

칼만필터를 이용한 농용 균형헬리콥터의 살포비행자세 평가

박희진¹ · 구영모^{2*}¹대구경북과학기술원, ²경북대학교 생물산업기계공학과

Evaluation of Spray Flight Attitude for Agricultural Roll-balanced Helicopter using Kalman Filter

Hee Jin Park¹, Young Mo Koo^{2*}¹Daegu Gyeongbuk Institute of Science and Technology, Daegu, Korea²Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu, KoreaReceived: October 20th, 2012; Revised: November 20th, 2012; Accepted: December 12th, 2012

Abstract

Purpose: Aerial spraying with an agricultural unmanned helicopter became a new paradigm in the agricultural practice. Laterally tilting behavior of a conventional agricultural helicopter, resulting in the biased down-wash and uneven spray deposit is a physically intrinsic phenomenon while hovering and cruise flights. Authors studied and developed a roll-balanced agricultural helicopter with a raised pylon tail rotor system. In this study, the attitude of the roll-balanced helicopter was determined using the Kalman filter algorithm, and the quality of roll balancing of a bare-airframe helicopter was evaluated. **Methods:** Instantaneous attitudes were estimated using the advantage of gyroscope, followed by the long term correction and prediction using accelerometer data for the advantage of convergence. The attitudes of the fuselage were calculated by applying the Kalman filter algorithm. The spraying maneuver of the helicopter was performed at a field of 50 m long, and the attitude data were acquired and evaluated. **Results:** The determination of attitude using the inertial measurement unit(IMU) and Kalman filter was reliable and practical. The intrinsic attitude of the developed helicopter was stable and roll-balanced. The deviation of roll angle was $\pm 6.3^\circ$ with an average of 0° , referring to roll-balanced. **Conclusions:** Handling quality of the roll attitude determined to be steadily balanced. The balancing behavior of the developed helicopter would result in an even spray pattern during aerial application.

Keywords: Flight attitude, Inertial measurement unit, Kalman filter, Roll-balanced fuselage, Unmanned agricultural helicopter

서론

소형 무인 헬리콥터를 이용한 항공방제 기술은 효율적인 농산물 생산과 종사자의 개선된 작업환경을 추구할 수 있다(Koo et al., 2006). 농용무인 헬리콥터의 개발을 통한 항공방제의 연구에 있어서 기체의 동적 특성을 분석하고 이를 바탕으로 적절

한 비행제어 시스템을 구성하여 작업의 능률과 안전성을 향상시키고 조종자의 부담을 덜어줄 것으로 기대한다. 농업분야에 실용된 수직이착륙 헬리콥터는 일본 아마하의 R50 기종이 시초인데, 경북대학교에서는 실용화 무인 헬리콥터를 연구한 바 있고(Koo et al., 2010a) 농업 전용의 헬리콥터로서의 필요기능을 위해 균형 기체의 개발이 추가적으로 요구되었다(Koo et al., 2010b).

관행의 농용 헬리콥터는 균형 잡힌 비행에서 운동역학적 요소에 영향을 받아 오른쪽으로 기울어져 비행을 하게 된다. 결과

*Corresponding author: Young Mo Koo

Tel: +82-53-950-5788; Fax: +82-53-950-6780

E-mail: ymkoo@knu.ac.kr

적으로 로터의 사이클릭 피치를 기울이게 되고 편중된 하향풍을 형성하게 된다. 현재 대부분의 농업 헬리콥터는 이러한 동역학적 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측과다) 살포 패턴과 초미량 살포에서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래할 수 있다. Koo 등(2010b)은 농업용 무인 헬리콥터의 개발에 있어서 헬리콥터의 반토크를 상쇄하는 테일부의 동역학적인 고찰을 통하여 거양된 테일부를 설계하고 추력을 증정함으로써 가로축 균형을 구현하였다.

최근 MEMS(micro-electro mechanical systems) 기술을 이용한 관성센서들이 개발되고 DSP(digital signal processor)와 같이 빠르고 효율적인 프로세서를 바탕으로 정확하고 소형의 실용자가 IMU(inertial measurement unit)가 가능하게 되었으며, GPS를 통합한 AHRS(attitude and heading reference system) 시스템들이 농업무인 회전익기에 용이하게 적용될 수 있게 되었다(Lee and Lee, 2000). Integrated Dynamics Co., weControl, DJI Innovation Ltd., Co., Micro Strain Ltd. Co. 등에서 무인기를 위한 관성항법장치 및 비행제어시스템 등을 개발하여 상용으로 판매하고 있으며, 대학 및 연구기관에서 다양한 프로세서와 센서 등을 선택하여 비행조종 컴퓨터 시스템을 구성하고 있다(Heo, 2009).

항공기나 인공위성의 위치와 자세를 측정하는 항법(navigation)분야에서 절대적으로 많이 사용되는 자세추정 알고리즘은 칼만필터이다. 칼만필터의 주목적은 잡음제거와 상태변수의 추정인데 가속도계(accelerometer)와 자이로(gyroscope)의 복합센서 기술로 자세를 계산하는 문제를 해결하고 있다. 가속도계나 자이로 센서는 관성(inertial) 좌표계에 대한 측정값을 출력하는 관성항법 센서이며, 이를 바탕으로 위치와 자세 등을 추정하는 기술이 관성항법이다. 관성항법기술은 자세뿐만 아니라 위치와 속도까지 추정할 수 있다(Tenn et al., 2009). 가속도와 각속도를 이용하여 수평면에 대해 기체의 세 축의 기울어진 각도 중에서 롤각(ϕ)과 피치각(θ)을 먼저 계산하게 되며, 요각(ψ)은 이후 지자기센서 출력에 의하여 계산하면서 칼만 필터를 적용함으로써 데이터 오류를 보정한다(Lee and Jeong, 2004). 이와 같은 자세측정과 항법 기술은 제어시스템의 구성의 기본이 되며 비행체의 비행성능을 평가하는데 사용될 수 있다.

칼만필터(Kalman filter)는 다양한 분야에서 적용되고 있는데 특히 센서를 이용함에 있어 오차를 보정하거나 센서들을 융합하는데 많이 사용한다. 칼만필터는 R. E. Kalman이 이산 선형 필터문제를 해결하기 위해 제시한 통계학적 방법으로 불규칙한 외란을 포함한 입력값을 최적으로 추정하는 알고리즘이다. 칼만필터는 가우시안 분포(Gaussian distribution)인 백색잡음을 가진 선형시스템에 최적의 성능을 추정하는 것으로, 이는 시스템 모델과 관측모델로 이루어져 있으며 비선형인 경우는 확장형 칼만필터를 이용한다(Kim, 2011). Park 등(2011)은 이

러한 칼만필터링 기술을 통하여 AHRS를 구성하였고 관행적인 농업헬리콥터의 간단한 정지 비행에 대한 비행자세를 추정하였다.

일반 농업헬리콥터가 갖고 있는 롤(roll: 좌우자세)의 비균형 현상이 불균일한 살포 패턴과 비효율적인 방제효과를 초래할 수 있어, Koo 등(2010b)은 테일부에 파이론(pylon: 柱塔)을 두어 테일로터 높이를 거양시킴으로써 롤 모멘트를 상쇄시켜 균평기체를 설계·개발하였다. 이와 같은 거양 테일부를 갖는 균평기체가 살포 비행중 롤 각을 포함한 자세의 균평정도를 평가하는데 있어 본 연구에서는 관성센서의 원시데이터를 칼만필터를 사용하여 오일러 비행 자세각으로 추정 계산하여 그 결과를 바탕으로 균평기체의 자세를 평가하려 하였다.

융합센서 자세측정 시스템 모델

가속도계로 구한 자세에는 오차가 있지만 시간이 지나도 그 오차가 일정 범위 안에 머무르는 장점을 가졌고, 자이로 센서는 자세 변화는 잘 감지하지만 시간이 지나면 오차가 누적되어 발산하는 단점이 있다. 즉 단기적으로는 자이로 자세가 신뢰성이 있고 장기적으로는 가속도 자세가 변하지 않아 두 센서는 상호 보완하여 사용할 수 있다(Lee and Jeong, 2004).

자이로 센서와 가속도계의 센서 융합 원리는 자이로 센서의 자세 오차를 가속도계로 보정하는 것으로 가속도계로 결정된 자세가 칼만 필터의 입력값이 되고 자이로 측정자세를 보정하게 된다. 자이로 센서와 가속도계의 센서 융합에 필요한 측정시스템 모델은 롤각(ϕ), 피치각(θ)과 요각(ψ)의 물리량을 기본적인 자세의 상태변수로 선택할 수 있다.

가. 자이로 센서와 오일러 각속도

자이로 센서는 오일러각의 변화율($\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$)을 측정하는 것이 아니라 헬리콥터의 동체 각속도(p, q, r)를 측정하기 때문에, 자이로센서로 측정된 각속도를 적분해서는 오일러각을 구할 수 없다. 따라서 자이로 센서의 측정값을 오일러각의 변화율로 바꿔 적분한다. 동역학 분야에서 오일러각과 각속도의 관계는 식(1)으로 알려져 있다. 자이로 각속도와 오일러각 사이의 관계식 식(1)을 선형 시스템 모델식으로 구성하여 칼만필터에 적용하려면 오일러각 보다 쿼터니언(quaternion)으로 표현하는 것이 유리하다. 그리고 쿼터니언은 자세를 적분하거나 연산할 때 특이성(singularity)을 나타내지 않으므로 이점이 있다(Kim et al., 2004).

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

나. 가속도 센서와 오일러 각

가속도계로 측정된 가속도(a_x, a_y, a_z)에는 중력 가속도와 속도의 크기나 방향이 바뀔 때 생기는 가속도가 포함되어 있다. 그러나 등속 헬리콥터처럼 움직이는 속도가 충분히 느리거나 속도의 크기와 방향이 빠르게 변하지 않는 경우에 가속도와 자세각의 관계는 식 (2)로 나타낼 수 있고, 중력가속도(g)는 이미 알고 있는 값이므로 식 (3)을 이용하여 자세각의 근사치를 구할 수 있다. 일반적인 농업 헬리콥터는 제자리 비행이나 일정 속도로 비행하므로 이런 가정에 무리가 없고 자이로 센서를 통한 보정으로 오차를 줄일 수 있다.

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = g \begin{bmatrix} \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \phi \\ -\cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\phi = \sin^{-1}\left(\frac{-a_y}{g \cos \theta}\right), \quad \theta = \sin^{-1}\left(\frac{a_x}{g}\right) \quad (3)$$

그리고, 요각(ψ)은 지자기(magneto-resistive sensor) 센서의 출력 값에 자세 기울기를 적용하여 계산할 수 있다. 롤각(ϕ)과 피치각(θ)을 자이로 각속도와 가속도의 관성항법에 의하여 먼저 구하고, 이어 요각(ψ)을 구함으로써 이후 칼만 필터를 적용하기 위한 쿼터니언 변환이 가능하다. 또한 진북에 대한 방위각은 해당지역의 편각을 보정해 얻을 수 있다. 방위각은 자북에서 0 값이며 북(N)에서 동(E)-남(S)으로 돌면서 $+\pi/2 \sim +\pi$ rad 값을 갖고, 다시 북(N)에서 서(W)-남(S)으로 돌면서 $-\pi/2 \sim -\pi$ rad 값을 갖도록 하였다.

다. 쿼터니언 자세측정 시스템 모델

자세 측정 시스템모델을 적용하여 자세각을 추정할 때, 칼만 필터 알고리즘을 사용하여 센서 측정에 의한 관찰 데이터와 시간 변화에 따라 추정된 값의 필터링 과정을 구현할 수 있다. 자세 측정을 위한 선형 시스템 모델과 관측 모델을 이산 차분방정식 형태로 표현하면 식 (4) 및 (5)와 같고 A 는 자세추정 알고리즘의 핵심인 시스템 행렬이다. 비행자세 측정시스템 모델인 식 (4)에서 x_k 는 시간 k 에서 쿼터니언으로 나타낸 상태변수이다. w_k 는 상태변수의 잡음모델이며 이는 이후에 Q 의 공분산 행렬로 표시되어 시스템 모델의 공분산 예측에 영향을 미친다. 센서의 관측모델인 식 (5)에서 z_k 는 측정치를 나타내며 H 행렬은 상태변수와 함께 측정치의 추정값을 나타낸다. v_k 는 측정치의 가우시안 무작위잡음(Gaussian random noise)으로서 이후 R 의 공분산 행렬로 표시되어 칼만이득 예측치에 영향을 미친다.

$$x_{k+1} = Ax_k + w_k \quad (4)$$

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (5)$$

시스템 행렬(A)은 상수가 아니고 각속도 측정치가 포함되어 있어 변화하게 된다. 시스템 모델의 상태변수(x)는 식 (6)과 같이 쿼터니언으로 표시되고, 상기한 방법으로 계산한 오일러각과 식 (7)을 이용하여 쿼터니언으로 변환하였다(Rojas, 2012).

$$x = \begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

따라서, 시스템 모델은 각속도의 측정치를 매개로 쿼터니언의 식 (8)로 표현될 수 있다(Kim et al., 2004).

$$\begin{Bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} \quad (8)$$

상기한 자세측정의 시스템 모델은 이산(discrete) 시스템의 선형 적분과정을 식 (9)로 유도할 수 있고, 비행자세를 쿼터니언으로 표현하던 오일러각으로 표현하던 물리적인 자세는 동일하며 서로 변환이 가능하다.

$$\begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix}_{k+1} = \begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix}_k + \Delta t \cdot \begin{Bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{Bmatrix}_k \\ = \left(I + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \right) \begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix}_k \quad (9)$$

위의 식에서 시스템 모델 행렬(A)는 다음 식 (10)과 같이 정의되어 자세측정 칼만필터 알고리즘에 적용할 수 있다.

$$A = I + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

재료 및 방법

항공기의 자세를 측정하는 연구 분야에서 많이 사용되는 자세추정 알고리즘은 칼만 필터이며, 가속도계와 자이로 센서를 융합하여 잡음제거와 비행자세의 상태변수를 추정 하는데 사용되었다. 본 연구에서는 3축의 자세각(롤, 피치, 요) 측정을 위해 1축 자이로 센서(ADIS16100, $\pm 300^\circ/s$, Analog Device Inc., Norwood, MA, USA) 3개와 하나의 3축 가속도 센서(LIS3LV 02DL, ± 2 g, ST Microelectronics, Hong Kong)를 사용하였다. 그리고 하나의 3축 지자기센서(CMPS09, 0.1° , Devantech, Attleborough, UK)를 사용하여 자북 방향에 대한 기체의 기울기를 측정하여 요각을 연산하였다. 지자기센서는 엔진의 자기성질에 영향을 미치므로 GPS 수신기(FGPMMPA6B, 10Hz, Ascen Korea Inc., Seoul, Korea)와 함께 헬리콥터 테일룸에 장착하였다. 측정된 기본 원시값은 SD(secure digital) 카드에 저장하였고 이후 칼만 필터 알고리즘을 적용할 원시 데이터로 사용하였다(Park et al., 2011).

가. 농용 균형기체 및 비행자세 측정

본 연구에 사용된 공시기체는 경북대학교에서 시작기로 제작한 균형기체로서 'AGROHELI-4G'라고 명명 되었다. 그림 1(a)에서 보인 자세 측정에 사용된 헬리콥터의 외형치수는 로터를 제외한 동체전장 2,730 mm, 전고 1,050 mm, 전폭 750 mm이다. 메인로터의 지름은 3,140 mm이고 테일로터의 높이는 무게중심으로부터 480 mm 거양되어 설치되었다.

그림 1(b)에서와 같이 대구 인근 금호강 둔치의 모의경작지(대표위치: 128.6274E, 35.9272N)에서 균형기체에 대한 자세평가를 시행하였다. 살포 비행구역으로 거리 50 m와 폭 15 m를 설정하였고 헬리콥터는 지상 2.5 ~ 3.0 m 정도의 높이에서 거리 50 m의 구간살포를 시행하였다. 살포 경로는 GPS로 추적하여 2번의 왕복 살포비행, 즉 수동(제1 비행) 및 자동 비행(제2 비행)으로 실시하였다.

그림 1(b)의 비행경로를 참조하면 수동으로 1차 비행에서 전진 비행 후 우측 평행이동에 이어 후진으로 출발위치로 복귀하는 구간비행이며, 2차 자동자세제어 비행도 같은 개념의 경로를 거쳤다. 비행기록은 표 1과 같아서 1차 비행은 수동으로 40

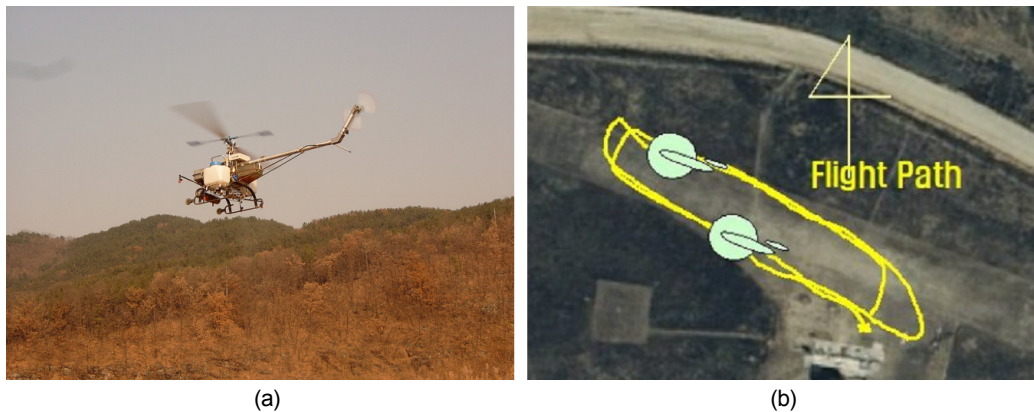


Figure 1. (a) A prototype roll-balanced agricultural helicopter and (b) 50 m spraying flight path for acquiring attitude data.

Table 1. Flight time record during 50 m plot spray flight for acquiring attitude data.

Record time (sec)	Maneuvering remark	System status
0 ~ 140	Data acquisition system on, Engine starts on the ground	Helicopter on the ground, Data acquisition begins
~ 180	Trim hovering and line-up at a swath, Preparing for 1st spray path	Hovering for 1st path with a manual pilot spray
180 ~ 198	Forwarding during manual pilot spray	
198 ~ 205	Stopping and shifting to right, Preparing for next swath spraying	Auto attitude control OFF, Spraying 1st path*
205 ~ 220	Rearward spraying at manual pilot	
220 ~ 240	Preparing for auto pilot spraying, Line-up for 2nd spray path	Hovering for next path with an auto pilot spray
240 ~ 280	Auto attitude control ON, Forwarding at auto pilot spray Stopping and shifting to next swath, Rearward spraying at auto pilot	Auto attitude control ON, Spraying 2nd path
280 ~ 300	Preparing for landing	Hovering for ending spray
300 ~ 380	Landing on the ground then engine OFF	Helicopter on the ground, Data end

* During the record time of the shaded period, the attitude analysis of the roll-balanced helicopter was conducted with the condition of auto pilot OFF.

초(180~220 sec) 동안, 2차 비행은 자세제어 자동으로 40 초(240~280 sec) 동안 시행되었다. 칼만 필터를 적용하여 오일러 자세각을 추정할 때는 380초의 전 구간 데이터를 분석에 사용하였다. 그러나 거양테일부 균평기체의 자세를 평가할 때는 연구 목적에 따라 표 1의 음영 처리된 수동비행 구간, 즉 180~220 초 사이의 데이터만을 사용하였다.

나. 센서융합 칼만필터링 알고리즘

시스템 모델인 식 (4)를 바탕으로, 식 (10)의 시스템 행렬(A)을 상태변수(x)와 곱하여 식 (11)으로 x_p 를 예측한다. x_p 는 상태변수의 예측치(predicted state variable)로서 ($k+1$)시간에서의 상태변수(state variable)값을 나타내었다. 식 (12)의 P_p 는 상태변수의 예측 공분산율(predicted covariance error)이며, 이 식에는 상기한 상태변수 공분산 행렬 Q 가 포함되었다.

$$x_p = Ax \quad (11)$$

$$P_p = APA^T + Q \quad (12)$$

이어서, 식 (5)의 선형 관측모델을 바탕으로 측정치와 예측치의 오차의 공분산(S)은 식 (13)과 같이 정의되고, 이때 포함된 측정오차 공분산 행렬 R 은 예측치에 대한 측정치의 반영도를 조절하게 된다. 이어서, 칼만필터 이득(K)은 최소제곱에러(MMSE: minimum mean-square error)방법으로 식 (14)와 같이 추정(corrected)하였다(Rojas, 2012).

$$S = HP_pH^T + R \quad (13)$$

$$K = P_pH^T S^{-1} \quad (14)$$

다음 식 (15)와 (16)에 포함된 상태변수의 추정치(corrected state variable)인 x 와 공분산 추정치(corrected covariance error)인 P 를 계산하여 다음 시간 스텝에 대한 추정치를 준비하게 된다. 여기서 z 는 센서 측정치로서 측정예측값(Hx_p)과의 차이는 예측오차를 표시하게 되고 칼만이득과 함께 변수의 추정치를 계산하였다.

$$x = x_p + K(z - Hx_p) \quad (15)$$

$$P = P_p - KHP_p \quad (16)$$

자세 측정을 위한 칼만 필터 알고리즘에 적용할 공분산 변수들은 일반적으로 실제 측정치를 이용하여 적정치를 결정하게 된다. R 은 커지면 칼만 이득이 작아지며 추정값 계산에 측정값

이 반영되는 비율이 작아지게 되고, 예측값의 반영비율은 높아져서 추정값의 영향을 덜 받게 되고 추정값의 변화가 줄어든다. Q 이 커지면 오차 공분산 예측값이 커지고 칼만 이득도 커지면서 측정값의 반영비율이 커지게 된다.

$$\theta = \sin^{-1}[-2(q_1q_3 - q_0q_2)] \quad (17)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left[\frac{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}{2(q_2q_3 - q_0q_1)}\right]$$

$$\psi = \tan^{-1}\left[\frac{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}{2(q_1q_2 + q_0q_3)}\right]$$

칼만 필터의 알고리즘에 따라 자세의 예측과 추정과정을 반복하게 되고 식 (17)을 이용하여 쿼터니언을 오일러각으로 다

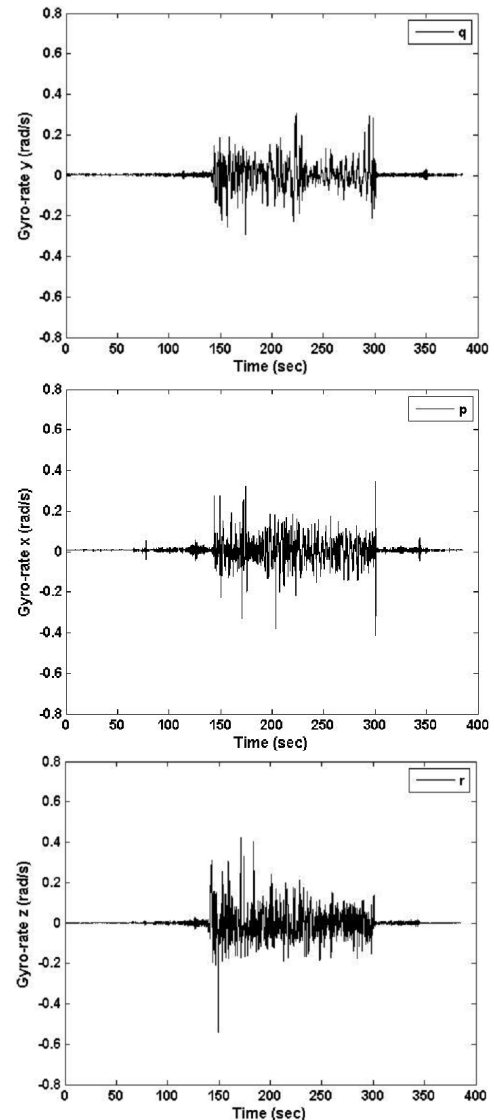


Figure 2. Raw data of p, q and r for three gyroscopes.

시 변환하여 표시하였다(Kim et al., 2004).

결과 및 고찰

가. 농용헬리콥터 자세측정

1) 센서 원시데이터

그림 2는 자이로 센서가 측정한 동체좌표에 대한 회전각속도 (p, q, r)의 원시데이터를 나타내며, 이 자이로 센서 값에는 근원이 다른 여러 오차가 포함되어 있어 적분과정에서 오차가 발생한다. 계산된 자세에 오차가 점차 누적되기 때문에 센서가 아주 정밀하거나 운용시간이 짧지 않으면 실제 오일러 자세각을 나타내기 어렵다. 즉 각속도를 적분하여 얻은 자세는 동적 움직임은 잘 나타내지만 점차 오차가 누적되어 실제값에서 멀어지므로 자세각의 순간적 보정에 사용되었다. 자이로 센서 측정치는 x, y, z 축 회전에 대하여 ± 0.2 rad/s 정도의 범위에 있었으며,

이는 농용헬리콥터의 통상적인 살포비행에서 관측되는 각속도의 변동폭이었다.

그림 3은 3축 가속도계가 측정한 동체좌표에 대한 가속도 (a_x, a_y, a_z)를 나타내며, 이 원시 센서값에는 중력 가속도와 속도의 크기나 방향이 바뀔 때 생기는 가속도가 포함되어 있다. 일반적인 농용 헬리콥터는 제자리 비행이나 일정 속도로 비행하므로 자세각의 근사치를 얻을 수 있었다. 또한 자이로 데이터와는 다르게 가속도로 계산한 자세각은 오차가 누적되지 않으며 어느 정도 범위 안에서 절대오차를 유지하는 특징을 보였다. 가속도계의 측정치는 x, y 방향에서 각각 ± 0.1 과 ± 0.25 m/s^2 의 범위에 있었고, z 축 가속도는 중력가속도를 중심으로 ± 0.5 m/s^2 의 범위에서 측정되었다.

그림 4는 GPS와 함께 테일붐에 장착된 3축 지자기 센서의 원시 출력값으로 자기장의 크기를 16 bit의 분해능으로 이산화한 값을 나타낸 것이다. 균평헬리콥터와 같이 기울기의 정도가 심

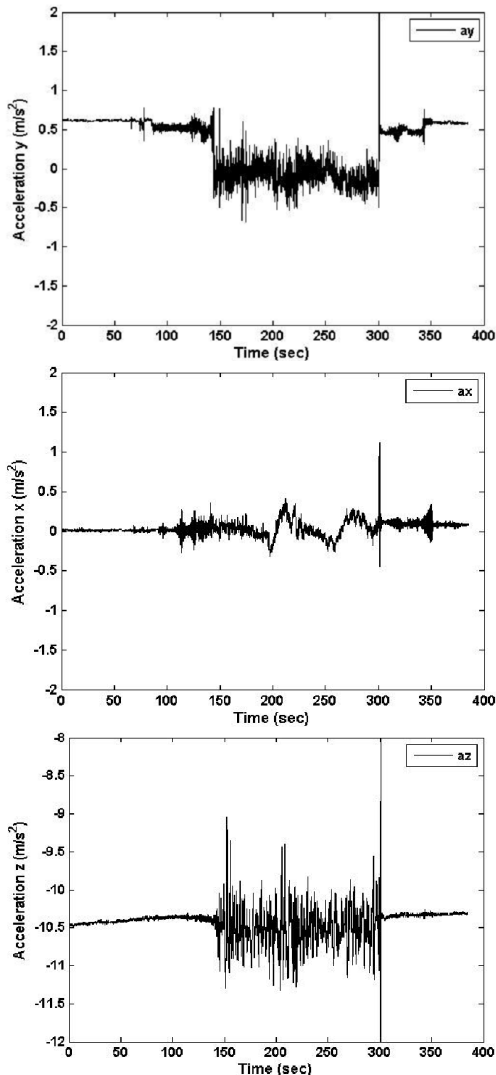


Figure 3. Raw data of a_x, a_y and a_z for a 3-axis accelerometer.

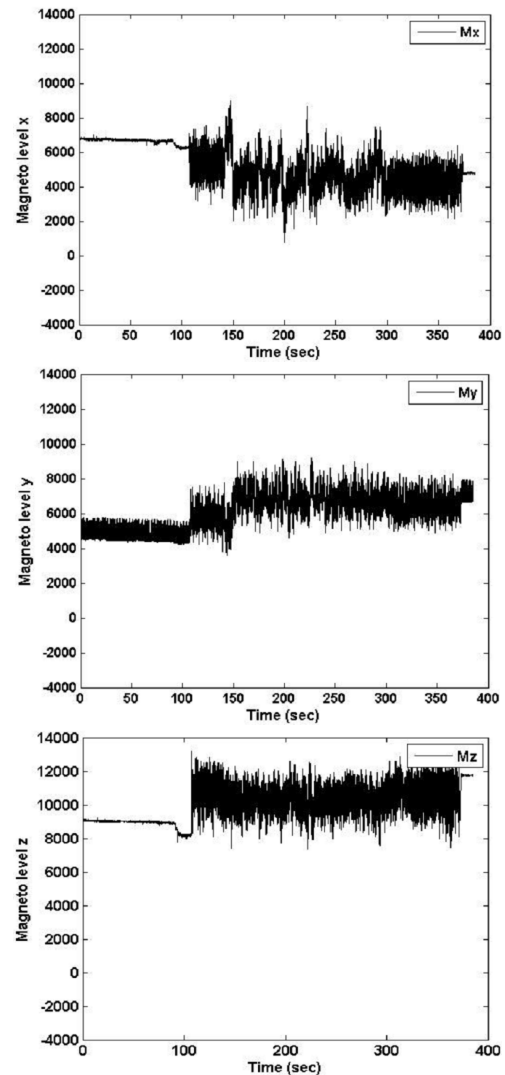


Figure 4. Raw data of M_x, M_y and M_z for a 3-axis magnetometer.

하지 않을 때에는 주로 지자기센서의 x 및 y 값의 비(M_x/M_y)가 방위각(요각)으로 근사될 수 있었다. 살포비행중 지자기센서의

출력은 ± 1500 정도의 전형적인 변동폭을 보였다. 그림 5는 식 (7)을 이용하여 오일러각을 쿼터니언으로 변환한 원시 데이터

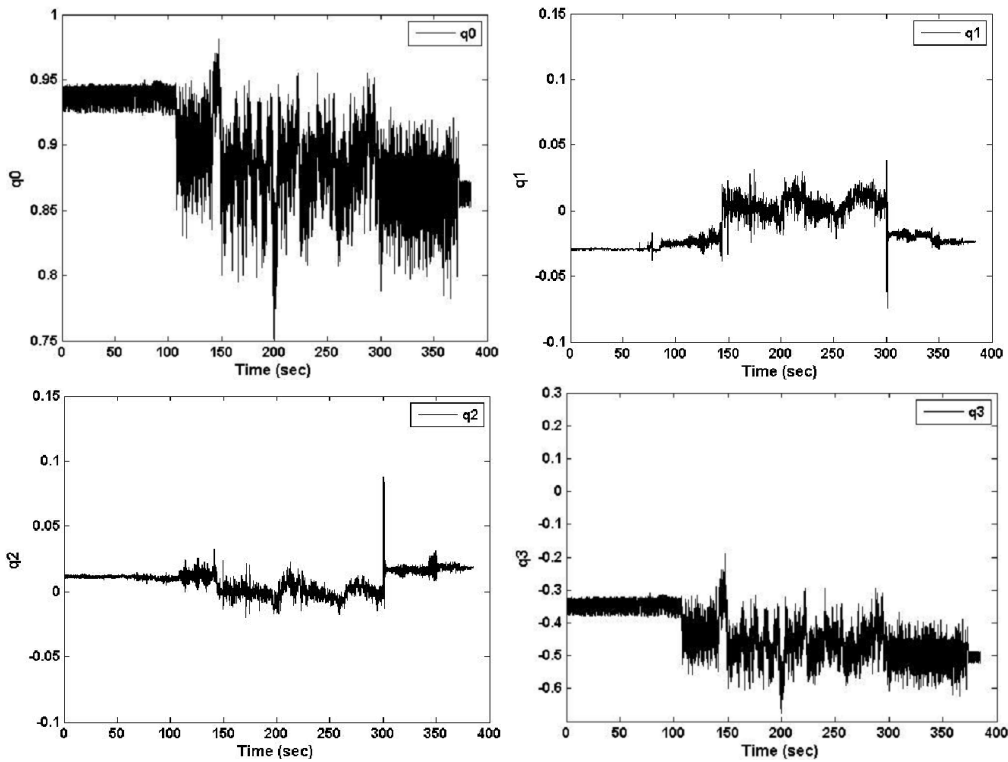


Figure 5. Quaternion expression of attitudes (q_0 , q_1 , q_2 and q_4) before Kalman filtering.

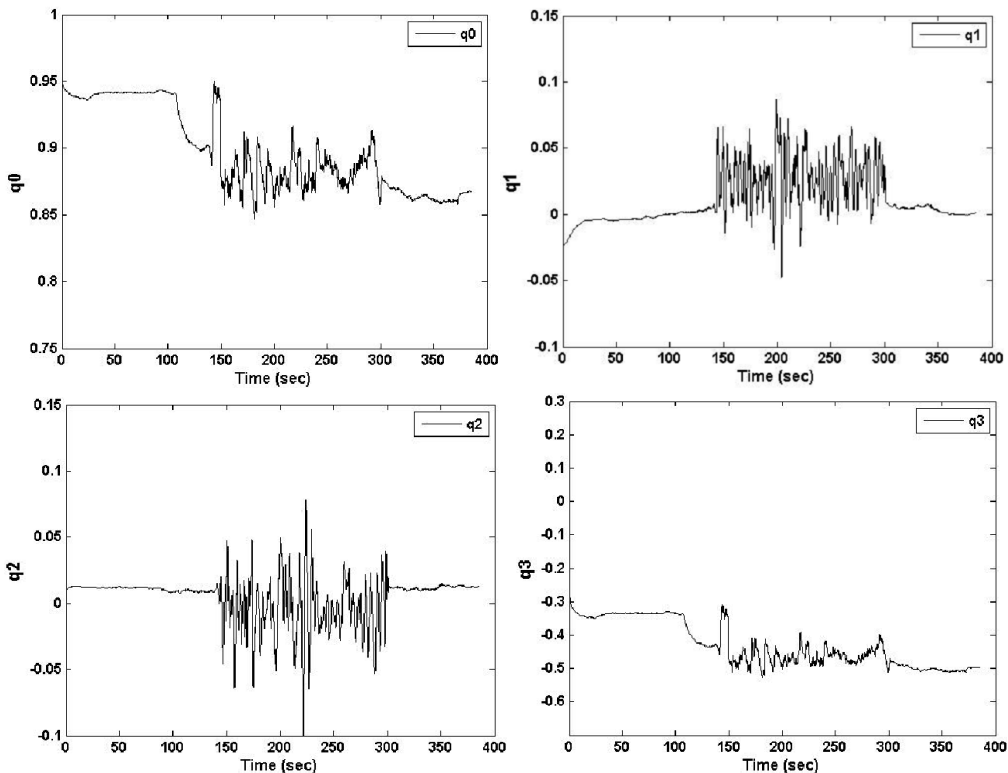


Figure 6. Quaternion expression of attitudes(q_0 , q_1 , q_2 and q_4) after Kalman filtering.

로서 필터링 과정을 거치지 않아 센서의 잡음, 기체의 진동, 자연적 외란 및 간섭 등을 포함하고 있다.

2) 칼만필터 적용 자세추정

그림 6은 칼만 필터의 처리가 완료되어 안정된 자세추정치들 쿼터니언으로 나타낸 것이다. 칼만필터 알고리즘을 적용함에 있어 공분산변수 Q 와 R 이 적정치가 되도록 실제추정치를 기초로 시뮬레이션하여 적용하였다. 완만한 추정치를 위해서는 R 값을 증가시키고 Q 값을 감소시키는 방법으로 조정하였다. 연구에서 사용한 적정 공분산 행렬 Q 와 R 은 각각 $0.0001 \cdot I$ 와 $10 \cdot I$ 였고, I 는 단위행렬이다.

그림 7은 식 (17)를 이용하여 쿼터니언을 오일러각으로 다시 환원하여 최종적으로 얻은 오일러 자세각으로서 롤(ϕ), 피치(θ), 요각(ψ)으로 표현하여 지면좌표에 대한 자세의 기울기로서, 표 1에서 보인 총 비행구간에서의 비행자세를 보였다. 상기한 바와 같이 전반부분의 수동으로 1차 비행에서 전진 비행 후 다음 살포폭에서 후진으로 출발위치로 복귀하였고, 후반에서 2차 비행은 자동제어를 이용한 비행기록이다. 비행전후 지면에서 살포준비, 엔진시동, 시스템 점검 과정을 확인할 수 있었다.

Park et al.(2011)이 지적하였듯이 관행적인 농업헬리콥터에서는 $+3 \sim +4^\circ$ (right down)의 우측 기울임을 볼 수 있었던 것과 비교할 때, 그림 7에서는 평균 롤각이 0° 로서, 균평한 자세를 볼 수 있었다. 또한 피치각은 1차 및 2차 비행과정에서 음의 각(nose down)과 양의 각(nose up)을 반복함을 볼 수 있는데 이와 같은 피치각 행태는 전진과 후진을 반복하였기 때문이다. 요(방위각)의 움직임은 통하여 헬리콥터의 동체가 어느 방향으로 놓였거나, 비행하는지를 알 수 있었다.

모의 경작지의 길이방향(살포비행방향)은 북서서(NWW: -65° ccw)-남동동(SEE: 115° cw)방향으로 놓여있어서 살포 비행시 방위각은 평균 -1.1 rad(N에서 W쪽으로 $-60 \sim -65^\circ$)을 보였으며, 초기 방위각의 변화는 지상에서의 위치이동과 호버링 중 리더 점검(갑작스런 움직임)등으로 분석된다. 거시적인 판단으로 초기 전반부의 요제어는 수동비행으로서 $-1.0 \sim -1.2$ rad(NWW $-57 \sim -68^\circ$ ccw) 사이에서 수동조종 되고 있음을 보였고, 후반부는 2° 정도의 비교적 안정적인 변동폭을 보였는데 이는 자동자세 비행의 도움의 결과였다. 복귀경로에서 살포하는 경우에도 요각이 상기범위를 넘지 않는 이유는 후진으로 살포하고 있음을 보여 주고 있다. 후진시 일반적으로 속도와 방향을 유지하기 어려운데 이는 무게중심이 동체앞쪽에 치우쳐있는 상태에서 테일 로터가 진행방향에서 방향을 유지하려 하기 때문이었다.

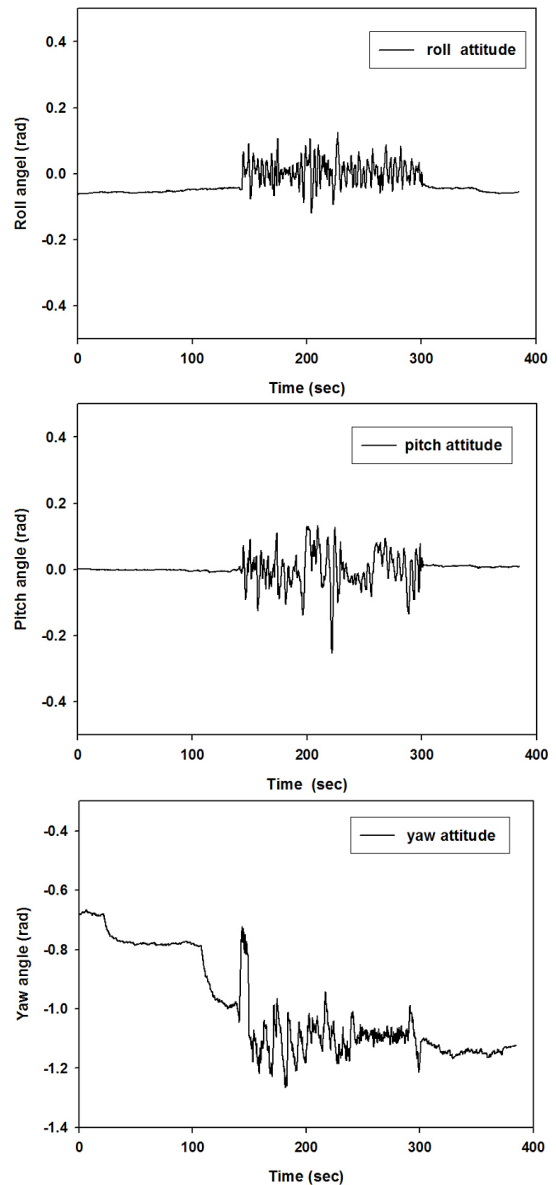


Figure 7. Determined Euler angles of roll, pitch and yaw using Kalman filtering.

나. 균평 헬리콥터 자세평가

저양테일부를 갖는 균평기체의 롤각을 평가하기 위하여 그림 8에 40초(180~220 sec) 동안의 수동 1차 비행의 자세데이터를 상세히 보였다. 1차 살포비행은 자세제어를 사용하지 않은 수동조종비행이며 전진 비행 후 우측 평행이동에 이어 후진으로 복귀하는 구간비행이었음을 다시 상기하면서 분석하였다.

균평기체의 살포비행자세는 롤각의 수평유지를 특징으로 하며, 수동이든 자동이든 관행적인 농업 헬리콥터에서는 기체를 수평으로 유지할 수 없다는 동역학적인 이유를 이미 밝힌바 있다(Koo et al., 2010b). 관행 농업헬리콥터의 자동 자세제어는 기체를 균평하게 유지하기 보다는 단지 균형*을 유지하는 목적

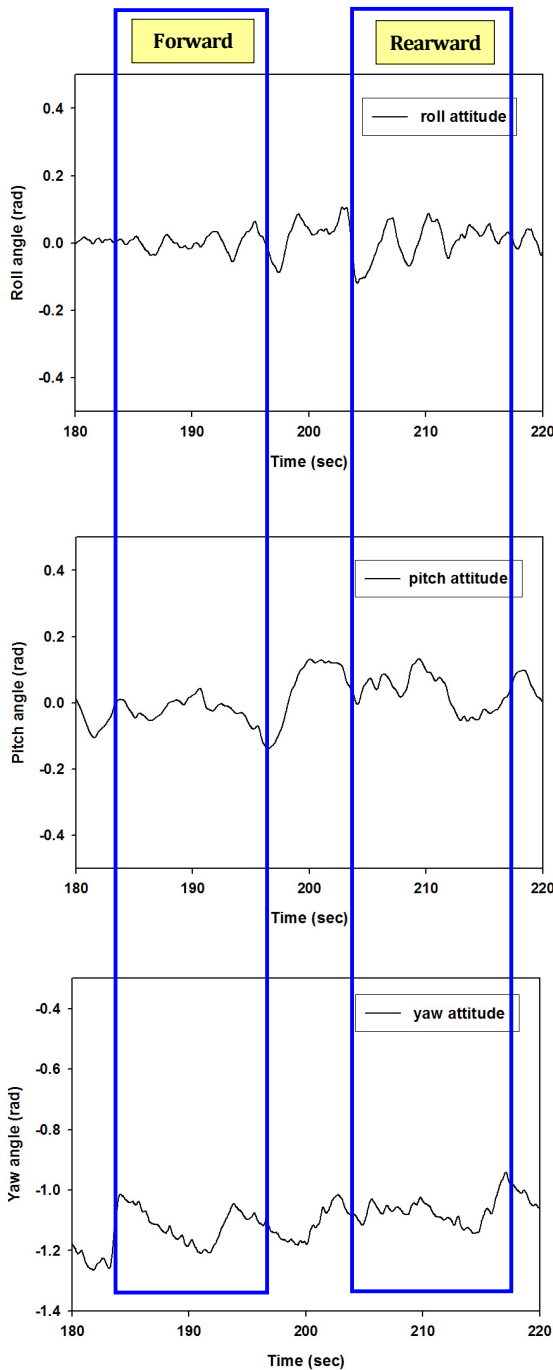


Figure 8. Attitudes of roll, pitch and yaw during the forward and rearward spray flights at the record time during the manual pilot period of Table 1.

으로 제어하며, 의도적으로 균형을 유지하려 한다면 왼쪽으로 편류하는 행태를 보이게 된다. 이와 같이 관행적 농용헬리콥터는 물리적이며 동역학적인 근원적 롤 모멘트를 갖고 있으며 거

* 균형(equilibrium)은 힘과 모멘트 평형을 이루게 되어 정지(hovering) 비행하거나 순항(cruising)하는 상태로서 자주 기울어진 자세를 보이며 지면에 대하여 좌우의 균형(roll-balanced)을 의미하지 않는다.

양 테일부를 통하여 비로소 균평(수평)을 유지 할 수 있게 되어 균일살포가 가능하게 되었다.

1차 수동 비행의 경우 숙련도가 높은 조종자에 의한 살포 경로를 볼 수 있다. 이와 같이 비행의 자세는 전적으로 조종자에 의존하게 되어 전진하며 살포한 후 헬리콥터를 정지하고 우측으로 이동시키고 후진시키는 과정에서 자세의 유지가 매우 어렵다는 것을 그림 8의 롤데이터에서 알 수 있으며 약 $\pm 0.11 \text{ rad}$ ($\pm 6.3^\circ$) 정도의 롤 및 피치각의 변동폭을 경험하였다. 그러나 그 롤각의 평균값은 0° 를 유지하고 있음에 주목하며 균평기체의 비행자세의 특징이라고 볼 수 있다.

피치각의 변화는 40 초 동안에 평균 0° 를 중심으로 같은 정도의 변동폭을 갖는 것으로 보이지만, 사실 전반 20 초 동안은 전진하고 있으므로 음의 피치각(nose down)을 갖게 되고 $-0.1 \sim 0 \text{ rad}$ 사이에서 변동하는 것을 알 수 있었다. 전진 살포를 마치고 다음 후진 살포를 시행 할때는 양의 피치각 즉 전단부가 상승(nose up)한 상태로 $0 \sim +0.1 \text{ rad}$ 사이에서 유지되었다. 따라서 피치는 롤 보다는 보다 안정된 $\pm 0.05 \text{ rad}$ 즉 $\pm 2.8^\circ$ 정도의 변동폭을 보였다.

자세각(ϕ, θ, ψ)들은 비교적 잘 유지하고 있는데 이는 실험에 참여한 조종자의 고도의 기능 때문이고, 그림 8의 상세 데이터에서도 좌우균평 행태(평균 롤각 0°)는 잘 유지됨을 알 수 있었다. 요각의 계단상 움직임은 수동적인 진행방향의 교정 조종의 결과를 보였다. -70° (NWW) 방향으로 진행하려는 헬리콥터를 -60° 방향으로 주기적으로 조종해야 하는 결과를 보였다.

롤 모멘트를 상쇄하기 위한 거양 테일부의 장착으로 자세를 균평하게 유지할 수 있게 되었고 균평기체와 살포장치를 통합하므로써 방제효과를 제고할 수 있으리라 생각된다. 이와 같이 향상된 살포 성능은 균평기체의 시장 경쟁력을 갖게 하며 이러한 경쟁력은 외국의 농용방제 헬리콥터와 경쟁력을 갖출 뿐 아니라 수출의 가능성을 열어주었다.

요약 및 결론

소형 무인 헬리콥터를 이용한 항공방제 기술은 효율적인 살포 기술의 새로운 패러다임으로 자리 잡고 있다. Koo et al.(2010b)는 균평기체의 거양 테일부의 롤 모멘트의 평형에 미치는 영향을 고찰하고 균평기체의 실용성을 검증하였다. 이어서 본 연구에서는 균평기체에 장착한 관성센서들을 이용하여 데이터를 측정하고 칼만필터를 적용함으로써 오일러 자세각을 추정(계산)하는 방법으로 균평기체의 비행자세, 특히 좌우 균평성능을 평가하였고 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 시작기 형태의 균평기체 농용헬리콥터를 이용하여 거리 50 m의 모의 정작지에서 관성센서의 기본 데이터를 측

정하였으며, 융합센서 자세측정 알고리즘을 적용하고 칼만필터를 적용하여 오일러 각을 추정하였다.

- (2) 균평기체의 자세평가는 수동 조종의 조건에서 평가되었으며 약 $\pm 6.3^\circ$ 정도의 롤 각의 변동폭을 보았으나 그 평균값은 0° 를 유지하였으므로 균평한 비행자세를 유지하였다고 평가할 수 있다.
- (3) 피치각의 변화는 전반 20 초 동안은 전진하고 있을 때 선단을 낮추는 음의 피치각(nose down)을 가져 $-0.1 \sim 0$ rad 사이에서 변동하였고, 이어 후진 살포에서는 양의 피치각 즉 전단부를 높이는 양의 피치각(nose up)으로 $0 \sim +0.1$ rad 사이에서 유지되었다.

이와 같이 균평기체 농용 헬리콥터의 향상된 균평 성능은 좌우 균등한 살포량 분포를 기대하며, 살포 분포의 좌우균일도 평가에 대한 연구를 제안하였다.

감사의 글

This research was supported by Kyungpook National Research Fund, 2012 and IPET.

References

Heo, O. C. 2009. Attitude estimation of the moving bodies using the MEMS sensors. MS Thesis. Suwon, Korea: Sungkyunkwan University, Department of Electrical and Computer Engineering. (In Korean)

Kim, B. S., Y. D. Kim, H. C. Bang, M. J. Tahk and S. K. Hong. 2004. Flight Dynamics and Control. Seoul, Korea: Kyungmoon Co. (In Korean)

Kim, T. 2011. Development of attitude heading reference system using fuzzy logic and kalman filter. MS Thesis.

Pusan, Korea: Pusan National University, Department of Electronic and Electrical Engineering. (In Korean)

Koo, Y. M., C. S. Lee, T. S. Seok, S. K. Shin, T. G. Kang, S. H. Kim and T. Y. Choi. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I), status and cost analysis. Biosystems Engineering. 31(2): 95-101. (In Korean)

Koo, Y. M., T. S. Seok and S. K. Shin. 2010a. SW05 rotor lift of an unmanned helicopter for precise ULV aerial application. Journal of Biosystems Engineering. 35(1): 31-36. (In Korean)

Koo, Y. M., Y. Bae T. S. Soek, S. K. Shin and H. J. Park. 2010b. Tail rotor design and thrust test for a roll-balanced agricultural unmanned helicopter. Journal of Biosystems Engineering. 35(5): 302-309. (In Korean)

Lee, K. T. and K. H. Lee. 2000. UAV-Current and Future. Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science. 28(6): 142-163. (In Korean)

Lee, J. H. and T. W. Jeong. 2004. Design and instrumentation aerial vehicles's navigation system using kalman filter. 2004. In: *Proceedings of Summer Meeting of Korean Society of Electric Engineers*, pp. 2218-2220: KSEE. (In Korean)

Park H. J., Y. M. Koo and H. B. Park. 2011. Determination of flight attitude using kalman filter for an agricultural unmanned helicopter. In: *Proceedings of 2nd International Conference on Instrumentation, Control and Automation*, pp. 169-174: IEEE-ICA.

Rojas, R. 2012 (accessed). The kalman filter. Available at robocup.mi.fu-berlin/bush/kalman.pdf.

Tenn, H. K., S. S. Jan and F. B. Hsiao. 2009. Pitch and roll attitude estimation of a small-scaled helicopter using single antenna GPS with gyroscopes. GPS solute, Springer :209-220.