Virtual Instrumentation 플랫폼 기반 무인 자율 로터 항법시스템 개발 및 비행시험

Development and Flight Test of Unmanned Autonomous Rotor Navigation System Based on Virtual Instrumentation Platform

이 병 진*, 박 상 준, 이 승 준, 김 창 주, 이 영 재, 성 상 경

(Byoungjin Lee¹, Sangjun Park¹, Seungjun Lee¹, Changjoo Kim¹, Young Jae Lee¹, and Sangkyung Sung¹)

¹Konkuk University

Abstract: The objectives of this research are development of guidance, navigation and control system for RUAV on virtual instrumentation and real flight test. For this research, the system is divided to DAQ (data acquisition) section, actuator section and controller section. And the hardware and software on each sections are realized on LabVIEW base. Waypoint guidance and control of auto flight are realized using PID gain tuning and waypoint vector tracking guidance algorithm. For safe flight test, auto/manual switching module isolated from FCS (Flight Control System) is developed. By using the switch module, swift mode change was achieved during emergency flight case. Consequently, a meter level error of flight performance is achieved.

Keywords: RUAV, virtual instrumentation platform, vector tracking guidance, LabVIEW, emergency, FCS

I. 서론

조종사나 외부의 도움 없이 비행이 가능한 무인항공기는 예전부터 항공우주분야의 주된 관심사였다. 최근 미 육군에서 발표한 무인기 로드맵에 의하면 2035년까지 무인항공기가 거의 모든 공격임무와 무장정찰, 재보급임무에 활용될 것으로 예측하고 있을 정도로 무인 항공기의 개발 및 활용은 앞으로도 무궁무진 하다 할 수 있다[1-3,8-10]. 국토의 대부분이 평지보다는 산맥이 많고 남, 서해안에 많은 섬이 분포한 우리나라는 차량, 도보로는 접근이 어려운 지역이 많이 남아있다. 이러한 지역의 환경감시, 지형, 지질 관찰뿐만 아니라 조난 사고 발생 시 실종자 탐색 등에 무인 항공기를 활용할 수 있으며 하천의 오염 관제 등 지방 행정서부터 파종, 농약 살포 등 농업 분야에 까지 다양한 분야에서 무인 항공기가 요구될 것으로 예상된다. 이러한 임무를 위해서는 수많은 무인기가 동시에 좁은 지역에서 장기 체공이 가능해야 하며 이를 위한 항공기 외 시스템인 관제, 정비 또한 용이해야 한다. 따라서 언제든지 자동으로 뜨고 내릴 수 있으면서 호버링이 가능한 회전익 항공기가 앞에서 소개한 임무를 수행하는데 적절하다 할 수 있다.

본 논문에서는 이러한 VTOL (Vertical Take Off and Landing)형 항공기의 고유 임무를 고려하여 Hovering 및 m

급의 위치 오차 성능을 갖는 회전익 무인기에 적용 가능한 가상계측 플랫폼 기반의 항법 및 제어 시스템 기술과 이를 활용한 무인 회전익기 테스트 베드 개발에 관한 내용을 다룬다. 특히 최근까지 가상계측(virtual instrumentation) 플랫폼은 이동성을 고려하지 않은 시스템에 대해 컴퓨터 연동 계측, 데이터 수집, 분석 및 시험 등의 분야에 주로 적용되어 왔으며 실시간 무인비행체에 적용은 그 사례를 거의 찾아 볼 수 없다. 예를 들어 무인비행체 개발에서 Labview를 이용한 코딩은 GCS (Ground Control System) 등에서의 정보 시험 등에서만 주로 활용되어 왔다. 반면 현재까지의 제한된 활용에 비해 직관적인 알고리즘 구현, GUI (Graphic User Interface) 기반 프로그래밍, 실시간 데이터 점검 및 다양한 개발자 라이브러리 활용 등 다수의 장점은 무인비행체 분야에서의 가상계측 기반 하드웨어 및 프로그래밍 기술의 활용 가능성을 매우 촉진할 것으로 예상된다.

본 논문에서는 이러한 가상계측 기반 프로그래밍과 이를 지원하는 전용 하드웨어를 활용하여 회전익 무인기의 항법 및 제어 시스템 구현 가능성을 탐색하고자 한다. 이를 위해 무인기 FCS (Flight Control System)의 주 컴퓨터는 National Instrument 사의 임베디드 컴퓨터인 sb-RIO를 채택하였다. sb-RIO는 LabVIEW 기반의 임베디드 시스템으로 가상계측 플랫폼 기반의 항법시스템 구현이 가능하여 실시간 디버깅 및 코드 업데이트가 용이하고 개발 시간을 크게 줄일 수 있다. 최종적으로 구현된 가상계측 기반 FCS 및 하드웨어를 실제 소형 무인 회전익기에 탑재하여 자세, 속도 및 위치 제어를 수행하였으며 경로점 계획과 간단한 유도 알고리즘을 적용하여 자동 비행을 구현함으로써 그 성능을 검증하였다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2011. 1. 7., 수정: 2011. 4. 6., 채택확정: 2011. 6. 14.

이병진, 박상준, 이승준, 김창주, 이영재, 성상경: 건국대학교 항공우주정보시스템

(schumir_@hotmail.com/letter82@gmail.com/hopengman@nate.com/cjki m@konkuk.ac.kr/yjlee@konkuk.ac.kr/sksung@konkuk.ac.kr)

※ 본 연구는 교육과학기술부 재원으로 한국연구재단(NRF)의 신진 연구자 연구지원사업(2010-0006800)과 해외우수연구기관유치사업 연구임(K20902001617)의 지원에 의한 연구결과임을 밝힙니다.

II. Hardware의 기능 및 구성

일반적인 RC 항공기는 무선 조종기의 조종 신호를 RC 수신기가 받고 이를 PWM 신호로 변환하여 모터를 제어하는 방식으로 조종이 이루어진다. 본 논문에서는 무인 자동 항법을 위해 RC 수신기의 PWM 신호를 FCS (Flight Control System)가 출력하는 PWM 신호로 대체하고 이를 서보 모터로 출력하여 항공기를 제어하였다. 또한 이러한 과정들을 실시간으로 관리, 수정하기 위해 FCS에 포함된 무선랜 AP (Access Point)를 이용하여 FCS와 GCS의 통신을 구축하였다. 이를 위한 FCS의 구성은 기능적으로 크게 세 부분으로 나눌 수 있다. 조종면을 움직이는 모터에 신호를 생성하는 구동신호생성부와 각 센서의 값을 수집하는 DAQ 부분, 그리고 센서값을 제어기에 입력하고 그 출력값을 생성하는 제어부분으로 구분된다. 이 세 부분은 하드웨어적으로 명확하게 구분되지 않으나 실제 무인항공기를 구성하는데 있어서 기술적으로 구현해야 하는 기본적인 단위가 된다. 본 연구에서 최종적으로 구성된 무인항공기 자동비행시스템의 구성은 그림 1과 같다[9].

1. Flight Control Computer (FCC)

항공기에 탑재되는 FCC는 작고 가벼우며 전력 소모가 작아야 한다는 제약이 따른다[4,10]. 본 논문에서는 회전익 항공기의 온보드 FCC 구현을 위해 NI (National Instrument) 사의 sbRIO-9612로 선택하였다.

sbRIO-9612는 267g의 비교적 작은 무게로 별도의 냉각 시스템 없이 바로 사용이 가능한 임베디드 시스템이다[5]. 또한 자체적으로 디지털 입/출력 단자와 아날로그 입력 단자를 가지고 있다. 그리고 256MB의 플래시 메모리를 내장하여 비행 데이터를 추가 장비 없이 저장할 수 있다. 그리고 2M gate의 FPGA를 내장하고 있어 단순 정수 연산 및 Interrupt를 매우 빠르게 처리할 수 있다. 또한 이 모든 기능을 LabVIEW를 이용해 쉽게 프로그래밍 할 수 있다는 장점을 가지고 있다. sbRIO의 사양은 다음과 같다.

sbRIO-9612에는 400MHz의 비교적 낮은 속도의 주 프로세서를 사용하지만 2M gate FPGA를 내장하고 있다. 이 FPGA는 주 프로세서에서 구동되는 RTOS에 가해지는 Interrupt를 직접 설계할 수 있다. 이를 활용하여 RS232 통신 Packet을 FPGA에서 직접 정리, 처리하여 1개의 Packet당 1개의 Interrupt로 RTOS에 전송할 수 있게 하였다.

그림 1. FCS 전체 구성.

Fig. 1. Overall configuration of FCS.

표 1. sbRIO 사양.

Table 1. Specification of sbRIO.

CPU	400MHz
RAM	128 MB
Memory	256 MB Flash Memory
기타 사항	2M gate FPGA
무게	10/100M 이더넷 포트

그림 2. National Instrument사의 sbRIO-9612.

Fig. 2. sbRIO-9612 manufactured by National Instrument.

그림 3. RTOS와 FPGA의 기능 분리.

Fig. 3. Functional separation between RTOS and FPGA.

이는 Packet의 Byte가 클수록 유리하며 76byte의 Packet을 100Hz로 출력하는 GA3390H의 경우에도 주 프로세서에 큰 부담을 주지 않고 data 수신이 가능하게 되었다. 더불어 단순 반복의 정수연산도 FPGA가 담당하여 RTOS는 좌표변환, 제어기 구현 등 핵심 알고리즘에 연산을 집중할 수 있게 하였다.

2. Sensor

회전익 항공기의 자세 및 위치 제어를 수행하기 위한 3축 관성측정장치(inertial measurement unit)는 마이크로인피니티사의 MI-GA3390H를 사용하였다.

GA3390H는 GPS/IMU 통합 모듈로 100Hz의 높은 데이터 갱신 주기를 제공하여 기체 기동에 대해 정밀 분석이 가능하고 진동 환경에서도 기타 저가센서에 비해 안정된 성능을 보여준다. 또한 GPS 모듈을 포함하여 위치정보도 출력하므로 저사양 무인항공기 자동제어에 필수 기능을 모두

제공할 수 있다. 한편, 회전익 항공기는 호버링 중 혹은 저 고도 수행 임무 등이 많으므로 상대적으로 높은 위치 정밀도가 요구된다. GA3390H의 탑재 GPS는 저급 수신기와 안테나로 인해 위치 오차가 크므로 NovAtel사의 OEMV-1G를 따로 장착하였다. OEMV-1G는 SBAS 기능 구현으로 서브 m급의 위치 오차 성능 구현이 가능하다.

그림 4. 마이크로인피니티 사의 GA3390H.

Fig. 4. GA3390H from MicroInfinity.

그림 5. NovAtel 사의 OEMV-1G.

Fig. 5. OEMV-1G from NovAtel.

그림 6. Honeywell 사의 HPA200RTTA-AG.

Fig. 6. HPA200RTTA-AG from Honeywell.

그림 7. Autronics사의 BJN50-NDT.

Fig. 7. BJN50-NDT from Autronics.

GPS에서 제공하는 고도 정보는 위성신호 수신환경에 따라 오차가 수십 m에 달할 수 있으므로 회전익 항공기의 호버링 또는 자동 이착륙에 적용이 불가능하다. 특히 임무 비행이나 회피기동과 같은 경우 부정확한 고도값이 비행 성능에 영향을 주므로 이를 해결하기 위하여 Honeywell 사의 압력 센서인 HPA200RTTA-AG를 사용하였다. 이 센서의 압력값을 고도로 환산할 경우 고도 분해능은 약 80cm이다.

회전익 항공기의 주 Rotor RPM 값은 고도제어에 사용될 수 있으며 회전익기 공력, 구조, 진동 해석 등에도 활용될 수 있다. RPM 센서로는 Autronics 사의 BJN50-NDT를 사용하였다. 이 센서는 사물의 명암 변화를 판별하여 Pulse를 출력한다. 주 Rotor축에 1:1 비율로 흰색과 검은색 페인트를 칠하여 1회전에 1개의 펄스가 발생하도록 하였다. 이 센서로 최대 30000RPM의 주 rotor 회전수를 측정할 수 있다.

그 외에 회전익 전동기의 특성에 따라 배터리의 전압을 측정할 수 있도록 아날로그 입력을 이용하였다.

3. 자동/수동 전환 모듈

무인항공기의 자동제어 알고리즘은 그 구성이 시뮬레이션을 통해 검증이 되었다 하더라도 실제 기체에 적용함에 있어 예기치 못한 문제가 발생할 수 있다. 따라서 이러한 문제가 발생되더라도 기체를 회수하고 문제점을 파악할 수 있도록 조종사와 제어기의 기체 제어권 전환이 원활하게 이루어져야 한다.

그림 8은 이러한 전환 회로를 나타낸다. 74LS00의 NAND Gate를 이용하여 제어기에서 출력되는 자동 신호와 조종사의 수동 신호를 전환 신호에 따라 선택하여 모터에 전달할 수 있다.

그림 8의 논리 회로를 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\text{모터 신호} = \overline{(S \cdot A)} \cdot \overline{((S \cdot S) \cdot M)} \quad (1)$$

위 식에서 S는 전환 신호, A는 자동 신호, M은 수동 신호이다. 이 식에서 S가 1 일 때 모터 신호는 자동 신호가 되고 반대로 S가 0이 되면 모터 신호는 수동 신호가 된다. 여기서 S를 정확하게 생성하면 A와 M은 서로 간섭 없이 전환되게 된다.

S는 그 정확성을 확보하기 위해 FCS와 별도로 설계된 회로의 ATmega128에서 생성된다. ATmega128은 조종사의 수동/자동 전환 PWM 신호를 측정하고 S를 생성한다. 만약 수동/자동 전환 신호가 전파 환경에 의해 수신되지 않을

그림 8. 수동/자동 전환 예시.

Fig. 8. Switching module between Auto/Manual mode.

경우 ATmega128이 이를 파악하고 상황에 따른 대처도 가능하도록 설계하였다.

III. 가상계측기반 알고리즘의 구성

1. Position Hold 로직

회전의 항공기의 주요 특징이면서 가장 큰 장점은 자세 및 위치제어에 따른 호버링 상태의 유지기능이다. 이는 반대로 호버링이 되지 않는다면 목표점 이동 등의 제어기 구성도 불가능함을 의미한다. 즉 호버링은 회전의 항공기의 제어기 설계에 있어서 가장 기본적인 요구 사항이다.

표 2는 RUAV 개발을 위해 마련한 각 모드별 제어 Logic 표이다. 이 표는 RUAV 개발 초기 비행 시뮬레이터를 통한 제어기 성능 검증용 바탕으로 제작되었으며 자세 각 제어, 속도 제어, 위치 제어 등을 정지/명령 별로 구현하여 다양한 비행 시나리오에 따른 모드에 적용할 수 있도록 로직을 제공한다. 초기 개발 단계에서는 각 채널별로 단계 0부터 시작하여 단계를 높여가며 제어 로직 구성을 완성하였다.

호버링을 위해서는 회전의 항공기의 자세, 속도, 위치를

제어해야 한다. 자세 제어는 자세값과 그 각속도를 사용하였다. 여기서 자세값과 각속도값은 GA3390H에서 제공해주므로 별도의 미적분기 없이 사용이 가능하다. 이 값들을 사용해 PD 제어를 구성하였고 각속도는 진동으로 인한 고주파의 잡음을 제거하기 위해 기계적 방진과 4차 Butterworth Filter를 모두 구현하였다[6].

표 2를 보면 Roll, Pitch 채널의 최상위 단계에서는 위치의 I 제어, 속도의 P 제어만 소개하고 있다. 하지만 이는 시뮬레이션 기반으로 설계된 제어기이기 때문에 실제 실험에서 이러한 제어는 호버링 구현에 한계가 발견된다. 따라서 실험 데이터를 토대로 제어를 수정하여 속도, 위치에 따른 PI 제어를 설계하였다. 여기서 속도의 적분은 위치가 되기 때문에 이론적으로는 속도의 P 제어, 위치의 PI 제어 구성으로 제어가 가능해야 한다. 하지만 GPS의 위치 정보만으로는 바람에 의한 순간적인 기체의 변위를 알아내기 어렵다. 따라서 IMU의 속도값을 적분한 값을 제어 출력으로 사용하여 호버링시 안정성을 확보하였으며 동시에 속도에 대한 보다 안정적인 제어가 가능하게 되었다.

그림 9는 호버링을 위한 알고리즘의 흐름을 나타낸다.

표 2. 각 모드별 제어 알고리즘.

Table 2. Control Algorithm for each mode and channel.

채널	단계	제어 알고리즘	모드
고도 (heave) 채널	H-0	$\delta_0 = (\delta_0)_{STICK}$	수동
	H-1	$\delta_0 = -k_w \Delta w_c$	상승 속도 입력
	H-2	$\delta_0 = -k_w w - k_{w,I} \int \Delta w_c dt$	고도값 입력
	H-3	$\delta_0 = -k_w w - k_h \Delta h_c - k_{h,I} \int \Delta h_c dt$	고도 고정
종방향 (pitch) 채널	P-0	$\delta_{1S} = (\delta_{1S})_{STICK}$	수동
	P-1	$\delta_{1S} = -k_q q - k_\theta \Delta \theta_c + (\delta_{1S})_{STICK}$	pitch SAS
	P-2	$\delta_{1S} = -k_q q - k_\theta \Delta \theta_c$	pitch 자세값 입력
	P-3	$\delta_{1S} = -k_q q - k_\theta \Delta \theta_c - k_{\theta,I} \int \Delta \theta_c dt$	pitch 자세값 고정
	P-4	$\delta_{1S} = -k_q q - k_\theta \Delta \theta_c - k_u \Delta u_c$	종방향 속도 입력
	P-5	$\delta_{1S} = -k_q q - k_\theta \Delta \theta_c - k_u \Delta u_c - k_{u,I} \int \Delta u_c dt$	종방향 속도 고정
	P-6	$\delta_{1S} = -k_q q - k_\theta \Delta \theta_c - k_u \Delta u_c - k_{x,I} \int \Delta x_c dt$	x 축 위치 고정
횡방향 (roll) 채널	R-0	$\delta_{1C} = (\delta_{1C})_{STICK}$	수동
	R-1	$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c + (\delta_{1C})_{STICK}$	Roll SAS
	R-2	$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c$	Roll 자세값 입력
	R-3	$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c - k_{\phi,I} \int \Delta \phi_c dt$	Roll 자세값 고정
	R-4	$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c - k_v \Delta v_c$	횡방향 속도 입력
	R-5	$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c - k_v \Delta v_c - k_{v,I} \int \Delta v_c dt$	횡방향 속도 고정
	R-6	$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c - k_v \Delta v_c - k_{y,I} \int \Delta y_c dt$	y 축 위치 고정
Directional (yaw) 채널	D-0	$\delta_\psi = (\delta_\psi)_{STICK}$	수동
	D-1	$\delta_\psi = -k_r \Delta r_c$	yaw 각속도 명령
	D-2	$\delta_\psi = -k_r r - k_{r,I} \int r dt$	pseudo-direction 고정
	D-3	$\delta_\psi = -k_r r - k_\psi \Delta \psi_c - k_{\psi,I} \int \Delta \psi_c dt$	direction 고정

그림 9. Position hold 의 구성.

Fig. 9. Control logic of position hold.

$$\delta_{1S} = -k_q q - k_\theta \Delta \theta_c - k_u \Delta u_c - k_{u,I} \int \Delta u_c dt - k_x \Delta x_c - k_{x,I} \int \Delta x_c dt \quad (2)$$

$$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c - k_v \Delta v_c - k_{v,I} \int \Delta v_c dt - k_y \Delta y_c - k_{y,I} \int \Delta y_c dt \quad (3)$$

p, q : 롤, 피치 방향 각속도

ϕ, θ : 롤, 피치

u, v : 동체 좌표 x, y 축 방향 속도

x : 동체의 앞쪽 방향, y : 동체의 오른쪽 방향

식 (2), (3)은 그림 9를 수식화 한 것이며 각각 회전익 항공기의 동체 좌표계 기준 x 방향과 y 방향, 롤과 피치의 제어식을 나타낸다. 여기서 δ_{1S} 와 δ_{1C} 는 각각 피치와 롤 채널의 제어값으로 이 값을 FPGA의 구동 신호 생성부로 전달하여 모터를 움직일 PWM 신호를 생성한다.

2. Yaw Control 로직

회전익 항공기의 Yaw는 다른 자세각에 비해 안정성이 높은 항이다. Roll 이나 Pitch는 제어 없이 5초 이상 자세를 유지할 수 없는 것에 비해 Yaw는 각도 발산이 천천히 이루어지는 특징이 있다. 이러한 특징을 고려해 볼 때 Yaw는 자체 Damping이 다른 항에 비해 크다고 볼 수 있다. 따라서 PD 제어기만으로는 Yaw 움직임을 따라가기 힘들며 정상상태 오차도 관찰되므로 Yaw 제어는 PID 제어를 사용하였다. 식 (4)는 Yaw의 제어식을 나타낸다.

$$\delta_\psi = -k_r r - k_\psi \Delta \psi_c - k_{\psi,I} \int \Delta \psi_c dt \quad (4)$$

r : Yaw 방향 각속도, ψ : Yaw

3. 경로 유도 로직

Yaw 값은 GA3390H의 출력값을 사용하고 d 는 직선과 점의 거리 관계식을 이용하여 구한다. 여기서 r 은 항공기가 바라보는 방향각을 기준으로 경로와 수직하게 이어진 직선과 이루어지는 각도이다. 각도 r 은 기하학적인 방법으로 얻어질 수 있으며 그 식은 다음과 같다.

$$r = \frac{\pi}{2} + \alpha - \Psi \quad (\beta - \alpha < 0)$$

$$r = -\frac{\pi}{2} + \alpha - \Psi \quad (\beta - \alpha > 0) \quad (5)$$

Ψ : 항공기 Yaw

d : 항공기와 경로 사이의 거리

그림 10. 경로 제어의 기하학적 표현.

Fig. 10. Geometric representation of guidance control.

여기서 얻게 되는 r 과 d 은 회전익 항공기가 향해야 하는 거리와 방향을 알려준다. 시스템이 선형이라 가정한다면 이 상태에서 경로에 수평하게 속도를 제어하여 경로에 수렴하는 경로점 이동을 할 수 있다.

4. LabVIEW기반 알고리즘 구현

본 논문의 서론에서 기술한 바와 같이 National Instrument사의 개발 언어인 Labview와 이를 지원하는 하드웨어를 활용한 가상계측 플랫폼 기반의 항법 및 제어 알고리즘 구현은 여러 측면에서 기술적 특징을 갖는다. 먼저 LabVIEW는 C언어에 비해 알고리즘 흐름을 확인하기가 쉬운 장점이 있다. 또한 C언어 기반의 개발 환경은 개발 초기에 통신, 신호 입/출력 등의 하드웨어 확장을 위한 개발 시간이 많이 소요되는 반면 LabVIEW 기반 개발 환경에서는 위의 요소를 하나의 'Block' 형태로 제공받을 수 있는 장점이 있다. 이 Block을 활용하면 초보자도 쉽게 통신 및 신호 I/O를 사용할 수 있을 뿐만 아니라 FPGA, 외부 Memory 저장 등 다루기 까다로운 하드웨어 사용에도 개발 시간을 크게 단축할 수 있다.

그 외에도 LabVIEW에서는 알고리즘 중간에 사용되는 변수값들을 별도의 작업 없이 실시간으로 관찰이 가능한 'data probe'를 지원한다. 이는 항공기 비행 실험처럼 변수가 많은 환경에서도 알고리즘의 문제점을 빠르게 파악하는데 활용될 수 있다. 또한 다양한 데이터 처리 필터, 제어 및 수학 연산 알고리즘을 제공하는 광범위한 라이브러리를 제공하며 UDP/TCP 등 Layer 5 protocol 등을 활용한 고속 광대역 통신이 가능하다. 본 개발에서도 이더넷 포트를 통해 WiFi 링크를 구축하고 GCS와 데이터 통신을 수행하여 항법 정보를 송수신하였다.

FCC 내부의 RTOS와 FPFA 파트는 각각 상위 제어, 변환, 유도 알고리즘과 하위 데이터 취득, 처리, PWM 생성등의 분리된 역할을 수행한다. 그림 11, 13은 실제 LabVIEW로 개발된 회전익 항공기의 자율 비행 알고리즘이다. 그림 11은 sbRIO-9612의 RTOS에서 구동되는 부분으로 FPGA에서 건너온 센서 데이터의 형변환, LLH 좌표의 ENU 변환 등의 소수점 기반 연산을 담당한다. 또한 RTOS에서 제어기

와 제어기에 필요한 Reference 값을 생성하는 경로 설정기가 동작한다. 그림 12는 제어기와 경로 설정기의 관계를 나타낸다. 경로 설정기는 미리 설정된 경로값으로 기체가 이동해야 할 경로를 설정한다. 그리고 일정 조건이 갖춰지면 다음 경로점으로의 이동 경로를 계산하고 제어 기준값을 산출한다. 제어기에서는 경로 설정기에서 전달받은 제어 기준값으로 제어 출력을 생성한다. 이때 전달 받는 제어 기준값은 이동좌표, 고도, 속도, Rotor RPM 등이 있다. RTOS내의 제어기 블록은 이들 입력값과 각 제어 모드별 이득을 이용하여 실제 기체의 자세, 속도, 위치 등의 상태를 유지하는 디지털 신호를 FPGA에 전달한다.

그림 13은 sbRIO-9612의 FPGA에서 구동되는 알고리즘이다. FPGA에서는 FCS의 모든 신호 입력과 출력을 관리한다. 조종사의 조종 입력값도 FPGA가 신호를 수신하고 시간에

그림 11. RTOS 구동 알고리즘.

Fig. 11. Algorithms in RTOS part.

그림 12. 경로 설정기와 제어기의 관계.

Fig. 12. Interaction between guidance and control part.

그림 13. FPGA 구동 알고리즘.

Fig. 13. Algorithms in FPGA part.

다른 그 변화를 FPGA의 높은 시간 신뢰성을 이용하여 그 PWM 신호를 측정한다. 반대로 RTOS에서 생성된 제어기 출력값을 FPGA가 입력받아 PWM 신호로 변환하여 모터 구동을 위해 각 채널별로 출력한다.

FPGA에서는 센서 데이터 Packet도 관리한다. 일반적인 RTOS는 RS-232 통신 Packet을 받고 헤더를 찾은 다음 Check Sum 등으로 Packet을 확인한 뒤 필요한 데이터를 얻는다. 여기서 발생 할 수 있는 문제는 헤더를 찾기 위해 Packet 길이만큼 for문이 반복되어야 하며 Packet의 결점을 확인 하기위해 추가 연산이 필요하다는 점이다. FPGA는 이러한 정수 단순 작업들을 대신 해주며 Packet의 정리가 끝나면 RTOS로 한 개의 Interrupt로 한 개의 Packet을 보내 준다. 이때 RTOS는 헤더를 찾거나 Check Sum을 계산할 필요가 없으므로 RTOS는 제어기나 기타 소수점 연산들에 집중할 수 있다. 그림 14는 이러한 FPGA의 역할을 도식화 하여 설명한다.

그림 15는 비행 실험에 쓰이는 'Front Panel'로 비행 실험 중 제어기의 Gain값 등 원하는 값을 실시간으로 변경할 수 있다. 이와 같은 기능은 개발자가 직접 통신 Packet 구성으로 구현이 가능하지만 LabVIEW에서는 별도의 작업 없이 자동으로 PC에서 sbRIO-9612에 접근하여 필요한 값을 전송

그림 14. FPGA의 통신 Packet 관리 및 조절.

Fig. 14. Communication packet management via FPGA.

그림 15. 개발된 GCS Front Panel의 비행시험 중 캡쳐 화면.

Fig. 15. Capture from the developed GCS front panel.

또는 수신이 가능하게 되어있어 개발 단계와 시간을 줄일 수 있게 된다.

IV. 비행 시험

1. 회전익 항공기 특징 및 제원

개발된 항법 및 제어 알고리즘을 탑재하기 위한 회전익 항공기는 경량 복합탄소 소재로 블레이드와 메인 프레임이 제작된 리튬폴리머 타입 전동형 스태빌리스 헬리콥터이다. 모터는 Plettenberg 사의 수제 모터(HP370/40/A2)를 장착하였으며 3.5HP의 출력을 낸다. 또한 모터 동력은 엔진 동력에 비해 진동이 작으므로 FCC 및 센서 손상 가능성이 적은 특징을 갖는다. 또한 엔진기 운용 중 발생할 수 있는 엔진 꺼짐 같은 문제도 발생하지 않는 장점이 있다.

전원은 Kokam사의 5000mAh 6cell(22.2V) 리튬 폴리머 배터리 2개를 직렬로 연결하여 사용하였다. 이와 같은 구성으로 한번 완충에 15분 정도의 비행이 가능하다.

2. 모델링을 위한 실험 기동

회전익 항공기의 모델링 방법은 기체의 크기, 무게, 부피를 이용해 계산하는 방법과 비행 시 조종사 입력에 대한 기체의 응답을 이용하여 모델을 식별하는 방법이 있다. 본 논문에서는 후자 방법을 사용하였다. 이를 위해 조종사의 조종값을 50Hz로 저장하고 비행 후 조종값과 각 센서값들을 비교하여 회전익 항공기의 모델을 구하였다.

그림 17은 기체의 모델을 구하기 위해 수집한 트림 비행 시험 시의 데이터이다. 트림 비행시에는 수동모드로 lateral, longitudinal, 및 directional 순으로 기동시키며 동체좌표계의 각 축에 대한 응답 데이터를 저장하였다. 그림에서 위 3개 그래프는 기체의 자세각을 나타내며 아래 3개 그래프는 조종사의 조종값을 PWM의 Pulsewidth(μ sec)값으로 측정하였

그림 17. Trim 비행 실험 data.

Fig. 17. Trim flight test data.

그림 18. 수동비행 피치, 요 축의 각속도(위)와 PWM 신호(아래).

Fig. 18. Pitch and yaw rate vs. PWM signal during manual flight.

다. 그래프에서 조종값과 기체 자세의 상관 계수를 관측할 수 있다. 실제 기체의 자세 안정화 제어를 위한 제어기 출력은 PWM의 주기를 제어신호로 생성함으로써 가능하다. 이를 위하여, 트림 비행 시에 인가되는 모터 PWM 신호와 항체 좌표계에서의 검출되는 각속도 신호를 이용하여 비례 제어의 환산 계수를 얻게 된다. 그림 18은 피치와 요 각속도 신호(위 그림 좌/우)와 이때 인가되는 PWM 신호(아래 그림 좌/우)를 함께 도시하고 있다. 그림을 분석하여 채널 별 각속도와 PWM 신호간의 초기 이득값을 계산할 수 있다. 모터 진동에 의한 각속도 센서의 고주파 잡음은 7 Hz cutoff의 4차 버터워스 필터로 제거하였다.

3. 경로점 비행 시험 결과

앞서 trim 비행 실험을 통한 각속도-PWM 간 환산이득을 구하고 축소 회전익기 모델[11]을 참고하여 비행제어기를 구현하였다. 또한 실험적으로 튜닝한 PID 이득을 적용하여 경로점 비행실험을 수행하였다. 비행경로는 가로, 세로 100m의 정사각형 모양(노란색 점선)과 나비 모양 경로 비행을 차례로 수행하였다. 정사각 경로 비행은 경로점(1)부

표 3. 회전익 항공기 제원.

Table 3. Physical specification of RUAV.

전장	1550mm
중량	4100g(Battery 포함)
비행 시간	15min
주 Rotor 길이	1700mm
최대 적재 하중	6kg

그림 16. 실험에 사용된 회전익 항공기.

Fig. 16. Rotary UAV in flight test.

그림 19. 정사각 경로 비행 궤적.

Fig. 19. Flight trajectory of square shape.

터 반시계 방향으로 진행하였다. 각 경로점에서 호버링을 약 15초간 유지하면서 Yaw 각을 변경한 후, 다음 목표지점으로 종방향 비행을 수행하였다. 또한 비행체와 경로점간 거리에 따른 속도제어 이득 스케줄링을 적용하여 오버슈트를 줄였다.

그림 19는 정사각 경로 비행 실험 궤적을 나타낸다. 바람의 영향을 받으나 경로점간 이동 구간에서 정사각형 경로를 비교적 잘 따라가는 것을 확인할 수 있다. 각 경로점에서 호버링 중 오차가 m급으로 수렴함을 볼 수 있으며 특히 5m 이내의 오차반경 호버링을 10초 이상 유지하였다.

그림 20의 왼쪽 그래프는 정사각 경로 비행 중 종속도를 나타낸 것이다. 경로점 이동 중 속도 기준값은 10m/s 였으나 실험 결과는 이에 미치지 못하였는데 이는 위치 안정성을 우선시 하여 제어 Gain을 설정했기 때문에 속도 제어가 잘 이루어지지 않은 것으로 파악된다. 안전한 실험을 위해서는 속도 제어보다 위치 안정성이 더 중요하기 때문에 제어 Gain 값을 변경하여 실험하지는 않았다. 복풍이 불어오는 당시 실험 환경에서 남쪽으로의 이동 속도가 북쪽으로의 이동 속도보다 크다는 것을 확인할 수 있다. 20의 오른쪽 그래프는 정사각 경로 비행 중 Yaw를 나타낸 것이다. 비행 순서대로 -90° , 180° , 90° , 0° , -90° 의 Yaw 제어를 하였으며 Overshoot은 관찰되나 이동하면서 값이 제어 기준값에 잘 수렴한다는 것을 확인할 수 있다.

그림 20. 정사각 경로 비행 중 종속도 및 헤딩각.

Fig. 20. Forward velocity and heading angle during square flight.

그림 21. 나비 모양 경로 비행 궤적.

Fig. 21. Flight trajectory of ribbon shape.

그림 22. 나비 모양 경로 비행 중 종속도 및 헤딩각 변화.

Fig. 22. Forward velocity and heading angle during ribbon flight.

나비 모양 경로 비행은 북동쪽 경로점(1)부터 남동쪽 경로점(2), 북서쪽 경로점(3), 남서쪽 경로점(4)으로의 순으로 비행하였다. 그림 21은 나비 모양 경로 비행 실험 궤적을 나타낸다. 각 중간 경로점에서 호버링 및 yawing 수행시 제어면 커플링 효과에 따른 고도와 위치 오차를 관측할 수 있으나, 구성한 PID 제어기의 복잡도에 비해 우수한 약 5m 이내의 경로점 오차 성능을 보였다. 또한 비행 궤적은 유도 법칙에 따라 최단 직선에 수렴하는 경향을 관측하였다.

그림 22의 왼쪽 그래프는 나비 모양 경로 비행 중 종속도를 나타낸다. 정사각 경로 비행 때와 마찬가지로 속도 기준값에 못 미치는 결과를 보여준다. 정사각 경로 비행 때의 복풍이 여기서도 적용되어 남쪽으로의 이동 속도는 크나 북서쪽, 북동쪽 으로의 이동 속도는 상대적으로 작음을 볼 수 있다. 그림 22의 오른쪽 그래프는 나비 모양 경로 비행 중 Yaw 변화를 보여준다. 180° , -45° , 45° , 다시 180° 의 제어 기준 Yaw 값 변화를 따라가는 것을 보여주나 약 3-4도의 Offset이 일정하게 발생하고 있음을 확인할 수 있다. 발생한 Offset 값은 전체 경로점 비행의 궤적에 큰 영향을 주지는 않으나 자기센서를 활용한 초기 정렬 알고리즘을 활용하여 비교적 정확하게 제거할 수 있었다. 또한 개발된 자세제어와 경로 유도 알고리즘을 결합하여 그림 23의 노즈 인서를 비행 시험과 같은 고난이도의 궤적 비행을 성공적

그림 23. Nose-in-circle 비행 궤적 및 종/횡속도 및 헤딩각.

Fig. 23. Forward/lateral velocity & yaw angle during NIC flight.

으로 수행할 수 있었으며, 이를 통하여 개발된 항법 시스템의 안정성과 성능을 검증하였다.

V. 결론

본 논문은 LabVIEW 기반의 임베디드 시스템으로 GPS와 IMU를 포함한 회전익 무인기 FCS 및 항법시스템을 구성하고 그 성능을 비행 실험으로 평가하였다. 시스템의 구성상 특징으로는 VTOL형 항공기의 고유 임무를 고려하여 호버링 및 수 m급의 위치 오차 성능을 갖도록 개발 목표를 설정하였으며 이를 달성하기 위한 항공기 기체, 센서 및 FCS 시스템을 선정하였다.

본 논문에서는 특히 회전익 무인기에 적용가능한 가상계측 플랫폼 기반의 항법 및 제어 시스템 개발에 중점을 두었다. 이를 위해 가상계측 플랫폼을 구성하는 하드웨어와 Labview를 이용하여 데이터 통신, 항법 및 제어 등 핵심 알고리즘 구현하였으며 실 탑재 시험을 통해 그 성능을 검증하였다. 실제 개발시, 직관적인 알고리즘 구현, GUI 기반 프로그래밍, 실시간 데이터 검침 및 다양한 라이브러리등을 활용하여 빠른 코드 수정 및 적용이 가능하였으며 개발 초기 FCS의 안정성에 대한 우려와는 달리 통신 및 연산 지연 혹은 시스템 에러가 실험 시 일회도 발생하지 않았다. 또한 무선랜 등 전파환경에 따른 신호 교란이 발생하지 않아 항법시스템의 안정적 운용이 가능하였다. 자동 항법을 위해서 각 채널별 분리된 모델을 가정한 비교적 간단한 PID 제어 로직을 FCC에 탑재하였다. 이로 인해 자세각 변경등에서 채널간 커플링 효과 등이 관측되었으나 기본적인 경로점 비행 및 노즈인서클 등의 난이도가 있는 임무 비행을 수행함을 확인하였다. 따라서 논문의 결과를 통해 무인비행체 분야에서의 가상계측 기반 하드웨어 및 알고리즘의 활용 가능성을 점진적으로 확대할 수 있을 것으로 기대한다. 또한 개발된 플랫폼은 향후 영상기반 항법 및 셀룰러 네트워크 망과의 연동 기능 등 응용분야를 확대할 계획이다.

참고문헌

- [1] C.-H. Heo, M.-S. Roh, D.-W. Lee, and K.-R. Cho, "Ground test of the flight control system using PC104,"

Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 452-459, May 2007.

- [2] S. Trimble, "US army predicts shift to nearly all unmanned aircraft by 2035," *Flight International*, 2010.
- [3] K. Alexis, "Coordination of helicopter UAVs for aerial forest-fire surveillance," *Applications of Intelligent Control to Engineering Systems*, 2009.
- [4] M.-H. Park, H. Ryu, I.-K. Ahn, and J.-E. Kim, "Development of flight control computer in UAV," *Proc. of KSAS Conference*, pp. 289-292, Nov. 2000.
- [5] National Instruments - Single-Board RIO OEM Devices, User Guide.
- [6] J.-H. Lee, H. Ryu, J.-E. Kim, and E.-T. Kim, "Development of automatic flight control system for unmanned aerial vehicle based on angular rate," *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 4, no. 2.
- [7] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*, John Wiley & Sons Ltd., New York, 2010.
- [8] UAS Roadmap 2005-2030, US DOD, www.fas.org/irp/program/collect/uav_roadmap2005.pdf.
- [9] B.-J. Lee, S. J. Park, S.-S. Yoo, Y. J. Lee, and S. K. Sung, "LabVIEW based development of guidance and control system for rotor unmanned aerial vehicle," *Proc. of KSAS Conference*, Nov. 2010.
- [10] I.-H. Lee, D.-J. Lee, and H. C. Bang, "A small scale rotor UAV autonomous flight control system design and verification," *Proc. of AIAA Infotech@Aerospace 2007*, Paper ID 2007-2786.
- [11] H. Lee and S.-K. Lee, "Simplified dynamic modeling of small-scaled rotorcraft," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, pp. 56-64, Aug. 2005.

이 병 진

2010년 건국대학교 항공우주정보시스템 학사 졸업. 2010년~현재 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 석사과정 재학중. 관심분야는 항공기 자동 유도 및 제어, 영상 기반 항법 센서.

박 상 준

2010년 건국대학교 항공우주정보시스템 학사 졸업. 2010년~현재 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 석사과정 재학중. 관심분야는 MEMS 센서, 관성센서 및 공진제어루프 시스템.

이 승 준

2011년 건국대학교 항공우주정보시스템 학사 졸업. 2011년~현재 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 석사과정 재학중. 관심분야는 GPS 응용, 영상 기반 항법 센서, 제어 시스템 하드웨어.

김 창 주

1985년 서울대학교 항공공학과 학사 졸업. 1987년 동 대학원 석사 졸업. 1991년 동 대학원 박사 졸업. 2010년 10월~현재 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 부교수. 관심분야는 회전익기 비행 시뮬레이션 및 제어 시스템, 무인헬기 설계 및 시험평가.

이 영 재

1982년 서울대학교 항공공학과 학사 졸업. 1985년 동 대학원 석사 졸업. 1990년 미국 The Univ. of Texas at Austin 항공우주공학 박사. 1996년~현재 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 교수. 관심분야는 GPS를 이용한 정밀 위치 결정, 기타 GPS 응용.

성 상 경

1996년 서울대학교 전기공학부 졸업. 2003년 동 대학원 전기컴퓨터공학부 박사. 2007년 3월~현재 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 조교수. 관심분야는 Avionics 및 항법시스템, rotary UAV autopilot, 공진형 센서 및 제어 시스템 하드웨어.