

2개의 로터를 가지는 1자유도 비행체의 자세제어

Attitude Control of Two Rotor 1 DOF Aerial Vehicle

徐榮秀[†] · 崔榮民^{*} · 盧埜植^{**} · 姜熙峻^{***}

(Young Soo Suh · Young Min Choi · Young Shick Ro · Hee Jun Kang)

Abstract - This paper is concerned with attitude control of 2 rotor 1 DOF aerial vehicle. The proposed controller consists of two parts: the attitude estimation filter part and PID controller part. For attitude estimation, performance of 3 different filters (complementary filters, Kalman filter, indirect Kalman filters) are tested and compared. For the PID controller, characteristic ratio assignment methods are used to assign PID coefficients. Through experiments, it is shown that attitude of the vehicle successfully follows the step command.

Key Words : Attitude Estimation, Attitude Control, Complementary Filter, PID Controller, Aerial Vehicle

1. 서 론

최근 무인 로봇 항공기 경진대회 등을 통해 소형비행체의 제어가 많은 관심을 받고 있다. 비행체의 제어에 대한 연구는 이미 1970년대에 이론 및 실제구현이 완성되었으나 [1], 비행체의 자세를 측정하는데 고가에 크기가 큰 센서를 사용하여, 개인이 손쉽게 소형비행체의 제어에 사용하기가 어려웠다. 최근 피에조 소자나 MEMS 기술을 사용한 저가형 소형의 관성센서가 등장함에 따라 [2][3], 본격적으로 소형비행체의 제어가 가능하게 되었다.

본 논문에서는 2개의 로터를 가지고, 1축을 중심으로 회전만이 가능한 1 자유도 비행체의 자세를 제어한다. 이 논문의 시스템보다 일반적인 4개의 로터를 가지는 3자유도 비행체가 3D Hover라는 이름으로 판매되고 있고, 또한 이에 대한 제어방법도 제시되고 있다 [4]. 이 시스템의 자세제어에는 인코더를 사용해 정확한 자세를 측정하고 있다. 소형비행체의 제어에서 가장 힘든 부분의 하나가 정확한 자세값을 소형의 관성센서에서 추정하는 것임을 생각할 때, 이 시스템은 실질적이지 못한 부분이 있다. [5]에서도 4개의 로터를 가지는 3자유도 비행체의 제어에 대해서 다루고 있으나, 자세값을 인코더로 측정하고 있다.

본 논문에서는 저가형 소형 관성센서 (자이로스코프와 가속도계)를 사용해 자세를 추정하고, 이 자세값을 이용해 제어기를 구성하였다. 관성센서에서 자세를 추정하는 방법에는

보상필터, 칼만필터, 간접칼만필터 등이 있는데 [6-9], 이 3가지 방법을 비교해 가장 사용하기 편리한 것을 선택하였다.

2. 장

본 논문에서 다루는 2개의 로터를 가지는 1 자유도 비행체의 사진이 그림 1에 주어져 있다.

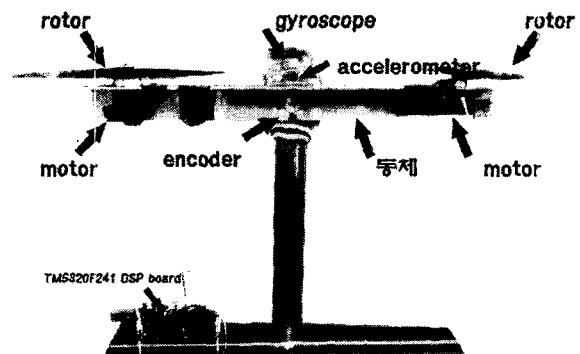


그림 1 2개의 로터를 가지는 1 자유도 비행체
Fig. 1 2 Rotor 1 DOF Aerial Vehicle

비행체의 동체는 인코더를 축으로 1자유도 회전운동을 할 수 있게 되어 있다. 동체 끝에 있는 두개의 로터를 적절히 제어하여, 동체가 원하는 각도를 유지하도록 하는 것이 제어의 목적이다. 동체의 기울어진 각도를 측정하는 센서로서는 가속도계(Analog Device ADXL202)와 자이로스코프(Murata ENV-5F)를 사용하였다. 가속도계는 지구의 중력가속도를 측정하여 경사계로서의 역할을 한다.

비행체의 모델을 유도하기 위해 표 1과 같은 변수를 정의한다. (그림 2 참조)

[†] 교신저자, 正會員: 蔚山大學 電氣電子情報시스템工學部 副教授
E-mail : suh@ieee.org

^{*} 學生會員: 蔚山大學 電氣電子情報시스템工學部 碩士課程

^{**} 正會員: 蔚山大學 電氣電子情報시스템工學部 教授

^{***} 正會員: 蔚山大學 電氣電子情報시스템工學部 教授

接受日字: 2004年 7月 27日

最終完了: 2004年 12月 13日

표 1 시스템 변수들의 정의

Table 1 Definition for System Variables

변수	내용
T_R	오른쪽 로터의 추력
T_L	왼쪽 로터의 추력
l	로터와 동체 회전축 사이의 길이
$T \equiv (T_R - T_L)l$	동체 회전축을 중심으로 한 토크
θ	동체의 자세각 (기울어진 각도)
J	동체의 회전 관성능률
u_R	오른쪽 모터의 PWM 입력
u_L	왼쪽 모터의 PWM 입력
y_g	자이로스코프의 출력
y_a	가속도계에서 계산한 정사각

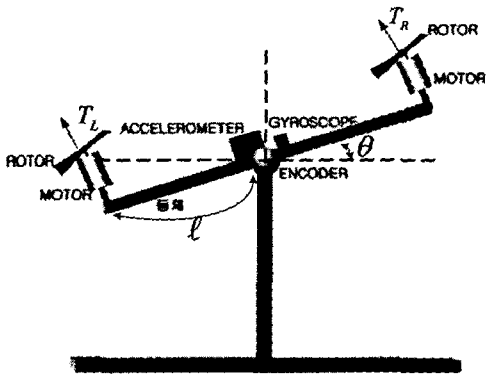


그림 2 비행체의 모델링을 위한 변수

Fig. 2 Variables for Aerial Vehicle Modeling

먼저 모터의 PWM 입력과 로터의 추력사이의 전달함수는 다음의 1차 시스템으로 나타낼 수 있다고 가정한다.

$$\begin{aligned} T_R(s) &= a_m T_R(s) + b_m u_R(s) \\ T_L(s) &= a_m T_L(s) + b_m u_L(s) \end{aligned} \quad (1)$$

자세 제어에서는 u_R 및 u_L 의 절대값보다 u_R 및 u_L 의 차가 중요하므로, 다음과 같이 하나의 제어 입력 $u(t)$ 를 사용해 구성한다.

$$\begin{aligned} u_R(t) &= u_{nom} + u(t) \\ u_L(t) &= u_{nom} - u(t) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 u_{nom} 은 상수로서 (2)와 같은 제어입력을 사용하면 모터는 어떤 기준속도 (입력이 u_{nom} 일 때의 모터속도)를 중심으로 속도가 가감되어, 동체 회전축을 중심으로 한 토크를 발생시킨다.

동체 회전축을 중심으로 한 토크와 동체의 움직임 사이에는 인코더의 관성 및 기타 마찰을 무시하고 다음과 같은 관계가 있다고 가정한다.

$$T = J\ddot{\theta} \quad (3)$$

식 (1), (2) 및 (3)을 정리하면, 그림 3과 같은 시스템이 주어진다.

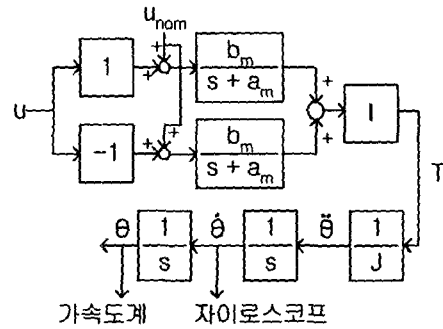


그림 3 1자유도 비행체 모델

Fig. 3 1 DOF Aerial Vehicle Model

그림 3에서 입력 u 에서 자세각 θ 까지의 전달함수는 다음과 같다.

$$G(s) = \frac{2lb}{Js^3 + as^2} u(s) \quad (4)$$

계수 a 및 b 는 추력실험에서 구했고, 회전 관성능률 J 는 동체의 형상 및 질량에서 계산에 의해서 구했다. 구해진 a , b , l 및 J 의 값은 표 2에 주어져 있다.

표 2 모델의 파라미터

Table 2 Model Parameters

파라미터	값
a	0.3129
b	10
l	0.25
J	0.0219

비행체의 자세 제어를 위해 다음과 같은 구조의 제어를 사용한다.

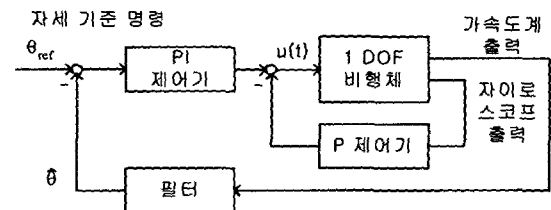


그림 4 제어기의 구조

Fig. 4 Structure of the controller

제어기는 3개의 부분으로 나누어져 있다. 먼저 자이로스코프의 출력을 이용한 비례제어기가 있다. 자이로스코프의 출력은 자세각의 속도에 비례하므로, 비행체의 자세각의 변화가 천천히 되도록 하여 제어가 쉽도록 한다. 두 번째로 필터가 있는데, 이 필터에서는 가속도계의 출력과 자이로스코프의 출력을 이용하여, 자세각의 추정치 $\hat{\theta}$ 를 계산한다. 마지막으로, PI 제어기는 자세기준명령 θ_{ref} 에 자세각 θ 가 따라가도록 하는 역할을 한다.

3. 자세각 추정 필터

비행체의 자세제어를 위해서는 정확한 자세추정이 필요하다. 자세각을 추정하는 필터는 보상필터 (complementary filter), 칼만 필터 (Kalman filter), 간접 칼만 필터 (indirect Kalman filter)의 세 가지 필터를 실험을 통하여 비교하여, 그 중 가장 좋은 성능을 보이는 것을 선택하였다. 가속도계에 의한 경사각 y_a 및 자이로스코프의 출력은 y_g 는 다음의 관계를 만족한다.

$$\begin{aligned} y_a &= \theta + v_a \\ y_g &= \dot{\theta} + v_g \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 v_a 는 가속도계의 측정잡음이고 v_g 는 자이로스코프의 측정잡음이다. 주의할 점은 y_a 는 가속도계의 직접출력이 아니라, 가속도계의 출력에서 계산된 경사각이다. 즉, $y_a = \sin^{-1}(\text{가속도계출력})$ 에서 계산된 값이다. 비교할 3가지 필터는 v_a 및 v_g 에 대해 서로 다른 가정을 한다. 세 가지 필터를 정량적으로 비교하기 위하여, 다음과 같은 성능지표를 도입한다.

$$P \equiv \sum_{i=1}^N (\hat{\theta}(iT_s) - \theta(iT_s))^2 \quad (6)$$

각각의 필터에 대해서 간단히 살펴보면 다음과 같다.

3.1 보상필터

보상필터는 하나의 물리량을 측정잡음 주파수 특성이 서로 다른 두 개의 센서를 사용해 측정하는 경우 유용하게 사용될 수 있다. 자이로스코프는 각속도에 비례하는 출력을 내는데, 이 값을 적분함으로써 자세각을 계산할 수 있다. 자이로스코프의 가장 큰 문제점은 바이어스로서, 이 바이어스는 적분시 누적되어 큰 오차를 생기게 한다. 바이어스는 상수이거나 아주 천천히 변함으로, 자이로스코프의 측정잡음은 주로 저주파 영역에 있다고 할 수 있다. 가속도계는 지구 중력가속도를 측정하여 자세각을 알아내는데, 외부가속도 또는 비행체의 진동 등의 영향을 받으면 잘못된 자세각을 계산하게 된다. 이 가속도계의 측정잡음은 저주파보다 주로 고주파영역에 존재한다고 가정할 수 있다.

보상필터의 구조는 그림 5에 주어져 있다.

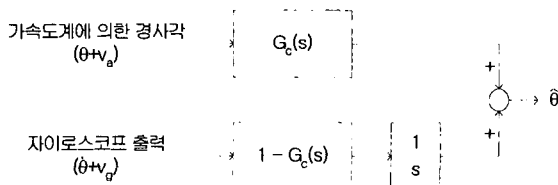


그림 5 보상필터의 구조
Fig. 5 Structure of the complementary filters

위의 그림에서 필터의 출력 $\hat{\theta}$ 는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \hat{\theta} &= G_c(s)(\theta + v_a) + \frac{1}{s}(1 - G_c(s))(s\theta + v_g) \\ &= \theta + G_c(s)v_a + \frac{1}{s}(1 - G_c(s))v_g \end{aligned} \quad (7)$$

보상필터에서는 $G_c(s)$ 가 저주파 통과 필터이고 $1 - G_c(s)$ 가 고주파 통과 필터가 되도록 설계한다. v_a 는 주로 고주파 성분이고, v_g 는 주로 저주파성분이기 때문에 $G_c(s)v_a$ 와 $(1 - G_c(s))v_g$ 는 거의 무시할 수 있게 되고, $\hat{\theta} \approx \theta$ 의 출력을 얻을 수 있다. 즉, 보상필터가 자세를 정확하게 추정할 수 있게 된다. 보상필터의 $G_c(s)$ 는 계산상 편의를 위해 1차 시스템으로 선택했다.

$$G_c(s) = \frac{a_c}{s + a_c}$$

식 (7)에서 $G_c(s)$ 는 저주파 통과 필터이고, $1 - G_c(s) = \frac{s}{s + a_c}$ 는 고주파 통과 필터이다. a_c 의 값이 $G_c(s)$ 의 대역폭을 결정하는데, a_c 의 값이 크면 클수록 자세값을 추정하는 데 자이로스코프에 비해 상대적으로 가속도계를 많이 사용하게 된다.

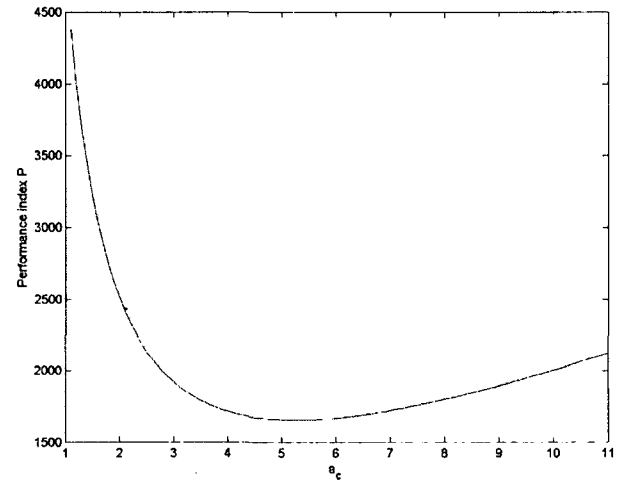


그림 6 a_c 의 변화에 따른 보상필터의 성능변화
Fig. 6 Performance variation with respect to a_c change

최적의 a_c 값을 구하기 위하여 여러 가지 a_c 값에 대한 성능지표의 변화를 나타낸 그래프가 그림 6에 주어져 있다. 그림에서 $a_c = 5.3$ 일 때 성능지표가 1656으로 가장 좋은 성능을 나타내었다.

3.2 칼만 필터

칼만 필터를 사용하기 위해서는, θ 가 어떻게 움직이는지에 대한 모델이 필요하다. 이 모델에는 식 (4)의 관계식을 이용할 수도 있으나, 그 경우 칼만 필터의 차수가 고차가 되어, 실시간 계산이 어려운 점이 있다. 사용한 필터는 간단히 θ 백색잡음이라고 가정하고, 다음과 같이 모델링을 하였다. 시스템의 상태 및 출력을 다음과 같이 정의하면,

$$x(t) \equiv \begin{bmatrix} \theta(t) \\ \dot{\theta}(t) \end{bmatrix}, \quad y(t) \equiv \begin{bmatrix} y_a \\ y_g \end{bmatrix} \quad (8)$$

시스템의 모델은 (9)과 같이 주어진다.

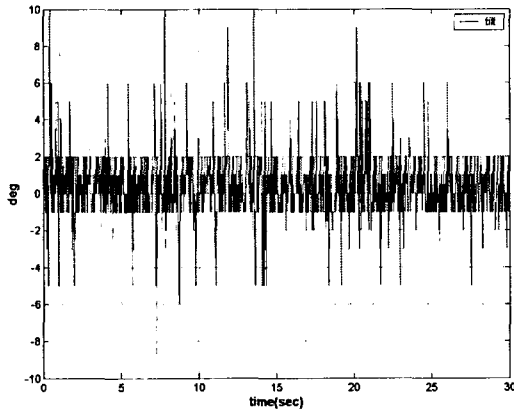
$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} u(t) \\ \dot{y}(t) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} x(t) + u(t), \end{aligned} \quad (9)$$

여기서, $u(t)$ 은 영평균의 가우시안 백색잡음 (Gaussian white noise)인 프로세스 잡음이고 $v(t) = [v_a' v_g']'$ 는 영평균의 가우시안 백색잡음인 측정잡음을 나타낸다. 잡음 $u(t)$ 및 $v(t)$ 는 다음의 관계를 만족한다고 가정한다.

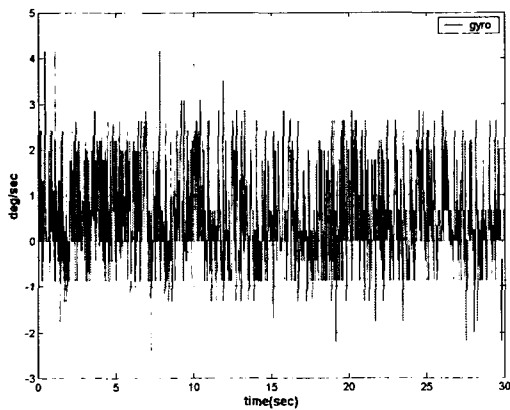
$$\begin{aligned} E[u(t)u'(s)] &= Q\delta(t-s), \quad E[v(t)v'(s)] = R\delta(t-s), \\ E[u(t)v'(s)] &= 0. \end{aligned}$$

측정 잡음의 공분산 R 을 구하기 위하여 동체를 고정된 상태에서 가속도계에 의한 경사각 및 자이로스코프의 출력을 측정하였다 (그림 7). 동체를 고정된 상태에서의 측정임으로 그림 7의 신호는 측정잡음이라고 생각할 수 있고, 각각의 샘플 공분산을 구하면 다음과 같다.

$$R = \begin{bmatrix} 3.42 & 0 \\ 0 & 1.22 \end{bmatrix}.$$



(a) 가속도계에 의한 경사각



(b) 자이로스코프의 출력

그림 7 센서 측정 잡음

Fig. 7 Sensor measurement noise

프로세스 잡음의 공분산인 Q 는 설계 파라미터로 생각할 수 있다. 칼만필터에서 Q 값을 작게 하는 것은 식 (9)의 모델을 믿는다는 것이고, Q 값을 크게 하는 것은 식 (9)의 모델을 믿지 않는 것, 즉 동체의 움직임에 대한 별다른 가정을

하지 않는 것과 동일하다. 최적의 Q 를 구하기 위해서 Q 의 변화에 따른 칼만필터의 성능의 변화를 그림 8에서 구하였다. Q 의 값이 크면 클수록 필터의 성능이 좋아짐을 알 수 있다. 그림 8의 결과에서는 동체에 움직임에 대한 별다른 가정을 하지 않는 쪽이 더 좋은 성능을 나타내는 것을 알 수 있다. 단, 이 실험에서 구한 Q 값이 다른 움직임에 대해서도 최적의 값인지에 대한 보장은 없다.

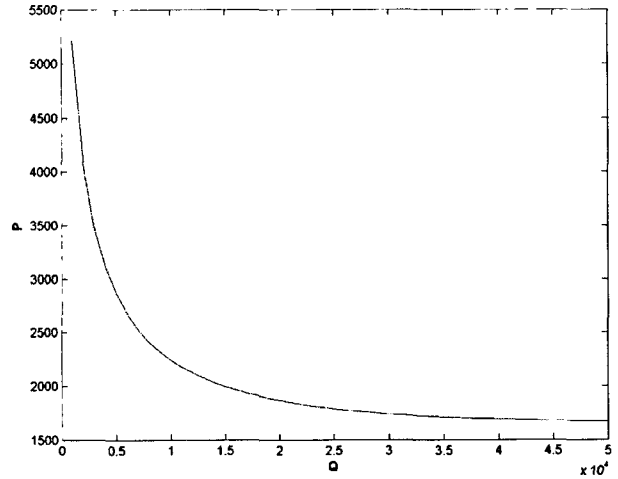


그림 8 Q 의 변화에 따른 칼만필터의 성능변화

Fig. 8 Performance variation with respect to Q change

3.3 간접 칼만 필터

간접 칼만 필터에서는 θ 가 어떻게 움직이는지에 대한 가정을 할 필요가 없어 일반적으로 표준적인 칼만 필터를 사용하는 것보다 필터의 구조가 간단하게 되는 장점이 있다. 간접 칼만 필터의 구조는 그림 9에 주어져 있다. 경사각 θ 추정치는 기본적으로 자이로스코프의 출력 y_g 를 적분하여 얻어진다. 이 때 자이로스코프 바이어스 등으로 의해서 생기는 오차를 가속도계에 의한 경사각 y_a 를 이용해 피드백 형태로 보상한다. 보상되는 게인 K 는 다음과 같이 구한다. 자이로스코프 출력 y_g 를 적분한 값을 θ_i 라고 하면, (5)식에서 다음의 식이 성립한다.

$$y_g = \dot{\theta}_i = \dot{\theta} + v_g \quad (10)$$

θ 및 z 를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \delta\theta(t) &\equiv \theta_i(t) - \theta(t) \\ z(t) &= \theta_i(t) - y_a \end{aligned} \quad (11)$$

식 (10)와 (11)을 결합하면, 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta\dot{\theta}(t) &= v_g \\ \dot{z}(t) &= \delta\dot{\theta}(t) + v_a(t) \end{aligned} \quad (12)$$

여기서 v_g 와 v_a 의 공분산을 각각 R_g 및 R_a 로 가정한다. 표준적인 칼만 필터를 식 (12)의 시스템에 대해서 적용하면, 다음과 같은 필터가 구해진다.

$$\delta\ddot{\theta} = K(z(t) + \delta\theta(t)) \quad (13)$$

식 (11)에서 $\theta(t) = \theta_i(t) - \delta\theta(t)$ 가 성립하고, $\delta\theta$ 의 자리에 $\delta\theta$ 를 사용하면, 그림 9과 같은 구조가 됨을 알 수 있다.

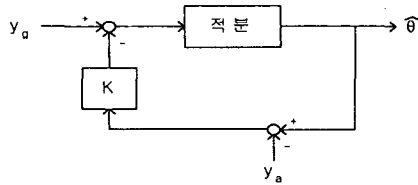


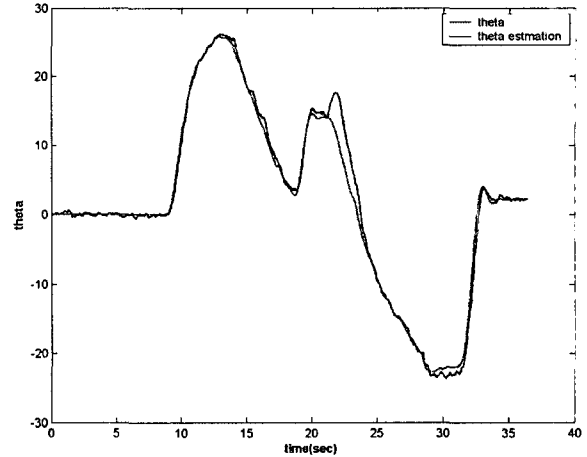
그림 9 간접 칼만 필터의 구조
Fig. 9 Structure of the indirect Kalman filter

간접칼만필터의 R_a 및 R_g 는 칼만필터의 경우와 같이 그림 7의 실험에서 구할 수 있다.

$$R_a = 3.42, \quad R_g = 1.22$$

3.4 세 종류의 필터의 실험에 의한 비교

세 종류의 필터의 성능을 비교하기 위하여 간단한 실험을 하였다. 로터를 돌리지 않은 상태에서 손으로 동체를 임의로 흔들어서 동체의 경사각 θ 를 인코더로 측정하였다. y_a 및 y_g 의 값을 세 종류의 필터에 각각 적용시켜, θ 를 구하였다. 샘플링 주기 $T_s = 24.3ms$ 로 샘플한 센서값을 사용해 세 가지 필터를 적용시켰을 때의 결과가 그림 10에 주어져 있다.

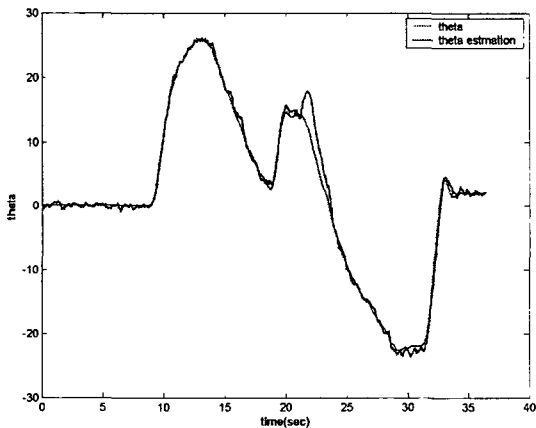


c. 간접칼만필터에 의한 자세추정
그림 10 세 종류의 필터에 의한 θ 의 추정값
Fig. 10 θ estimation by three different filters

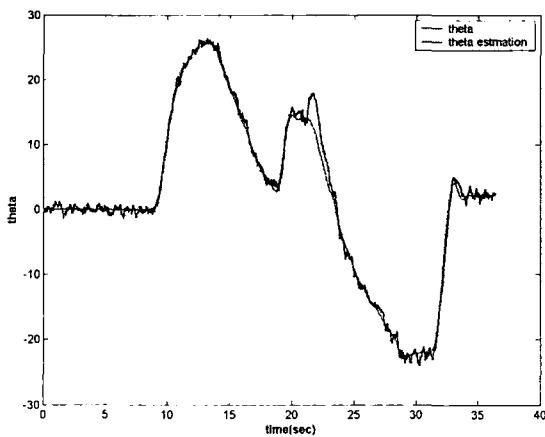
그림 10에서 세 종류의 필터가 거의 비슷한 성능을 보이는 것을 알 수 있다. 파라미터 튜닝에 의해서 가장 좋은 성능을 보였을 때의 세 가지 필터의 성능 지표가 표 3에 주어져 있다.

표 3 세 가지 필터의 성능지표
Table 3 Performance indices for three different filters

필터	성능지표 P
보상필터	1656
칼만필터	1670
간접칼만필터	2973



a. 보상필터에 의한 자세추정 ($a_c = 5.3$)



b. 칼만필터에 의한 자세추정 ($Q = 50000$)

성능지표와 그림 10의 그래프에서 세 종류의 필터의 성능은 크게 차이가 나지 않음을 알 수 있다. 다음 장의 제어기 실험에서 제어기 안의 필터로는 표 3에서 가장 좋은 성능을 보이고 또한 구조가 가장 간단한 보상필터를 사용한다. 특히 보상필터는 조정해야 되는 파라미터가 a_c 하나로서 센서의 잡음특성 등에 변화가 있을 때에는 쉽게 조정할 수 있는 장점이 있다.

4. 자세 제어 실험

비행체 자세 제어의 목표는 동체의 자세각을 자세명령에 추종하도록 하는 것이다. 자세각을 제어하는 제어기로는 그림 4와 같이 PI 제어기와 자이로스코프의 출력의 P 제어기를 사용한다. 자이로스코프의 출력은 자세각의 각속도에 비례하므로, 그림 4의 제어기는 자세각의 비례, 적분, 미분 제어기를 포함한 PID 제어기의 일종이라고 생각할 수 있다. 따라서 그림 4에서 필터의 다이내믹스를 무시하면, 전체 제어시스템은 그림 11의 PID 제어기를 사용한 시스템으로 간주할 수 있다.

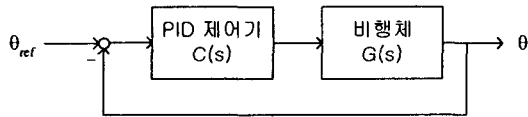


그림 11 PID 제어기를 사용한 제어시스템
Fig. 11 Control Systems using a PID controller

그림 11에서 비행체의 전달함수 $G(s)$ 는 (4)에 주어지고, PID 제어기 $C(s)$ 의 전달함수는 다음과 같다고 가정한다.

$$C(s) = \frac{b_2 s^2 + b_1 s + b_0}{s} \quad (14)$$

PID 제어기의 계수 b_0 , b_1 및 b_2 는 [10,11]에서 사용한 특성비(Characteristic Ratio) 지정을 통해서 구하였다. θ_{ref} 에서 θ 까지의 페루프 전달함수의 분모를 $P(s)$ 라고 하면

$$P(s) = a_n s^n + \dots + a_1 s + a_0 \quad (15)$$

페루프 전달함수의 특성비는 다음과 같이 정의된다 [10].

$$\alpha_i \equiv \frac{a_i^2}{a_{i-1} a_{i+1}}, \quad 1 \leq i \leq n-1 \quad (16)$$

이 특성비는 페루프 시스템의 과도특성과 관련이 있는데, 특성비가 다음의 조건을 만족하면 과도특성이 좋은 시스템이 되는 것이 알려져 있다 [11].

$$\alpha_k = \frac{\sin\left(\frac{k\pi}{n}\right) + \sin\left(\frac{\pi}{n}\right)}{2\sin\left(\frac{k\pi}{n}\right)} \alpha_1 \quad (17)$$

α_1 을 변화시키면서 오버슈트가 어떻게 변화하는지를 모의 실험을 통해 계산하였다 (그림 12 참조). 그림에서 오버슈트가 작게 나오는 영역에서 α_1 을 2.6으로 선택하였다.

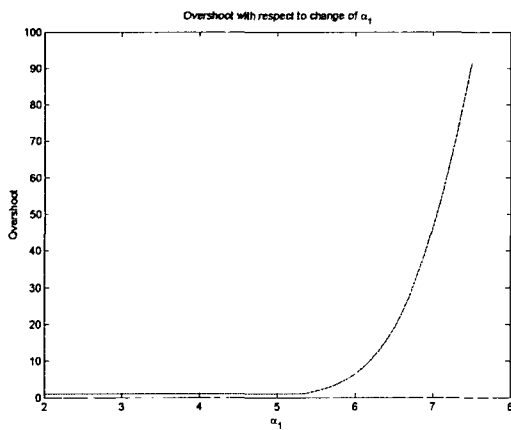


그림 12 α_1 값의 변화에 따른 오버슈트의 변화
Fig. 12 Overshoot change with respect to change of α_1

이 때 $\alpha_2=2.22$ 및 $\alpha_3=1.3$ 의 값이 식 (16)에서 얻어진다. 특성비 α_i 에서 (15)의 a_k 값을 계산하기 위해서는 a_0 및 a_1 의 값을 지정해야 되는데, 이 a_0 및 a_1 은 일반화 시간상수

(Generalized Time Constant) $\tau \equiv \frac{a_1}{a_0}$ 를 지정함으로써 결정할 수 있다. 일반화 시간상수는 과도응답의 속도를 결정한다. 모의실험을 통해 a_0 및 a_1 의 값을 다음과 같이 정하였다.

$$a_0 = 228.3105, \quad a_1 = 2.1$$

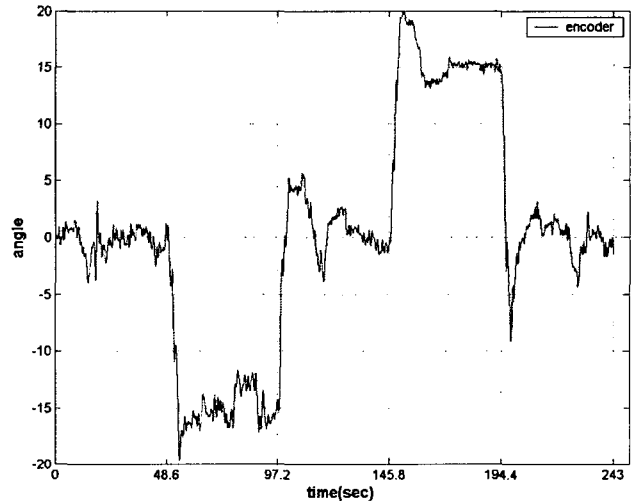
식 (17)에서 $a_2 \sim a_n$ 의 값을 구할 수 있고, 이 값에서 b_0 , b_1 및 b_2 를 구할 수 있다.

$$b_2 = 0.2714, \quad b_1 = 0.94, \quad b_0 = 1 \quad (18)$$

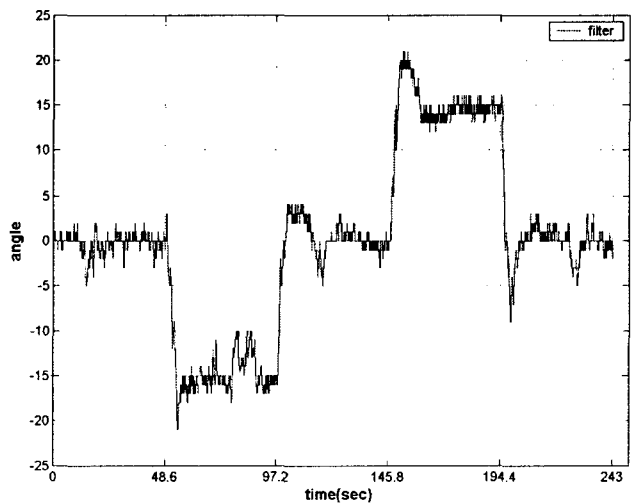
실제 실험에서의 PID 계수값은 (18)의 값을 초기값으로 하여 여러번의 실험을 통하여 다음과 같이 결정하였다.

$$b_2 = 0.86, \quad b_1 = 0.38, \quad b_0 = 0.3$$

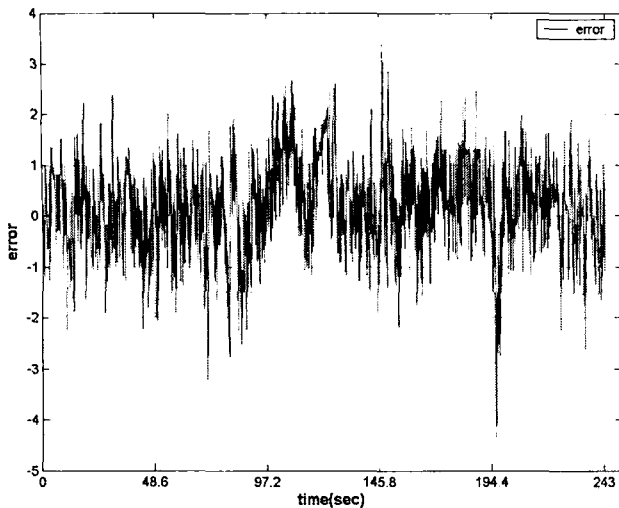
위에서 P 및 I의 제어기 계수는 그림 4의 PI 제어기에 사용하였고, D 제어기 계수는 자이로스코프 비례 제어기에 사용하였다. 제어기는 주기 24.3 ms인 디지털 제어기의 형태로 구현했다.



a. 인코더로 측정된 자세각의 변화



b. 보상필터의 출력으로 본 자세각의 변화



C. 인코더 자세각과 보상필터 자세각의 차이

그림 13 자세명령 추종 실험

Fig. 13 Attitude command tracking experiment

그림 13은 자세명령 추종 실험 결과를 나타낸 것이다. 자세명령은 0도 → -15도 → 0도 → 15도 → 0도의 순서로 스텝명령으로 주었다. 제어된 자세각을 인코더로 측정된 것 (참값)과 필터의 출력 두 가지 경우에 대해서 표시했다. 두 그래프에 큰 차이가 없어 필터의 출력이 참값을 충실히 추정하고 있음을 알 수 있다. 스텝 명령에 대한 응답은 비교적 빠른 편이나 상당한 크기의 오버슈트가 있는 것을 관측할 수 있다. 이 오버슈트는 시스템에서 모델링 되지 않은 비선형적인 부분 (로터를 회전시키는 브러시리스 모터의 비선형적인 특성, 마찰) 등의 원인으로 추정된다.

5. 결 론

본 논문에서는 2개의 로터를 가지는 1 자유도 비행체의 자세 추정 및 제어를 실험을 통하여 행하였다. 자세추정을 위해서 보상필터, 칼만필터, 간접칼만필터 3종류의 필터를 비교하였고, 그 중 비교적 구조가 간단하면서 설계 파라미터의 조정이 용이한 보상필터를 사용하였다. 보상필터와 PID 제어를 사용하여 자세값이 스텝입력 명령을 잘 추종함을 보였다. PID제어기는 특성비의 지정을 통하여 오버슈트가 작은 과도 특성이 나오도록 설계하였다. 모의실험과 실제실험과의 결과에 차이가 있어서, 정확한 시스템 모델링이 되지 않은 부분이 있을 것으로 추정된다. 본 논문의 결과를 확장하여 2자유도, 3자유도 비행체에 대한 자세 추정 및 제어를 하는 앞으로의 연구과제이다.

감사의 글

이 논문은 2004년 울산대학교의 연구비에 의하여 연구되었습니다.

참 고 문 헌

- [1] R. C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, 2nd Ed., McGraw-Hill International Editions, 1998.
- [2] 이병렬, 김서규, 전국진, "마이크로 관성 센서의 기술 현황과 전망," 전기학회지 제49권 12호, pp. 4-9, 2000.
- [3] N. Barbour and G. Schmidt, "Inertial Sensor Technology Trends," IEEE Sensors Journal, Vol. 1, No. 4, pp. 332-339, 2001.
- [4] Quanser, 3D Hover System Manual
- [5] M. Chen and M. Huzmezan, "A Combined MBPC/ 2 DOF H_{∞} Controller for a Quad Rotor UAV," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Austin, Texas, USA, 2003.
- [6] P. Maybeck, "Stochastic Models, Estimator, and Control," Vol. 1, Academic press, 1979.
- [7] A. Baerveldt and R. Klang, "A Low-cost and Low-weight Attitude Estimation System for an Autonomous Helicopter," Proceedings of International Conference on Intelligent Engineering Systems, pp. 391-395.
- [8] E. Foxlin, "Inertial Head-tracker Sensor Fusion by a Complementary separate-bias Kalman Filter," Proceedings of the IEEE 1996 Virtual Reality Annual International Symposium, pp. 185-194, 1996.
- [9] Y. S. Suh and S. K. Park, "Attitude estimation by multiple mode Kalman filters," in Proceedings of the International Conference on Mechatronics and Information Technology, Jecheon, Korea, pp. 664-669, 2003.
- [10] S. Manabe, "Coefficient diagram method," Proceedings of the 14th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, pp. 199-210, 1998.
- [11] Y. C. Kim, L. H. Keel and S. P. Bhattacharyya, "Transient Response Control via Characteristic Ratio Assignment," Proceedings of American Control Conference, vol. 2 pp. 1639-1646, 2002.

저 자 소 개



서 영 수 (徐 榮 秀)

1967년 10월 6일생. 1990년 서울대 공대 제어계측과 졸업. 1992년 동 대학원 제어계측과 졸업(석사). 1997년 동경대학교 계수공학과 졸업(공학박). 2000~현재 울산대학교 전기전자정보시스템공학부 부교수



최 영 민(崔榮民)

1978년 3월 25일생. 2004년 울산대학교 전기전자정보시스템공학부 졸업. 현재 동 대학원 전기전자정보시스템공학과 석사과정



노 영 식(盧榮植)

1959년 1월 1일생. 1981년 연세대학교 전기공학과 졸업. 1983년 동 대학원 전기공학과 (석사). 1987년 동 대학원 (공학박사). 1987년~1991년 삼성전자 생산기술연구소 선임연구원. 1991년~현재 울산대학교 전기전자정보시스템공학부 교수.



강 희 준(姜熙俊)

1961년 10월 1일생. 1985년 서울대학교 기계공학과 졸업. 1991년 Texas Austin 대학 (공학박사). 1992년~현재 울산대학교 전기전자정보시스템공학부 교수.