

# 바람센서가 없는 무추력 비행체의 활공 시 대기속도 추정을 통한 유도성능 향상

## Optimization of Glide Performance using Wind Estimator for Unpowered Air Vehicle without Pitot-Tube

김 부 민, 진 재 현, 박 정 호, 김 병 수\*

(Boo-Min Kim, Jaehyun Jin, Jeong-Ho Park, and Byoung Soo Kim)

**Abstract :** As designing PID control on aircraft, we consider a gain scheduling on altitude and velocity. If pitot tube is not installed in the unpowered air vehicle, the control performance is reduced by the difference between ground speed and air speed with a wind considered. In this paper, a simple guidance controller (LOS: Line of Sight) and the wind estimator using Kalman filter are designed. And we minimize the wind effect through the estimator. Finally, we perform the 6-DOF nonlinear simulation with the wind model to verify the performance of the controller with the wind estimator.

**Keywords :** gain schedule, kalman filter, wind estimator

### I. 서론

고고도 무추력 비행체의 경우 활공 성능과 제어 성능은 바람의 영향을 받는다. 특히 비행체의 최대 사거리를 위해서는 활공각을 최소화하는 비행속도로 비행할 필요가 있는데 비행속도는 바람속도의 함수이기도 하다. 또한 PID 제어기의 게인 스케줄링 시 바람이 있을 경우에 지상속도 사용은 제어기 강건성 및 안정성에 악영향을 주기도 한다. 이러한 바람속도를 측정하기 위해 일반적으로 피토 튜브를 사용한다. 그러나 피토 튜브의 경우 전력 소모가 크고 고고도에서 사용 시 별도의 가열 시스템을 필요로 하여, 이로 인한 비용과 추가 장비 설치에 따른 중량 증가는 비행체 성능을 감소 시키기도 한다. 그 외 풍속을 측정하는 방식은 비행체 앞부분에 다수의 오리피스를 설치하고 정압으로부터 마하수, 반응각, 자유대기 압력 등을 추정하거나[1,2], 초음파 풍속계를 사용하여 대기속도를 측정하기도 한다[3,4]. 풍속 추정 기법으로는 바람이 일정하거나 천천히 변한다고 가정하여 1차 운동 모델을 적용하여 관측기를 설계하는 기법[5], 바람의 상태를 Markov 프로세스로 모델링하여, 비행체가 하강할 때 모델링된 프로세스를 이용하여 공칭궤적을 크게 벗어나지 않도록 제어하는 기법[6], GPS/INS로부터 얻는 위치와 속도, 자세값 정보를 이용하여 풍속을 추종하는 기법[7] 등등 많은 방법들이 연구되어 왔다.

본 논문에서는 바람 센서가 없는 무추력 비행체에서 바람이 고려된 대기속도를 알아내기 위해 GPS/INS, 항공기 자세 정보를 이용한 대기속도 추정기를 설계한다. 여기서 추정기는 Kalman filter를 기반으로 한다. 본 논문에서 설계된 PID

제어기는 바람이 불어올 경우 지상속도와 실제 대기속도의 차이로 인해 스케줄링된 게인 값을 효율적으로 이용할 수 없게 된다. 그러므로 Kalman filter로 추정된 대기 속도를 게인 스케줄링에 이용하여 비행체의 유도제어 성능향상에 기여하게 된다. 즉 바람 효과는 바람이 고려된 대기속도 추정기 설계를 통해 최소화한다. 최종적으로 대기속도 추정기의 성능과 추정속도를 이용한 게인 스케줄링 시, 대상 유도제어기의 성능을 검증하기 위해 바람모델을 가진 6-DOF 비선형 시뮬레이션을 통해 검증 및 분석한다.

### II. 유도제어기 설계

본 절에서는 간단한 유도 제어기를 설계한다. 이 유도제어기는 바람 영향을 최소화하기 위해 설계된 바람추정기와 연결하여 시뮬레이션을 수행한 목적으로 설계된다. 내부의 조종안정성 제어기는 PID를 이용하여 설계하며, 유도제어기는 LOS (Line of Sight) 방식으로 설계한다.

#### 1. 비행체 특성

대상 무추력 비행체의 조종면은 일반항공기와 달리 주날개의 플랩퍼론으로, 횡축과 종축을 제어할 수 있지만 러더기능의 조종면이 없어 방향축의 직접적인 제어는 불가능하다. 하지만 꼬리핀의 장착으로 방향안정성을 가지고 있다. 플랩퍼론이 엘리베이터 역할을 수행할 때 아래 방향을 (+)로 정의 하였으면 이 때 피치 업 기동을 한다.

#### 2. 조종안정성 PID 제어기 설계

PID 제어기는 고도와 속도에 따라 등속하강비행 트림상태에서 설계하였다. 그림 3의 점선으로 표시한 부분은 PID 제어기의 블록 선도이다. 종축은 각속도 Q와 오일러 각  $\Theta$ 를 피드백하여 단주기 모드와 장주기 모드의 감쇄비를 단주기 0.9, 장주기 0.6으로 증가 시켰다. 앞의 SAS (Stability Augmentation System)을 내부루프로 하고 외부에 수직가속도  $a_n$ 을 피드백 하여 CAS (Command Augmentation System)를 구성하였다. 횡축 제어기는 방향각속도 R을 피드백하여 나선(spiral) 모드를 안정화 하였으며, 종축과 마찬가지로 앞의 SAS를 내

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.

김부민, 박정호, 김병수 : 경상대학교 기계항공공학부

(boomin79@gnu.ac.kr/feedback@gnu.ac.kr/bskim@gsnu.ac.kr)

진재현 : 순천대학교 기계우주항공공학부

(donworry@sunchon.ac.kr)

\* 본 연구는 2단계 BK21 사업 첨단기계항공공급인력양성사업단, 국방과학연구소, 중점연구소의 지원을 받아 수행되었음.

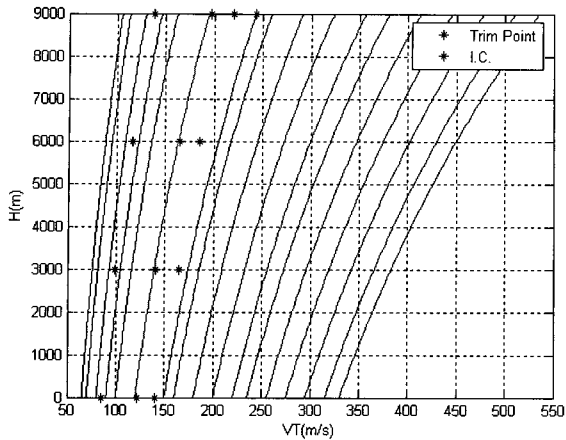


그림 1. 제어기 설계 기준점.  
Fig. 1. Controller design point.

부루프로 하고 외부루프로 선회각  $\Phi$  를 피드백하여 CAS를 구성하였다. 제어 개인은 고도와 속도에 따라 스케줄링을 수행하였으며 설계 기준점은 아래의 그림과 같다. 실선은 모두 등등압선이며, 특히 빨간 선은 활공 시뮬레이션을 수행할 때 비행체가 지나가는 예상영역이다.

3. Line tracking 유도제어기 설계

본 절에서 설계하는 LOS (Line of Sight)는 임의의 직선경로가 주어졌을 때, 대상 비행체가 그 직선을 추종할 수 있는 방향각 명령을 생성하는 방식을 사용한다.(가정 :  $\beta \approx 0$ ) 간단한 내용이므로 여기서는 최종 식만 언급하였다[8].

$$\begin{aligned} \Psi_{cmd}(s) &= \Psi_{LPe} + \Psi_{wp23} \\ &= \Psi_{LPe} + \arctan(-sgn(Pe) \frac{K_1 \cdot Pe}{L(=K_2 u)}) \end{aligned} \quad (1)$$

식(1)과 그림 2는 LOS 방식을 전반적으로 설명한다. 여기서 임의의 직선은 점 P2와 P3를 연결하는 선을 말하며, P는 비행체의 위치이며, 이때 Pe는 비행체와 직선과의 수직 거리를 나타내고 L은 비행체 동체의 X축 전진속도 u와 계인의 곱으로 정의한다.  $\Psi_{wp23}$  은 직선의 기울기를 나타내고  $\Psi_{LPe}$

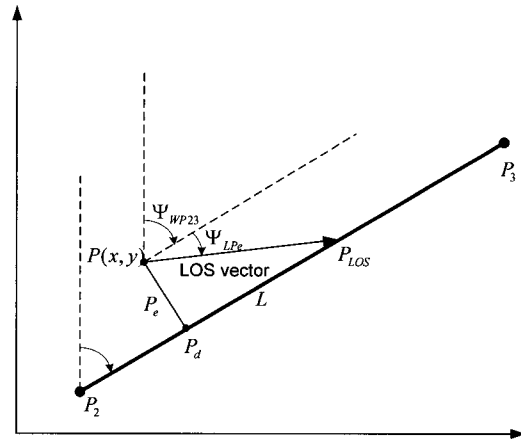


그림 2. LOS 개략도.  
Fig. 2. LOS concept.

는 비행체가 직선상에 진입하는 각을 나타낸다. 즉 비행체에 입력되는 최종 방향각 명령은 식(1)과 같이  $\Psi_{wp23}$  과  $\Psi_{LPe}$  의 합이다. 이렇게 설계된 LOS는 횡축에서는  $\Psi_c$  와 종축에서는  $\gamma_c$  를 생성한다. 앞에서 설계한 제어기를 내부루프로 사용하기 위해서, 횡축 LOS의 방향각 명령  $\Psi_c$  가 PID 제어기를 통해 선회각 명령  $\Phi_c$  을 생성하고, 종축 LOS의 경로각 명령  $\gamma_c$  는 식 (2)에 의해 수직가속도  $a_n$ , 비행체 속도 Ve와 경로각을 미분한  $\dot{\gamma}$  의 관계로부터 수직가속도 명령  $a_{n,c}$  을 생성한다. 전체 시스템은 그림 3에 표현 하였다.

$$a_n = \dot{\gamma} \cdot Ve \quad (2)$$

III. 대기속도추정 필터 설계

1. 대기속도 추정 방안

대기속도와 바람속도는 제어 및 경로 설계를 위한 기본적인 변수이다. 그러나 대상비행체는 바람센서가 없기 때문에 직접 바람속도를 측정할 수 없으며 바람속도를 바탕으로 대기속도를 추정할 수 없다. 대상 비행체에 탑재되어 있는 센

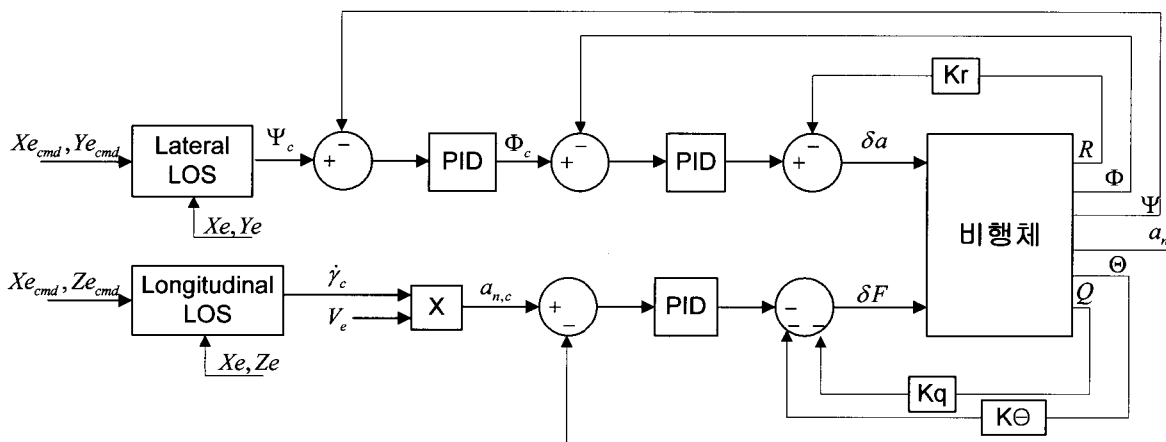


그림 3. LOS 유도시스템 블록 선도.  
Fig. 3. The block diagram of the LOS guidance system.

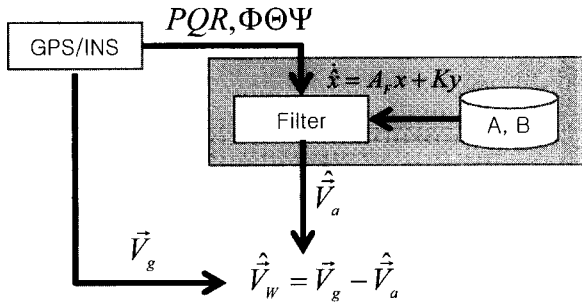


그림 4. 대기속도 및 바람속도 추정개념도.  
Fig. 4. Air speed and wind estimation concept.

서는 GPS/INS 인데, 이는 비행체의 지면속도(관성좌표계를 기준으로 관측한 비행체의 속도)를 측정하게 된다. 그래서 GPS/INS 데이터를 이용한 대기속도 및 바람속도의 추정이 요구된다.

지면속도( $\vec{V}_g$ ), 대기속도( $\vec{V}_a$ ), 바람속도( $\vec{V}_w$ )의 기본관계식은 다음 식(3)의 벡터 방정식으로 표현된다.

$$\vec{V}_g = \vec{V}_a + \vec{V}_w \quad \text{or} \quad \vec{V}_w = \vec{V}_g - \vec{V}_a \quad (3)$$

여기서 지면속도는 GPS/INS 센서로부터 측정이 가능하며, 대기속도와 바람속도는 둘 중 하나를 추정하고, 다시 앞의 관계식으로부터 나머지를 계산하여야 한다.

본 논문에서는 그림 4의 개념도에서처럼 대기속도는 비행체의 운동 방정식과 공력데이터를 근거로 해서 운동 상태변수를 추정하는 필터를 통해서 얻는다.

2. 필터 설계를 위한 비행체의 선형 운동방정식

비행체어 문제에 있어서 속도와 각속도, Euler 각을 상태변수로 포함한다. 속도를 대기속도로 두는 경우 바람의 영향은 상태변수인 대기속도에 포함이 되고, 선형 운동방정식에는 explicit 한 형태로 나타나지 않는다. 또한 플랩퍼론을 가지는 대상 비행체의 연성효과(coupling effect) 때문에 종운동과 횡/방향운동을 분리하지 않고 함께 고려하였다.

$$x^T = [u_a \quad v_a \quad w_a \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \quad \psi] \quad (4)$$

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

3. 센서 출력 특성

비행체의 속도 출력이 있으나, 이 출력은 지면속도이며 대기속도에 대한 직접적인 정보는 제공하지 못하므로 사용하지 않는다. 가속도 출력은 대기속도 정보를 가지고 있지만, 공력데이터를 필요로 하고 이는 비행조건에 따라 변화하기 때문에 강인하지 않을 수 있다. 이러한 이유로 상태변수를 직접 측정한 각속도 및 자세 출력을 이용한다. 이에 대한 제한은 표 1과 같다. 출력은 20Hz 의 주기로 얻어진다. 이산시

표 1. 센서의 정확도 제한.  
Table 1. Configuration of sensor.

성능/제한		규격
정확도	자세	1.0 deg
	각속도	1.0 deg/s

간 모델의 이산화 간격을 이 출력간격(0.05sec)과 같게 한다.

4. Kalman 필터 설계

본 논문에서는 Kalman 필터를 이용하여 대기속도를 추정한다. 이를 위해 대상 비행체를 특정 트림조건에 대해서 이산시간, 선형, 시불변 시스템으로 모델링 하였다. 또한 필터 계인은 정상상태 계인을 적용하여 간단하게 구성하였다[9,10].

System:

$$x_{k+1} = A_d x_k + B_d u_k + v_k \quad (5)$$

$$y_k = C x_k + w_k$$

$$E[v_k \quad v_{k'}^T] = Q_d \delta(k_1 - k_2), E[w_k \quad w_{k'}^T] = R_d \delta(k_1 - k_2)$$

Filter:

$$\hat{x}_{k+1} = A_d \hat{x}_k + B_d u_k + K(y_k - C \hat{x}_k) \quad (6)$$

$$K = PC^T (CPC^T + R)^{-1} \quad (7)$$

$$P = APA^T - APC^T (CPC^T + R_d) CPA^T + Q_d$$

여기서  $Q_d$  와  $R_d$  를 선정하면 계인이 정해진다. 즉, 원하는 성능을 위해서  $Q_d$  와  $R_d$  을 적절히 조절하면 된다.  $Q_d$  를 증가시키면 시스템 운동모델에 불확실성이 많음을 의미하고, 이에 따라 출력을 더 신뢰하게 된다. 즉, 출력에 대한 계인을 증가시키며 추정오차의 수렴이 빨라지지만 출력에 포함된 노이즈의 영향을 많이 받는다.

IV. 시뮬레이션

1. 비선형 시뮬레이션 1 - 속도추종 비행모드

필터 추정성능 테스트를 위하여 Matlab/Simulink 기반의 비선형시스템 시뮬레이션 프로그램을 활용하였다. 선형화 모델을 위해서는 선형화 기준점(trim 점)에 대한 변동(perturbation)을 상태변수로 두었기 때문에 이를 고려하여야 한다. 즉, 센서 출력을 그대로 사용하는 것이 아니라 기준 값과의 차이를 필터의 입력으로 하게 된다. 필터의 출력 또한 기준 값이 더해져서 실제 상태변수의 추정값을 구하게 된다.

기준점은 고도 7000m, 속도 160m/s이다. 이에 대한 선형 운동방정식 모델을 구하고 필터를 설계하였다. 필터 설계 파라미터는 식 (8)과 같이 설정하였다.  $\Delta$ 는 출력의 주기에 동기화된 이산화 간격(0.05sec)이다.  $Q_d, R_d$  와  $Q_c, R_c$  는 각각 이산시간 및 연속시간 필터에 대한 값을 의미한다.  $R_c$  의 경우는 센서들의 상대적인 정확도를 의미하는데 모두 같으므로 단위행렬로 정하였으며,  $Q_c$  는 추정성능을 보면서 조절하도록 한다.

$$R_d = R_c / \Delta \quad (8)$$

$$Q_d = Q_c \cdot \Delta$$

제어기는 앞에서 설계한  $a_{nc}$  제어기에 외부루프로 속도를 피드백한 PID 계인 추가로 속도추종 제어기로 변경하였으며, 피드백 하는 속도는 추정한 대기속도를 사용하였다. 바람이 부는 상황을 모사하기 위하여 다음과 같은 바람을 추가하였다. 바람은 관성좌표계에 대해 일정하게 불지만 비행체의 움직임에 의해 비행체 좌표계에 대한 속도는 변하게 된다.

이때  $Q_c = 0.1 \times \text{diag}[10000, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1]$  로 두었으며, 그림 6 과 같은 추정 오차를 얻는다. 바람이 존재하여도 대기속도를 잘 추정하고 있음을 알 수 있다.

그림 7은 추정한 대기속도를 피드백해서 주어진 명령속도 170m/s를 추종한 결과이다. 대기속도가 명령속도를 잘 추종 하고 있음을 알 수 있다.

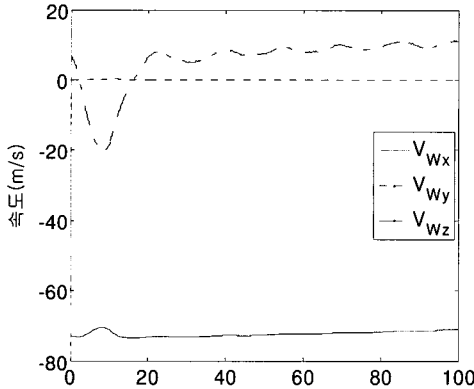


그림 5. 비행체 좌표계에 대한 바람속도(m/s).  
Fig. 5. The wind speed for the body-axis(m/s).

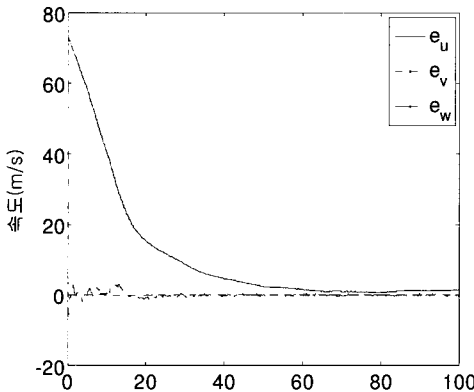


그림 6. 대기속도 추정 오차(m/s).  
Fig. 6. The estimation error of the air speed(m/s).

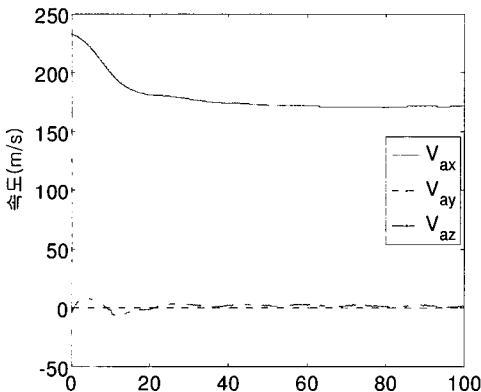


그림 7. 비행체의 대기속도 변화(m/s).  
Fig. 7. The air speed of the air vehicle(m/s).

2. 비선형 시뮬레이션 2 - 경로추종 비행모드

비행체가 주어진 경로를 따라 하강하는 그림 8의 시나리 오에 대해서, 복수 필터(multiple filter)를 이용하여 대기속도를 추정한다. 복수 필터를 사용하는 이유는 하강하면서 속도가 줄어들게 되고, 이에 따라 비행조건이 바뀌면서 운동을 기술 하는 선형모델 또한 변하기 때문에 이에 적합한 필터를 다시 설계해야 한다.

비행상태는 그림 9와 같은 변화를 겪는다. 여기에서는 경 로 중간에 있는 기준점을 표 2와 같이 설정하고 각 기준점에 대해 필터를 설계하고 비행체가 기준점 근처에서 비행할 때 필터를 동작시킨다.

필터의 설계를 위한  $Q_c$  행렬은 세 경우 모두 동일하게 다 음과 같이 두었다.

$$Q_c = 0.1 \times \text{diag}[500000, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1]$$

그림 10은 세 개의 필터를 적절한 시간에 동작시켰을 때, 대기속도 추정오차를 보인 것이다. 각 필터는 일정한 시간 동안에는 오차가 수렴하지만 비행조건이 많이 달라지면서

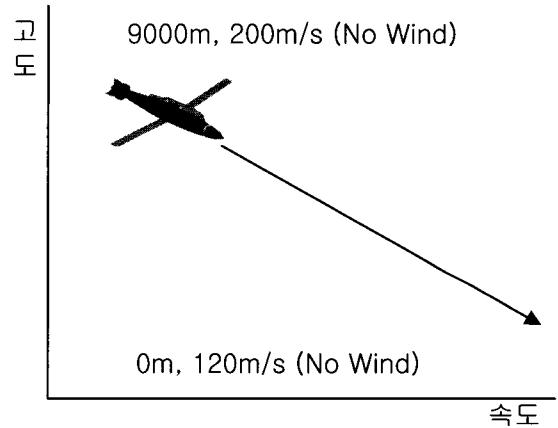


그림 8. 비행경로 추종 시나리오.  
Fig. 8. The scenario of the flight path.

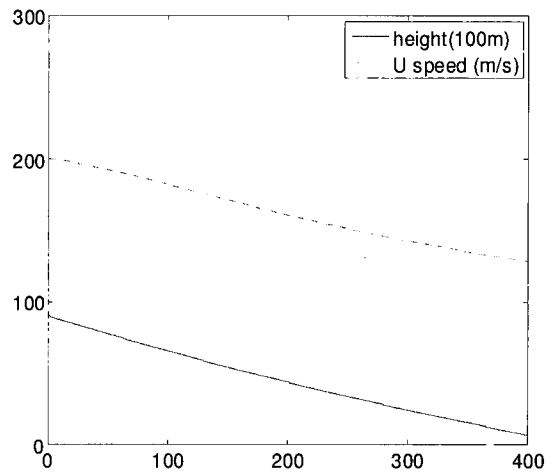


그림 9. 속도(단위 100m) 및 고도 변화.  
Fig. 9. The velocity(unit 100m) and the altitude.

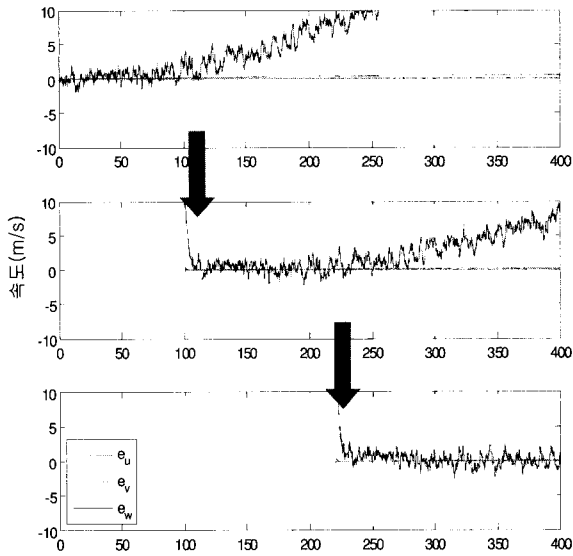


그림 10. 복수필터의 대기속도 추정오차(m/s).  
 Fig. 10. The air speed estimation error of the filters(m/s).

표 2. 비행기준점.

Table 2. Flight condition for design.

고도 (km)	9	6	3
속도 (m/s)	200	170	140

다시 오차가 증가하는 것을 알 수 있다. 그렇기 때문에 적절한 때에 필터를 전환해서 추정성능을 유지해야 한다.

3. 비선형 시뮬레이션 3 - 바람 포함 경로추종

그림 11은 모든 고도에서 정풍(북풍)으로 일정하게 20m/s의 바람을 발생시키고, 초기 비행 고도 9000m에서 속도 243m/s의 조건으로 활공 시, 최종적으로 지표면에 도달하기 까지 수평으로 70000m를 이동하는 시나리오를 나타낸 것이다.

시뮬레이션은 크게 두 가지로 수행한다. 첫째, 지상 속도를 게인 스케줄링에 이용한 경우와 둘째, 추정된 대기 속도를 게인 스케줄링에 이용한 경우이다. 두 시뮬레이션은 비행체의 지표면 도달 시 수평거리 70000m에서 벗어난 오차를 이용하여 제어기 성능을 비교 분석 한다.

그림 12는 그림 11의 시나리오에 따라 시뮬레이션을 수행 하였을 때 지상속도, 대기속도, 추정속도를 비교한 것이다. 표 2의 3개의 설계 기준점에 고도 0m, 속도 122m/s의 기준점을 추가하여, 총 4개의 설계기준점에서 추정기를 설계하였다. 시뮬레이션 초반에 대기속도와 추정속도 사이에 오차가 큰 이유는 표 2에서 언급하였듯이 추정기의 초기 설계 기준점이 200m/s이기 때문이다. 원으로 표시한 부분은 설계 기준점이 변경될 때 나타나는 현상으로 2, 3번째 기준점이 변경될 때는 문제가 없으나 첫 번째 기준점 변경 순간에만 나타난다.

다음 그림 13은 지상속도를 게인 스케줄링에 사용한 경우, 비행체의 XZ축 궤적을 나타낸 것이다. 이를 통해 유도제어기의 성능을 확인할 수 있다. 그림을 보면, 비행체가 목표지점으로부터 약 15m 초과 활공한 것을 알 수 있다.

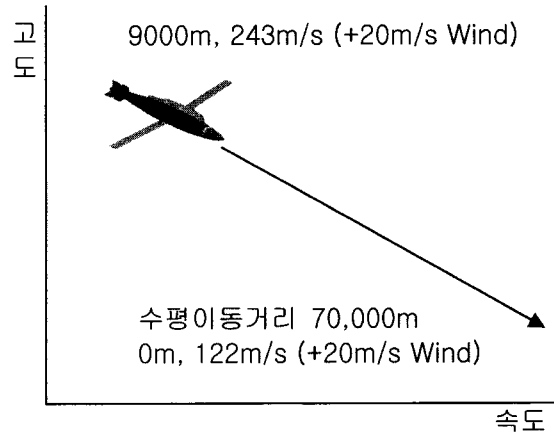


그림 11. 바람 포함 활공 시나리오.  
 Fig. 11. Gliding scenario with wind.

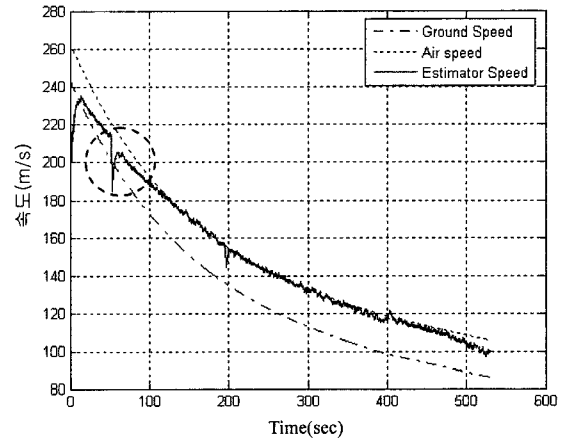


그림 12. 지상속도, 대기속도, 추정속도.  
 Fig. 12. Ground speed, Air speed, Estimation speed.

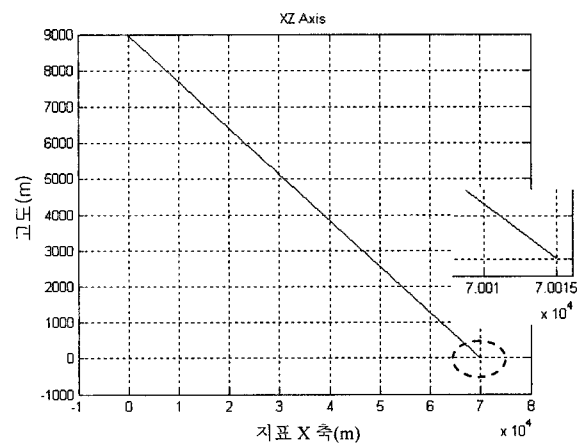


그림 13. 지상속도를 스케줄링에 사용한 추종 결과.  
 Fig. 13. Scheduling using ground speed.

그림 14는 LOS 출력 신호이며 PID 제어기의 입력명령인  $\Psi, \alpha_n$  과 응답결과를 비교한 것이다. 명령과 응답 사이의 오차가 매우 작거나 거의 존재하지 않는 값을 가짐에도 불구하고, 최종도착지의 오차가 발생한다.

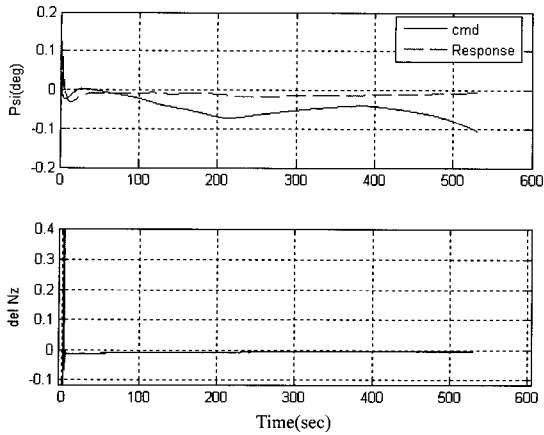
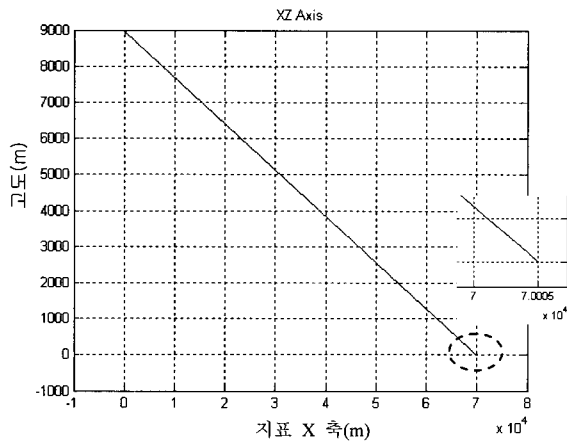
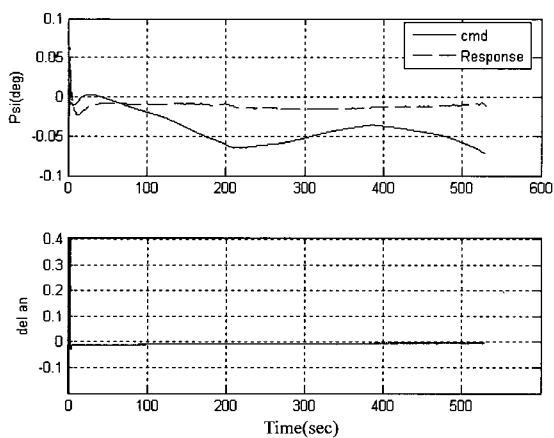
그림 14. 지상속도 사용 시  $\Psi, a_n$  응답.Fig. 14. Response of  $\Psi, a_n$  using ground speed.

그림 15. 추정속도를 스케줄링에 사용한 추종 결과.

Fig. 15. Scheduling using estimation speed.

그림 16. 추정속도 사용 시  $\Psi, a_n$  응답.Fig. 16. Response of  $\Psi, a_n$  using estimation speed.

다음 그림 15는 추정속도를 게인 스케줄링에 사용한 경우이다. 그림에서 비행체가 목표지점으로부터 약 5m 정도 초과 활공하였다. 그림 16은 그림 14와 비교해 보아도 그 오차 크기나 패턴이 유사하다. 하지만 두 시뮬레이션 결과를 통해

바람이 발생할 경우 지상속도를 게인 스케줄링에 사용하기 보다 추정기의 추정속도를 사용하는 것이 목표지점에 대한 활공 성능을 향상 시킨다는 것을 알 수 있다.

## V. 결론 및 향후 연구

### 1. 결과 검토 및 토의

본 논문에서는 바람센서가 없는 비행체의 공력데이터와 상태추정 필터를 이용해서 대기속도를 추정할 수 있음을 확인하였다. 또한 비행체의 하강에 따른 비행조건의 변화에 대해서는 복수 필터를 이용해서 추정 성능을 유지할 수 있었다. 이렇게 설계된 추정기는 활공 시뮬레이션을 통해, 추정속도를 유도제어기의 게인 스케줄링에 사용할 경우가 지상속도를 이용하여 게인 스케줄링을 수행한 경우 보다 더 우수한 유도 성능을 보임을 직접 확인하였다. 물론 유도제어기의 설계과정에서 적분 계인을 추가하는 방법 등으로 제어기 성능을 향상 시키는 방법도 있겠지만, 바람 센서가 없는 비행체의 제어기를 설계하는데 있어 바람 추정기를 사용하는 것에 대해 충분히 고려할 필요가 있음을 보여준 결과이다

### 2. 향후 연구

추정기의 기준점 전환 시 순간 오차를 제거하는 방법과 전체 비행 영역을 커버하기 위한 필터의 개수를 최소화 할 수 있는 적절한 기준점을 선택할 필요가 있다. 다시 말해, 다양한 비행 시나리오에 대해서 필터설계의 가장 적합한 기준점을 찾는 것에 대해서 추가적인 연구가 필요하다. 또한 제어기 관점에서, 적분 계인의 추가를 통한 유도 성능 향상 여부에 대한 분석이 필요하다

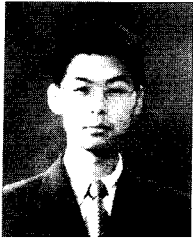
## 참고문헌

- [1] M. Anderson, W. Lawrence, and J. Lopez, "Air data estimation for control of guided munitions," *AIAA-93-3458-CP*, pp. 463-471, 1993.
- [2] M. Anderson, W. Lawrence, and J. Lopez, "Air data prediction from surface pressure measurements on guided munitions," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 2, pp. 355-360, 1995.
- [3] D. Cruette, A. Marillier, J. L. Dufresne, and J. Y. Grandpeix, "Fast temperature and true airspeed measurements with the airborne ultrasonic anemometer- thermometer(AUSAT)," *Journal of Atmosphere and Oceanic Technology*, vol. 17, Aug. 2000.
- [4] N. Matayoshi, H. Inokuchi, K. Yazawa, and Y. Okumo, "Development of an airborne ultrasonic velocimeter and its application to helicopters," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA 2005-6118*, San Francisco, Aug. 2005.
- [5] 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.
- [6] G. Menga and H. Erzberger, "Time-controlled descent guidance in uncertain winds," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 1, no. 2, pp. 123-129, 1978.
- [7] K. Lievens, J. Mulder, and P. Chu, "Single GPS antenna attitude determination of a fixed wing aircraft aided with aircraft aerodynamics," *AIAA 2005-6056*, 2005.

[8] 이병렬, 김종화, “선박의 항로추종을 위한 LOS 가이드스 시스템의 제안,” 제어·자동화·시스템공학논문지, vol. 11, no. 4, pp. 363-368, April 2005.

[9] Lewis, Xie, and Popa, *Optimal and Robust Estimation*, CRC Press, 2008.

[10] Simon, *Optimal State Estimation*, Wiley, 2006.



**김부민**

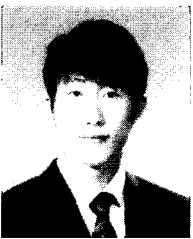
2002년 경상대학교 기계항공공학부(공학사). 2004년 동 대학원 항공공학과(공학석사). 2004년~현재 동 대학원 대학원 항공공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 비행동역학, 비행제어, 신경회로망 기반 적응제어.



**진재현**

1990년 한국항공대학교 항공기계공학(공학사). 1992년 한국과학기술원항공우주공학(공학석사). 1997년 동 대학원(공학박사). 1997~2000년 고등기술연구원 선임. 2001~2006년 한국원자력연구소 선임. 2006~현재 순천대학교 조교수. 연구

관심분야는 내교장 제어, 비행제어, 위성체 제어.



**박정호**

2008년 경상대학교 기계항공공학부 졸업. 2008년~현재 동 대학원 석사과정 재학중. 관심분야는 비행제어컴퓨터, 무인기 유도항법제어, 무인기 비행시험



**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.