

가상계측기반 실시간 영상유도 자동비행 시스템 구현 및 무인 로터기를 이용한 비행시험

Implementation of Virtual Instrumentation based Realtime Vision Guided Autopilot System and Onboard Flight Test using Rotary UAV

이 병 진, 윤 석 창, 이 영 재, 성 상 경*
(Byoungjin Lee¹, Sukchang Yun¹, Young Jae Lee¹, and Sangkyung Sung¹)
¹Konkuk University

Abstract: This paper investigates the implementation and flight test of realtime vision guided autopilot system based on virtual instrumentation platform. A graphical design process via virtual instrumentation platform is fully used for the image processing, communication between systems, vehicle dynamics control, and vision coupled guidance algorithms. A significant objective of the algorithm is to achieve an environment robust autopilot despite wind and an irregular image acquisition condition. For a robust vision guided path tracking and hovering performance, the flight path guidance logic is combined in a multi conditional basis with the position estimation algorithm coupled with the vehicle attitude dynamics. An onboard flight test equipped with the developed realtime vision guided autopilot system is done using the rotary UAV system with full attitude control capability. Outdoor flight test demonstrated that the designed vision guided autopilot system succeeded in UAV's hovering on top of ground target within about several meters under general windy environment.

Keywords: virtual instrumentation, path guidance, UAV, flight test, hovering

I. 서론

자동 비행이 가능한 무인항공기가 수행할 수 있는 임무의 종류는 매우 방대하다. 그 중 카메라 영상과 관련된 임무가 무인항공기의 상업적 활용 수단 중 가장 많은 부분을 차지하고 있다. 무인항공기에서의 영상 촬영은 단순히 촬영된 영상을 제공하는 임무만을 의미하지 않는다. 자율 비행 중 특정 목표물을 자동으로 찾아내어 그 위치를 계산하고 계산된 위치에 대응한 비행경로를 생성하여 이를 수행하는 임무 또한 자율 비행이 가능한 무인항공기의 활용방안으로 충분히 검토될 수 있다. 예상되는 활용 방안으로는 산불 감시, 실종자 탐색과 같은 소방 관제 및 하천 오염 감시 등의 지방 행정, 특정 차량 추적 및 사고 지역 탐색과 같은 교통 관제 등이 있다. 이와 같은 분야에서 무인 항공기가 활용된다면 영상을 항시 관찰해야 하기 위한 인력을 대다수 대체할 수 있을 것으로 기대할 수 있다[1-3].

이러한 임무를 위해서 필요한 기술은 크게 3가지로 분류할 수 있다. 첫 번째로는 무인항공기가 미리 지정된 탐색 경로를 자동으로 따라갈 수 있는 비행 성능을 위한 기술이다. 자동 비행이 가능한 무인항공기에서는 반드시 필요한

기술로 이는 본 논문을 위한 연구 이전에 이미 확보한 상태이다. 두 번째로는 이러한 탐색 경로 비행 중 목표물을 찾아 낼 수 있는 영상 처리 기술이다. 영상 내 목표물을 찾는 알고리즘은 많이 있으나 목표물의 형상 및 영상 촬영 환경에 많은 영향을 받으므로 본 연구에서는 목표물의 형상을 제한하고 기본적인 영상 처리 알고리즘을 사용하였다[4]. 세 번째는 찾아낸 목표물의 위치를 자동으로 계산하고 이에 대응할 수 있는 비행경로를 생성하여 비행하는 알고리즘으로 이는 앞서 영상 기반 목표물 항법해 추정결과와 자동 경로점 비행을 실시간으로 결합하여 구현할 수 있다.

본 논문에서는 앞서 언급한 비행 임무를 고려하여 평균 3 m 이내의 비행경로 오차 성능을 갖는 회전익 무인기에 적용 가능한 항법 및 제어 시스템을 활용하였다[8]. 개발된 시스템은 가상계측 개발환경을 제공하여 직관적인 알고리즘 구현, GUI (Graphic User Interface) 기반 프로그래밍, 실시간 데이터 점검 및 다양한 개발자 라이브러리 활용이 가능하며 실시간 디버깅 및 코드 업데이트가 용이하여 개발 시간을 크게 단축할 수 있다. 이 시스템을 회전익 무인기에 적용하여 자세, 속도 및 위치 제어를 수행하였으며 경로점 계획과 직선 비행, 호버링등의 자동비행 기능을 구현함으로써 영상 실험에 필요한 경로비행을 수행할 수 있도록 하였다.

본 논문에서는 앞서 소개된 비행제어시스템(FCS)을 더욱 확장하여 영상 기반 목표물 추적과 영상 유도 정보에 따른 수평면 비행 경로 유도 알고리즘을 결합하여 목표물을 추적하고 기체를 유도하는 연구 내용을 다룬다. 이를 위해 카메라는 임베디드 프로세서가 내장되어 있는 NI사의 스마트 카메라를 사용하였다. 스마트 카메라에 내장된 임베디드 프

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2012. 5. 8., 수정: 2012. 8. 6., 채택확정: 2012. 8. 14.
이병진, 윤석창, 이영재, 성상경: 건국대학교 항공우주정보시스템
(schumir_@hotmail.com/amerisan@konkuk.ac.kr/younglee@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 연구결과임.

로세서에 실시간 영상 처리 알고리즘을 적용하여 대상 목표물의 탐색이 가능하다. 카메라 렌즈는 기체 수직 하방으로 탑재, 정렬시킴으로써 지상 목표물 탐색 및 위치 계산 성능을 검증토록 하였다. 이때, 로터 기체와 영상 정보의 기하학적 관계를 이용하여 목표물의 항법 정보를 추정하고 유도 알고리즘에 제공토록 하였다. 나아가 실시간 비행 환경에서는 영상 정보의 무결성 저하나 돌풍과 같은 외란 입력이 빈번히 발생하므로, 이러한 조건에 강인한 다중 조건의 경로 유도 알고리즘 로직을 구현하였다. 이에 따라 비행 전 미리 구성된 탐색 경로와 목표물의 위치가 계산된 후 생성되는 추적 경로의 전환 알고리즘을 구성하였고 비행 실험을 통해 성능을 검증하였다.

II. Hardware의 기능 및 구성

본 논문 연구를 위하여 필요한 Hardware 구성은 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 하나는 자동 비행을 위한 FCS (Flight Control System)이고 남은 하나는 카메라 및 영상 처리를 위한 시스템이다. 본 논문에서 사용한 시스템에서는 비행을 위한 제어기 및 유도 알고리즘이 작동하는 프로세서와 영상 처리를 담당하는 프로세서를 분리해 놓았다. 이는 고도의 Real Time 성능이 필요한 FCS의 프로세서가 불규칙적으로 변화하는 영상 data를 처리할 경우 그 Real Time 성능이 저하되는 것을 방지하기 위함이다. 이와 같은 시스템의 경우 과도한 영상 처리 요청으로 이를 담당하는 프로세서가 중지된다 하더라도 FCS의 프로세서에는 영향이 없기 때문에 보다 안전한 비행 실험이 가능하다. 최종적인 FCS와 영상 시스템의 구성은 그림 1과 같다.

카메라와 연결되어 있는 영상 시스템과 비행체를 제어하는 FCS는 Ethernet으로 하나의 AP (Access Point)에 연결된다. GCS (Ground Control System)는 무선으로 AP에 연결되어 FCS, 영상 시스템 그리고 GCS는 하나의 Subnet을 구성하여 서로 통신이 가능하다. 이런 구성에서 영상 시스템 및 AP, GCS가 과도한 data 처리로 정지된다 하더라도 Motor와 FCS만 정상 동작이 가능하면 기체의 기동이 가능하여 임무 수행을 계속하거나 귀환 경로 비행을 할 수 있다.

1. Flight Control System (FCS)

항공기에 탑재되는 FCS는 작고 가벼우며 전력 소모가 작아야 할 뿐만 아니라 프로세서의 Real Time 성능을 유지해야 한다. 이를 위해서는 빠른 연산 처리 속도를 가진 프

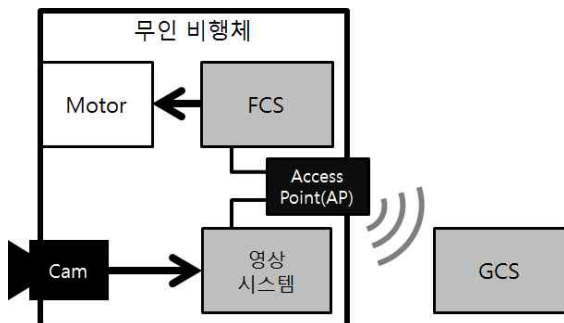


그림 1. FCS와 영상 시스템 전체 구성.
Fig. 1. System configuration of FCS and vision system.

표 1. sbRIO-9602 사양.

Table 1. Specification of sbRIO-9602.

CPU	400MHz
RAM	128 MB
Memory	256 MB Flash Memory
기타 사항	2M gate FPGA, 10/100M Ethernet Port, 110 Digital I/O Line
무게	210g



그림 2. National Instrument사의 sbRIO-9602.

Fig. 2. Main board sbRIO-9602 of National Instrument Inc.

로세서를 사용할 수 있으나 비교적 느린 프로세서라도 적절한 시간 분배가 가능하다면 충분히 무인 비행체의 자동 비행에 적용할 수 있다[5].

NI사의 sbRIO-9602는 400 Mhz의 낮은 Clock의 프로세서 탑재하고 있으나 VxWorks 라는 Real Time OS (RTOS)가 설치되어 자동 비행을 위한 각종 알고리즘 구동에 충분한 성능을 보여준다. 또한 2M gate의 FPGA를 내장하여 단순 정수 연산 및 Interrupt를 매우 빠르게 처리하여 Real Time 성능을 더욱 높였다. 그리고 LabVIEW기반의 가상계측기반 개발환경을 제공하여 개발 기간을 단축할 수 있다[6].

FCS에서 사용하는 센서는 비행체의 위치, 자세 등의 정보를 알려주는 항법을 위한 센서와 항법 정보 이외의 비행체의 상태를 측정하는 센서로 구분할 수 있다.

비행체에 사용되는 대표적인 항법용 센서는 INS와 GPS가 있다. GPS는 비행체의 속도, 위치를 INS는 비행체의 자세, 가속도 정보를 제공한다. INS의 가속도 정보로도 속도, 위치를 계산할 수 있으나 소형 회전익 무인기에 탑재되는 MEMS급 INS의 성능으로 이는 불가능하다.

본 논문 연구를 위해 사용된 항법용 센서는 Micro Infinity 사의 GA3390H이다. GA3390H는 INS/GPS가 결합된 센서 모듈로 100Hz의 Update Rate 항법 해를 제공한다. 20Hz의 Attitude Bandwidth와 200°/sec의 Input Range를 갖는 Gyroscope를 가지며 정적인 기동의 회전익 무인기에서 사용하기에 충분한 성능을 보인다. 또한 GPS와의 결합 필터가 내장되어 있어 무인비행체의 경로비행이 가능한 항법 성능을 보이며 충분한 신뢰성을 보인다.

하지만 GA3390H에 탑재되어 있는 저급 GPS 수신기로 인해 10m 정도의 GPS 오차를 갖고 있다. 이를 보상하기

위해 NovAtel사의 OEMV-1G를 따로 장착하였다. OEMV-1G는 SBAS 기능 구현으로 서브 m급의 위치 오차 성능 구현이 가능하다.

비행하고 있는 비행체의 상태 요소 중 가장 중요한 것은 동력 전달에 관련된 부분이다. 따라서 동력 전달과 밀접한 연관이 있는 Main Rotor의 회전수를 측정하기 위한 센서를 기체에 장착하였다. Autonics사의 BJN50-NDT는 물체의 명암을 측정하는 센서이다. Main Rotor에 1:1 비율로 흑, 백의 색을 칠하고 회전하면서 생기는 명암의 변화를 측정한다. 이 센서는 최대 30000 RPM의 회전수 측정이 가능하다.

비행 중 전원 관리를 위해 FCS 및 Main Motor의 배터리 전압을 측정할 필요가 있다. 아날로그 입력 단자가 없는 sbRIO-9602의 기능을 확장하기 위해 AVR의 아날로그 입력을 이용하였다. AVR은 입력받은 아날로그 신호를 변환하여 SPI 통신을 통해 sbRIO-9602 전달한다.

2. 영상 시스템

영상 처리 기술은 항공 분야뿐만 아니라 많은 산업 영역에서 활용되어 왔다. 하지만 영상 data를 처리하기 위해서는 고성능의 프로세서가 필요하기 때문에 워크스테이션과 같은 고성능 컴퓨터를 이용한다. 그러나 이러한 적용은 장비의 무게에 제한이 적은 지상 플랫폼에서만 가능하다. 본 논문 연구에서 사용될 회전익 무인기에 이러한 고성능 컴퓨터를 장착하기에는 적재 하중과 부피에 한계가 있으므로 간단한 알고리즘을 적용할 수 있는 소형 임베디드 프로세서를 사용하였다.

NI사의 Smart Camera는 카메라에 영상처리가 가능한 프로세서가 탑재된 영상 시스템이다. 640×480 해상도의 흑백 CCD 센서가 탑재되었고 533MHz의 프로세서를 갖추었다. 통신은 Gigabit Ethernet으로 이루어져 높은 갱신 주기의 실시간 영상 전송이 가능하며 LabVIEW에서 제공하는 가상계측기 기반 개발환경 하에서 개발이 가능하다. LabVIEW에서 다양한 영상처리 라이브러리를 제공하여 빠른 시간 안에 알고리즘 구성이 가능하다[7].

III. Software의 구성

종래의 무인 항공기 시스템에서 영상 정보는 별도의 영상처리 프로세서에서 처리, 분석되어 지상 사용자에게 전달되는 용도로 대부분 활용되었다. 따라서 영상 정보를 비행



그림 3. 스마트 카메라.
Fig. 3. NI 1742 Smart Camera.

중인 기체의 유도항법제어 알고리즘에 직접 적용하는 경우는 연구 사례가 많지 않다. 그 이유로는 무인 항공기의 자동 비행에 관련된 Hardware 및 Software는 이미 상당부분 안정화가 이루어져 있는 데 반해 영상 정보를 이용한 항법 정보 추정에는 아직 무결성을 보장하기 어렵다는 점에 있다. 이렇게 불안정한 영상 시스템의 데이터를 그대로 FCS에 전달하여 자세 및 위치 추정 등의 정보로 활용할 경우 영상 시스템의 기능 실패 시 항법 오차 발생 등의 위험이 따를 수 있다. 따라서 영상 시스템에서 오는 추정 정보를 FCS는 선택적으로 받아들여 사용할 필요가 있다. 아래 내용은 FCS가 자동 경로 비행을 위해 사용하는 알고리즘 및 영상 시스템이 영상 정보를 가공하는 알고리즘, 그리고 영상 정보를 FCS가 선택적으로 사용하여 유도 및 항법에 적용하는 내용을 다룬다.

1. FCS의 자동 경로 비행 알고리즘

회전익 항공기의 자동 경로 비행을 위해서 먼저 다루어야 할 내용은 바로 호버링 상태의 유지기능이다. 이는 고정익 항공기가 수평 비행 상태를 기준으로 자세 제어를 통해 각종 기동을 하는 것과 같다. 회전익 항공기에서 호버링이 되지 않는다면 직선, 곡성 경로 비행도 불가능하다.

고정익 항공기의 직선비행과 마찬가지로 회전익 항공기 또한 Roll, Pitch, Yaw의 자세제어로 호버링이 이루어진다. Roll, Pitch을 제어하는 구동기로 기체의 속도, 위치를 제어할 수 있으며 Yaw를 제어하는 구동기로 기체가 향하는 Heading을 제어할 수 있다. 그림 4는 기체의 Roll, Pitch 기동을 담당하는 모터 제어를 나타낸다.

회전익 항공기의 대표적인 플랫폼인 헬리콥터의 경우 Roll, Pitch 기동을 위해 Swash Plate의 각도를 조정하여 Main Rotor Blade의 Pitch를 Rotor의 회전 각도에 따라 변화시킨다. Main Rotor의 회전 각도에 따라 달라지는 Blade의 Pitch로 인해 양력 분포가 비대칭이 되어 기체의 자세가 제어된다. 그림 4에서 δ_{1S} 와 δ_{1C} 는 각각 Pitch와 Roll 기동에 관련된 Swash Plate의 제어값이다.

δ_{1S} 와 δ_{1C} 는 기체의 위치, 속도, 각도값으로 생성된다. 호버링을 위해서 제어 위치, 제어 속도, 제어 각속도 및 각도를 0으로 두고 항법 센서의 위치, 속도, 각도값을 뺀 차

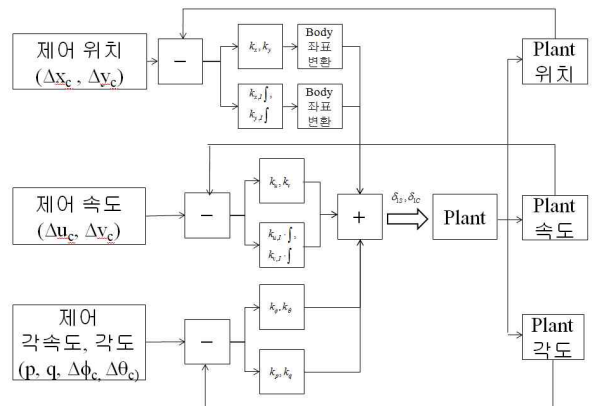


그림 4. Position hold의 구성.
Fig. 4. Control Logic of Position Hold.

분값을 제어기에 입력한다. 위치는 PI제어, 속도도 PI제어, 각도는 PD 제어가 이루어지며 이들의 합으로 δ_{1S} 와 δ_{1C} 를 생성한다. 여기서 속도의 PI제어기에서 속도의 적분은 수식적으로는 위치를 나타내나 현실적으로 센서의 속도값을 적분해도 의미 있는 위치값이 계산되지 않는다. 속도의 PI제어기에서의 적분은 위치 제어보다는 속도의 제어에 중점을 두고 있다. (1)과 (2)로 이러한 내용을 수식화 하였다.

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

$$\delta_{1C} = -k_p p - k_\phi \Delta \phi_c - k_v \Delta v_c - k_{v,I} \int \Delta v_c dt - k_y \Delta y_c - k_{y,I} \int \Delta y_c dt \quad (2)$$

p, q : 롤, 피치방향 각속도

ϕ, θ : 롤, 피치

u, v : 동체 좌표 x, y 축 방향속도

x : 동체의 앞쪽 방향

y : 동체의 오른쪽 방향

회전의 항공기의 Roll 이나 Pitch는 제어 없이 5초 이상 자세를 유지할 수 없다. 이에 비해 Yaw는 각도 발산이 천천히 이루어지며 다른 자세각에 비해 안정성이 높은 항이다. 이러한 특성은 헬리콥터의 운동학적 모델이 막대기 위에 올려진 원반과 같기 때문에 생겨난다. 원반을 수평으로 유지하기 위해서는 막대기를 계속 움직여 제어해야 하나 원반의 수평축 회전은 이러한 와중에도 크게 움직이지 않는다. 마찬가지로 헬리콥터의 경우 Main Rotor의 Anti-Toque 만 상쇄할 만큼 Tail Rotor에서 Moment를 생성해 준다면 그 이후로는 Yaw 값이 안정화 된다. 이러한 특징을 고려하면 Yaw 제어를 위한 PD 제어기의 한계와 Yaw 기동 시 나타나는 Steady State Error의 현상도 설명할 수 있다. 따라서 Yaw는 다른 자세 제어와 다르게 PID 제어기를 사용하였다. 식 (3)은 Yaw의 제어식을 나타낸다.

$$\delta_\psi = -k_r r - k_\psi \Delta \psi_c - k_{\psi,I} \int \Delta \psi_c dt \quad (3)$$

r : Yaw 방향 각속도, ψ : Yaw

앞서 Pitch, Roll, 및 Yaw의 자세 안정화를 위한 제어기 설계에 관해 다루었다. 이러한 3축 자세 제어를 통하여 회전의 항공기의 호버링 기능 뿐만 아니라 종방향 및 횡방향의 직선 경로 비행 기능의 구현도 가능하다.

그림 5는 직선 경로 비행을 하는 회전의 항공기를 나타낸다. 여기서 기체의 위치 및 Yaw값은 GA3390H의 값으로 알 수 있다. 여기서 기체의 위치와 두개의 경로점을 잇는 경로선의 식으로 기체와 직선의 거리를 구할 수 있다.

또한 기체 기준에서 기체와 경로선의 최소 거리 지점인 X의 방향을 기하학적인 방법으로 구할 수 있다. 그 식은 다음과 같다.

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

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

(5)

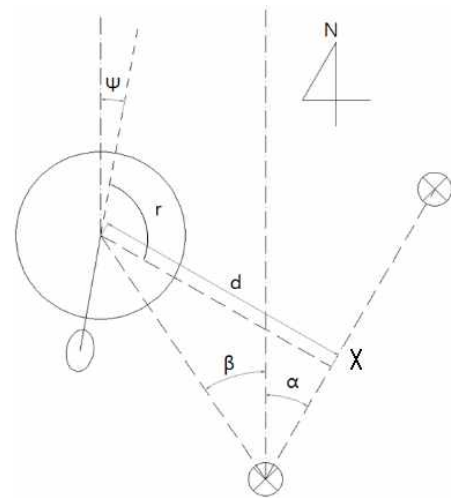


그림 5. 경로 제어의 기하학적 표현.

Fig. 5. Geometric Relation for Flight Trajectory Control.

여기서 얻게 되는 r 와 d 은 회전의 항공기가 향해야 하는 거리와 방향을 알려준다. 여기서 r 은 제어 출력의 방향, d 는 제어 출력의 크기를 결정하게 되며 제어기는 r 방향으로 d 의 크기에 비례한 자세제어를 하게 된다. 이와 같은 제어는 직선에 수렴하는 1차원 제어로 호버링을 위한 위치에 수렴하게 하는 2차원 제어와 차이가 있다. 이러한 1차원 제어에서 경로선에 수렴한 방향으로 속도제어를 하면 경로에 수렴하는 경로점 이동을 할 수 있다[8].

2. 영상 시스템에서의 알고리즘 및 Data 전달

본 논문 연구에서 사용된 영상 시스템은 앞에서 기술한 바와 같이 LabVIEW 개발 환경을 제공하는 NI사의 Smart Camera를 사용하였다. LabVIEW를 사용함에 있어 장점은 직관적인 알고리즘 구성 및 실시간 data 검침 뿐만 아니라 다양한 라이브러리를 제공하여 개발시간을 단축하는 데에도 있다.

본 연구에서는 목표물 추적을 위해 LabVIEW 라이브러리가 제공하는 원 모양 추적 알고리즘을 사용하였다. 해당 알고리즘은 구성이 단순하고 연산량이 적으므로 저 성능의 임베디드 프로세서에서 구동하기에도 무리가 없다. 영상 시

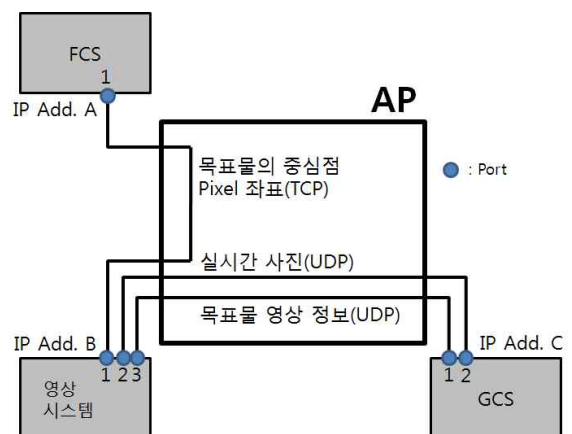


그림 6. 영상 Data를 전달하기 위한 소규모 네트워크.

Fig. 6. Small Scale FCS Network for Image Data Transmission.

시스템에서는 추적된 목표물의 중심 좌표를 Pixel 단위로 FCS에 전달하게 된다. 영상 처리는 16~20Hz로 이루어지나 갑작스러운 연산량 증가로 인한 영상 시스템 실패를 예방하기 위해 5Hz로 영상 처리 주기를 고정하였다. 이는 본 연구에서 목표물을 지상에 고정시켜 실험하였기 때문에 빠른 영상 처리 주기가 필요하지 않기 때문이다.

영상 시스템에서 처리된 영상 data는 FCS 및 GCS에 전달된다. 이러한 data 전달은 FCS에 내장되어 있는 AP가 중개한다. 이 AP로 인해 비행 실험 환경은 하나의 작은 네트워크가 형성되며 그 구조는 그림 6과 같다.

앞서 소개한 그림 1에서와 같이 FCS와 영상 시스템은 Ethernet으로 GCS는 Wireless LAN(802.11n)으로 AP에 연결된다. 물리적으로 1개의 라인으로 서로 연결되며 각 라인은 고유의 IP Address를 부여받는다. 각 IP는 최대 65536개의 Port 사용이 가능하므로 1개의 물리적 연결에서 65536개의 논리적인 연결, 접속이 가능하다.

영상 시스템의 IP Add. B:1은 FCS의 IP Add. A:1과 TCP로 연결되어 목표물의 중심점 Pixel 좌표를 전달한다. 이때 통신량은 1 ~ 4kbs 정도로 AP 최대 전송 속도가 100Mbps 인것을 감안할 때, 통신 부하량이 작으므로 안정적인 전송이 가능한 크기이다. 한편 영상 시스템의 B:2와 B:3은 지상에 있는 GCS에 data를 전달하는 Port로 GCS의 C:1 및 C:2에 각각 연결된다. 여기서는 FCS와의 연결과 다르게 UDP로 연결되었다. 이는 GCS와의 통신은 FCS에 비해 data 전송의 신뢰성이 중요하지 않으며 data 크기가 큰 실시간 비행 사진을 전송하기 위해서는 UDP의 전송속도가 더 유리하기 때문이다.

3. FCS의 목표물 Pixel Data 처리

위와 같은 소규모 네트워크로 FCS는 영상 시스템으로부터 목표물의 중심좌표를 Pixel 단위로 전달받는다. 그러나 카메라의 Pixel 좌표 정보는 회전익 무인기의 경로 유도에 직접적으로 사용할 수 없으므로 이를 무인기의 Local 좌표계인 ENU 좌표값으로 변환해야 한다.

그림 7은 Pixel 좌표와 기체와의 관계를 도시한다. 이때, INS/GPS 결합 모듈과 영상 시스템의 기하학적인 관계 및

좌표 변환으로 부터 비행제어에 필요한 값을 얻을 수 있다. 먼저 INS/GPS data 중 사용될 값은 기체의 위치, 자세이다. []_{ENU}는 GPS좌표를 이용하여 얻은 기체의 위치를 ENU Local 좌표계로 변환한 것이다. h는 GPS를 통해 얻어낸 기체의 고도이며 Φ , θ , Ψ 는 각각 기체의 Roll, Pitch, Yaw를 나타낸다. 영상 시스템에서 얻을 수 있는 값은 []_{pixel}로 목표물의 feature 중심점의 위치를 카메라 센서의 pixel 좌표계로 표현한 것이다.

카메라의 Pixel 좌표는 카메라 렌즈와 센서의 크기 및 해상도에 관련이 있다. 즉 Pixel 좌표는 각도 정보라고 볼 수 있으며 카메라의 사양을 참조하여 1° 화각에 몇 개의 Pixel이 배치되어 있는지 계산할 수 있다. 이 값을 λ 라고 하고 아래 수식에서 사용된다. 이러한 각도 값은 기체의 자세각도와 같이 연동하여 활용된다.

$$\begin{bmatrix} x_{plant} \\ y_{plant} \end{bmatrix}_{pixel} = \lambda \begin{bmatrix} -\theta \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\begin{bmatrix} x_{circle} \\ y_{circle} \end{bmatrix}_{body,projection} = \tan \left(\frac{1}{\lambda} \left(\begin{bmatrix} x_{circle} \\ y_{circle} \end{bmatrix}_{pixel} - \begin{bmatrix} x_{plant} \\ y_{plant} \end{bmatrix}_{pixel} \right) \right) \cdot h \tag{7}$$

$$\begin{bmatrix} x_{circle} \\ y_{circle} \end{bmatrix}_{ENU} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi \\ -\sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{circle} \\ y_{circle} \end{bmatrix}_{body,projection} + \begin{bmatrix} x_{plant} \\ y_{plant} \end{bmatrix}_{ENU} \tag{8}$$

위 식은 Pixel 좌표값을 Local 좌표계인 ENU 좌표계(단위: m)로 변환하는 과정을 담고 있다. 이 식에서 α 와 β 는 카메라의 가로, 세로 pixel 수의 절반 값으로 CCD 센서의 중심점을 pixel 좌표계로 나타낸 것이다. 식 (6)은 기체의 자세값을 이용하여 기체의 위치가 카메라가 촬영하고 있는 지면 어디에 있는지를 계산한다. 이렇게 카메라 Pixel 좌표계로 변환된 기체의 위치와 목표물의 pixel 좌표 및 지면 고도인 h를 식 (7)을 이용하여 목표물이 기체와 떨어진 거리를 벡터로 구할 수 있다. 이렇게 구한 벡터를 식 (8)에서 처럼 기체의 Yaw값으로 회전변환하고 거기에 기체의 위치를 더하면 최종적으로 목표물의 위치를 ENU 좌표계로 구할 수 있다.

이와 같이 구한 목표물의 좌표를 바로 기체의 유도에 활용할 수 있다. 하지만 앞서 기술한 바와 같이 영상 정보로 기체 비행 유도를 하기에는 영상 시스템의 신뢰성 문제로 어려운 점이 많다. 따라서 본 연구에서는 영상 시스템이 언제나 실패할 경우를 대비하여 그림 8과 같은 알고리즘을 구성하였다.

먼저 기체는 탐색 경로 비행으로 해당 지역에서 목표물을 탐색한다. 탐색 경로 비행 중 영상 시스템이 목표물을 'feature'로 3초 이상 유지하게 되면 feature의 pixel 좌표는 ENU 좌표계로 변환된다. 이 때 3초간 feature가 유지되기를 기다리는 것은 영상 처리에 있어 의도된 목표물 이외에 다른 물체를 feature로 인식할 경우가 빈번하기 때문이다. 3초는 이 시간 정도 feature가 연속적으로 유지되면 의도된 목표물로 판단한다는 일종의 경험적 Threshold 역할을 한다. 만약 feature를 인식하자마자 바로 기체를 해당 물체로 유도, 추적한다면 기체는 원래 의도된 목표물을 찾지 못할 수

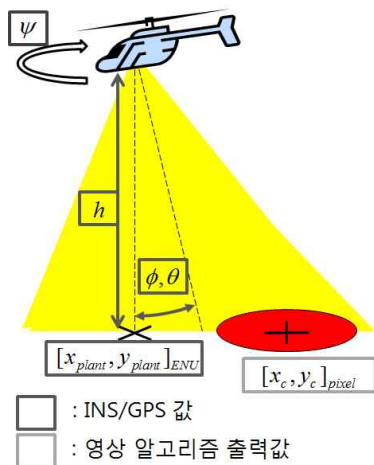


그림 7. Pixel 좌표와 기체와의 관계.
Fig. 7. Relation between Pixel Frame and Vehicle Pose.

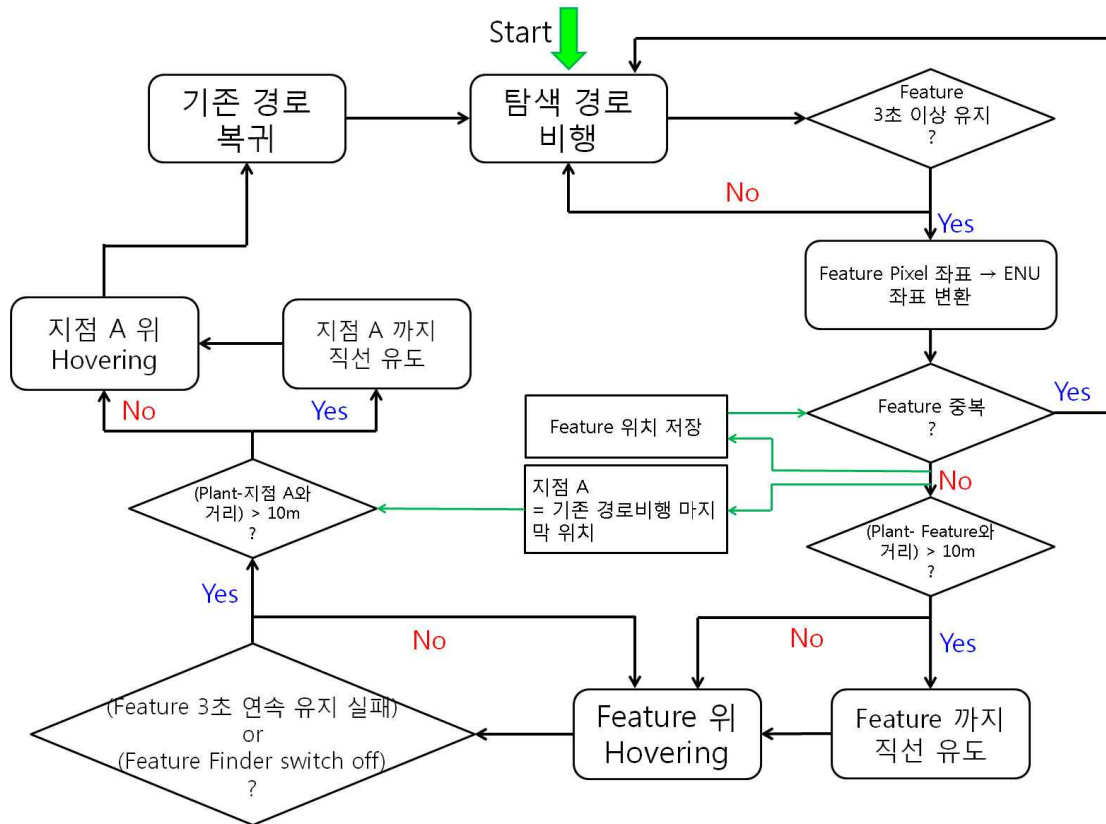


그림 8. 다중 조건 영상유도 기반 자동 비행 알고리즘 순서도.
 Fig. 8. Flow Chart of Multi-conditional Vision Guided Autopilot Algorithm.

도 있다.

이렇게 구해진 feature의 ENU 좌표 위치가 기체와 10m 이상 떨어져 있다면 위에 소개한 직선 경로 비행으로 목표 지점까지 비행하고 그 외의 경우에는 바로 해당 위치로 호버링 한다.

Feature위에 호버링 비행이 완료됐다면 사용자에게 Alarm으로 목표물 추적 상황을 알려준다. 이 때 사용자는 전송되는 영상으로 목표물에서 필요한 정보를 수집하고 추적을 종료할 수 있다. 혹은 추적 중 목표물의 feature를 3초 이상 놓일 경우 추적을 종료한다. 이는 feature 인식 때와 같은 이유로 영상 시스템이 목표물의 feature를 항상 연속적으로 추적할 수 있지 않기 때문이다. 이와 같은 Threshold가 없다면 기체는 목표물 추적을 중간에 멈출 가능성이 매우 크다. 그리고 feature가 사라지는 기만행위에 대해 기체의 반응을 정의할 필요가 있다. 그렇지 않을 경우 통신마저 끊어진 상황에서 기체를 회수할 방법이 없기 때문이다.

Feature 추적을 종료하게 될 경우 기체는 기존의 탐색 경로 비행 중 마지막 위치로 이동한다. 이동하는 유도방법은 feature를 추적하는 것과 같다. 이렇게 기체가 기존 탐색 경로의 마지막 위치에 다다르면 원래 탐색 경로 비행을 계속 진행하여 다른 목표물을 찾는다. 이 때 방금 찾은 목표물의 좌표를 저장하여 해당 좌표를 기준으로 일정 반경 이내에 다시 해당 목표물의 feature를 찾게 되더라도 이를 무시하게 한다. 이는 같은 목표물을 중복으로 찾는 것을 방지하기 위함이다.

4. 주요 수식의 LabVIEW 기반 구현

LabVIEW 기반의 개발환경의 장점중의 하나는 비전문적 프로그래머의 경우에도 실시간 프로그래밍이나 고급 프로토콜 등을 손쉽게 사용할 수 있게끔 하는 편의성에 있다. 앞서 서술했듯이 본 연구에서도 구성한 네트워크의 경우, 실시간성에 따라 TCP나 UDP와 같은 기존의 통신 프로토콜을 그대로 사용하였다. 이는 기존의 IT 통신 장비를 그대로 사용하여 hardware 선정 및 개발 시간을 단축시키며 향후 인터넷망과의 연동도 가능하다. 그림 9에서 이러한 LabVIEW 기반 알고리즘 구현을 확인할 수 있다.

그림 9의 알고리즘은 영상 시스템에서 보낸 목표물의 pixel 좌표를 FCS가 처리하는 내용이다. 맨 왼쪽이 알고리즘의 시작으로 FCS가 Server가 되어 영상 시스템의 TCP 통신 연결을 기다리는 부분이다. 통신이 연결되면 영상 시스템의 pixel 좌표를 수신할 수 있다. 이렇게 수신된 pixel 좌표는 앞에서 서술한 수식 (6), (7), (8)을 차례로 연산하여 목표물 feature의 ENU Local 좌표계값을 얻는다.

그림 10은 그림 9에서 얻어진 목표물의 ENU 좌표를 경로 유도 비행 알고리즘에 적용할지 여부를 최종 결정하는 부분이다. 앞서 소개한 그림 8의 'feature 중복?' 항은 실제 비행 시험에서 복수의 목표물 탐지를 의도하지 않으므로 '미리 정해진 영역 외 목표물?'의 기능으로 사용하였다. 이렇게 정해진 영역 안에 목표물의 feature를 탐지하면서 이를 3초 이상 유지하면 목표물의 ENU 좌표값을 사용하여 그림 8의 알고리즘 흐름이 진행된다.

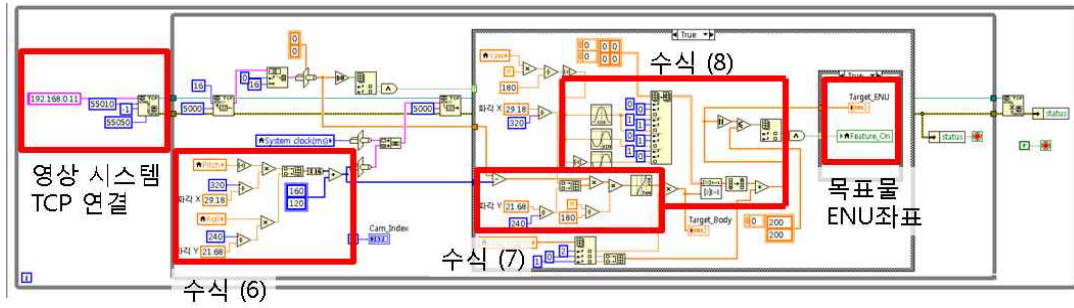


그림 9. VI 기반 비행체-목표물 상대 벡터 추정 블록도.

Fig. 9. Block Diagram for Virtual Instrumentation based Programming of Vehicle-Target Vector Estimation.

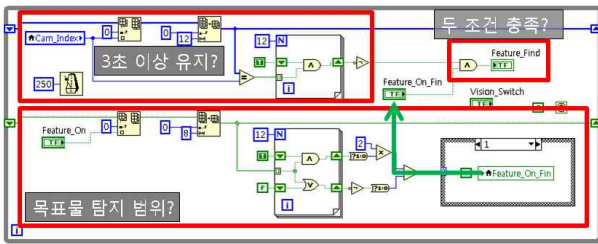


그림 10. VI 기반 목표물 ENU 좌표 선택 알고리즘 블록도.

Fig. 10. Block Diagram of Autoliprot Target Determination.

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 스테빌리스 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

표 2. 회전익 항공기 제원.

Table 2. Physical Specification of Rotary UAV.

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



그림 11. 실험에 사용된 회전익 항공기.

Fig. 11. Rotary UAV used for Flight Test.

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[8].

2. 시험 환경

본 논문 연구에서는 비교적 간단한 모양의 물체를 찾는 영상 처리 알고리즘을 사용하므로 목표 물체와 모양이 비슷한 물체가 비행 구역 근처에 없어야 한다. 이러한 실험 환경을 통제하기 위해 인공 구조물이 없는 지역을 선정하여 비행실험을 진행하였다.

경기도 시흥시 포동은 위 조건을 잘 만족하는 비행 시험 장소이다. 2km 내에 인공 구조물이 없어 본 논문에서 사용할 원 추적 영상 처리 알고리즘을 활용하기에 적절하다. 또한 전파 환경이 깨끗하여 GCS와 영상 시스템과의 무선 통신도 원활하다. 하지만 영상 전송을 위해 표준 통신 규격인 802.11n을 사용하여 통신 전파 출력에 제한이 있다. 따라서 이를 위해 GCS와 100m 이내의 근거리에서 비행 시험을 하였다. 뒤에 소개할 실험 결과에서 사용된 영상은 위 방법으로 실시간 전송 받은 영상이다.

목표물은 지름 4m의 원이 무광으로 인쇄되어 있는 현수막을 사용하였다. 목표물 설치 위치는 이륙 지점에서 동쪽으로 30m 정도 떨어진 지점에 설치하였다.



＋ : 이륙지점, ● : 목표물 위치

그림 12. 비행 시험 현장(경기도 시흥시 포동).

Fig. 12. Flight Test Area (Gyeonggi, Siheung, Po-dong).

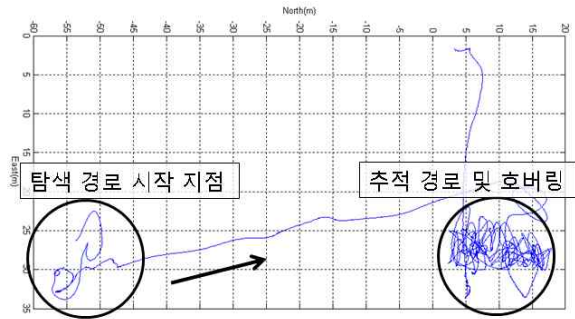


그림 13. 목표물 추적 및 호버링 비행경로.

Fig. 13. Flight Trajectory of Target Tracking and Hovering.

3. 비행 시험 결과

영상을 실시간으로 전송받기 위해 비행경로의 크기 및 모양에 제약이 따른다. 목표물 탐색 비행경로는 목표물에서 남쪽으로 70m 떨어진 지점에서 출발하여 북쪽으로 150m 이동하는 경로이다. 그림 13은 2012년 01월 27일에 실시한 비행경로 그래프이다. 목표물은 4m 지름의 붉은색 원이 그려진 흰색 배경의 플래카드를 이용하였다.

위 그래프에서 왼쪽(남쪽)에서 기체가 머무르다가 오른쪽(북쪽)으로 직선 비행 기동을 하였다. 목표물 수색 중 이동 속도는 카메라의 화각이 좁고 CCD 해상도가 작은 것을 고려하여 3m/s 의 낮은 속도로 이동하였다. 이보다 빠른 속도로 비행할 경우, feature를 3초 이상 인식할 시간이 부족하게 된다. 북쪽으로 70m 정도 이동 후, 영상 시스템에 목표물의 feature가 인식되었고 이를 3초 이상 연속 인식하여 목표물로 인식하였다. 이로 인해 탐색 경로 비행에서 추적 비행경로로 전환 비행하여 목표물 위로 호버링 됨을 알 수있다. 또한 호버링 중 Yaw 기동을 수시로 하여 영상 시스템의 촬영 각도에 따라서 탐색 및 추적이 잘 이루어지는지를 확인하였다. 그림 14는 비행 중 목표물 추적 및 그 위를 호버링하는 부분을 실시간 전송 영상에서 추출한 이미지를 도시한다.

그림 14의 각 번호는 시간 순서대로 표시한 것이다. 각 그림에서 + 는 기체의 위치를 지면에 표시한 것이고 목표물에 그려져 있는 ⊕는 영상 시스템이 해당 물체의 feature를 목표물로 탐지했다는 것을 나타낸다. 두 기호가 가까워 수록 기체와 목표물과의 수평 위치가 가깝다는 것을 의미하며 두 기호가 겹쳐지게 되면 기체가 목표물 위에 호버링 중임을 나타낸다.

그림 14의 1번은 실험 초기 영상 시스템의 비행 실험 가능성을 확인하기 위한 비행 중 영상이다. 1번 그림에서는 저고도 및 좁은 영상 영역에서 의도된 목표물이 아닌 다른 유사 물체를 특징점으로 탐지한 결과를 확인할 수 있다. 이는 앞서 기술한 바와 같이 영상 시스템은 의도된 목표물 이외의 물체를 목표로 인식할 가능성을 가지고 있음을 보여준다. 그러나 실험 당시 그림 8에서 설계한 알고리즘에 의해 해당 feature는 3초 이상 지속되지 않았으므로 기체가 추적하지 않았다. 이러한 현상을 제거하기 위해 기체의 고도에 따라 영상 프레임 내에서 목표물의 예측 크기에 대한 범위를 영상 알고리즘에 포함함으로써, 앞서와 같은 부적절한 목표물에 대한 추적을 제거할 수 있다.

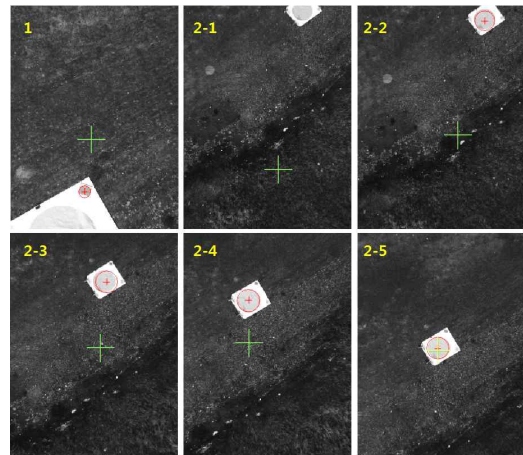


그림 14. 목표물 추적 과정 영상.

Fig. 14. Image Sequence for Target Tracking.

그림 14의 2-1~2-5번은 탐색 경로 중 목표물을 찾고 목표물 위로 접근해 가는 과정을 나타낸다. 2-1번에서 물체의 feature가 나타나기 시작하고 2-2번처럼 feature의 원 모양이 완전하게 나타나면 영상 시스템이 이를 탐지하게 된다. 그리고 2-3~4번과 같이 목표물 위로 기체가 이동하며 마지막으로 2-5처럼 목표물 위에 기체가 호버링을 하게 된다. 이때 영상 시스템은 GCS에 Alarm 신호를 전송하여 사용자에게 알린다. 이렇게 목표물을 추적해 가면서 Yaw 기동을 하게 되면 목표물을 다양한 각도에서 관찰 할 수 있으며 이렇게 얻은 자료는 분석을 위해 그림 14의 사진처럼 사용자에게 실시간으로 전송된다.

앞서 비행체의 영상 유도 호버링을 유지할 경우, 영상 항법 시스템에서 계산되는 목표물 중심점의 위치를 분석함으로써 목표물의 상대 위치 및 영상 항법 시스템의 성능을 제시할 수 있다. 그림 15는 목표물의 feature 위치가 호버링 중 실시간으로 계산된 결과를 나타낸다. 계산된 좌표의 평균값은 이륙 지점 기준 동쪽 25.6m, 북쪽 7.9m 이다. 실제 목표물의 위치에 대한 정밀한 측정값이 없으므로 영상항법에서 계산된 위치값의 정확한 오차 분포를 제시할 수는 없

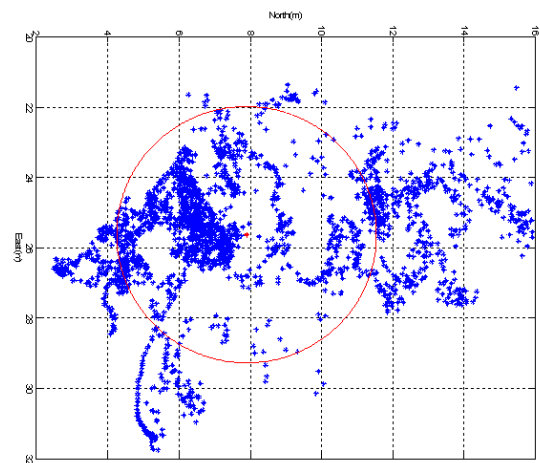


그림 15. 실시간으로 계산된 목표물 중심점의 위치.

Fig. 15. Estimated Position of Target via Vision System.

다. 그러나 지도를 이용한 위치 추정값을 고려할 때, 비교적 정확한 수준의 목표물 위치 추정을 함을 알 수 있다. 계산된 목표물 feature 위치의 1σ 면적은 반경 3.65m으로 그림 15에서 원으로 표시되었다. 위치 추정값중 중앙에서 오른쪽에 분포하는 점들은 고도 비행중 편향풍에 의한 바이어스값에 기인하며 이를 제거할 경우, 1σ 의 오차 반경은 40% 이상 감소된다. 한편, 비행실험시에는 무인로터의 비행제어 정확도와 돌풍 등에 의한 기체 외란 및 카메라 자세 불안정화 등의 오차 요인들이 불가피하게 존재한다. 이러한 결과를 종합할 때, 개발된 영상 유도 자동 비행 시스템은 실외 환경에서 지정된 목표물 추적 및 호버링 기능을 충분히 수행함을 실험적으로 검증할 수 있었다.

V. 결론

향후 소형 무인기를 이용하여 재난, 공공 서비스, 감시 정찰 등 다양한 분야에서 지상 목표물에 대한 검출 및 추적이 필요한 응용분야가 확대될 것으로 예상된다. 이는 IT 및 컴퓨터 기술의 발달로 임베디드 프로세서의 소형-고성능화, 저전력 모듈의 개발과 가상 계측 환경의 응용성 증가 추세로 인해 기술적 난제가 점차 해결됨으로써 가능하다.

이러한 배경에서 본 연구에서는 자동 경로 비행이 가능한 회전의 무인기에 목표물 탐색 알고리즘을 적용한 영상 시스템을 탑재하여 경로 비행 중 이를 추적하고 경로 유도 알고리즘을 적용하여 목표물에 대한 접근 및 호버링 시험을 수행하였다. 구현된 영상유도 자동비행 시스템을 이용하여 불규칙한 바람이 부는 야외 실험에서 목표물에 대한 호버링 수행과 수 m 이내의 비행체 위치 제어를 획득하였다. 또한 기체와 카메라 프레임간의 기하학적 관계로부터 호버링 중의 목표물 위치값 분포를 제시하였다.

본 논문은 영상 처리 기술 자체 보다는 항법 유도 응용 측면에 중점을 두었으며, 향후 향상된 영상 탐색기능을 활용하여 보다 일반적인 환경하에서의 영상기반 유도 기법으로 확장할 계획이다.

참고문헌

- [1] H. Shin, "Concept and perspective of UAV and its application possibility to transportation," *Journal of the Korea Transport Institute (in Korean)*, vol. 11, no. 1, pp. 64-71, Jan. 2004.
- [2] S.-W. Jang, S.-K. Lee, S. Oh, D.-H. Kin, and H.-J. Yoon, "The application of unmanned aerial photography for effective monitoring of maine debris," *Journal of the Korean Society of Marine Environment & Safety (in Korean)*, vol. 17, no. 4, pp. 307-314, 2011.
- [3] S.-S. Kim, S.-W. Shin, E.-M. Kim, and H.-H. Yoo, "Registration of aerial video frames for generating image map," *Journal of the Korean Society of Surveying Geodesy Photogrammetry (in Korean)*, vol. 25, no. 4, pp. 279-287, Aug. 2007.
- [4] K. Hanahara and M. Hiyane, "A circle-detection algorithm simulating wave propagation," *Machine vision and applications*, vol. 4, no. 2, pp. 97-111, 1991.
- [5] B. Lee, S. Park, S. Yoo, Y. Lee, and S. Sung, "LabVIEW based development of guidance and control system for rotor unmanned aerial vehicle," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference (in Korean)*, pp. 562-565, Nov. 2010.
- [6] National Instruments - Single-Board RIO OEM Devices, User guide, 2010.
- [7] National Instruments - NI 17xx Smart Camera, User Manual, 2009.
- [8] B. Lee, S. Park, S. Lee, C. J. Kim, Y. Lee, and S. Sung, "Development and flight test of unmanned autonomous rotor navigation system based on virtual instrumentation platform," *Journal of Institute of Control, Robotics and System (in Korean)*, vol. 17, no. 8, pp. 833-842, 2011.
- [9] Reg Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*, John Wiley and Sons Ltd., 2009.

이 병 진



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

윤 석 창



2009년 건국대학교 항공우주정보시스템 석사 학위, 2009년~현재 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 INS/GPS 결합 및 Localization, Mapping, 센서 융합, Avionics H/W 시스템 연구

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 부교수. 관심분야는 Avionics 및 항법시스템, rotary UAV, 비선형 필터 및 센서 융합, 관성 센서.