

A Drift Control Performance of An Agricultural Unmanned Helicopter While Hovering

Young Mo Koo*

Bio-industrial Machinery Department, Kyungpook National University, Daegu 702-701, Korea

농용 무인 헬리콥터의 정지 비행시 편류제어 성능의 평가

구영모*

경북대학교 농업생명과학대학 생물산업기계공학과

Abstract

The precision aerial application of small farms, such as paddy, upland and orchard fields using agricultural unmanned helicopters became a new paradigm. The objective of this study was to evaluate the performance of a GPS module and algorithm, controlling drift of agricultural helicopter by the crosswind and maintaining the position for emergency landing. Purpose of the drift control, of which an algorithm works while hovering is related with the emergency sequence that coping with abnormal conditions of rotorcraft system. However, the inertial attitude control cannot detect a drifting motion of fuselage moving at the constant velocity, thus the crosswind takes the helicopter away from the landing position. Performance of the drift control module, based on the GPS that a hovering position did not deviate within 5m in diameter, were tested and evaluated. Initially, the reaction against a disturbing gust wind was sensitive, soon the helicopter maintained its locking position and azimuth within 5m in diameter. It was, however, difficult for the helicopter to recognize the swaying and nodding, the some deviation was expected due to the discrepancy characteristics of the GPS signal. The performance of the drift control proved the effectiveness of the module to maintain the position against an unintended drift during the emergency landing or hovering.

Keywords : Agricultural Unmanned Helicopter, Attitude Control, Drift Control Module, Emergency Sequence, Discrepancy of GPS Signal

서 론

농용 무인 헬리콥터는 벼농사는 물론 전작, 과수 등의 소규모 필지의 정밀방제에 이용되고 있으며, 선진농업국가에서는 이미 무인항공방제를 농업 전반에 이용하고 있어 유인 항공방제에 의한 살포 면적을 추월하고 있다. 현재 일본에서는 항공방제, 시비 및 파종작업에 이용되고 있으며, 항공촬영, 산불감시, 영화, 공중감시는 물론 군사용으로까지 적용범위를 넓혀가고 있다(Sato 2004; Sekiguchi 2004).

우리나라의 경우 산악 및 계곡이 많고, 농가와 가축 등이 혼재하므로 필지 규모가 작은 편이다. 많은 지역에서 소형 무인 헬리콥터를 이용하여 방제함으로써 소량살포와 하향풍에 의한 침투력으로 부착률을 높이고, 살포입자의 비산을 크게 줄일 수 있어 작업자의 농약중독 우려 감소와 환경보전적인 저투입(8~10 l/ha)으로 지속 가능한 농업을

지향할 수 있다(Koo et al. 2006).

작업 반경이 100~200 m 이내로 제한되는 농용헬리콥터는 로터부와 테일부의 작동은 서보모터에 의해 행해지며, 자이로 및 감시 센서들에 의해서 자세제어를 위하여 조종부가 판단할 때에, 제어부는 상태감시를 통하여서 비상제어 과정으로 돌입할 수 있다. 무인항공기의 제어시스템의 성능과 신뢰성이 무인항공기의 임무 수행능력을 좌우하므로 비행 또는 센서장비의 제어시스템이 중요하다. 이러한 헬리콥터의 비행제어시스템은 로터와 기체의 동특성(dynamics), 불안정성(unstability), 비선형성(nonlinearity), 시변성(time-variant) 등의 이유로 고정익 항공기에 비해 난제이다(Kim 2010).

관성항법은 자이로와 가속도계의 출력을 기초로 하여 수학적 계산과 추정이론으로 자세 및 위치를 결정하는 시스템으로 오차가 많으며 이를 수정하기 위하여 GPS를 추가

Received: May 24, 2013 / Revised: June 27, 2013 / Accept: June 30, 2013

*Corresponding Author: Young-Mo Koo, Tel. 82-53-950-5788, Fax. 82-53-950-6780, Email. ymkoo@knu.ac.kr

©2012 College of Agricultural and Life Science, Kyungpook National University

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, Provided the Original work is Properly cited.

한 통합시스템을 도입하여 누적되는 오차의 문제를 해결하고 있다. INS(inertial navigation system)는 IMU(inertial measurement unit)를 기준좌표계로 유지되는 짐벌로 구성 되어 있고 자이로가 기준점을 안정화 해주고 있다. 자이로나 가속도계와 같은 센서 보상 방법에 대한 문제와 초기정렬 등에서 생기는 오차의 문제를 주로 칼만필터 등을 통하여 해결하고 있다(Shim et al. 2000; Kim and Shim 2003). 비결합방식은 서로에게 영향을 주지 않는 독립된 INS와 GPS로서 구성하므로 각 시스템의 고장과 무관하게 동작할 수 있으나 강결합방식에서는 IMU의 계산치를 칼만필터에 제공할 때 GPS는 위치정보와 변화율의 정보가 루프 형태로 연결되어 있다. 중간방식으로 GPS가 독립적으로 항법해를 계산할 때 IMU의 오차를 수정하는 정도로 연결되어 있어 위성의 수가 적을 때는 수정이 불가능한 단점이 있다. 농용헬리콥터는 가시거리 내의 자세 및 기체의 편류를 제한하는 정도의 기능을 필요로 하므로 선택에 따라 가감할 수 있는 중간정도의 연결합의 방법이 필요할 것으로 판단된다(Park and Jin 1999).²⁾

MEMS(micro-electro mechanical systems) 기술을 이용한 관성센서들의 개발과 DSP(digital signal processor)와 같이 빠르고 효율적인 프로세서를 바탕으로 정확하고 소형의 저가 IMU가 가능하게 되었다. 따라서 앞으로 더욱 손쉽게 GPS를 통합한 AHRS(attitude heading reference system)시스템들이 쉽게 적용될 수 있다. DJI Innovations, weControl 및 Cloud Cap Tec. 등에서 UAV를 위한 비행제어시스템을 개발하여 판매하고 있으며 대학 및 연구기관에서 다양한 프로세서와 센서 등을 선택하여 비행조종 컴퓨터 시스템을 구성하고 있다. The University of Texas 와 KAIST 등에서는 범용 마이크로프로세서를 이용하여 시스템을 구성했고 Beijing University와 SJTU에서는 AVR이나 DSP와 같은 내장형 프로세서를 이용하여 탑재컴퓨터를 구성하

기도 하였다(Koo 2011).

무인 제어방식의 농용 방제헬리콥터는 살포작업이나 운용 중 안전성을 더욱 제고할 필요가 있다. 이는 비정형적인 환경과 비전문가들에게 노출되는 비행작업이 더욱 빈번해질 것으로 예상되기 때문이다. 이러한 안전성은 조종기의 간편성과 비상 상태의 상황을 쉬운 신호를 통하여 양방향 통신을 함으로써 미리 비상상태를 예상하는 한편 비상 상태에 돌입하게 되면 안전하게 정지비행(hovering)과 착륙 시퀀스로 유도하는 대책이 고려되어야 한다.

편류제어의 목적은 비상착륙과 연동되어 있는데, 비상조건에 도달하게 되면 호버링을 하면서 비상대처 알고리즘이 작동하게 된다. 이와 같이 비상상태에 대처할 시간을 벌어주고, 이후 비상착륙을 시도하게 된다. 그동안 문제점을 해결할 수 있겠지만, 만약 그렇지 못하다면 정지비행 동안 착륙 예상 자리의 안전을 도모해야 한다. 그러나 관성 제어기는 등속운동에서 기체의 움직임을 감지 못하게 되고 측풍에 의하여 비상지점으로부터 편류를 하게 되어 착륙예정지로부터 멀어지게 된다. 착륙자리가 경사지나 무논 등 비록 착륙하기에는 부적절하더라도 최초의 비상지점을 벗어나지 않게 하고 직경 15 m 정도의 영역에 대하여 구두경고 등 대책을 세우도록 하는 비상대책이다. 따라서 본 연구의 목적은 농용헬리콥터의 비상시퀀스에서 정지비행 중 측풍에 의해서 비상착륙자리를 이탈하지 않도록 위치를 유지하는 모듈과 알고리즘의 성능을 평가하는 데 있다.

재료 및 방법

본 연구에 사용된 GPS 수신기는 FGPM MOPA6B(Ascen Korea Inc., Seoul, Korea) 모듈로서 NMEA 프로토콜 형식의 위치 데이터를 10 Hz로 송출한다. 본 수신기는 16×16×4

Table 1. Specifications of the GPS receiver module used in the experiment.

Position Accuracy	Without aid : 3.0 m 2D-RMS
	< 3 m CEP (50%) without SA (horizontal)
	DGPS (RTCM, SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS)) : 2.5 m
Velocity Accuracy	Without aid : 0.1 m/s
	DGPS (RTCM, SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS)) : 0.05 m/s
Acceleration	Without aid : < 4 g
	DGPS (RTCM, SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS)) : < 4 g
Timing Accuracy	100 ns RMS
Sensitivity	Acquisition : -146 dBm (Cold Start)
	Reacquisition : -156 dBm
	Tracking : -158 dBm
Maximum Update Rate	10 Hz

mm 크기의 초소형 제품으로 무인헬기에 간편하게 장착할 수 있으며, 패치 안테나가 내장되어있고 제원은 Table 1에 보였다.

위치 정보 추출 알고리즘

GPS 수신 모듈은 NMEA-0183 프로토콜을 사용하여 각 데이터 형식이 문자열 '\$GP'로 시작되며, 이어지는 3개의 문자는 Table 2에서 보는 바와 같이 각 형식에 포함된 데이터의 내용을 나타낸다. 본 연구에서 사용한 모듈은 '\$GPGGA' 형식으로부터 '\$GPVTG' 형식까지의 데이터가 샘플링 주파수로 출력되었다.

여기서, (x, y)는 WGS84 위치좌표이고 GPS 모듈로부터 수신한 두 지점 사이의 거리와 방위각을 구하기 위하여 Equations (3)과 (4)를 사용하였다.

$$distance = \cos^{-1}(\sin Lat_1 \times \sin Lat_2 + \cos Lat_1 \times \cos Lat_2 \times \cos(Lon_1 - Lon_2)) \times 3437.7387 \times 1.850 \tag{3}$$

여기서, 1 rad = 3437.7387분, 1 nm (nautical mile) = 1분 = 1.850 km.

Table 2. GPS date format of NMEA-0183 protocol.

Option	Description
GGA	Time, position and fix type data
GSA	GPS receiver operating mode, active satellites used in the position solution, and DOP values
GSV	The number of GPS satellites in view satellite ID numbers, elevation, azimuth, and SNR values
RMC	Time, date, position, course and speed data. Recommended minimum navigation information
VTG	Course and speed information relative to the ground

GPS 수신기 데이터의 \$GPGGA와 \$GPRMC 레코드에 포함된 longitude(위도, dddmm.mmmmm), latitude(경도, dddmm.mmmmm), satellites used (위성 사용 수), speed of ground(지면 속도), course of ground(진행 방위각), date(날짜), UTC time(시간) 정보를 추출하여 수신기의 현재 위치를 계산하였다. UTC Time은 그리니치 천문대의 시간을 기준으로 하므로 이 값에 9 hr를 더하면 우리나라의 시간을 얻을 수 있다. 데이터에서 위도와 경도는 각각 DNS(60진법)형식으로 표현되며 우리나라의 경우에는 위도는 dddmm.mmmmmN, 경도는 dddmm.mmmmmE로 나타낸다. 따라서 GPS로부터 좌표 정보를 추출하기 위해서는 DNS (60진법) 형식을 WGS84 (10진법) 형식으로 변환하여 위도와 경도를 표시할 필요가 있으며, 이동 거리를 구하기 위해서는 도·분으로 표시된 경도와 위도를 길이단위로 환산 해야 한다. 수신된 위도와 경도 데이터는 각각 Equations (1) 과 (2)를 이용하여 WGS84 형식으로 변환할 수 있다.

$$Latitude : dddmm.mmmmm \rightarrow y = dd + \frac{mm.mmmmm}{60} \text{ (deg)} \tag{1}$$

$$Longitude : dddmm.mmmmm \rightarrow x = ddd + \frac{mm.mmmmm}{60} \text{ (deg)} \tag{2}$$

$$bearing = \cos^{-1} \left[\frac{\sin Lat_2 - \sin Lat_1 \times \cos (distance)}{\cos Lat_1 \times \sin (distance)} \right] \tag{4}$$

여기서, Lat = y×π/180 위도(rad), Lon= x×π/180 경도(rad), distance: 거리(km), bearing: 방위각(rad)이다.

위치 편차의 계산

GPS에 의한 위치결정의 오차 원인에는 위성에 탑재된 원자시계의 안정도, 위성궤도 예측치의 정확도, 전리층의 전파지연, 대류권의 전파지연, 수신장치의 잡음과 채널 수 등이 있다. 일반적으로 알려진 정확도는 1대의 수신기로 측정하는 절대 위치의 경우에 C/A(일반용, coarse acquisition, 1.575 GHz) 코드 사용 시는 100 m, P(군사암호, Precise code, 1.2276 GHz) 코드 사용 시는 10 m 정도이다. 반면에 2대 이상의 수신기로 측정하는 상대 위치의 경우에는 수십 m 이상의 거리에서 수십 cm 단위의 오차가 발생하므로 비교적 높은 정확도를 제공한다.

GPS를 이용한 무인 헬리콥터의 편류 상황 판정 가능성을 검토하기 위하여 수신 신호의 특성을 분석하였다. GPS 수신 모듈과 블루투스 통신 모듈을 이용한 좌표 정보 송신 장치를 제작하여 10 Hz의 샘플링 속도로 고정된 위치에서 27분간 데이터를 수집하였다. 인접한 두 개의 GPS 좌표를

Equation (5)에 대입하여 편차를 계산하여 도수분포로 나타내었다.

$$s = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2} \times 1850 \tag{5}$$

여기서 (x, y) : GPS 수신좌표(min), s: 인접한 데이터 사이의 편차(m) 이다.

GPS 신호를 이용한 무인헬기의 비행경로 추정 가능성을 판단하기 위하여 Figure 1과 같은 궤적으로 순천대학교 교내 주차장의 주차선을 따라 걸으며 GPS 좌표정보 송신장치를 이동시켰다.

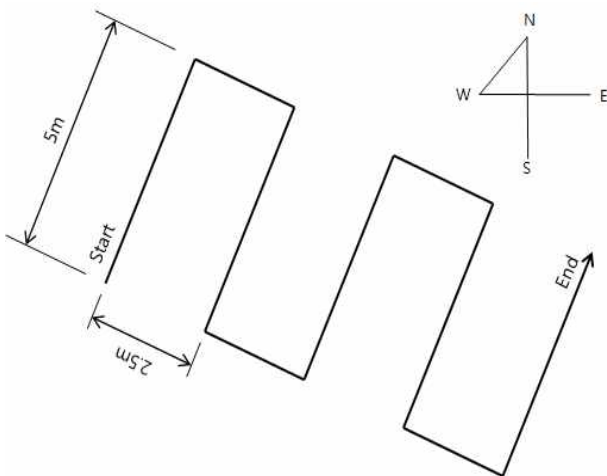


Figure 1. Experimental path for testing GPS receiver.

편류제어 알고리즘

편류제어의 목적은 비상착륙과 연동되어 있는데, GPS의 신호에 이상이 없다면 농용 헬리콥터는 비상지점에서 떠나지 않도록 하겠다는 생각이다. 그러나 등속운동의 경우 관성제어가 기체의 움직임을 감지 못하게 되고 순풍에 의하여 비상지점으로부터 편류를 하게 되므로 착륙예정지의 안전을 도모할 수 없게 된다. 착륙자리가 비상지점을 벗어나지 않고 직경 15 m 정도의 영역범위에 대하여 대책을 세우도록 하는 비상전략이다.

Figure 2는 편류제어 알고리즘을 나타낸 것으로서 비상신호가 발생하면 신호지점의 좌표를 고정(locking)하고 현재 위치좌표의 거리와의 편차가 5 m 이상이면 비상지점으로 이동하도록 스와시 서보를 제어하게 한다. 방위각의 제어는 2차적이며, 자세를 유지하며 1차적으로 수평이동을 통하여 비상신호가 발생한 좌표점을 향하여 이동하도록 위치제어를 하게 된다.

편류제어시험

상기한 GPS 모듈을 기초로 경북대학교에서 제작한 AGROHELI-4G 기체를(Koo et al. 2010) 사용하여 편류제어 시험을 하였다. 이는 기본적으로 GPS의 성능과 연관되어 있고 알고리즘 및 실효성을 고려하여 직경 5 m 이내의 범위를 벗어나지 않는지에 대한 기준으로 시험하였다.

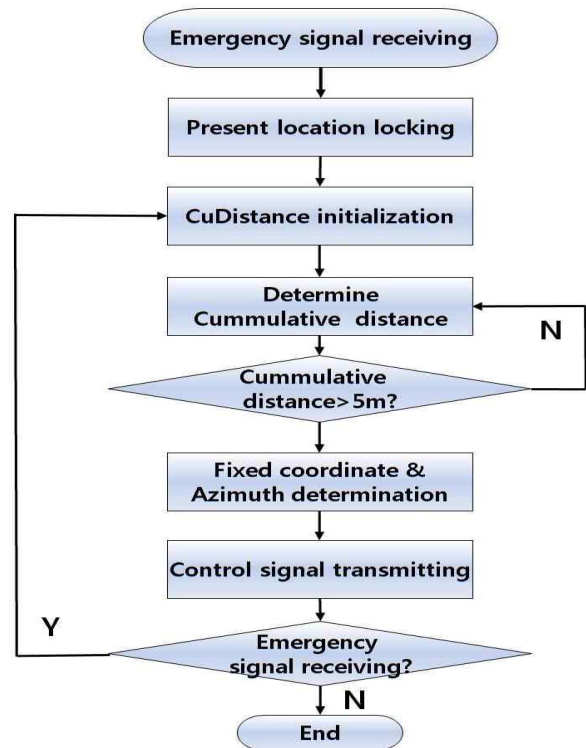


Figure 2. Drift control sequence during emergency hovering.

Figure 3에서 보는 바와 같이 경북대학교 교내 농장의 위도(latitude: 35.894900)와 경도(longitude: 128.613220)의 위치를 기준으로 3회 제자리 비행을 실시하였고 동시에 근처 기상타워로부터 풍향 및 풍속을 측정하였다(Figure 4). 일반적으로 4 m/s 이상의 풍속에서는 방제살포작업을 하지 않으므로 2~4 m/s 정도의 풍속의 시점을 기다려 적당한 교란 또는 섭동(perturbation)의 환경을 제공함으로써 기체의 편류에 대한 반응을 시험하였다. 따라서 바람의 방향과 속도는 이 시험의 주요 변수였으며 시험 중 주로 북북서(NNW)의 방향에서 1.5~4.0 m/s의 풍속이 측정되었다(Figure 4). 비행자세 상태는 비행자세측정 시스템(AHRS XP-3, DJI Innovations Inc., Shenzhen, China)을 이용하여 측정하였으며 롤각 및 피치각과 GPS 비행경로를 이용하여 편류정도를 평가하였다.



Figure 3. Hovering location (N35.894900 : E128.613220) for drift control and location of weather tower.

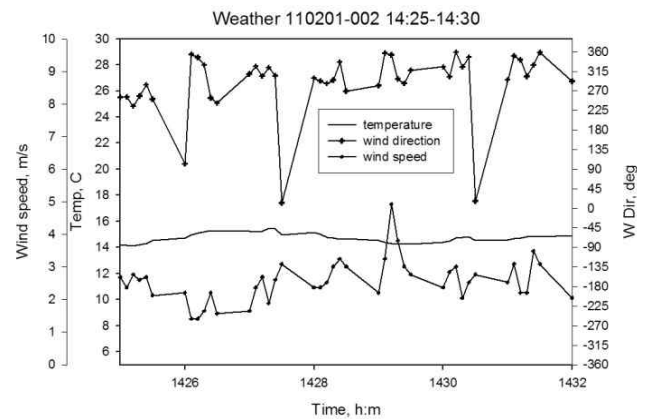


Figure 4. Wind speed and direction measured for the drift control test.

결과 및 고찰

GPS 위치 편차

GPS를 이용한 무인 헬리콥터의 편류 상황 판정 가능성을 검토하기 위하여, 수신 신호의 특성을 위치 편차의 분포로 Table 3에 나타내었다. 위치 편차의 85.9%는 5 cm 이내이었으며, 최대치는 40 cm 정도였으며, 편차의 평균은 1.6 cm이었다. 따라서 GPS신호는 편위가 매우 큰 반면, 인접한 두 데이터 사이의 편차는 상대적으로 작아서 무인헬기의 경로 추정에 활용할 수 있음을 알 수 있었다. 수신된 좌표의 중심점으로부터 가장 먼 거리에 있는 좌표를 기준으로 측정된 정밀도는 0.002304029분으로 계산되었으며, 이는 4.26 m에 해당된다.

GPS 신호를 이용한 무인헬기의 비행경로 추정 가능성을 판단하기 위하여 Figure 1과 같은 실제 경로로 GPS 좌표정보 송신장치를 이동시킨 결과의 궤적을 Figure 5에 보였다. 이는 수신된 좌표를 2차원 공간에 나타낸 것으로 GPS 신호의 편위 특성에 따라 본래(TRUE)의 이동 궤적을 복원하기

는 어렵지만, 개략적인 경로를 추정하는 것은 가능하다고 판단된다.

편류제어 결과

경북대학교 교내농장에서 행한 편류제어의 결과를 Figures 6-8에 보였다. Figure 6에 보인 제1 반복 시험의 반응결과는 초기 시작과정에서 북서쪽의 교란에 대하여 과민하게 반응했다. 이후 직경 5 m 범위에서 위치를 벗어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지하였다. 실용적 정도의 편류제어는 농용 살포작업 비행에서 5 m 직경 이내에서 충분하다고 판단된다. 호버링 자세는 평균 0 deg에서 편차는 ±0.05 rad(약 ±3 deg)정도를 보였다. 목도의 관찰에서는 좌우 또는 전후 흔들림을 인지하기 어려운 정도여서 편차는 GPS 센서의 편위 특성에 기인한 것으로 생각된다. 따라서 정밀도가 높은 센서를 사용할 필요가 있으나 이는 제어기의 가격이 상승할 가능성이 있다. 요각(방위각)은 평균 헤드방향 -6~ -7 deg (near N toward W)를 유지하면서 ±0.05 rad(±3°)의 편차를 유지하였다.

Table 3. Occurrence distribution of GPS signal discrepancy.

Discrepancy Class (cm)	Occurrence Frequency (no.)	Share (%)
0~5	13,975	85.9
5~10	0	0.0
10~15	1,838	11.3
15~20	13	0.1
20~25	431	2.6
25~30	10	0.1
30~35	0	0.0
35~40	0	0.0
40~45	1	0.0
Total	16,268	100

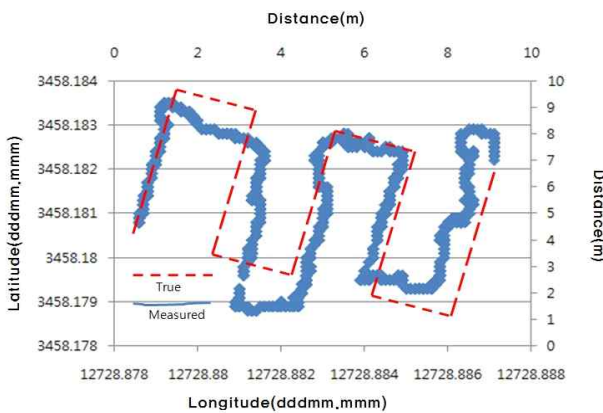


Figure 5. Trajectory along experimental path for testing GPS signal.

관용적인 농용 헬리콥터의 호버링은 우측으로 기울어진 상태에서 자세를 유지하기 때문에 롤 각의 평균값이 양의 값(우측으로 기울임)을 갖게 된다. 이를 트림상태라고 하는데 자세 제어기는 이러한 트림상태를 유지하려는 목표(가속도의 이동이 없는 상태)로 변수들을 유지하게 된다. 즉 롤 각의 균형상태(0)를 목표로 자세를 제어하지 않게 되므로 우측으로 기울어진 상태로 호버링을 유지하게 된다. 반면 Koo et al. (2010)이 개발한 균형기체는 운동역학적으로 균형 즉, 롤 각의 영(0)상태를 물리적으로 유지할 수 있도록 하므로 호버링 상태에서도 롤 각의 균형이 이루어질 수 있었다(Park and Koo 2012).

Figure 7에 보인 제2 반복 시험의 반응결과는 북서쪽의 2~3차례 교란에 대하여 과민하게 반응했다. 그러나 전체적으로 5 m 직경 내에서 위치를 벗어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지 하였다. 호버링 자세는 초기를 제외하면 평균 0 deg에서 역시 편차 ± 0.05 rad(약 $\pm 3^\circ$)에서 제어

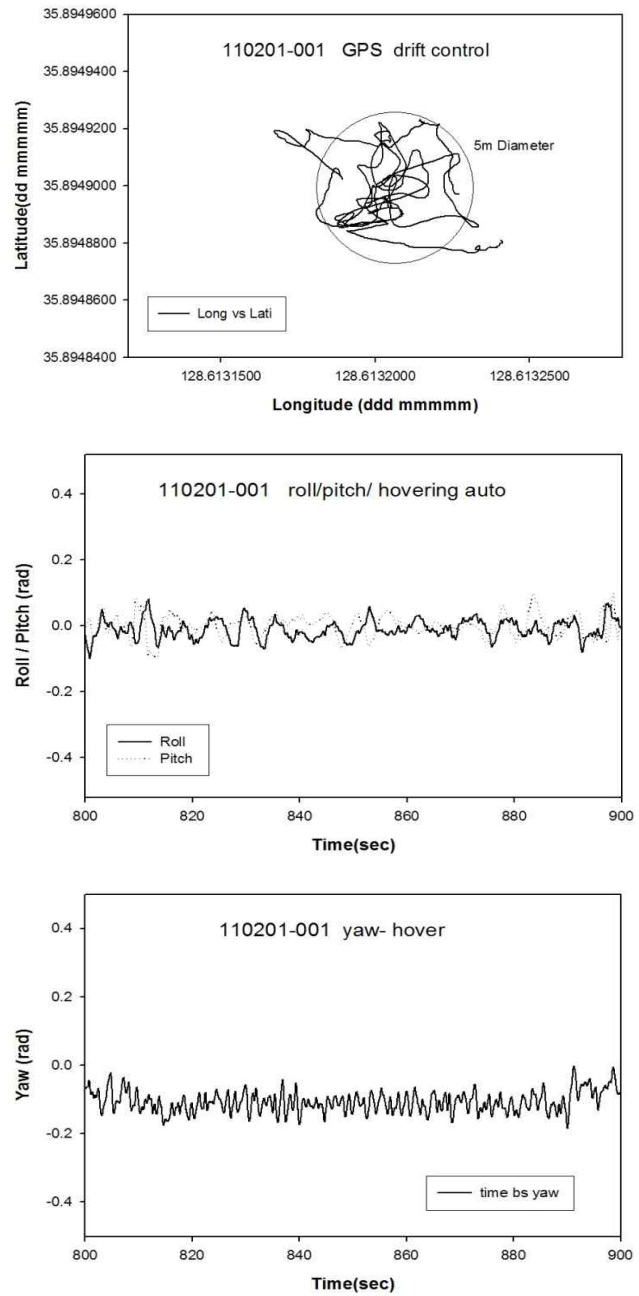


Figure 6. (a) Trajectory, (b) roll and pitch attitude and (c) yaw azimuth for the drift control test(Repeat 1).

되었다. 목도의 관찰에서는 좌우 또는 전후 흔들림을 인지하기 어려울 정도였고 요각은 초기에는 $-5\sim+15$ deg 에서 흔들렸으나 이후 점차 편차가 줄어들며 평균 헤드방향 $+3\sim5$ deg (near N toward E)를 유지하면서 편차 ± 0.03 rad (± 2 deg)을 유지하였다.

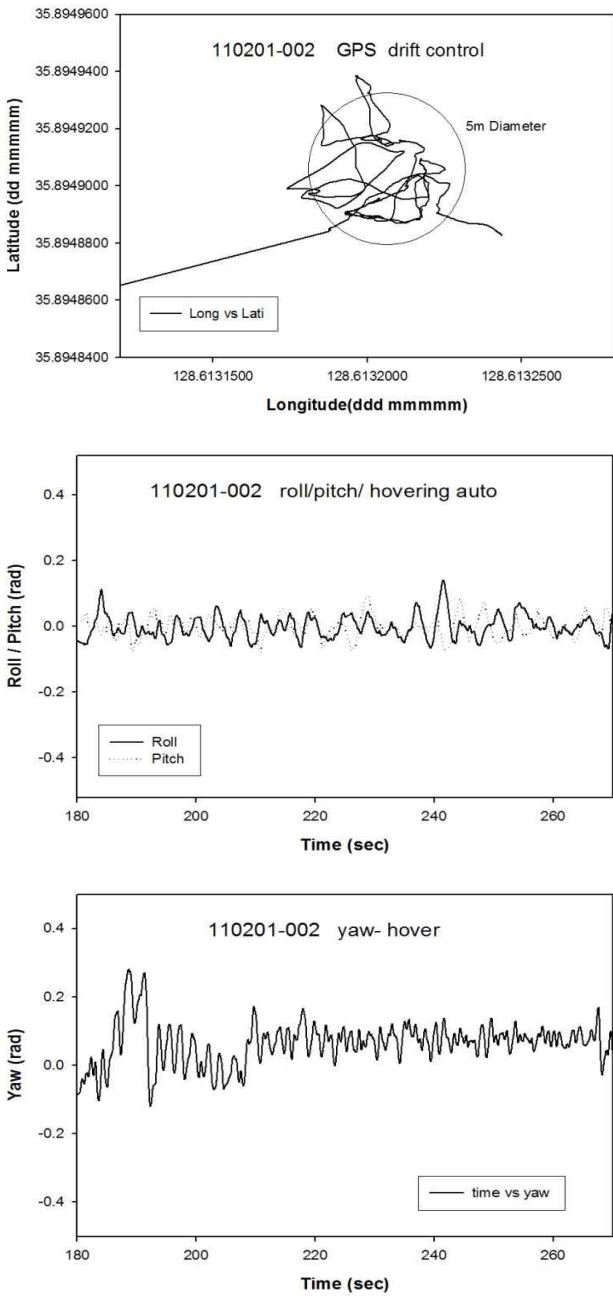


Figure 7. (a) Trajectory, (b) roll and pitch attitude and (c) yaw azimuth for the drift control test(Repeat 2).

Figure 8에 보인 제3 반복 시험의 반응결과는 남북방향의 두 차례 교란에 대하여 과민하게 반응했다. 그러나 전체적으로 5 m 직경 내에서 위치를 벗어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지하였다. 호버링 자세는 초기를 제외하면 평균 0 deg에서 역시 편차 ± 0.05 rad(약 ± 3 deg)에서 제어를 보였다. 요각은 초기에는 +5~10 deg에서 흔들렸으나 이후 점차

편차가 줄어들며 평균 헤드방향 +8~10 deg(NNE)를 유지하면서 편차 ± 0.03 rad(± 2 deg)을 유지하였다. 이와 같은 호버링 상태에서의 편류제어는 등속도 운동 등 관성운동에 의한 제어가 어려운 서행의 경우 명령에 의하지 않은 ‘흐름’을 제어하는 것이 목적이다. 살포작업 동안에 한동안 명령없이 호버링을 하는 경우가 거의 없을

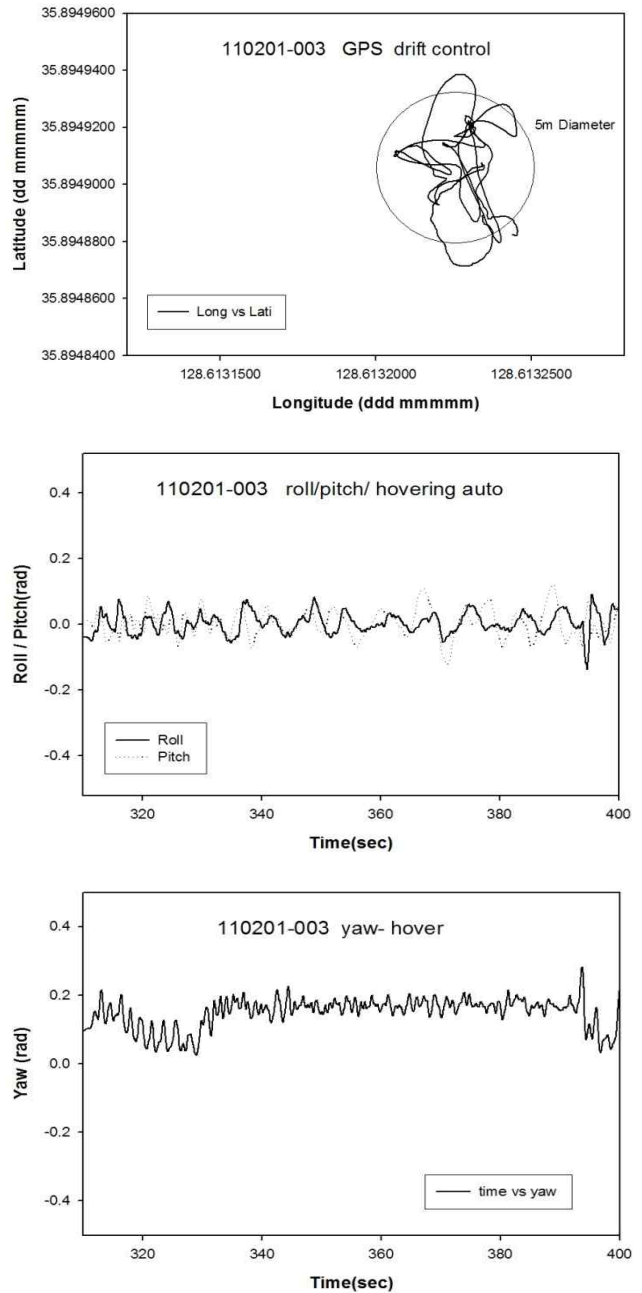


Figure 8. (a) Trajectory, (b) roll and pitch attitude and (c) yaw azimuth for the drift control test(Repeat 3).

것으로 예상하며 오직 비상 시의 경우 착륙이나 정지비행을 유지하려 할 때 의도하지 않는 편류를 제어하는데 사용될 수 있을 것으로 생각된다.

요 약

농용무인 헬리콥터는 벼농사는 물론 전작, 과수 등 소규모 필지의 정밀방제에 이용되고 있으며 농작업의 새로운 패러다임으로 자리 잡고 있다. 본 연구의 목적은 농용헬리콥터의 비상시퀀스에서 정지비행 중 측풍에 의해서 비상착륙자리를 이탈하지 않고 위치를 유지하는 편류제어 모듈과 알고리즘의 성능을 평가하는데 있다.

편류제어의 목적은 비상착륙과 연동되어 있는데, 비상조건에 도달하게 되면 호버링을 하면서 비상대처 알고리즘이 작동하게 된다. 그러나 관성 제어는 등속운동에서 기체의 움직임을 감지하지 못하게 되고 측풍에 의하여 비상지점으로 부터 편류를 하게 되어 착륙 목표지점으로 부터 멀어질 수 있다.

GPS 모듈을 기초로 개발한 편류제어모듈을 시험하였다. 알고리즘 및 실효성을 고려하여 5 m 직경 내에 위치를 벗어나지 않는지에 대한 기준을 적용하였다. 초기에는 2~4 m/s의 측풍 교란에 대하여 과민하게 반응하였지만 이후 5 m 직경 내에서 위치를 벗어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지 하였다. 목도의 관찰에서는 전후좌우 흔들림을 인지하기 어려운 정도이지만, 데이터에서 보인 편위는 GPS 수신기의 특성에 기인하는 것으로 판단한다. 이와 같은 편류제어는 비상착륙이나 호버링을 유지하려 할 때 의도하지 않는 편류를 제어하는데 사용될 수 있다.

주요 추가어: 농용무인헬리콥터, 자세제어, 편류제어기능, 비상대처과정, GPS 신호의 불일치성

Acknowledgements

This research was supported by a fund from the IPET, MAFRA, Korea.

인용문헌

- Kim M (2010) Design of autopilot controller and flight control computer for rotary-wing UAV. M.S. Thesis, Aero Info Eng Dept., Konkuk University, Seoul Korea.
- Kim JH, Shim DH (2003) A flight control system for aerial robots: algorithm and experiment. Con Eng Prac II : 1389-1400.
- Koo YM, Lee CS, Seok TS, Shin SK, Kang TG, Kim SH, Choi TY (2006) Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) -status and cost analysis-. J Biosys Eng. 31(2): 95-101.
- Koo YM, Bae Y, Soek TS, Shin SK, Park HJ (2010) Tail

rotor design and thrust test for a roll-balanced agricultural unmanned helicopter. J Biosys Eng. 35(5): 302-309.

Koo YM (2011) Development of a pilot friendly control system with a roll-balancing unmanned agricultural helicopter, Report for IPET, MAFRA, Korea.

Park CK, Jin Y(1999) INS/GPS integrated navigation system. ICASE Magazine 5(6):20-25.

Park HJ, Koo YM (2012) Evaluation of spray flight attitude for agricultural roll-balanced helicopter using kalman filter. J Biosys Eng. 37(6) : 342-351.

Sato A (2004) Autonomous control system of an unmanned helicopter. J Japanese Soc Ag Mach. 66(2): 17-20.

Sekiguchi Y (2004) The present situation of unmanned helicopter in agriculture. J Japanese Soc Ag Mach. 66(2): 8-12.

Shim DH, Kim HJ, Sastry S (2000) Control system design for rotorcraft-based unmanned aerial vehicle using time-domain system identification. Proc of 2000 IEEE. Int Conf Con & App, Anchorage, AK, USA : 808-813.