

다중모델 칼만 필터를 이용한 무추력 비행체의 대기속도 추정

Robust Airspeed Estimation of an Unpowered Gliding Vehicle by Using Multiple Model Kalman Filters

진재현*, 박정우, 김부민, 김병수, 이은용
(Jaehyun Jin, Jungwoo Park, Bummin Kim, Byoung Soo Kim, and Eun Yong Lee)

Abstract: The article discusses an issue of estimating the airspeed of an autonomous flying vehicle. Airspeed is the difference between ground speed and wind speed. It is desirable to know any two among the three speeds for navigation, guidance and control of an autonomous vehicle. For example, ground speed and position are used to guide a vehicle to a target point and wind speed and airspeed are used to maximize flight performance such as a gliding range. However, the target vehicle has not an airspeed sensor but a ground speed sensor (GPS/INS). So airspeed or wind speed has to be estimated. Here, airspeed is to be estimated. A vehicle's dynamics and its dynamic parameters are used to estimate airspeed with attitude and angular speed measurements. Kalman filter is used for the estimation. There are also two major sources arousing a robust estimation problem; wind speed and altitude. Wind speed and direction depend on weather conditions. Altitude changes as a vehicle glides down to the ground. For one reference altitude, multiple model Kalman filters are pre-designed based on several reference airspeeds. We call this group of filters as a cluster. Filters of a cluster are activated simultaneously and probabilities are calculated for each filter. The probability indicates how much a filter matches with measurements. The final airspeed estimate is calculated by summing all estimates multiplied by probabilities. As a vehicle glides down to the ground, other clusters that have been designed based on other reference altitudes are activated. Some numerical simulations verify that the proposed method is effective to estimate airspeed.

Keywords: unpowered gliding vehicle, airspeed estimation, robust state estimation, Kalman filter, multiple model filters

I. 서론

비행체의 동력학적 특성과 성능은 대기속도의 함수이며[1], 대기속도는 지면속도(관성좌표계에 대한 실제 비행속도)와 바람속도의 벡터적 차로 표현된다($\vec{V}_a = \vec{V}_g - \vec{V}_w$, 그림 1 참고). 이 관계식에서 보듯이 셋 중에 두 가지 속도를 알아야만 비행체의 항법, 유도, 제어를 원하는 대로 할 수 있다. 일반적으로 비행체의 지면속도는 관성항법장치 등을 이용해서 계산할 수 있으며, 대기속도는 Pitot 튜브를 이용해서 직접 측정할 수 있다. 그러나 자율 비행체의 경우 센서의 수를 줄이는 것이 유리하므로, 자율비행에 필요한 최소한의 센서만 장착하고 나머지 값들은 추정을 통해서 얻는다.

Rysdyk은 대기속도와 위치를 측정하고 관측기 기법으로 바람속도를 추정하였다[2]. Lievens은 GPS/INS의 출력과 비행체의 운동방정식을 결합하여 바람속도를 추정하였다[3]. 두 방법 모두 바람속도를 미지의 일정한 값으로 가정하고 추가적인 상태변수로 고려하였다. 참고문헌 [4]에서는 GPS 센서를 이용하여 UAV를 조종할 수 있음을 보였는데, 이착륙에서는 바람센서를 이용하였다. 참고문헌 [3,4]는 GPS만 이용하여 상태를 추정하는 경우에, 비행 중에 등속 수평상태를 유지하여야 한다. 바람이 있는 상황에서 자율비행체가 이러한 상태를 유지하는 것은 쉽지 않다.

본 논문에서는 GPS/INS 출력과 운동방정식을 이용하여 비

행체의 대기속도를 추정하는 필터의 설계 문제를 다룬다. 비행범위가 크게 변하지 않으면 비행체의 공력계수가 일정하다고 가정할 수 있으며, 이 경우에는 한 개의 필터만 사용해도 될 것이다. 그러나 비행범위가 넓고 바람속도가 큰 경우에는 공력계수의 변화 또한 커져서 모델링 오차에 의한 추정 오차가 과도해질 수 있다. 이러한 추정오차를 줄이기 위해서는 모델링 오차에 대한 추정 필터의 강인성이 요구된다.

강인 상태추정 기법은 사용하는 필터 개수에 따라, 한 개의 강인 필터를 사용하는 방법과 다중모델 기반의 다수의 필터를 사용하는 방법으로 구분할 수 있다. 강인 필터는 강인 제어 이론을 바탕으로 설계된 필터이다[5-7]. 최근에는 혼합된 H2/H ∞ 필터와 polytope 형태의 모델링 문제를 많이 다루고 있다[8,9]. 그러나 필터 설계를 위해서는 두 개의 대수 Riccati 방정식을 풀어야 하는데, 해를 구하는 것이 상당히 어려운 경우가 있다.

다중모델 필터(MMF, Multiple Model Filters)는 여러 개의 모델에 대하여 필터를 설계하고 이를 동시에 실행시키면서 확률적으로 가장 적합한 추정 값을 사용하는 기법이다[10-13]. 이들 필터는 상호 독립적으로 동작한다. 최근에는 필터 서로 간의 추정에 간섭작용을 하는 IMM (Interacting Multiple Model) 기법을 연구하고 있으나[14-16], 계산량이 증가한다.

본 논문에서는 MMF 기법을 이용하여 비행 전 영역에 대해서 대기속도를 추정하는 방법에 대한 연구결과를 제시한다. 대기속도와 고도의 변화가 크기 때문에 이를 동시에 고려하면 계산량이 증가하게 된다. 여기에서는 일정고도에 대해 기준속도를 달리하는 다중모델 필터를 설계한다. 이를 필터 클러스터라고 하며, 고도가 변하면 새로운 필터 클러스터를 사용하여 동시에 동작하는 필터의 개수를 줄일 수 있도록 하였다. 결론적으로, 대기속도는 비행체의 모델을 이용하면

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2009. 5. 13., 수정: 2009. 6. 14., 채택확정: 2009. 6. 20.

진재현: 순천대학교 기계우주항공공학부(donworry@sunchon.ac.kr)

박정우: KAIST 항공우주공학과 대학원(jwpark@fdcl.kaist.ac.kr)

김부민: 경상대학교 기계항공공학부 대학원(boommin79@gsnu.ac.kr)

김병수: 경상대학교 기계항공공학부, 항공기부품기술연구소

(bskim@gsnu.ac.kr)

이은용: 국방과학연구소(ley1965@chol.com)

※ 본 연구는 국방과학연구소의 연구비 지원에 의한 연구결과이다.

바람센서가 없더라도 추정이 가능함을 보이고, 비행체의 모델링 오차와 속도, 고도의 변동은 다중모델 필터를 이용하여 추정오차를 허용범위 이하로 유지할 수 있음을 보인다. 이를 위해 풍동시험 데이터에 기반한 6 DOF 비선형 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 필터의 성능을 테스트하였다.

II. 비행체 동역학 및 문제정의

1. 비행체 운동방정식

대상 비행체의 형상 및 특징은 참고문헌 [17,18]에 자세히 기술하였다. 이 비행체는 고공에서 무추력으로 활강한다. 그림 1은 비행체의 자유물체도 및 속도관계를 나타낸 것이다. 고공에서는 항상 바람이 존재하므로 이를 반드시 고려하여야 한다. 그림은 편의상 종운동(longitudinal motion) 만 도시하였지만, 실제로는 횡/방향 운동 모두 고려한다.

\vec{v} 는 속도 벡터, 하침자 a 는 대기속도, g 는 지면속도, W 는 풍속도를 의미한다. α 는 받음각이다. 여기에서는 대기속도 ($\vec{V}_a = \vec{V}_g - \vec{V}_w$)를 비행체의 상태로 생각한다. 이때, 비행체의 비선형운동방정식은 다음과 같다.

$$X \equiv [U_a \ V_a \ W_a \ \Phi \ \Theta \ \Psi \ P \ Q \ R]^T \quad (1)$$

$$\dot{X} = f(X, \delta) \quad (2)$$

여기서 U_a, V_a, W_a 는 비행체 좌표계(body axis)에 대한 대기 속도이고, Φ, Θ, Ψ 는 오일러 자세각, P, Q, R 은 각속도, δ 는 조종면 변위입력(에어러론, 엘리베이터)을 나타낸다.

비선형 운동방정식을 선형화하고 이에 대한 선형필터를 설계한다. 식 (2)에 대한 이산 선형방정식은 식 (3)과 같으며, 각 행렬의 요소들은 참고문헌 [19]를 참고하였다(부록 1 참고). 부록 2에는 선형화한 데이터의 일부를 제시하였다.

$$x_{k+1} = Ax_k + B\delta_k \quad (3)$$

2. 상태추정 문제

주어진 자율비행체에는 INS/GPS가 장착되어 있어 자세각과 각속도를 측정할 수 있지만, 대기속도를 측정하는 바람센서는 없다. INS/GPS를 이용하면 지면속도를 계산할 수 있지만 대기속도 추정에는 도움이 되지 않는다. 이 경우에 출력 방정식은 다음과 같다.

$$y = [\Phi \ \Theta \ \Psi \ P \ Q \ R]^T \quad (4)$$

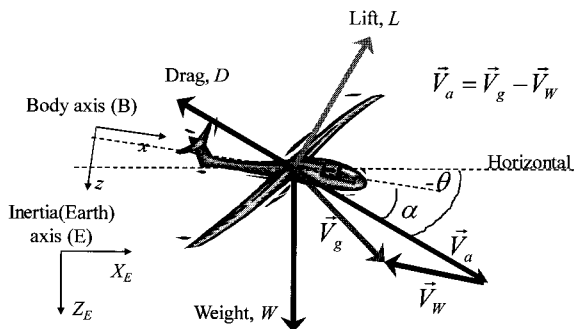


그림 1. 비행체 종운동 자유물체도.
Fig. 1. Vehicle's free body diagram for longitudinal motion.

표 1. 센서의 노이즈 특성.

Table 1. Noise properties of sensors.

	P, Q, R (deg/s)	Φ, Θ, Ψ (deg)
1σ	1	1

각 센서의 노이즈는 편의상 zero mean, white, Gaussian 이라고 가정하였으며, 센서의 사양은 표 1과 같다.

비행체는 약 9,000 m 상공에서 투하되어 무추력 활강하면서 70 km 정도를 전진/직선 비행한다. 주어진 센서를 이용하여 비행영역 전체에 대해 비행체의 대기속도를 추정하는 필터를 설계하는 것이 본 논문의 주제이다.

III. 강인 상태추정 기법

1. Kalman 필터

설계기법 제시를 위하여 식 (5)-(9)과 같은 상태변수 방정식 및 추정 방정식을 고려한다. 기호는 앞에서 정의된 것들과 중복되지만, 수식전개를 단순하게 하기 위하여 본 절에서만 사용하도록 한다[5].

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + v_k \quad (5)$$

$$y_k = Cx_k + w_k \quad (6)$$

$$E[v_k v_k^T] = R\Delta(k-l), \quad E[w_k w_k^T] = Q\Delta(k-l) \quad (7)$$

$$\hat{x}_{k+1} = A\hat{x}_k + Bu_k + K(y_k - C\hat{x}_k) \quad (8)$$

$$K = AXC^T (CXC^T + R)^{-1} \quad (9)$$

$$X = AXA^T - AXC^T (CXC^T + R)^{-1} CXA^T + Q \quad (9)$$

v_k 와 w_k 는 각각 프로세스와 출력에 가해지는 노이즈를 의미한다. 필터의 게인 K 는 정상상태 게인을 이용한다. 계산이 간단해지면서 저장해야 할 데이터가 많이 줄어든다.

2. 다중 모델 필터

필터는 하나의 공칭 모델(nominal model, 기준고도 및 기준속도)에 기반하여 설계하는데, 모델에 오차가 있는 경우에 추정오차를 피할 수 없다. 추정오차의 허용범위를 크게 벗어나다면 새로운 모델에 대한 필터를 이용하여 추정하도록 해야 한다.

이를 위해서 비행영역 내에 여러 기준점에 대해 미리 필터를 설계한다. 현재 어떤 기준점 근처에 있는지 모르기 때문에, 모든 필터를 동시에 동작시키면서 각 필터의 적합도를 확률적으로 계산한다. \hat{x}_k^i 와 $\hat{y}_k^i = C\hat{x}_k^i$ 는 각각 다중모델 필터중 i 번째 필터의 추정 상태값과 출력값을 의미한다. i 번째 필터의 적합도 P_i 는 다음과 같이 계산한다[10-13].

$$P_i(k+1) = \frac{\beta_i \exp\left(-\frac{1}{2} r_{k+1}^{i,T} S_i^{-1} r_{k+1}^i\right) \times P_i(k)}{\sum_j \beta_j \exp\left(-\frac{1}{2} r_{k+1}^{j,T} S_j^{-1} r_{k+1}^j\right) \times P_j(k)}$$

$$P_i(k+1) = \max(P_i(k+1), P_{th}) \quad (10)$$

$$\frac{1}{\beta_i} = \sqrt{(2\pi)^l \det(S_i)}$$

$$S_j = CX_jC^T + R_j$$

$$r_k^j = y(k) - \hat{y}_k^j$$

여기서 l 은 센서의 개수이다. 계산된 확률이 한번 영(zero)으로 수렴하면 다른 값으로 수렴할 수 없기 때문에 일정한 값(P_{th}) 보다 작으면 P_{th} 으로 대체한다. 이렇게 구한 확률을 각 필터의 추정상태의 가중치로 사용하여 최종적인 추정값을 다음과 같이 구한다.

$$\hat{x}_k = \sum_j P_j(k) \hat{x}_k^j \tag{11}$$

비행체는 시간이 지날수록 필터 설계 기준점을 벗어난다. 고도가 떨어지면서 밀도가 증가하고, 바람의 속도와 방향이 변한다. 결국 추정오차를 줄이기 위해서는 새로운 모델이 필요하다.

일정 고도에 대해 여러 속도 기준점을 정하고 이에 대해 각각 필터를 설계한다(그림 2 참조). 이 한 묶음(클러스터)의 필터를 이용하여 식 (11)과 같이 최종 추정값을 계산한다. 기준점은 시뮬레이션과 함께 추정성능 결과를 바탕으로 적절하게 조정한다.

고도가 떨어지면서 추정 오차가 증가하면 적절한 시점에서 새로운 필터 클러스터로 전환(transition)하여야 한다. 필터는 전환하기 전에 동작(activation)하도록 하여 필터의 과도응답 특성의 영향을 줄이도록 한다.

여기에서는 고도를 기준으로 전환한다. 시뮬레이션을 통해서 추정오차의 허용범위를 넘어서는 시점을 확인하고 이때 고도를 새로운 필터 클러스터 설계 기준으로 설정한다. 새로운 클러스터는 일정 고도 이전에 동작이 되고, 기준 고도에 진입하면 새로운 클러스터로 전환한다. 이 방법은 동시에 동작시켜야 하는 필터의 개수를 줄여준다.

추정성능을 위해 조정해야 하는 것은 다음과 같다.

- 기준 고도, 기준 속도
- 클러스터 내의 필터 개수, 클러스터의 개수
- 필터 설계 파라미터 (Q, R)

클러스터 내의 필터의 수는 탑재시스템의 부하를 줄이면서도 성능에 문제가 없도록 선정하여야 한다. 여기에서는 3개로 고정하였다.

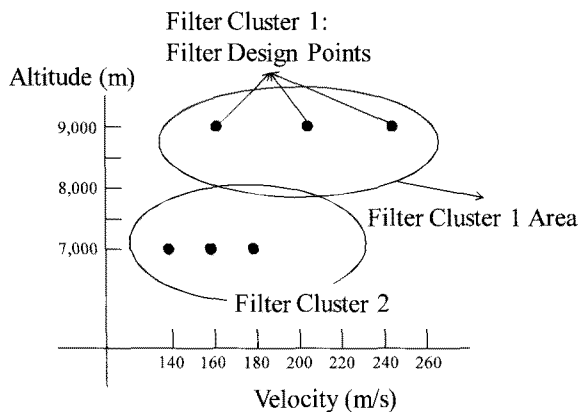


그림 2. 선형모델 기준점과 필터 클러스터 설계.
Fig. 2. Reference points for linear models and filter clusters design.

IV. 시뮬레이션 및 성능 분석

1. 비행 시나리오

비행체는 고도 9,000 m에서 240 m/s의 속도로 투하되어 70 km 전방에 있는 지상의 목표지점(고도 0m)까지 비행한다. 제어를 위해서 PID 제어기를 설계하였으며, 투하지점과 목표지점을 직선으로 비행하도록 유도 및 제어한다. 제어기 설계에 대한 내용은 참고문헌 [17,18]에 상세히 소개하였으며, 여기에서는 생략하기로 한다.

바람속도는 고도에 따라 증가하는 경향을 보이는데, 설계요구사항은 고도 10,000 m에서 최대 100 m/s의 바람속도에 대해 대기속도를 추정하는 필터를 설계하는 것이다. 이를 위해서 그림 3과 같이 고도에 따라 증가하는 기준 바람속도 프로파일을 선정하였다. 이 바람이 정풍, 측풍(비행체에 대해 90도의 각도를 갖는 경우), 배풍으로 불어올 수 있다고 가정한다.

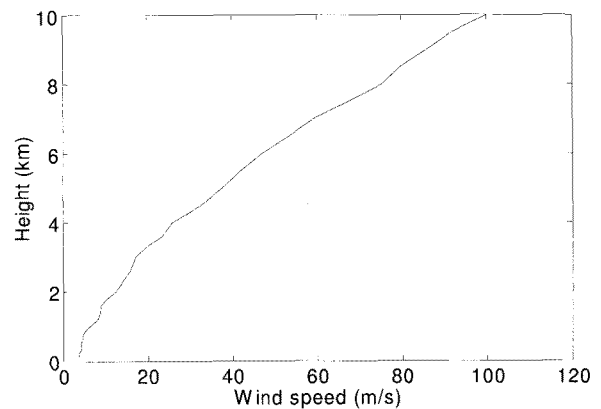


그림 3. 기준 풍속 프로파일.
Fig. 3. Reference wind speed profile for simulations.

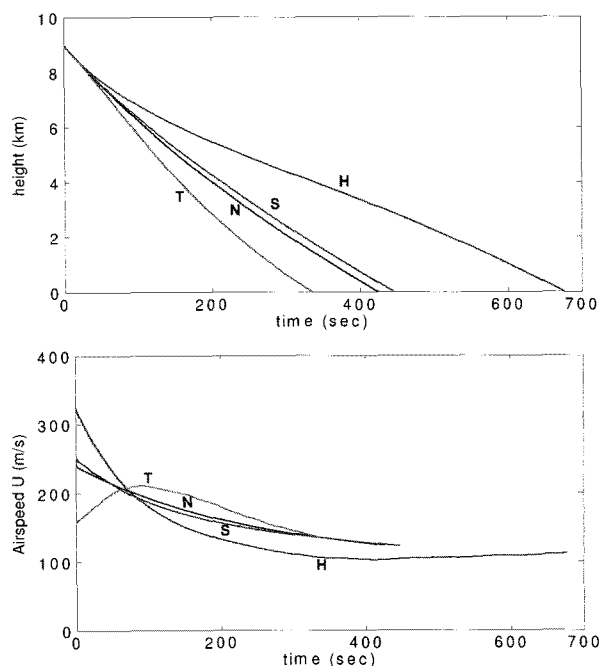


그림 4. 시간에 따른 대기속도(U_a) 및 고도 변화.
Fig. 4. Histories of airspeed and height.

여기에서는 네 가지 경우(무풍(N, no wind), 정풍(H, head wind), 측풍(S, side wind), 배풍(T, tail wind))에 대해 필터의 성능을 테스트하면서 적합한 성능의 필터를 설계하였다. 대기 속도 성분 중 전진방향 성분(U_a)이 가장 큰 값이기 때문에, 이에 대한 추정오차를 가장 중요한 성능으로 간주한다. 각각의 경우에 비행체의 대기속도(U_a) 및 고도는 그림 4와 같이 변화한다. 바람의 방향에 따라 비행시간도 변하게 된다.

2. 단일 필터 설계

컴퓨터 시뮬레이션을 이용하여 필터 추정성능을 테스트하였다. 시뮬레이션 코드는 시스템 설계사양(무게 등) 및 실제 풍동시험 데이터를 바탕으로 작성한 6 DOF 비선형 시뮬레이션 코드를 사용하였다.

이 시뮬레이션 코드를 이용해서 적절한 비행조건(고도, 속도를 지정함)에 대해 비행체의 트림상태 값을 구한다. 그리고 이 트림상태에 대해 섭동(perturbation)을 주고 선형관계를 유도하여 선형모델 파라미터 (A, B)를 구하였다(부록 1의 파라미터 예시 참고).

예제로서 한 기준점(9000 m, 240 m/s)에 대하여 필터를 설계하고 이에 대해 추정성능을 테스트하였다. 필터 설계 파라미터는 다음과 같이 선정하였다.

$$Q_1 = \text{diag}[100000, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1] \quad (12)$$

$$R_1 = I_{6 \times 6}$$

바람은 네 가지 조건(N, H, S, T)에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 5는 200초간 시뮬레이션 했을 때, 대기속도의 전진방향 성분 (U_a)에 대한 추정오차($U_a - \hat{U}_a$)을 비교한 것이다. 실제 속도를 기준으로 ± 10 m/s의 허용오차범위를 설정하였다. 바람속도에 따라 오차가 많이 발생한다. 한 개의 필터만으로 다양한 바람조건에 대응하기 어려우며, 이를 위해서는 다중 필터가 필요하다.

3. 필터 기준 속도 선정

첫 번째 클러스터에 대해서 표 2와 같은 조건으로 3개의 필터를 설계하고, 추정성능을 비교하였다. 기준고도는 동일하게 9000 m 로 설정하였다. 속도 추정은 식 (11)을 이용하여 구하였다.

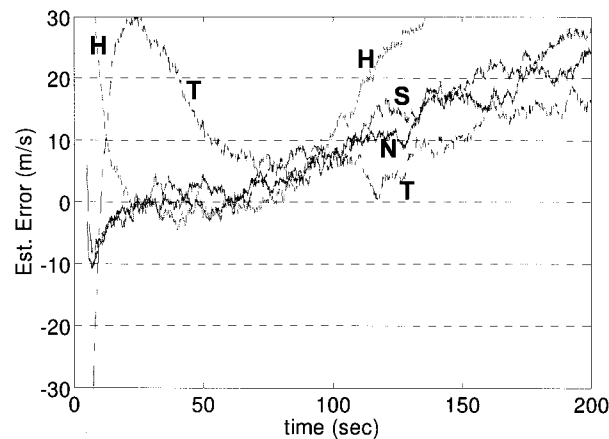


그림 5. 대기속도 추정오차 (U_a 성분, N, H, S, T).
Fig. 5. The estimation error of the airspeed (U_a component).

표 2. 필터 설계 파라미터.

Table 2. Parameters for filter design.

Case 1 : 기준속도 (m/s): 320, 240, 160 $Q = Q_1$	Case 2 : 기준속도 (m/s): 320, 240, 160 $Q = Q_2$
Case 3 : 기준속도 (m/s): 280, 220, 160 $Q = Q_1$	Case 4 : 기준속도 (m/s): 280, 220, 160 $Q = Q_2$
$Q_1 = \text{diag}[100000, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1]$ $Q_2 = \text{diag}[1000000, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1]$ $R = I_{6 \times 6}$	

대표적으로 정풍/배풍인 경우에 U_a 의 추정결과를 그림 6, 7에 도시하였다. 정풍인 경우에는 초기속도가 330 m/s 정도이고, 배풍인 경우에는 초기속도가 160 m/s 정도가 된다.

필터의 전체적인 추정성능에 가장 중요한 것은 각 필터의 기준속도임을 알 수 있다. 여기에서는 Case 3의 파라미터를 선택한다. Q 를 증가시키면 필터 게인이 커져서 필터의 수렴이 빨라지지만, 센서 노이즈의 영향 또한 증가한다.

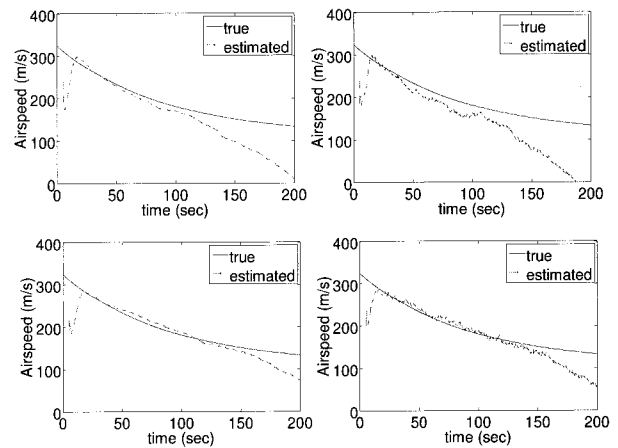


그림 6. 바람이 정풍인 경우 네 가지 설계조건 결과.
Fig. 6. Estimation results of the four conditions with head wind.

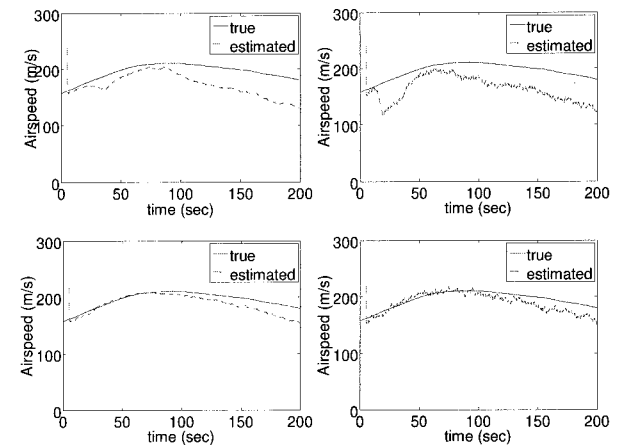


그림 7. 바람이 배풍인 경우 네 가지 설계조건 결과.
Fig. 7. Estimation results of the four conditions with tail wind.

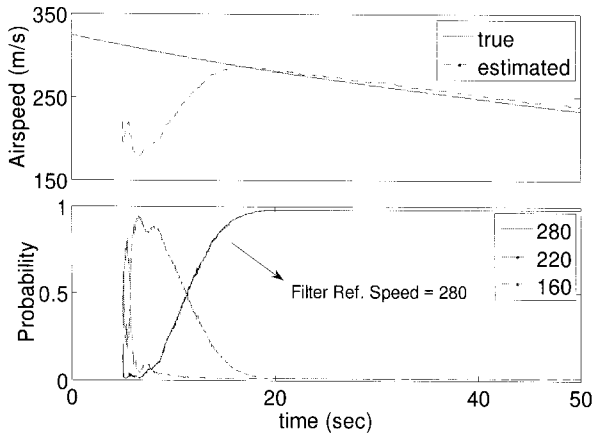


그림 8. 대기속도 U_a 추정과 확률 변화(정풍).
Fig. 8. Histories of airspeed estimate and probabilities of filters.

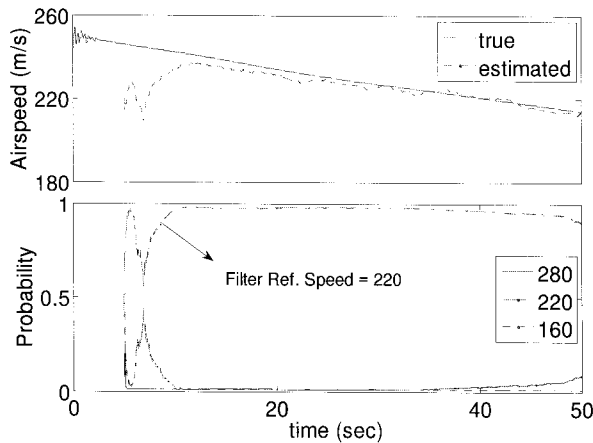


그림 9. 대기속도 U_a 추정과 확률 변화(측풍).
Fig. 9. Histories of airspeed estimate and probabilities of filters.

그림 8은 Case 3의 파라미터로 설계된 필터 클러스터의 속도 추정이 수렴하는 과정의 일부(0~50초)와 이 필터 클러스터 내의 3개 필터의 정풍에 대한 확률적 적합도를 보인 것이다. 초기에는 160 m/s에 대해 설계한 필터(F3)의 확률이 일시적으로 높았지만, 서서히 280 m/s에 대해 설계한 필터(F1)의 확률이 높아지면서 실제 대기속도에 수렴함을 알 수 있다. 초기에 필터 F3가 확률적으로 높아진 것은 확률 계산에 있어서 residual($r_k = y_k - \hat{y}_k$)이 일시적으로 가장 작게 나왔기 때문이다. 그러나 곧 필터 F3의 모델 오차로 인해 residual이 증가하면서 필터 F1의 확률이 증가하게 된다.

측풍(side wind)인 경우에 대한 결과는 그림 9와 같다. 마찬가지로 초기의 수렴시간이 지나고 가장 적합한 필터의 확률이 높아지면서 실제 대기속도에 수렴한다.

4. 필터 클러스터 전환

앞 절에서 설계한 필터 클러스터(Case 3)의 경우에는, 정풍 조건에서 60초(고도 7500 m 정도) 쯤에 추정오차가 허용범위를 약간 넘어선다. 허용범위 내에 있도록 하기 위하여 두 번째 클러스터를 표 3과 같이 설계한다.

그림 10은 바람조건(Z, H, S, T)에 따른 시뮬레이션 결과(전진방향 대기속도)이다. 200초 내에는 추정오차가 허용범위 내

표 3. 제 2 필터 클러스터 설계 파라미터

Table 3. Parameters for the second filter cluster.

Case 5 :
기준고도 (m): 7000, 기준속도 (m/s): 200, 170, 140
$Q = Q_1, R = I_{6 \times 6}$
필터 시작 고도: 8500, 필터 전환 고도: 7500

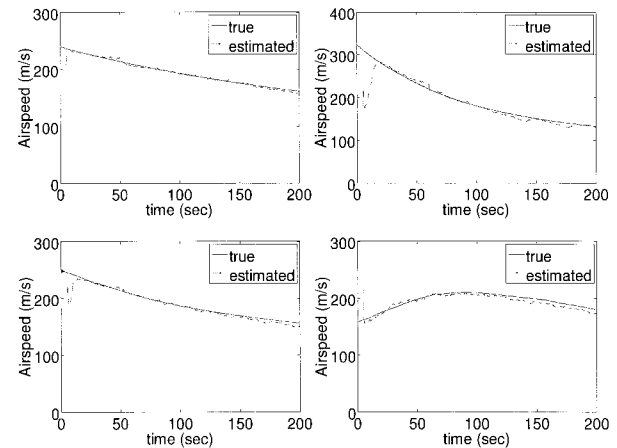


그림 10. 필터 클러스터 1과 2의 조합된 추정결과.
Fig. 10. Estimation results by the first and second cluster.

표 4. 전체 필터 클러스터 설계결과(*).

Table 4. Design result of the all filter clusters.

Cluster No.	Design Ref. Height (m)	Design Ref. Speed (m/s)	Activation Height (m)	Transition Height (m)
1	9000	280, 220, 160	9000	-**
2	7000	200, 170, 140	8500	7500
3	5000	190, 160, 120	6000	5000
4	3000	160, 130, 100	4000	3000
5	1000	140, 120, 100	2000	1500

* 모든 필터에 대해서 $Q = Q_1$ 를 적용함.

** 시뮬레이션 5초 이후에 동작함.

에 들어온다.

위와 같은 과정을 반복하면서 전체 비행영역에 대해 필터와 필터 클러스터를 설계한다. 결과적으로 표 4와 같은 필터 클러스터를 설계하였으며, 전체 비행에 대한 추정 결과(풍향: N, H, S, T)는 그림 11과 같다.

표 5. 다른 기준에 따른 필터 클러스터 설계결과(*).

Table 5. Another design result of the filter clusters.

Cluster No.	Design Ref. Height (m)	Design Ref. Speed (m/s)	Activation Height (m)	Transition Height (m)
1	9000	280, 220, 160	9000	-**
2	7000	200, 170, 140	8000	7500
3	6000	200, 160, 120	7000	6500
4	5000	190, 140, 120	6000	5500
5	3000	160, 130, 100	4000	3500

* 클러스터 1: $Q_3 = \text{diag}[500000, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1]$

클러스터 2~5: $Q_4 = 0.1 \times Q_3$

** 시뮬레이션 5초 이후에 동작함.

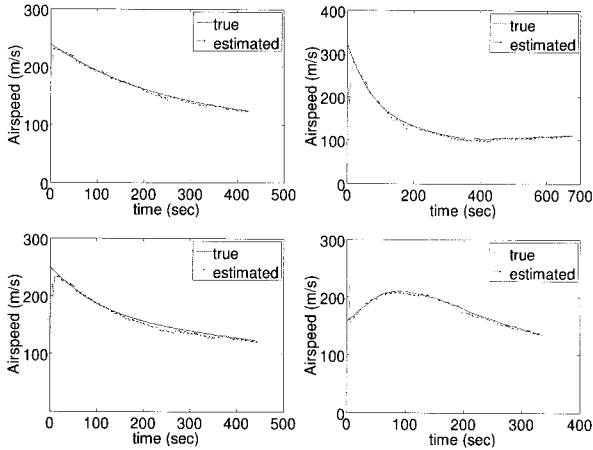


그림 11. 표 4의 설계에 따른 U_a 추정결과(N, H, S, T).
 Fig. 11. U_a Estimation results for the parameters of Table 4.

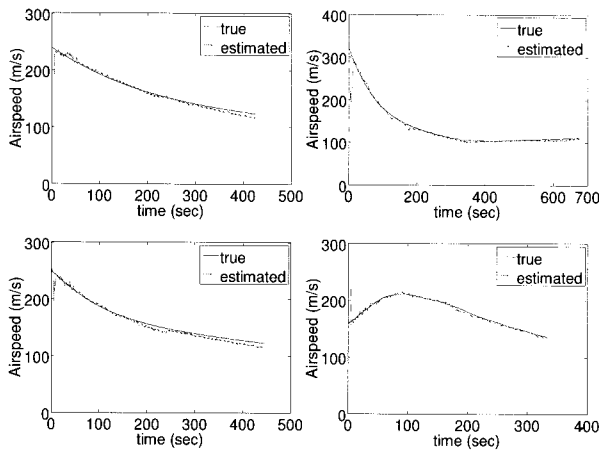


그림 12. 표 5의 설계에 따른 U_a 추정결과(N, H, S, T).
 Fig. 12. U_a Estimation results for the parameters of Table 5.

설계자의 주관적인 판단으로 기준고도, 기준속도가 다를 수 있고, 이에 따라 추정성능이 달라질 수 있다. 표 5는 다른 설계 예시이며, 그림 12는 그 결과를 도시한 것이다.

두 결과 모두 설계요구사항을 만족하였다. 그러나 이 결과를 얻기 위해서 시뮬레이션 결과 분석 및 파라미터 조종을 반복적으로 수행하여야 했다. 필터 클러스터를 구성함에 있어서, 클러스터 설계 파라미터(필터 클러스터 수, 기준고도, 기준속도 등)를 체계적으로 튜닝 할 수 있는 방법에 대해서 연구가 필요하다.

VI. 결론

본 논문에서는 바람속도 센서 혹은 대기속도 센서가 없는 자율비행체에 대해서, 비행체의 동역학적 특성을 이용하여 대기속도를 추정하는 기법에 대한 연구결과를 제시하였다. 비행체의 운동방정식과 필터 이론을 적용하여 대기속도를 추정할 수 있었다. 대상 비행체의 비행영역이 넓기 때문에 동역학 모델오차가 추정오차를 유발한다. 여러 기준속도에 대해 설계한 다중모델 필터를 이용하여 추정오차를 허용범위 내로 유지할 수 있었다. 또한 다수의 필터 클러스터를 여러 기준고도에 대해 설계하고 고도강하에 따라 필터 클러스

터를 전환함으로써, 비행고도 변화에 대해서도 추정오차를 허용범위 내로 유지할 수 있었다. 고도에 따라 필터 클러스터를 전환하는 기법으로 동시에 동작하는 필터의 개수를 줄여서 계산 부담을 줄일 수 있었다. 추후에 실제 비행데이터를 이용하여 알고리즘을 검증하고, 탑재 시스템에 알고리즘을 탑재할 계획이다.

참고문헌

- [1] W. Phillips, *Mechanics of Flight*, Wiley, 2004.
- [2] R. Rysdyk, "Unmanned aerial vehicle path following for target observation in wind," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 29, no. 5, pp. 1092-1100, 2006.
- [3] K. Lievens, J. Mulder, and P. Chu, "Single GPS antenna attitude determination of a fixed wing aircraft with aircraft aerodynamics," AIAA 2005-6056.
- [4] A. Cho, et. Al., "Fully automatic taxiing, takeoff and landing of a UAV using a single antenna GPS receiver only," *Proceedings of International Conference on Control, Automation and Systems*, pp. 821-825, Seoul, Korea, 2007.
- [5] F. Lewis, L. Xie, and D. Popa, *Optimal and Robust Estimation*, CRC Press, 2008.
- [6] I. Petersen and A. Savkin, *Robust Kalman Filtering for Signals and Systems with Large Uncertainties*, Birkhauser, pp. 11-34, 1999.
- [7] R. Agustin, R. Mangoubi, R. Hain, and N. Adams, "Robust failure detection for reentry vehicle attitude control systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 6, pp. 839-845, 1999.
- [8] Z. Wang and B. Huang, "Robust H2/H ∞ filtering for linear systems with error variance constraints," *IEEE Transaction on Signal Processing*, vol. 48, no. 8, pp. 2463-2467, 2000.
- [9] H. Gao, J. Lam, L. Xie, and C. Wang, "New approach to mixed H2/H ∞ filtering for polytopic discrete-time systems," *IEEE Transaction on Signal Processing*, vol. 53, no. 8, pp. 3183-3192, 2005.
- [10] P. Maybeck and R. Stevens, "Reconfigurable flight control via multiple model adaptive control methods," *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 27, no. 3, pp. 470-480, 1991.
- [11] M. Napolitano and R. Swaim, "New technique for aircraft flight control reconfiguration," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 14, no. 1, pp. 184-190, 1991.
- [12] P. Maybeck and P. Hanlon, "Performance enhancement of a multiple model adaptive estimator," *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 31, no. 4, pp. 1240-1254, 1995.
- [13] G. Griffin and P. Maybeck, "MMAE/MMAC control for bending with multiple uncertain parameters," *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 33, no. 3, pp. 903-912, 1997.
- [14] E. Mazor, A. Averbuch, Y. Bar-Shalom, and J. Dayan, "Interacting multiple model methods in target tracking : A survey," *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no. 1, pp. 103-123, 1998.
- [15] Y. Kim and K. Hong, "An IMM algorithm for tracking maneuvering vehicles in an adaptive cruise control environment," *International Journal of Control, Automation,*

and Systems, vol. 2, no. 3, pp. 310-318, 2004.

- [16] 김병두, 이자성, “다중표적 추적을 위한 정상상태 칼만필터 기반 IMM 추적필터,” 한국항공우주학회지, 제34권 제8호, pp. 71-78, 2006.
- [17] 김부민, 진재현, 박정호, 김병수, “바람센서가 없는 무추력 비행체의 활공시 대기속도 추정을 통한 유도성능 향상,” 제어·로봇·시스템학회논문지, 제15권 제1호, pp. 1-7, 2009.
- [18] 김부민, 성덕용, 심재민, 김병수, “무추력 비행체를 대상으로 한 적응 통합 유도제어기 설계,” 제어·로봇·시스템학회논문지, 제15권 제1호 pp. 15-22, 2009.
- [19] R. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw Hill, pp. 131-169, 1998.

부록

1. 선형 동역학 모델

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_v & X_w \\ Y_u & Y_v & Y_w \\ Z_u & Z_v & Z_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -W_0 & V_0 \\ W_0 & 0 & -U_0 \\ -V_0 & U_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & -g \cos \Theta_0 & 0 \\ g \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 & -g \sin \Theta_0 \sin \Phi_0 & 0 \\ -g \cos \Theta_0 \sin \Phi_0 & -g \sin \Theta_0 \cos \Phi_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi_0 \tan \Theta_0 & \cos \Phi_0 \tan \Theta_0 \\ 0 & \cos \Phi_0 & -\sin \Phi_0 \\ 0 & \sin \Phi_0 \sec \Theta_0 & \cos \Phi_0 \sec \Theta_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_u & L_v & L_w \\ M_u & M_v & M_w \\ N_u & N_v & N_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_p & L_q & L_r \\ M_p & M_q & M_r \\ N_p & N_q & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

U_0, V_0, W_0 : 기준 속도
 Φ_0, Θ_0, Ψ_0 : 기준 자세각
 X, Y, Z : 비행체 좌표계 기준 공기력 성분
 L, M, N : 비행체 좌표계 기준 공력 모멘트 성분
 $X_u = \frac{\Delta X}{\Delta u}, \dots$: 공력계수

2. 선형 모델 파라미터 예시 (9000 m, 240 m/s 기준)

$$A = \begin{bmatrix} -0.015 & .002 & .007 & 0 & -9.6 & 0 & 0 & 0.54 & .05 \\ 0 & -.18 & 0 & 9.6 & .002 & 0 & -.45 & 0 & -240 \\ -.08 & .0 & -1.21 & -.01 & 1.82 & 0 & -.05 & 240 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -19 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.02 \\ 0 & .89 & .04 & 0 & 0 & 0 & 11.5 & 0 & -27 \\ 0 & .027 & -.05 & 0 & 0 & 0 & 0 & -16 & 0 \\ 0 & .24 & 0 & 0 & 0 & 0 & -23 & 0 & -.86 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & -6.60 \\ 0 & 0 \\ 0 & -28.23 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 146.83 & .96 \\ .01 & 20.09 \\ 1.58 & -.04 \end{bmatrix}$$



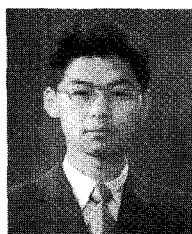
진재현

1990년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 1992년/1997년 한국과학기술원 항공우주공학과 석사 및 박사. 2001년 ~2006년 한국원자력연구소 선임연구원. 2006년~현재 순천대학교 기계우주항공공학부 조교수. 관심분야는 내고장 제어, 비행제어, 위성체 제어 등.



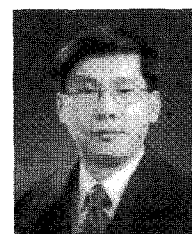
박정우

2007년 KAIST 항공우주공학과 졸업. 2009년 동 대학원 석사. 2009년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 비행제어 및 유도법칙 연구 등.



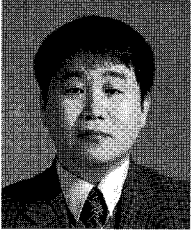
김부민

2002년 경상대학교 기계항공공학부(공학사). 2004년 경상대학교 항공공학과(공학석사). 2004년~현재 경상대학교 대학원 항공공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 비행동역학, 비행제어, 신경회로망 기반 적응제어.



김병수

1982년 서울대 항공공학과(공학사). 1984년 동 대학원(공학석사). 1994년 Georgia Institute of Technology(공학박사) 1994년 ~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 2000년~현재 경상대학교 부교수. 연구 관심분야는 비행제어, 신경회로망 기반 적응제어.

**이 은 용**

1987년 서울대학교 항공공학과 졸업.
1989년 동 대학원 항공우주공학과 석사.
1989년 9월~현재 국방과학연구소 비행
제어그룹 선임연구원. 관심분야는 항공
기 비행제어법칙설계, 해석 및 시뮬레
이션.