

## 論文

## 자세 비교를 통한 초소형 비행체의 자세 추정 기법

임종남\*, 박찬국\*\*

Attitude Estimation Method through Attitude Comparison  
for Micro Aerial Vehicle

Jong-nam Lim\* and Chan Gook Park\*\*

## ABSTRACT

Due to the small size and weight of micro aerial vehicle (MAV), only miniaturized MEMS type sensors are applicable for MAV autonomous flight system. In this paper, we propose a accelerometer and gyro mixing algorithm to improve an attitude performance of MEMS type sensors. The performance of the proposed mixing algorithm is compared with the performance of fuzzy-based mixing algorithm through simulation. The simulation results show that the attitude compensation method through the attitude compensation has better performance than the fuzzy-based mixing method for MAV attitude estimation.

## 초 록

초소형 비행체는 초소형, 초경량이기 때문에 매우 작고 가벼운 MEMS형 센서만이 초소형 비행체 자동 비행 장치에 적용될 수 있다. 본 논문에서는 이러한 MEMS형 관성센서의 항법 성능을 향상시키기 위해 가속도계와 자이로를 혼합하는 알고리즘으로 자세 비교 보상을 이용한 혼합 방법을 제시하고 기존의 퍼지 추정을 이용한 혼합 방법과 시뮬레이션을 통해 성능을 비교한다. 이를 통하여 자세 비교 보상 방법을 이용한 혼합 방법이 기존의 퍼지를 기반으로 하는 혼합 방법보다 초소형 비행체 자세 추정에 보다 더 우수한 성능을 가짐을 보인다.

**Key Words** : Micro air vehicle(초소형 비행체), MEMS sensor(MEMS 센서), accelerometer & gyro mixing algorithm(가속도계 및 자이로 혼합 알고리즘)

## 1. 서 론

초소형 비행체(MAV)는 일반적인 비행체와는 달리 초소형, 초경량, 저레이놀즈 수 비행 영역 등의 특성을 가지고 있다. 따라서 초소형 비행체

에 사용되는 자동 비행 장치를 개발하기 위해서는 초소형 센서 및 전자부품의 개발이 뒤따라야 한다. 최근 급속도로 발전하는 MEMS형 전자 부품들은 이러한 초소형 비행체의 자동 비행 장치 개발을 가능하게 하였으며, 현재 해외에서는 초소형 비행체의 자동 비행 장치 개발이 활발히 연구되고 있다[1-3].

초소형 비행체의 자동 비행 장치는 항체의 현재 위치 및 자세, 속도 등을 계산하는 항법 부분과 자동 비행을 가능하게 하는 유도 조종 부분으로 나누어진다. 특히 항법 부분은 항법 알고리즘과 항법 정보를 제공하는 하드웨어 부분으로 이

† 2006년 1월 16일 접수 ~ 2006년 5월 24일 심사완료

\* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부/  
(주)한화 종합연구소 연구원

\*\* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부/  
항공우주신기술연구소

연락처, E-mail : chanpark@snu.ac.kr  
서울시 관악구 신림동 산 56-1

루어져 있으며, 항법에 사용될 수 있는 MEMS형 센서로는 가속도계, 자이로, 지자계센서 및 GPS 등이 있다. 이러한 저가의 MEMS형 센서들로부터 자동 비행에서 요구되는 수준의 항법 정보를 얻기 위해서는 MEMS형 센서들의 오차 특성을 이용하여 적절히 혼합하는 알고리즘이 요구된다 [11]. 일반적인 비행체에 사용되는 혼합 방법으로 가속도계를 보조로 하여 자이로 등의 센서를 혼합하는 비례-적분 방법이 있으며 비례-적분 방법의 오차를 감소시키기 위하여 받음각 및 옆미끄럼각 센서를 이용한 보상 방법[4], 칼만필터를 이용한 보상 방법[4], 퍼지 추정을 이용한 보상 방법 등이 소개되었다[5].

이러한 보상방법은 단일 이득을 사용하는 방법보다 오차가 줄어드는 것을 볼 수 있지만 받음각 및 옆미끄럼각 센서는 초소형 비행체의 무게 및 크기의 제약으로 사용하기 어렵고 칼만필터를 이용하는 방법은 가관측성이 만족되지 못하므로 항체가 동요할 경우만 사용이 가능하다. 그리고 퍼지를 이용한 방법은 전문가의 지식을 규칙화하거나 소속도 함수(membership function)를 결정하는 일이 난해할 수 있고 초기에 설정해준 소속도 함수의 영역에 벗어난 입력값이 들어올 경우에는 오차가 발생하게 된다. 또한 일반적으로 퍼지 입력 값으로 중력가속도가 배제된 비행체의 속도 변화율이 요구되는데 가속도계 출력에서 중력가속도를 배제할 때 오차가 발생할 수 있으며, 속도계 및 GPS가 없을 경우 위치 정보로 계산하기도 어렵다.

본 논문에서는 기존의 항체에 사용된 혼합 알고리즘이 초소형 비행체 적용시 발생하는 단점을 보완하기 위해서 자세 비교 보상을 이용한 혼합 알고리즘을 제시한다. 제안된 방법의 성능을 검증하기 위하여 초소형 비행체의 특성에 적합한 비행체 궤적을 생성하고, 이 궤적 데이터에 MEMS 오차 특성을 이용한 센서 오차를 포함하여 시뮬레이션을 수행한다.

## II. 퍼지 기반의 비례-적분 혼합 알고리즘

초소형 비행체의 크기 및 무게에 적합한 자세 기준 시스템(ARS : Attitude Reference System)을 개발하기 위해 본 논문에서는 MEMS형 가속도계와 자이로를 이용하여 Fig. 1과 같이 간단한 비행제어 시스템을 설계, 제작하였으며 매우 작고 약 10g 정도 무게로 매우 가볍다[7].

일반적으로 관성 센서는 고유한 오차 특성을

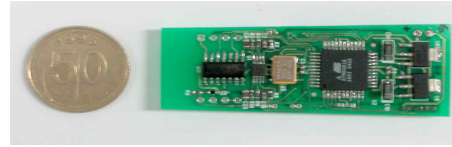
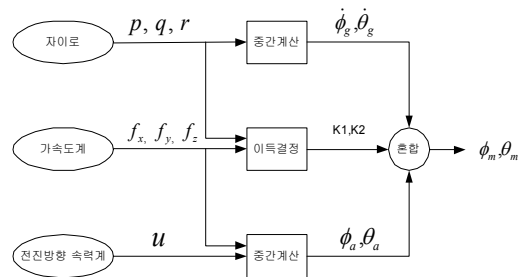
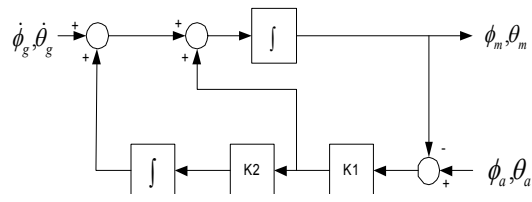


Fig. 1. MAV autonomous flight module



(a) Structure of the mixing algorithm



(b) Proportion-integration mixing algorithm

Fig. 2. Mixing algorithm block diagram

가지고 있으며 정밀하게 제작된 가속도계 및 자이로의 경우에도 여러 가지 요인에 의해 바이어스 및 환산 계수 등이 변하게 된다. 특히 MEMS형 관성 센서는 일반적인 관성 센서의 오차 특성 외에 내부 온도에 따른 바이어스 및 환산 계수 오차, A/D 변환 시 발생하는 오차, 발진기에 특성에 의한 오차 등이 존재한다[8].

위와 같은 오차특성으로 인해 MEMS형 자이로는 시간이 지남에 따라 오차가 누적되게 되며 이러한 오차의 누적을 제거하기 위해 보조 센서로 가속도계를 사용한다.

자이로와 가속도계를 이용한 혼합 알고리즘은 Fig. 2와 같다. 그림에서  $p, q, r$ 은 자이로스코프의 출력,  $\theta_g, \phi_g$ 는 중간계산을 통해 나온 자이로스코프에서 유도된 자세각이며  $f_x, f_y, f_z$ 는 가속도계의 출력,  $\theta_a, \phi_a$ 은 중간계산을 통해 나온 가속도계에서 유도된 자세각이다. 그리고  $u$ 는 전진방향 속력을 나타낸다.

자이로에서 얻어지는 센서 출력은 동체좌표계에서 나타내어진 값이므로 쿼터니언 또는 오일러 각, 방향코사인 등의 좌표변환 알고리즘을 이용

하여 항법 좌표계의 자세각을 계산하고 식(1)을 이용하여 오일러각 변화율을 얻을 수 있다[6].

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_g \\ \dot{\theta}_g \\ \dot{\psi}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \sin\phi_m \tan\theta_m \cos\phi_m \tan\phi_m \\ 0 \cos\phi_m - \sin\phi_m \\ 0 \sin\phi_m \sec\theta_m \cos\phi_m \sec\theta_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1)$$

가속도계 출력 역시 동체좌표계의 값이므로 항법좌표계와의 관계를 나타내는 다음의 식(2), (3)을 이용하면 자세각을 유도할 수 있다. 여기서  $u, v, w$ 는 동체 좌표계에서의 속도이며,  $g$ 는 중력가속도이다[6].

$$\begin{aligned} f_x &= f_{x1} + g_x = \dot{u} - rv + qw + g \sin\theta \\ f_y &= f_{y1} + g_y = \dot{v} + ru - pw - g \sin\phi \cos\theta \\ f_z &= f_{z1} + g_z = \dot{w} - qu + pv - g \cos\theta \cos\phi \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \theta_a &= \sin^{-1}((f_x - \dot{u} + rv - qw)/g) \\ \phi_a &= \sin^{-1}((-f_y + \dot{v} + ru - pw)/g \cos\theta) \end{aligned} \quad (3)$$

본 연구에서는 초소형 비행체의 무게 및 크기의 제약으로 전진방향 속도만이 측정 가능하며, 전진방향속도  $u$ 에 비하여 측방향 속도  $v, w$ 가 상대적으로 작다고 가정하면 식(4)와 같이 간단히 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \theta_a &= \sin^{-1}(f_x/g) \\ \phi_a &= \sin^{-1}(-f_y + ru)/g \cos\theta \end{aligned} \quad (4)$$

이러한 가정하의 가속도계에서 유도된 자세각은 비행체의 비행 특성에 따라 정확도가 달라지게 된다. 즉 비행체가 등속 직선 운동을 할 경우는 오차가 없지만 가속할 경우나 빠르게 회전할 경우 가속도계에서 유도된 자세각은 무시된 항들로 인하여 오차가 커지게 되므로 정확도가 떨어진다. 또한 자이로에서 유도되는 자세각은 식(1)의 자세각 변화율을 적분하여 얻어지므로 시간에 따라 오차가 누적 된다. 그러므로 등속 직선 운동을 할 때는 가속도계를 신뢰하고 가속 및 회전 운동의 경우는 자이로에서 유도된 자세각을 신뢰함으로써 항법 성능을 향상시킬 수 있다.

이렇게 변환된 자세각  $\theta_a, \phi_a$ 와  $\theta_g, \phi_g$ 을 입력으로 Fig. 2의 (b)와 같이 비례-적분 방법을 이용하여 최종적인 자세각을 계산하게 된다. 비례-적분 알고리즘을 전달함수로 나타내면 식(5)와 같으며 섭동방법에 의해 계산된 자세 정보의 오차는 최종치 정리에 의해 가속도의 오차와 같다.

$$\phi_m = \frac{s\dot{\phi}_g + (k_1s + k_1k_2)\phi_a}{s^2 + k_1s + k_1k_2} \quad (5)$$

$k_1$ 과  $k_2$ 는 식(5)에서 특정방정식이 임계제동조건을 만족하도록  $k_2 = k_1/4$  로 결정하며  $k_1$ 은 시뮬레이션을 통해 overshoot 및 rising time을 만족하도록 조절할 수 있다[4,5].

혼합 알고리즘에서 현재 비행체가 가속상태인지, 회전인지 또는 정상상태 비행인지를 판단하여 각각의 상태에 따라 비례 이득  $k_1$ , 적분 이득  $k_2$ 의 맵핑을 통해 가속도계에서 유도된 자세각과 자이로에서 유도된 자세각의 가중치를 적절하게 조절해야 한다.

이러한 운항 상태의 구별을 위하여 그림 3과 같이 가속도계 출력과 각속도계 출력을 입력으로 하는 mamdani의 퍼지 추론법을 이용할 수 있다[5].

이 때 사용되는 소속도 함수는 Fig. 4, 5, 6과 같이 5단계(매우크다:VL, 크다:L, 중간:M, 작다:S, 매우작다:VS)의 가우스형 함수로 설계하였으며 Fig. 4는 가속도 입력 소속도 함수, Fig. 5는 각속도 입력 소속도 함수, Fig. 6은 운동 상황 출력 소속도 함수이다.

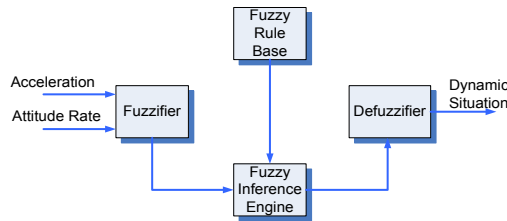


Fig. 3. Mamdani fuzzy system

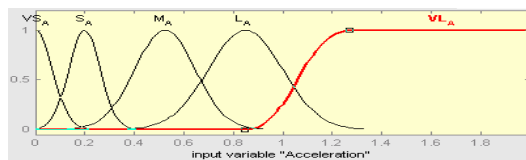


Fig. 4. Acceleration membership function

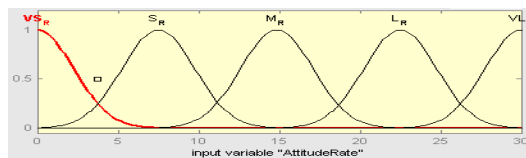


Fig. 5. Attitude rate membership function

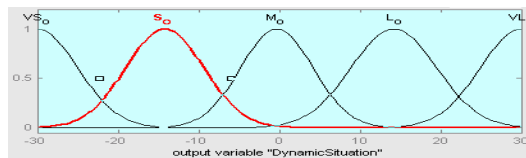


Fig. 6. Dynamic situation membership function

입력으로 들어온 가속도 및 각속도 정보를 입력 소속도 함수에 의해 퍼지화 하고 이러한 퍼지수를 Table 1과 같은 퍼지 룰 베이스를 이용해 최대-최소 합성 방법으로 운동 상태를 추론한다.

Table 1. Fuzzy rule base

		속도 변화율 크기				
		VS	S	M	L	VL
자세각 변화율 크기	VS	VS	VS	S	M	L
	S	S	S	S	M	L
	M	M	M	M	L	L
	L	L	L	L	L	L
	VL	VL	VL	VL	VL	VL

추론된 결과는 퍼지수이므로 실제 시스템에서 사용할 수 있도록 무게 중심법에 의한 비퍼지화를 수행하여 운동 상태를 나타내고 이렇게 얻어진 운동 상태에 따라 이득을 맵핑하게 된다.

### III. 자세 비교 보상 알고리즘

본 논문에서 제안하는 자세 비교 보상 알고리즘은 기본적으로 자이로에서 유도된 자세각을 기준으로 자세 추정을 하며 가속도계에서 유도된 자세각이 신뢰성을 가지는 경우에 자이로 오차 특성에 의해 발생하는 자세각 오차 누적을 보상하는 단계를 수행한다. 전체적인 자세 비교 보상 알고리즘의 블록선도는 Fig. 7과 같다.

자이로 출력과 가속도계 출력으로부터 식(1)과 (4)를 이용하여 각각 자세각을 추정하고 이렇게 추정된 두 자세각을 비교하여 오차 갱신 조건에 적합한지를 조사한다. 비행 중 운동에 대해서는 일반적으로 등속 직진 비행, 롤 변화, 피치 변화, 선회, 상승 및 하강으로 나타낼 수 있으며 초소형 비행체의 안정성을 생각할 때 가속하면서 회전하는 등의 고기동은 제외할 수 있다.

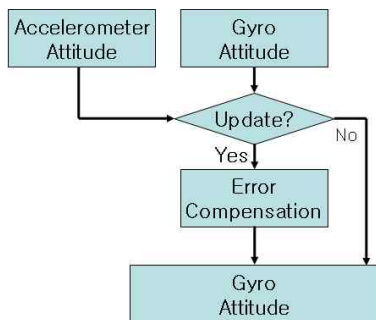


Fig. 7. Attitude comparison compensation algorithm

각각의 비행 운동 상태에 따른 갱신의 판단은 다음과 같다.

(i) 등속 직진 운동

$$\phi_a \neq 0, \theta_a \neq 0 \text{ 와 } \|p\| + \|q\| + \|r\| \neq 0$$

가속도에서 유도된 자세각은 속도 변화 또는 각속도가 발생할 때 오차가 발생하므로 속도 변화 및 회전이 없는 등속 직진 운동의 경우, 가속도계에서 유도된 자세각이 실제 자세각에 유사하므로 갱신할 수 있다. 또한 등속 직진운동을 하기 위해서는 롤각과 피치각이 0를 유지해야 하므로 가속도계에서 유도된 롤각과 피치각이 동시에 0에 근접하고, 자이로 출력값이 0(deg/s)에 근접하다면 등속 직진 운동이라고 판단할 수 있다.

(ii) 롤 변화 또는 피치 변화

상승, 하강 또는 선회를 위한 준비 기동으로 롤각의 변화 또는 피치각의 변화만이 비교적 짧은 시간 내에 일어날 경우, 각속도는 존재하지만  $\dot{u}, \dot{v}, w, r \neq 0$  이므로 식 (3)은 식 (4)와 같이 쓸 수 있고 가속도계에서 유도된 자세가 실제 자세각과 유사하다. 그러므로 갱신할 수 있다.

(iii) 선회 :  $r \neq 0$  이고  $p, w \neq 0$

선회시에는 구심 가속도 및 각속도에 의해 가속도계에서 유도되는 자세각은 큰 오차가 포함되므로 갱신할 수 없다.

$$(iv) \|\phi_a - \phi_g\| < T, \|\theta_a - \theta_g\| < T$$

가속 또는 회전시 가속도계에서 유도된 자세각은 오차가 발생하며 이때 발생하는 오차는 일반적으로 자이로의 오차에 의한 발산보다 크므로 가속도계 자세각은 자이로 자세각과 순간적으로 큰 차이를 보인다. 그러므로 가속도계와 자이로의 자세각 차이가 일정한 작은 값 T보다 작은 경우 가속도계에서 유도된 자세각이 실제 자세각과 유사하고 자이로는 서서히 발산하는 경우라고 판단할 수 있으므로 갱신 가능하다. 일반적으로 T는 백색 잡음으로 인한 자세각 오차의 최대치보다는 커야하며 T가 너무 커지면 가속도계에서 오차가 발생하였을 때 오차를 따라갈 수 있으므로 0.1이내로 설정하였다.

$$(v) (\phi_a \neq 0 \text{ or } \theta_a \neq 0) \text{ 와 } \|p\| + \|q\| + \|r\| \neq 0$$

가속도계에서 유도된 자세각이 0이 아니며 자이로 출력의 크기가 0에 근접한 경우는, 가속도계에 오차가 발생했거나 일정한 롤각 또는 피치각을 가진 상태에서 비행한다고 판단할 수 있다. 그러나 일정한 롤각이나 피치각을 가진 상태

에서 비행하면 선회 또는 하강등의 기동이 발생하게 되므로 결국 가속도계의 정확도는 낮아진다. 그러므로 이런 경우는 갱신하지 않는다.

조건에 만족하면 식(6)와 같이 가속도계 자세 각에서 자이로 자세각을 차분하여 오차 자세각을 구성한다.

$$\phi_e = \phi_a - \phi_g, \quad \theta_e = \theta_a - \theta_g \quad (6)$$

일반적으로 자이로 출력으로부터 얻어진 방향 코사인 행렬 ( $C_b^n$ )은 자이로의 오차로 인해 동체 좌표계를 오차가 포함된 항법 좌표계로 변환한다. 그러므로 오차가 포함된 항법 좌표계에서 오차가 보상된 항법 좌표계로 변환하기 위해 식(6)를 이용하여 오차 방향 코사인 행렬을 만들 수 있다. 요각은 가속도계만으로 갱신이 불가하므로 요각의 변화를 제외한 오차 방향 코사인 행렬은 다음과 같다.

$$C_{n_{err}}^n = \begin{pmatrix} \cos\theta_e & 0 & \sin\theta_e \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta_e & 0 & \cos\theta_e \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 \cos\phi_e - \sin\phi_e \\ 0 \sin\phi_e \cos\phi_e \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$= \begin{pmatrix} \cos\theta_e & \sin\phi_e \sin\theta_e & \sin\theta_e \cos\phi_e \\ 0 & \cos\phi_e & -\sin\phi_e \\ -\sin\theta_e & \sin\phi_e \cos\theta_e & \cos\theta_e \cos\phi_e \end{pmatrix}$$

또한 오차각을 미소각으로 가정한다면 식(8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{n_{err}}^n = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \theta_e \\ 0 & 1 & -\phi_e \\ -\theta_e & \phi_e & 1 \end{pmatrix} \quad (8)$$

이렇게 구성된 오차 방향 코사인 행렬( $C_{b_{err}}^n$ )을 이용하여 식 (9)과 같이 오차가 포함된 항법 좌표계에서 오차가 보상된 항법 좌표계로 변환시킨다. Fig. 8은 식 (9)을 이용하여 좌표가 변환하는 관계를 나타낸 그림이다.

$$C_b^n(t) = C_{n_{err}}^n(t) \cdot C_b^{n_{err}}(t) \quad (9)$$

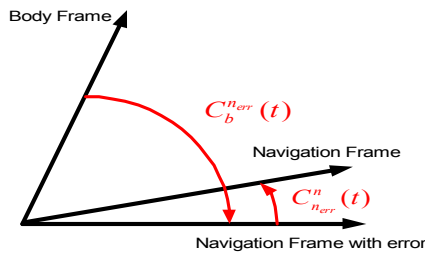


Fig. 8. The coordinate transformation from body frame to navigation frame

#### IV. 시뮬레이션

본 논문에서 제안한 자세 비교 보상알고리즘의 성능을 검증하기 위하여 시뮬레이션을 수행하며, 초소형 비행체의 운동을 고려하여 다음과 같이 가정한다.

- 초소형 비행체의 조종면은 에일러론, 러더, 엘리베이터로 가정
- MEMS형 자이로의 특성상 지구 자전 각속도를 측정 할 수 없으므로 지구 자전 각속도를 무시하고 초소형 비행체의 비행 영역은 넓지 않으므로 transport rate는 고려하지 않으며 지구는 평면으로 가정
- 선회의 경우 일정한 물각을 유지하면서 회전하는 균형선회를 위해 물각의 회전이 먼저 입력된 후 선회를 시작
- 시나리오 8, 20 단계와 같은 상승과 하강시 피치와 물각은 일정한 각을 유지함
- 안정한 비행상태에서의 시뮬레이션을 가정하여 시나리오에서 고기동은 제외하였으며 외란은 작용하지 않음
- 비정렬 오차, 환산 계수 오차 및 바이어스의 규칙(deterministic) 오차 요인은 항법을 수행하기 이전에 보정된다고 가정하며 불규칙 오차만을 백색잡음과 랜덤 바이어스, 랜덤 워크의 랜덤 프로세스 등으로 모델링[10]

시뮬레이션시 센서의 오차 특성은 analog device 사의 MEMS 가속도계 ADXL-202E와 자이로 ADXRS-150을 사용하였다. 표 2는 사용된 센서의 잡음 계수이다.

Table 2. MEMS sensors noise coefficient

자이로 오차성분	크기	가속도계 오차성분	크기
자이로 백색잡음 [deg/√s]	0.05	가속도계 백색잡음 [μg/√s]	200
자이로 랜덤 바이어스 [deg/s]	0.02	가속도계 랜덤 바이어스 [μg]	10
자이로 랜덤 워크 [deg/√s/s]	0.1		

시뮬레이션에 사용된 초소형 비행체의 비행궤적은 Fig. 9와 같으며 이 때의 각 운동 상태는 Table 3과 같다. Table 3에서 크기 열의 15deg(1deg/s)는 자세가 15deg가 될 때까지 1deg/s로 회전함을 나타낸다. Fig. 9에서 실선은 기준궤적이며 점선은 오차가 포함된 항법이 수행된 결과를 보여준다. 이를 이용한 시뮬레이션 결과는 Fig. 10~14

Table 3. MAV flight state

단계	운동 상태	크기	지속 시간(s)	경과 시간(s)
1	전진 방향 가속	0.1g	5	5
2	전진 방향 감속	-0.1g	5	10
3	전진 방향 가속	0.2g	5	15
4	전진 방향 감속	-0.2g	5	20
5	전진 방향 가속	0.1g	5	25
6	등속 전진		10	35
7	피치 업	15deg(1deg/s)	15	50
8	등속 상승		10	60
9	피치 유지(수평)	0deg(1deg/s)	15	75
10	등속 전진		10	85
11	롤 회전	10deg(1deg/s)	10	95
12	선회	270deg	13.3	108.3
13	롤 수평	0deg(2deg/s)	5	113.3
14	등속 전진		15	128.3
15	롤 회전	-10deg(1deg/s)	10	138.3
16	선회	90deg	4.5	142.8
17	롤 유지	0deg(2deg/s)	5	147.8
18	등속 전진		5	152.8
19	피치 다운	-15deg(1deg/s)	15	167.8
20	등속 하강		10	177.8
21	피치 유지(수평)	0deg(3deg/s)	5	182.8
22	등속 전진		10	192.8

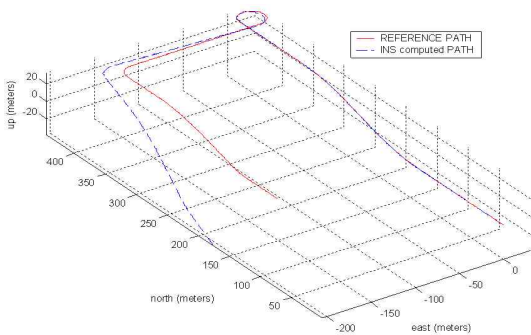


Fig. 9. MAV flight trajectory

와 같으며 랜덤 오차를 고려하여 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하여 평균치를 구하였다.

Fig. 10(a)는 계산된 자세각을 나타내었으며 그 Fig. 10(b)는 계산된 자세각과 기준 자세각과의 오차를 나타낸다. 또한 Fig. 10(a)의 실선은 기준 궤적, 이중쇄선은 가속도 자세각, 점선은 자이로 자세각이고 파선은 혼합 알고리즘에서 계산된 자세각이다.

Fig. 10과 11은 퍼지 기반의 혼합 방법을 사용한 자세각의 비교를 보여준다. Fig. 10에서 초반 25초까지 Table 3의 1~5단계에는 가속과 감속이 발생하며 가속도계는 이를 자세각의 변화로 인식하

므로 가속도계에서 유도된 자세각은 큰 오차가 발생하였다. 또한 Fig. 11에서 보면 100초와 140초 근처에서 Table 3의 12단계와 16단계인 선회를 하므로 각속도 성분과 가속도 성분이 커져 가속도계에서 유도된 자세각 오차는 커진다. 그리고 Fig. 10과 11에서 자이로 자세각은 큰 오차는 없지만 시간에 따라 오차가 점점 누적되고 있음을 알 수 있다. 그에 반해 퍼지 기반의 비례-적분 혼합 알고리즘은 가속 및 혼합에서 오차가 보상되었고 시간에 따른 오차의 누적도 없음을 알 수 있다. 하지만 퍼지를 이용한 혼합 방법은 가속도계와 자이로에서 유도된 두 자세각의 정확도에 따른 가중치를 조절하면서 자세계산을 수행하므로 선회와 같이 가속도계와 자이로의 자세각이 동시에 오차가 커지는 부분에는 신뢰성이 감소하게 된다.

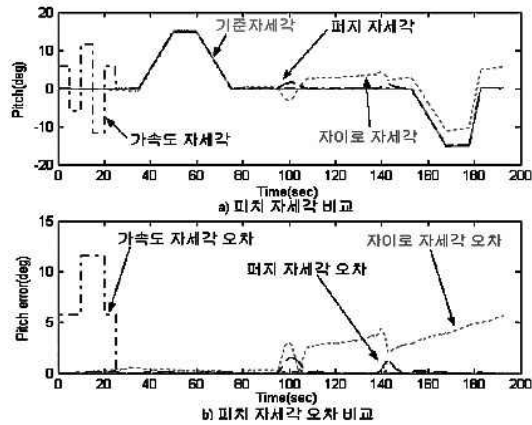


Fig. 10. Pitch attitude comparison of fuzzy-based mixing method

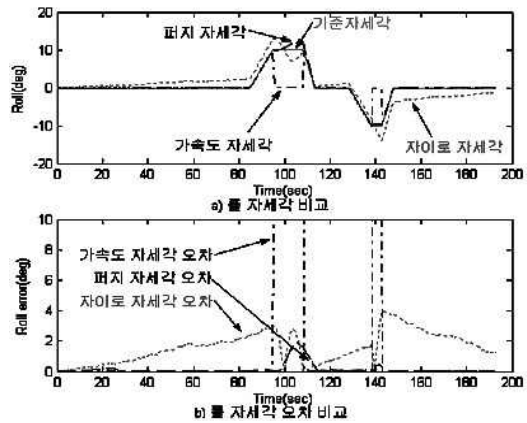


Fig. 11. Roll attitude comparison of fuzzy-based mixing method

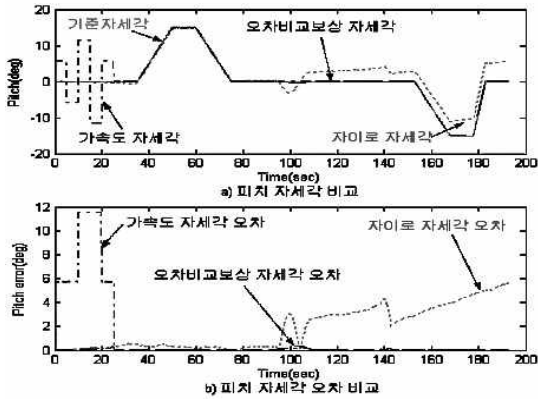


Fig. 12. Pitch attitude comparison of proposed mixing method

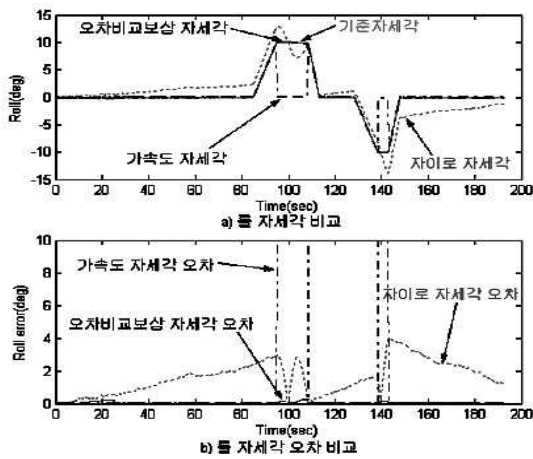


Fig. 13. Roll attitude comparison of proposed mixing method

Fig. 12와 13은 제안된 자세 비교 보상 방법을 사용한 자세각의 비교이다. 가속도 오차와 자이로 오차는 같은 조건에서 퍼지 방법과 같은 조건에서 시뮬레이션을 수행하였기 때문에 같은 형태를 보여주고 있다. 그러나 자세 비교 보상 방법은 오차 보상 갱신 조건에 만족할 때마다 계속적으로 자이로의 오차 누적을 보상하기 때문에 선회시와 같이 자이로에서 유도된 자세각 오차와 가속도계에서 유도된 자세각 오차가 모두 커지는 부분에도 오차가 보상되어 성능이 향상되었음을 볼 수 있다.

또한 초소형 비행체의 경우 계산량도 중요한 요소가 된다. 적은 계산량일수록 작고 가벼운 프로세서를 선정해야하는 초소형 비행체에게 유리하다. 전체 비행 궤적에 대해 20번의 반복 수행을 했을 때의 수행시간은 퍼지 기반의 혼합 방법

의 경우 119.31초였으며 자세 비교 보상 방법의 경우 38.875초로 3배정도 빠른 결과를 보여주었다. Table 4는 두 혼합 알고리즘의 성능을 비교한 결과이다.

Table 4. Performance comparison of fuzzy and proposed mixing method

	축	RMS오차(deg)	수행시간(s)
퍼지 혼합	Roll	0.37027	119.31
	Pitch	0.33224	
	Total	0.35177	
자세 비교 보상	Roll	0.062259	38.875
	Pitch	0.08005	
	Total	0.071709	

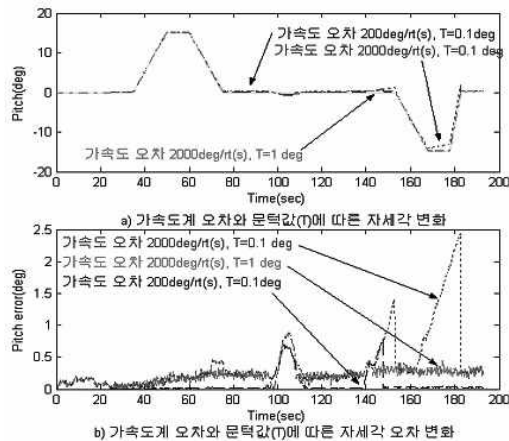


Fig. 14. Comparison of pitch error according to white noise and threshold①

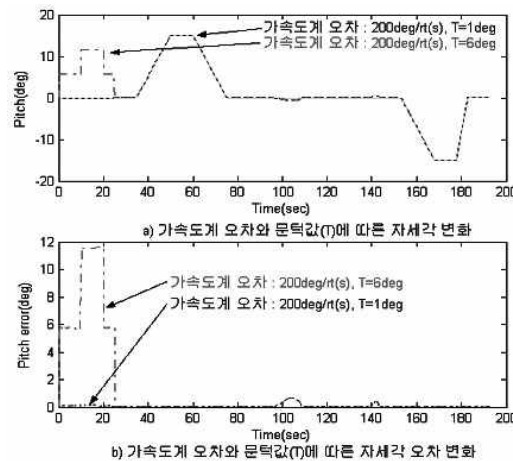


Fig. 15. Comparison of pitch error according to white noise and threshold②

주어진 궤적에 따른 갱신조건에서 (iv)를 만족하는 적절한 문턱값을 찾기 위해 가속도계 오차와 문턱값을 변화시키면서 Fig. 14와 Fig. 15와 같이 시뮬레이션을 수행한 후 결과를 확인하였다. Fig. 14에서 가속도계 오차가 작을 경우 문턱값은 작아도 갱신이 되므로 혼합 결과의 오차가 적다. 그러나 가속도계 오차가  $200(\mu g/\sqrt{s})$ 에서  $2000(\mu g/\sqrt{s})$ 으로 열배 증가되었을 경우 동일한 문턱값을 사용하면 문턱값을 넘어가는 오차가 발생하므로 순간순간 갱신이 되지 않는 부분이 발생하게 된다. 또한 문턱값을 너무 크게 잡는다면 Fig. 15와 같이 오차로 인식된 가속도계를 기준으로 갱신하는 경우가 생기므로 오차가 발생하게 된다. 그러므로 문턱값(T)를 결정할 경우 센서 자체의 오차 특성과 가속도로 인해 발생하는 오차의 경향을 이용하여 판단하도록 한다.

## V. 결 론

본 논문에서는 초소형 비행체 자세 추정을 위해 가속도계와 자이로를 이용하며 항법 성능을 향상시키기 위해 두 센서에서 유도된 자세각을 비교하여 오차를 보상하는 자세 비교 보상 알고리즘을 제시하였다. 제시된 알고리즘의 성능을 확인하기 위하여 초소형 비행체의 성능에 적합한 비행 궤적을 설정하고 단계별로 운동 상태를 나눈 후 MEMS형 센서의 오차 특성을 입력하여 시뮬레이션을 수행하였다.

시뮬레이션 결과 기존의 퍼지 기반 혼합 알고리즘보다 본 논문에서 제시한 자세 비교 보상 알고리즘을 사용하였을 때의 성능이 오차 보상과 계산량 단축의 관점에서 보다 향상되었음을 확인할 수 있었다. 따라서 제안된 자세 비교 보상 알고리즘은 초소형 비행체의 자세 추정을 위한 MEMS형 센서의 혼합에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단 특장기초연구과제(R01-2002-000-00329-0)지원의 일부로 수행된 결과이며 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) S. Winkler, M. Buschmann, "MEMS-based IMU Development, Calibration and Testing for Autonomous MAV Navigation", ION 59th Annual Meeting, Albuquerque NM, 23-25 June 2003.
- 2) Joseph John Kehoe, "Autopilot development for a micro air vehicle using vision-based attitude estimation", MS. C. Thesis, university of florida, 2004.
- 3) Sanjay P.Bhat, Pradeep Kumar Jha, "Navigation and Guidance for an Atonomouse MAV", Institution of Engineers Symposium on MAVs, Pune, February 29, 2004.
- 4) 유재중, "스트랩다운 비행자세 측정장치의 가속도계 보조 혼합 알고리즘에 관한 연구", 서울대학교 대학원 석사 학위 논문, 1989. 2.
- 5) 박영근, "퍼지 이론을 이용한 수중 운동체의 자세계산 혼합 알고리즘", 서울대학교 대학원 석사 학위 논문, 1995. 2.
- 6) D. H. Titterton, J. L. Weston, Strapdown inertial navigation technology, IEE, 1997.
- 7) 임종남, 박찬국, "저가형 관성 센서를 이용한 초소형 비행체의 자세제어장치", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 무주리조트(2005.4.7-8), pp. 75-78.
- 8) 박찬국, 강승택, "측위기술 MEMS 및 SoC 연구", 연구보고서, (주)LG전자, 2005. 1.
- 9) Jonathan M. Roberts, Peter I. Corke, Gregg Buskey, "Low-Cost Flight Control System for a Small Autonomous Helicopter", 2002 Australasian Conference on Robotics and Automation, Auckland, 27-29 November, 2002.
- 10) 김현석, "Allan 분산 기법을 이용한 저가형 INS/GPS 결합시스템 성능개선", 서울대학교 대학원 석사 학위 논문, 2005. 2.
- 11) 조성윤, 박찬국, 이달호, "저급 관성센서로 구성된 중첩 IMU의 오차 보정", 한국항공우주학회지, 2004. 12. 제 32권 제 10호