



J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(2), 107-113(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.2.107

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

## 대기 속도 센서가 없는 무추력 항공기의 강인 필터 기반의 바람 속도 추정 기법

박용곤<sup>1</sup>, 박찬국<sup>2</sup>

### Robust Filter Based Wind Velocity Estimation Method for Unpowered Air Vehicle Without Air Speed Sensor

Yong-gonjong Park<sup>1</sup> and Chan Gook Park<sup>2</sup>

Department of Mechanical and Aerospace Engineering /ASRI Seoul National University

#### ABSTRACT

In this paper, a robust filter based wind velocity estimation algorithm without an air velocity sensor in an air vehicle is presented. The wind velocity is useful information for the air vehicle to perform precise guidance and control. In general, the wind velocity can be obtained by subtracting an air velocity which is obtained by an air velocity sensor such as a pitot-tube, and a ground velocity which is obtained by a navigation equipment. However, in order to simplify the configuration of the air vehicle, the wind estimation algorithm is necessary because the wind velocity can not be directly obtained if the air velocity measurement sensor is not used. At this time, the aerodynamic coefficient of the air vehicle changes due to the turbulence, which causes the uncertainty of the system model of the filter, and the wind estimation performance deteriorates. Therefore, in this study, we propose a wind estimation method using  $H_{\infty}$  filter to ensure robustness against aerodynamic coefficient uncertainty, and we confirmed through simulation that the proposed method improves the performance in the uncertainty of aerodynamic coefficient.

#### 초 록

본 논문에서는 대기 속도 센서가 없는 항공기에서의 강인 필터 기반의 바람 추정 기법을 제안한다. 바람 속도(wind velocity)는 항공기의 유도 및 제어를 더욱 정밀하게 수행하기 위해 사용되는 정보이다. 일반적으로 바람 속도는, 대기 속도와 지면 속도의 차이를 계산하여 얻을 수 있다. 이때 대기 속도는 피토 튜브와 같은 항공기와 대기의 상대 속도를 측정하는 대기 속도 측정 센서에서 얻을 수 있고, 지면 속도는 항법 시스템으로부터 얻을 수 있다. 그러나 항공기의 구성을 간단하게 하기 위하여 대기 속도 측정 센서를 장착하지 않는 경우, 바람 속도를 직접적으로 얻을 수 없기 때문에 필터를 이용한 바람 추정 기법이 필수적이다. 이때 난류에 의해 항공기의 공력 계수가 변하게 되는데, 이는 바람 추정 필터의 시스템 모델의 불확실성을 유발하게 되고, 결국 바람 추정 성능이 저하된다. 따라서 본 연구에서는 공력계수 불확실성에 강인함을 확보하기 위해  $H_{\infty}$  필터를 적용한 바람 추정 기법을 제안하였다. 시뮬레이션을 통해 제안하는 기법이 공력계수의 불확실성이 있는 상황에서 성능을 개선하는 것을 확인하였다.

† Received : September 12, 2018    Revised : January 4, 2019    Accepted : January 10, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail : chanpark@snu.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

**Key Words** : Wind Estimation(바람 추정), Unpowered Gliding Vehicle(무추력 활공기), Robust Filter(강인 필터),  $H^\infty$  Filter( $H^\infty$  필터)

## 1. 서론

무추력 활공기의 활공 및 제어 성능은 바람의 속도에 의해 영향을 받는다. 활공기의 활공 거리를 최대화하기 위해서는, 활공 각도를 최소화하는 속도로 비행해야 하는데 이때 활공 속도는 바람 속도에 의한 함수로 표현된다. 무추력 활공기의 대표적인 사례로, GPS 유도폭탄(gliding GPS-aided munition)의 경우 임무수행을 위해서 투하위치에서 목표물까지의 사이에 형성되어 있는 바람장을 고려한 경로점 지정 및 궤적 생성을 수행한다[1]. 이러한 경우 비행경로 상에 존재하는 바람의 영향을 크게 받게 되며, 특히 종말단계의 경우 바람 영향은 유도폭탄의 정확성을 저하시키게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위해 바람에 대한 영향을 고려해야 한다. 바람이 없는 경우 대한 최적 속도조건, 즉 최적의 지면속도(ground velocity)를 도출하고, 바람이 있는 경우의 대기 속도(air velocity)를 이용하여 유도탄의 비행조건을 변경함으로써 활강거리를 최대화 할 수 있다. 이때 대기 속도는 바람 속도(wind velocity)와 지면 속도와의 차이를 통해 계산할 수 있다. 따라서 바람 속도 정보는 이러한 무추력 활공기에 있어서 필수적이다. 그러나, 피토 튜브와 같은 대기 속도 센서를 사용하지 않는 경우가 있는데, 이는 구조적인 복잡성을 줄이고, 단가를 낮추고, 무게를 감소시키기 때문이다. 따라서, 이런 경우에 바람에 대한 상태를 직접 측정할 수가 없으므로, 이에 따라 바람 센서가 없는 무추력 활공기의 필터 기반의 바람 속도 추정 기법에 대한 연구가 필요하다.

그동안 바람의 속도를 추정하는 연구들이 많이 수행되어 왔다[2-8]. 그러나 대부분의 경우 피토 튜브와

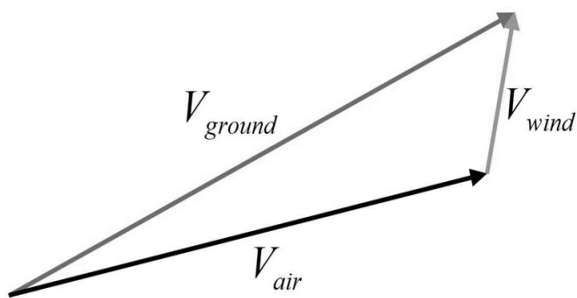


Fig. 1. Relation between ground, air and wind velocity

은 대기 속도 측정 센서를 탑재한 연구이고, 대기 속도 측정 센서가 없는 경우에 대한 연구는 많지 않다. [6]에서는 다중모델 칼만 필터(multiple model Kalman filter)를 이용하여 바람을 추정하였다. 다중모델 칼만 필터의 각각의 서브 필터는 활공기의 속도 및 고도에 따라 다중 설정하여 각각의 대기 속도를 추정하고, 각 필터의 적합도를 계산하여 최종 대기 속도를 추정하였다. 이와 지면 속도와 차이를 이용하여 바람 속도를 추정하였다. 이때, 각각의 다중 모델들은 상태 변수에 대해 선형화된 모델을 사용하였다. 그러나 이 기법은 여러 개의 필터를 동시에 가동하므로 계산량이 많고, 활공기의 비선형성을 정확히 반영하지 못하는 단점이 있다. [11]에서는 활공기 모델의 비선형성을 고려한 확장 칼만 필터(extended Kalman filter)기반의 바람 추정 기법을 제안하였지만, 공력 모델의 오차로 인한 모델 불확실성은 고려하지 않았다.

본 연구에서는 확장 칼만 필터기반의 바람 추정 기법을 기본 알고리즘으로 설정하였다. 활공기 6자유도 모델의 경우 속도, 자세, 고도에 따른 비선형성이 강하다. 확장 칼만 필터의 경우 매 순간 추정치에서의 시스템 모델의 자코비안을 계산하기 때문에 비선형성을 고려할 수 있어 추정 성능이 선형 필터를 사용하는 것보다 우수하다. 이러한 바람 추정 기법의 경우 일반적인 상황에서는 정상적으로 작동할 수 있지만, 본 논문에서는 난류에 의해 공력 계수가 변하는 상황, 즉 시스템 모델의 불확실성으로 인해 정상적인 작동이 되지 않는 상황을 가정하였다. 기본적으로 대기 속도 및 활공기의 상태에 따른 공력 데이터를 탑재하고 있지만, 난류에 의해 급변하는 공력계수를 반영하기는 어렵다. 결국 확장 칼만 필터 기반의 일반적인 바람 추정 기법의 경우 추정 성능이 저하된다. 따라서 본 논문에서는 시스템 모델의 불확실성에 대해 강인한 특성을 갖는  $H^\infty$  필터를 적용하였다. 시뮬레이션 환경 구축을 위해 기상청에서 제공하는 고층기상정보를 바람 프로파일로 설정하였고, 공력 데이터는 missile DATCOM 소프트웨어를 이용하여 생성하였다. 또한 추정치로 사용되는 지면 속도, 자세, 각속도는 활공기의 탑재되어 있는 항법 장치에서 얻을 수 있다고 가정하였다.

본 논문은 다음과 같이 구성되어 있다. 2장에서는 확장 칼만 필터 및  $H^\infty$  기반의 바람 추정 기법에 대해 설명하고, 3장에서는 시뮬레이션을 통한 성능 분석을 하였다. 마지막으로 4장에서 결론을 맺고 마무리한다.

## II. 필터 기반 바람 추정 기법

### 2.1 시스템 모델

대상으로 하는 무추력 비행체는 6자유도 동역학 모델을 사용하였고, 공력 계수는 무추력 비행체중 하나인 GPS 유도폭탄과 유사한 형태에 대해서 Missile DATCOM 프로그램을 사용하여 생성하였다. 이 항공기 모델을 필터의 시스템 모델로 적용하기 위한 상태 변수는 식 (1)과 같이 대기 속도, 자세, 각속도 및 바람 속도로 설정하였고 시스템 모델은 식 (2)와 같이 비선형 모델을 가정하였다.

$$x^T = [v_a^T \omega^T \Phi^T v_w^T] \quad (1)$$

$$\dot{x} = f(x) + w \quad (2)$$

여기서  $v_a$ 는 동체 좌표계(body frame)에 대한 대기 속도,  $\omega$ 는 각속도,  $\Phi$ 는 롤( $\phi$ ), 피치( $\theta$ ), 요( $\psi$ ) 각도,  $v_w$ 는 바람 속도,  $w$ 는 시스템 오차로 화이트 노이즈 특성을 가정하였다. 대기 속도, 각속도, 롤에 대한 시스템 모델은 식 (3)-(5)와 같이 6자유도 항공기 모델을 사용하였고 [10], 바람 속도에 대한 시스템 모델은 식 (6)과 같이 랜덤 워크(random walk) 모델을 사용하였다.

$$\dot{v}_a = -\omega \times (v_a + v_w) + G + F(x, u) + n_{v_a} \quad (3)$$

$$\dot{\omega} = I^{-1}(-\omega \times I\omega + M(x, u)) + n_{\omega} \quad (4)$$

$$\dot{\Phi} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta \sin\phi & \tan\theta \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ -\sin\phi \operatorname{sech}\theta & \cos\phi \operatorname{sech}\theta & 0 \end{bmatrix} + n_{\Phi} \quad (5)$$

$$\dot{v}_w = n_{v_w} \quad (6)$$

여기서  $G$ 는 중력 가속도,  $F$ 와  $M$ 은 공기역학적 힘과 모멘트,  $I$ 는 관성 모멘트,  $u$ 는 제어 입력,  $n_{(\cdot)}$ 는 각 상태 변수에 해당하는 시스템 오차이며 화이트 노이즈로 가정하였다.  $F$ 와  $M$ 은 다음과 같이 표현된다.

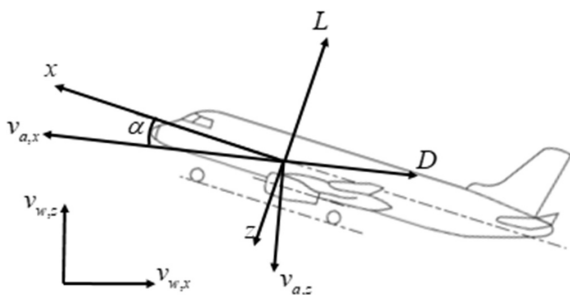


Fig. 2. Coordinate of aircraft

$$F = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \sin\alpha - D \cos\alpha + S \sin\beta \\ S \cos\beta \\ -L \cos\alpha - D \sin\alpha \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$M = \begin{bmatrix} L_M \\ M_M \\ N_M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_M - mgz_{cg} \sin\phi \cos\theta \\ m_M - mgz_{cg} \sin\theta \\ n_M \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_T^2 \bar{S} C_L \quad (9)$$

$$S = \frac{1}{2} \rho V_T^2 \bar{S} C_S \quad (10)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V_T^2 \bar{S} C_D \quad (11)$$

$$l = \frac{1}{2} \rho V_T^2 \bar{S} b C_l \quad (12)$$

$$m = \frac{1}{2} \rho V_T^2 \bar{S} c C_m \quad (13)$$

$$n = \frac{1}{2} \rho V_T^2 \bar{S} b C_n \quad (14)$$

여기서  $L$ 은 양력,  $D$ 는 항력,  $S$ 는 옆 미끄럼 힘,  $l_M$ ,  $m_M$ ,  $n_M$ 은 롤링, 피칭, 요잉 모멘트,  $m$ 은 질량,  $g$ 는 중력,  $z_{cg}$ 는 질량 중심,  $\rho$ 는 밀도,  $V_T$ 는 속력,  $\bar{S}$ 는 날개 면적,  $b$ 는 윙 스패,  $c$ 는 코드 길이,  $C_{(\cdot)}$ 는 하첨자에 해당하는 공력 계수이다.

### 2.2 측정치 모델

필터를 이용한 무추력 항공기의 상태 변수들을 추정하기 위한 측정치로는 일반적으로 각속도와 자세, 그리고 경우에 따라 지면 속도를 사용할 수 있다. 상태 변수를 대기 속도, 각속도, 자세만 설정하는 경우 각속도와 자세만을 측정치로 사용하여 대기 속도를 추정하고, 이것을 지면 속도에서 빼줌으로써 바람 속도를 얻는다. 그러나 식 (1)과 같이 바람 속도를 상태 변수로 설정할 경우 바람 속도를 직접 추정할 수 있고, 지면 속도를 측정치로 사용할 수 있어 지면 속도의 정확도를 반영할 수 있어 더욱 정확한 추정이 가능하다. 이 측정치들은 무추력 항공기에 탑재되어 있는 항법 장치로부터 얻게 된다. 이때 무추력 항공기의 항법 장치는 일반적으로 GPS와 INS를 결합한 항법 시스템을 사용한다. 측정치 모델은 어떤 필터를 사용하는 것과 상관없이 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$y = Hx + v \quad (15)$$

$$H = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (16)$$

여기서  $H$ 는 측정치 행렬,  $I$ 는 단위 행렬,  $O$ 는 영행렬,  $y$ 는 측정치,  $v$ 는 측정치 오차이며 화이트 노이즈 특성을 가정하였다.

## 2.3 바람 추정 필터

### 2.3.1 확장 칼만 필터

필터를 이용한 바람 속도 추정을 위해 앞서 2.1절에서 설명한 바와 같이 식 (2)와 식 (15)를 이용하여 필터를 구성할 수 있다. 이때 시스템 모델은 식 (3)-(6)과 같이 비선형 모델이기 때문에, 비선형 필터인 확장 칼만 필터를 적용하였다. 본 논문에서는 이산(discretize) 확장 칼만 필터를 적용하였고, 필터 식은 다음과 같다.

$$\hat{x}_k^- = f_{k-1}(\hat{x}_{k-1}^+) \quad (17)$$

$$P_k^- = F_{k-1}P_{k-1}^+ F_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (18)$$

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k(y_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (19)$$

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (20)$$

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (21)$$

여기서 식 (17), (18)은 time propagation, 식 (19)-(21)은 measurement update에 해당한다. 식 (17)의 비선형 방정식은 이산이므로 적분을 통한 식 (2)의 이산화를 수행해야 한다.  $\hat{x}_k^-$ 는 사전 추정치,  $\hat{x}_k^+$ 는 사후 추정치,  $P_k^-$ 는 사전 오차 공분산,  $P_k^+$ 는 사후 오차 공분산,  $Q_k$ 는 시스템 오차 공분산,  $R_k$ 는 측정치 오차 공분산,  $K_k$ 는 칼만 이득,  $F_k$ 는 함수  $f_k(x_k)$ 의 자코비안이다.

### 2.3.2 H $\infty$ 필터

앞서 설명한 확장 칼만 필터는 시스템 모델이 정확하다는 가정 하에 최적의 추정을 하게 된다. 그러나 항공기의 경우 날개의 떨림이나 난류, 또는 사전에 풍동시험을 통한 공력 분석 등으로 알고 있는 공력 계수들의 오차로 인해 시스템 모델의 정확도는 떨어질 수밖에 없다. 따라서, 이러한 오차가 존재하는 상황에서 일반적인 확장 칼만 필터를 사용하게 된 경우 추정 성능은 저하된다. 따라서 시스템 모델의 불확실성을 고려한 H $\infty$  필터를 적용하였다. H $\infty$  필터는 worst case를 고려한 강인 필터로, 다음의 성능 지수를 최소화하는 필터이다.

$$z_k = L_k x_k \quad (22)$$

$$J = \frac{\sum_{k=0}^{N-1} \|z_k - \hat{z}_k\|_{S_k}^2}{\|x_0 - \hat{x}_0\|_{P_0}^2 + \sum_{k=0}^{N-1} (\|x_k - \hat{x}_k\|_{Q_k}^2 + \|y_k - \hat{y}_k\|_{R_k}^2)} < \frac{1}{\theta} \quad (23)$$

위 식을 최적화를 통해 필터식을 유도하면 다음과 같은 H $\infty$  필터 식을 얻을 수 있다. 여기서  $z_k$ 는 강건성을 확보하고자 하는 상태 변수를 의미하며,  $L_k$ 에 의해 상태 변수의 선형 조합으로 표현되고,  $\theta$ 는 설정 변수로 강건함의 정도를 설정하는 변수다. 자세한 유도 과정은 [9]를 참고하였고 H $\infty$ 식은 다음과 같다.

$$\bar{S}_k = L_k^T S_k L_k \quad (24)$$

$$K_k = P_k [I - \theta \bar{S}_k P_k + H_k^T R_k^{-1} H_k P_k]^{-1} H_k^T R_k^{-1} \quad (25)$$

$$\hat{x}_{k+1} = f_k(\hat{x}_k + K_k(y_k - H_k \hat{x}_k)) \quad (26)$$

$$P_{k+1} = F_k P_k [I - \theta \bar{S}_k P_k + H_k^T R_k^{-1} H_k P_k]^{-1} F_k^T + Q_k \quad (27)$$

여기서  $L_k$ 와  $S_k$ 를 단위행렬로 설정 한다면, 모든 상태 변수에 대해서 강인성을 확보할 것이며 각 상태 변수에 대해 동일한 가중치를 부여하는 것을 의미한다. 유도된 H $\infty$  필터는 칼만 필터와 달리 time propagation과 measurement update 과정이 분리되어 있지 않다. 그러나  $\theta \bar{S}_k P_k$ 를 제외한다면 일반적인 칼만 필터와 완전히 동일한 식으로 유도된다. 이때  $\theta \bar{S}_k P_k$ 에 의해서 오차 공분산  $P_{k+1}$ 은 커지게 되는데, 이는 식 (22)에서 설정한 변수에 해당하는 공분산만 커지게 한다. 다시 말해, 사용자가 설정한 변수의 오차 공분산을 키워줌으로써 그 변수에 대한 강인함을 확보하게 된다. 그러나 반대로 생각했을 때, 불확실성이 없는 경우에는 불필요하게 공분산을 키워준 결과를 초래하므로 추정 성능이 저하될 수 있다. 따라서  $\theta$ 에 의해 강인한 정도 및 추정 성능이 결정되며,  $\theta$ 가 0일 경우 강인성을 확보할 수 없고,  $\theta$ 가 커질수록 더욱 강인한 성질을 갖는다. 그러나  $\theta$ 를 너무 키울 경우 필터가 모델을 더 이상 믿지 않는다는 것을 의미하게 되므로 적절한 변수 설정이 요구된다.

## III. 시뮬레이션 결과

### 3.1 시뮬레이션 조건

#### 3.1.1 바람 조건

바람 추정 필터에서 추정하고자 하는 바람의 프로파일은 현실성을 반영하기 위해 기상청에서 제공하는 고층기상월보를 사용하였다. 고층기상월보는 공군과 기상청이 합동으로 실험을 수행하여 지상에서부터 고도 약 15km까지의 풍속과 풍향을 제공한다. 제공하는 기상 정보는 이산적으로 제공되기 때문에 보간을 수행하여 전 고도 구간에서의 기상 정보를 도출하였다. Fig. 3과 Fig. 4는 각각 3월, 6월, 9월, 12월에 대해서 바람의 속력과 방향을 나타낸 것이며, 제트기류와 편서풍의 영향이 나타나는 것을 확인할 수 있다.

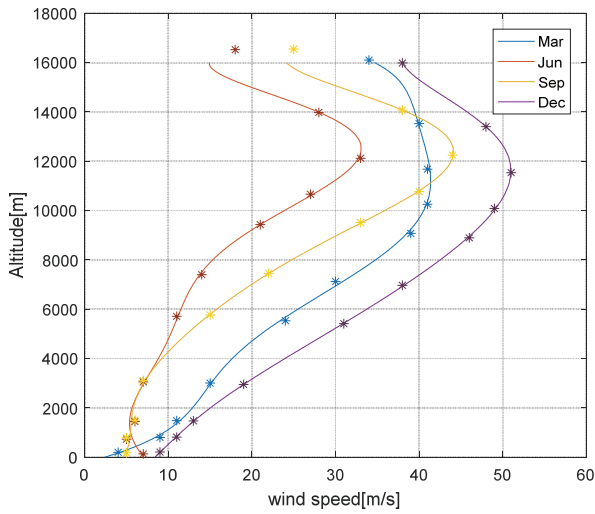


Fig. 3. Magnitude of the wind velocity

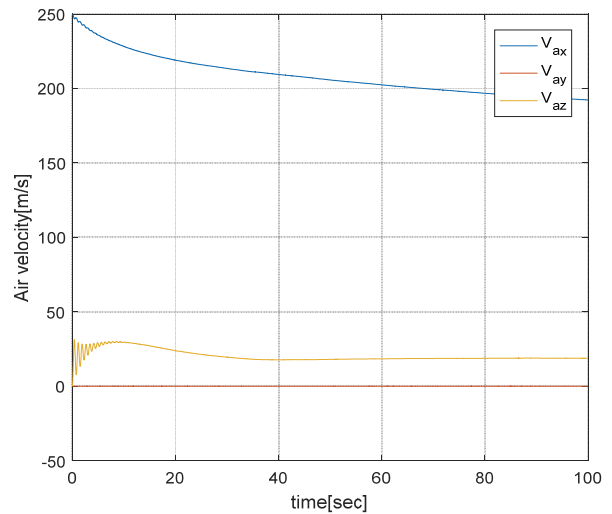


Fig. 5. Air velocity trajectories

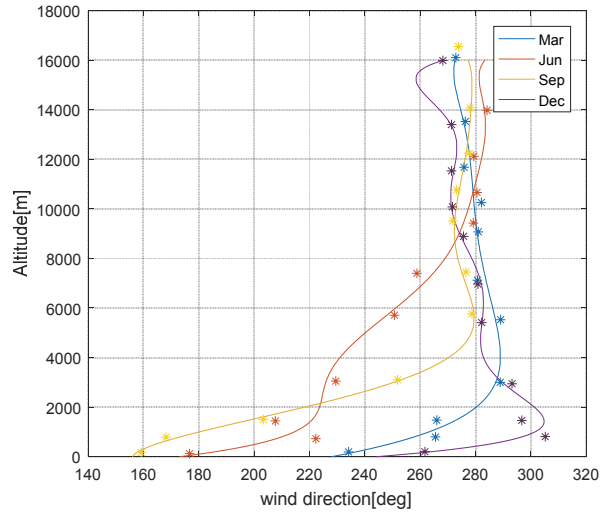


Fig. 4. Direction of the wind velocity

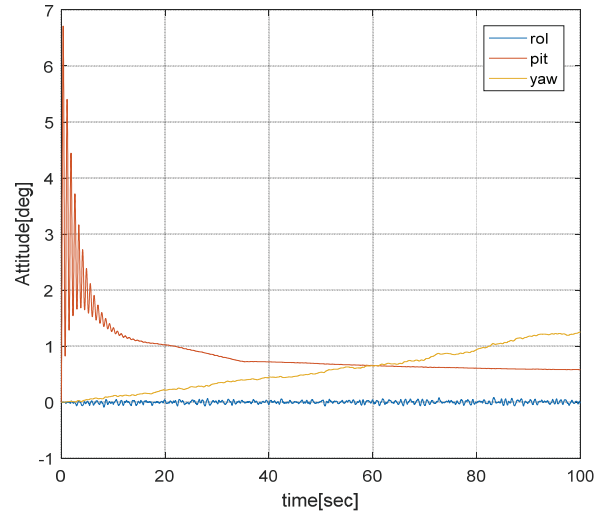


Fig. 6. Attitude trajectories

### 3.1.2 시뮬레이션 궤적 및 필터 설정 값

바람 추정을 수행하는 비행 궤적은 고고도에서 무추력 비행체를 투하하는 궤적을 가정하였다. 실제로는 목표 지점을 향해 유도 및 제어를 수행하지만, 본 연구에서는 바람 추정 결과를 다루므로 특별한 유도 및 제어 법칙을 적용하지 않고 불안정 상태에 빠지지 않도록 자세 안정화를 위한 간단한 PID 제어를 적용하였다. 비행체의 초기 속도는 전진 방향으로 250m/s, 초기 고도는 10km, 초기 자세는 0deg로 설정하였다. Fig. 5는 무추력 비행체가 자율 활공하는 대기 속도 궤적으로, 전진속도는 감소하고 하강 속도가 일정해지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 6은 자세 궤적으로 자세 안정화만 수행하기 때문에 롤과 피치는 안정적으로 제어가 되지만 요는 바람에 의해 천천히 흐르는 궤적을 보인다.

필터의 초기값 설정은, 대기 속도 초기 오차 1m/s,

자세 초기 오차 0.1deg, 각속도 초기 오차 0.01deg/s로 설정하였고, 식 (22)와 식 (24)의  $L$ 과  $S$ 는 다음과 같이 설정하였다.

$$L = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 6} \\ O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & O_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$S = I_{3 \times 3} \quad (29)$$

여기서  $L$ 은 강인함을 부여하는 변수를 설정해주는 행렬로써, 대기 속도와 각속도에 해당하는 변수에만 강인 변수로 설정하였다. 그 이유는 식 (3)과 식 (4)를 보면 공력 계수에 의해 불확실성이 발생하는 변수는 대기 속도와 각속도임을 알 수 있다.  $S$ 는 가중치에 해당하는 행렬로써 모든 강인 변수에 동일한 가중치를 설정하였다.

### 3.2 바람 추정 시뮬레이션

바람 추정 시뮬레이션은 3가지 경우에 대해 일반적인 칼만 필터를 적용했을 때와  $H_{\infty}$  필터를 적용했을 때의 성능을 비교하였다. 3가지 경우는 각각 공력 불확실성이 없을 때(normal case), 공력 계수에 실제 값의 20%의 잡음 오차가 인가되었을 때(medium case), 40%의 잡음 오차가 인가되었을 때(severe case)를 가정하였다. 50회 몬테칼로 시뮬레이션 결과는 Figs. 7-9와 같으며 바람 속도의 오차 결과이다. 실선은 몬테칼로 시뮬레이션의 결과의 평균을 의미하며 점선은 +1표준편차를 의미한다.

공력 불확실성이 없는 Fig. 7을 보면, 일반적인 칼만 필터가  $H_{\infty}$  필터보다 더 좋은 성능을 보인다. 이는 앞서 2.3.2절에서 설명한 바와 같이 불확실성이 존재하지 않는데도 불구하고 오차 공분산을 키워주기 때문에 성능이 저하된 것이다. 20%의 잡음 오차가 인가된 경우의 결과인 Fig. 8을 보면, 칼만 필터와  $H_{\infty}$  필터 모두 성능은 저하되었지만,  $H_{\infty}$  필터가 추정 성능이 더 좋아진 것을 확인할 수 있다. 마지막으로 Fig. 9의 40% 공력 오차가 있는 경우, 일반적인 칼만 필터의 경우 60초 부근에서 발산해버리지만,  $H_{\infty}$  필터의 경우 발산하지 않고 추정을 해내는 것을 확인할 수 있다. Table 1은 몬테칼로 시뮬레이션 결과를 정량적으로 정리한 것이다.

Table 1. Monte-Carlo Simulation Results of mean and standard deviation [m/s]

	Normal	Medium	Severe
KF	0.62(0.07)	2.24(0.34)	NaN
H-inf	0.74(0.10)	1.76(0.24)	3.53(0.52)

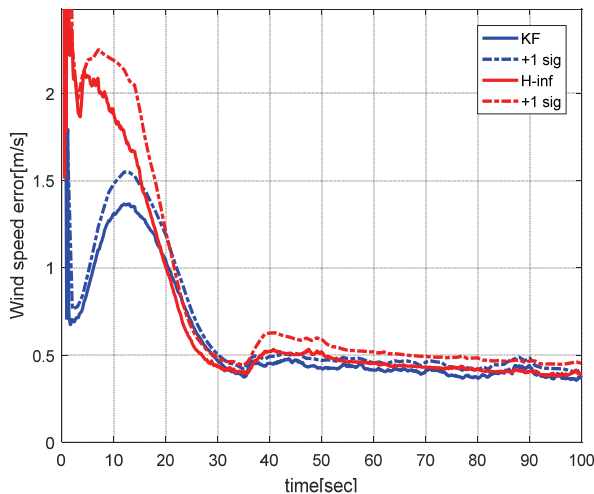


Fig. 7. Normal case

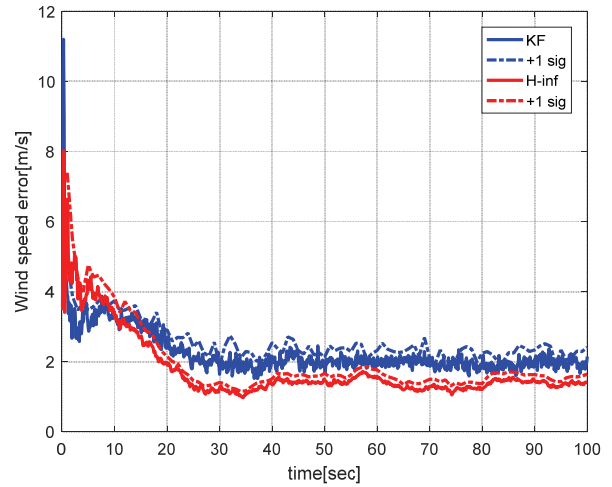


Fig. 8. Medium case

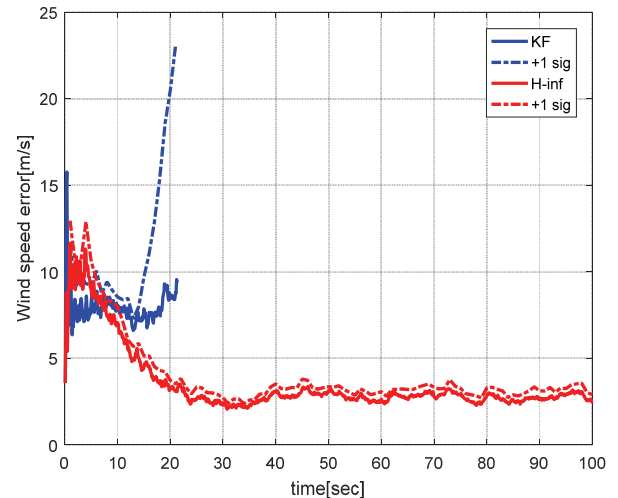


Fig. 9. Severe case

### III. 결 론

본 논문은 대기 속도 측정 센서를 사용하지 않는 비행체에서  $H_{\infty}$  필터 기반의 공력 불확실성에 강인한 바람 추정 기법을 제안하였다. 대기 속도, 각속도, 자세로 표현되는 6자유도 동역학 모델에 바람 속도를 상대 변수로 확장(augment)시켜서 필터의 시스템 모델로 사용하였고, 항법 장치에서 제공하는 각속도, 속도, 지면 속도를 측정치로 사용하는 확장 칼만 필터와  $H_{\infty}$  필터를 설계하였다. 공력 모델은 Missile DATCOM 소프트웨어를 통해 생성하였고, 바람 정보는 기상청에서 제공하는 고층기상월보를 사용하였다. 시뮬레이션은 공력 계수에 불확실성을 인가하여 수행하였다. 시뮬레이션 결과, 확장 칼만 필터의 경우 공력 불확실성이 커질수록 큰 폭으로 성능이 저하되었고 결국에는 발산하였다. 그러나  $H_{\infty}$  필터의 경우



확장 칼만 필터에 비해 불확실성에 대한 성능 저하 폭이 적었고, 불확실성이 매우 큰 경우에도 발산하지 않았다. 추후 실제 데이터를 이용하여 검증 및 보완할 계획이다.

## 후 기

본 연구는 (주)LIG Nex1의 지원을 받아 수행되었습니다.

## References

- 1) [https://en.wikipedia.org/wiki/Joint\\_Direct\\_Attack\\_Munition](https://en.wikipedia.org/wiki/Joint_Direct_Attack_Munition)
- 2) Jack, W. L., Nicholas, A., and James, N., "Wind Field Estimation for Small Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Jul. 2011, Vol. 34, No. 4.
- 3) Jan, P., and Kamesh, S., "On-Board Wind Speed Estimation for UAVs," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 08-11 Aug. 2011, Portland, Oregon.
- 4) Lee, J. H., Hakki, E. S., Atilla, D., and David, H., "Estimation of Maneuvering Aircraft States and Time-Varying Wind with Turbulence," *Aerospace Science and Technology*, Dec. 2013, Vol. 31, Issue 1.
- 5) Kim, B. M., Jin, J. H., Park, J. H., and Kim,

B. S., "Optimization of Glide Performance using Wind Estimator for Unpowered Air Vehicle without Pitot-Tube," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Jan. 2009, Vol. 15, No. 1.

6) Jin, J., Park, J., Kim, B., Kim, B. S., and Lee, E. Y., "Robust Airspeed Estimation of an Unpowered Gliding Vehicle by Using Multiple Model Kalman Filters," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Aug. 2009, Vol. 15, No. 8.

7) Park, Y., and Park, C. G., "Wind Velocity Estimation without an Air Speed Sensor Considering Colored Measurement Noise," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2015, pp. 1665~1667.

8) Park, Y., and Park, C., G., "EKF Based Wind Velocity Estimation without an Airspeed Sensor for Unpowered Gliding Vehicle," APISAT 2014.

9) Simon, D., OPTIMAL STATE ESTIMATION, 1st ED., Vol. 1, John Wiley.

10) Frederico, R. G., and Eugene, A. M., "A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations in MATLAB," NASA/TM-2003-212145.

11) Sung, J. M., and Kim, B. S., "Airspeed Estimation of Coarse Correction Munitions by Using Extended Kalman Filter," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 5, 2015, pp. 405~412.