 수 있다.

$$KS = \sup |F_N(x) - F(x)| \tag{9}$$

식(9)에서 KS 통계량은 분포 모델의 이론적인 CDF $F(x)$ 와 실제 데이터의 CDF $F_N(x)$ 사이의 차이 값에 상한(Supremum)을 취하는 형태로 정의된다. 한편 KS Test는 주어진 분포의 양 끝단에서는 민감하지 못하다는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완할 수 있는 기법이 Anderson-Darling(AD) Test이다. AD Test의 통계량은 다음의 식(10)과 같이 표현된다.

Table 2. Goodness of Fit Test Results

Test	Test Statistic	Critical Value ($\alpha=0.05$)	Null Hypothesis
<i>Johnson SB Distribution</i>			
KS	0.025	0.039	Accepted
AD	3.396	2.502	Rejected
<i>Normal Distribution</i>			
KS	0.072	0.039	Rejected
AD	10.244	2.502	Rejected

$$AD = N \int \frac{(F_N(x) - F(x))^2}{F(x)(1 - F(x))} dF(x) \tag{10}$$

위의 두 Test를 통해 실험을 통해 수집한 FTE가 정규분포 혹은 Johnson 분포를 잘 따르는가에 대한 가설검정을 수행한다. 가설검정을 수행하기 위해 아래와 같이 귀무가설을 설정하였다.

$$H_0 : \text{The data follow a specified distribution}$$

위의 귀무가설은 FTE가 정규분포와 Johnson SB 분포를 잘 따르고 있음을 가정한 것이다. 만약 식(9)와 식(10)에서 정의된 통계량이 임계값보다 크다면 귀무가설은 기각된다. 다음의 Table 2에서 각 Test의 통계량과 가설검정 결과를 확인할 수 있다.

Table 2에서 확인할 수 있듯이 정규분포는 KS 검정과 AD 검정에서 모두 기각되어 무인항공기의 FTE를 모델링하기에는 부적합하다는 것을 알 수 있다. 한편 Johnson 분포는 KS 검정에서는 채택(Accept)되었지만, AD 검정에서는 기각된 것을 확인할 수 있었다. Johnson 분포가 AD 검정에서 기각되었다는 것은 FTE의 히스토그램과 Johnson SB 분포의 확률밀도함수가 분포의 양 끝단에서 서로 부합하지 않는다는 것을 의미한다. 이는 앞서 수행한 오차 샘플링과정 중에 많은 양의 데이터 손실이 발생했고, 이로 인해 분포의 양 끝단에서 샘플수가 충분하지 못했기 때문으로 판단된다. 하지만 Johnson 분포의 AD 통계량이 3.396으로 정규분포의 AD 통계량 10.244보다 상당히 작은 것을 감안하면 Johnson SB 분포가 무인항공기의 FTE의 분포특성을 보다 잘 반영하는 것으로 판단할 수 있다.

III. 결 론

무인항공기의 경우에는 기체의 규모, 외란에 대한 응답 특성, 비행경로의 형상 등의 다양성으로 인해 FTE의 분포특성이 기존 유인항공기의

것과는 다를 것으로 판단되었다. 따라서 기존의 유인항공기 분야의 모델링 방식과는 구분하여 오차모델링을 수행해야할 필요가 있다.

본 연구에서는 무인항공기 비행실험을 통해 FTE를 수집하였으며, 오차분포를 나타내기 위해 샘플링 간격을 산출한 후 이를 따라 데이터를 재차 샘플링 하였다. 무인항공기의 FTE는 기존 유인항공기용 FTE의 평균이 0인 정규분포 가정을 만족하지 않았으며 비대칭성을 띄고 있는 것을 확인할 수 있었다. 본 연구에서는 이러한 분포 특성을 보이는 무인항공기의 FTE를 모델링하기 위해 Johnson 분포를 사용하였고, 모델링 결과를 정규분포와 비교해 보았다. Johnson 분포는 FTE의 특성을 잘 반영하는 것을 가시적으로 확인할 수 있었다. Johnson 분포와 정규분포의 적합성을 보다 정량적으로 판단하기 위해서 Kolmogorov-Smirnov Test와 Anderson-Darling Test를 수행하였다. 그 결과 Johnson 분포가 무인항공기의 FTE의 분포특성을 보다 잘 반영하는 것으로 판단할 수 있었다.

소형 무인항공기의 FTE를 Johnson 분포로 모델링을 한다면 FTE의 비대칭성과 분포의 두꺼운 끝단을 잘 반영할 수 있다. 또한 정규분포를 사용함으로써 발생할 수 있는 과도한 보수성을 완화시킬 수 있으며 보다 유연한 형태의 오차 유계가 가능할 것으로 기대된다. 하지만 FTE를 정규분포로 가정하지 않는다면 TSE 산출방식도 기존과는 달라져야 한다. 따라서 향후에는 Johnson 분포를 따르는 FTE를 포괄할 수 있는 TSE의 산출기법에 대한 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 ‘이종 자율 무인기 협업체계 선행연구’ 과제(계약번호 UE124026JD)의 일환으로, 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) "HALE Certification and Regulatory Roadmap," New Mexico State University UAV Technical Analysis and Applications Center (TAAC)
- 2) "CAP 722 - UAV Operations in UK" Civil Aviation Authority. United Kingdom
- 3) R. Austin, "Unmanned Aircraft Systems: UAV Design, Development and Deployment,"

Hoboken, NJ: Wiley. doi:10.1002/9780470664797

- 4) G. Chowdhary, E. N. Johnson, D. Magree, A. Wu, and A. Shein, "GPS-denied Indoor and Outdoor Monocular Vision Aided Navigation and Control of Unmanned Aircraft," *Journal of Field Robotics*, vol. 30, no. 3, pp. 415 - 438, 2013

- 5) 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*, 2009.

- 6) 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.

- 7) *Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment*. Washington, D.C., RTCA SC-159, DO-253C, Dec. 16, 2008.

- 8) M. Joerger, S. Stevanovic, et al, "Differential RAIM and Relative RAIM for Orbit Ephemeris Fault Detection," *Proc. IEEE/ION PLANS 2012*, Myrtle Beach, SC, April 23-26, 2012, pp. 174-197.

- 9) 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 Diego, CA, Jan. 28-30, 2013.

- 10) S. Pullen, "Managing Separation of Unmanned Aerial Vehicles Using High-Integrity GNSS Navigation," *Proceedings of EIWAC 2013*, Tokyo, Japan, Feb. 19-21, 2013.

- 11) S. Pullen, and J. Lee, "Guidance Navigation, and Separation Assurance for Local-Area UAV Net-works: Putting the Pieces Together," *Proceedings of ION Pacific PNT 2013*, Honolulu, HI, Apr. 23-25, 2013.

- 12) M. Kim, K. Kim, and J. Lee, "High Integrity GNSS Navigation and Safe Separation Distance to Support Local-Area UAV Networks," *Proceedings of ION GNSS 2014*,

Tampa, FL, Sep. 8-12, 2014.

13) ICAO Doc 9613, Performance-based Navigation (PBN) Manual, 2008, ISBN 978-92-9231-198-8

14) B. S. Levy, P. Som, and R. Greenhaw, "Analysis of Flight Technical Error on Straight, Final Ap-proach Segments," 59th Annual Meeting Proceedings of ION. 2003; 456-467.

15) I.D. Hill, R. Hill, and R.L. Holder, "Fitting Johnson curves by moments." Applied Statistics, 1976, AS99.

16) Jones, D. L. 2014. Johnson Curve Toolbox for Matlab: analysis of non-normal data using the Johnson family of distributions. College of Marine Science, University of South Florida, St. Petersburg, Florida, USA.