

고공 비행개시가 가능한 접이식 쿼더콥터 자율비행 실험

이청화*, 주백석*[#]

*금오공과대학교 기계시스템공학과

Autonomous Flight Experiment of a Foldable Quadcopter with Airdrop Launching Function

Cheonghwa Lee*, Baeksuk Chu*[#]

*Department of Mechanical System Engineering, Kumoh National Institute of Technology

(Received 9 February 2018; received in revised form 27 March 2018; accepted 2 April 2018)

ABSTRACT

The experimental results are presented of an autonomous flight algorithm of a foldable quadcopter with airdrop launching functions. A foldable wing structure enabled the quadcopter to be inserted into a rocket container with limited space. The foldable quadcopter was then separated from the rocket in the air. The flight pattern was tracked using a global positioning system (GPS) with various sensors, including an inertial measurement unit (IMU) module until a designated target position was reached. Extensive field tests were conducted through an international rocket competition, ARLISS 2017, which was held in Black Rock Desert, Nevada, USA. The flight trajectory record of the experiments is stored in electrically erasable programmable read-only memory (EEPROM) embedded in the main control unit. The flight record confirmed that the quadcopter successfully separated from the rocket, executed flight toward the target for a certain length of time, and stably landed on the ground.

Key Words : Quadcopter(쿼더콥터), Airdrop Launching(고공 비행개시), Foldable Mechanism(접이식 구조), Autonomous Flight(자율비행), GPS(위성항법장치)

1. 서 론

쿼더콥터는 네 개의 회전익을 동력원으로 사용하는 무인 항공체(Unmanned aerial vehicle)이다.^[1-5] 이륙 및 착륙을 위해 긴 활주로를 필요로 하는 고정익 항공체와는 달리, 회전익 항공체는 수직으로 구동할 수 있는 특성을 가지고 있기 때문에 상대적으로 좁은 공간에서 비행개시 및 종료가능하다.

따라서 적절한 면적의 영역만 확보할 수 있다면 장소에 크게 구애받지 않고 이착륙을 수행할 수 있어서 현재 물류, 관제, 촬영 등 여러 분야에서 다양하게 활용되고 있다.

최근 회전익 항공체의 활용분야를 더욱 넓히기 위하여 국방 분야에서 비행기나 헬리콥터와 같이 공중에서 이동하는 쿼더콥터를 운용하고자하는 시도가 이루어지고 있다. 이 경우에는 쿼더콥터를 안정적으로 이륙시키기 위한 장소와 같은 최소한의 환경조차 제공되지 않는다. 오히려 쿼더콥터가 공중에서 자유 낙하하고 특정 시점에 구동신호가 작

Corresponding Author : bschu@kumoh.ac.kr

Tel: +82-54-478-7398, Fax: +82-54-478-7319

동하면 고공에서 바로 자세를 잡고 자율비행을 시작하는 고공 비행개시가 이루어져야한다. 이 연구는 이와 같은 고공 비행개시를 위해 필요한 쿼드콥터의 기구적 메커니즘과 자율비행 알고리즘을 소개하고 이를 실제로 적용한 비행 실험을 다룬다.

고공 비행개시 후 공중에서 스스로 자세를 제어하고 주어진 작업을 수행하는 쿼드콥터 기술개발의 일환으로, 본 연구진은 미국 네바다주에서 매년 개최되는 ARLISS(A Rocket Launch for International Student Satellites) 국제경진대회에 참가하였다.^[6-9]

이 대회에서는 무인 이동체(Unmanned mobile platform)를 실은 컨테이너를 로켓에 넣어 3.0 km 이상의 고도로 발사한 후 컨테이너에서 이탈한 무인 이동체가 자율적으로 목표지점까지 도달하는 미션이 주어진다. 무인 이동체의 구조 및 형태는 제한되어 있지 않지만 쿼드콥터를 무인 이동체라고 설정할 경우 이 미션의 수행여부가 고공 비행개시 및 자율비행이라는 본 연구의 목적과 정확히 일치하는 것을 알 수 있다. Table 1은 대회에서 정하고 있는 로켓에 실릴 무인 이동체의 크기 및 질량을 보여주는 규정이고, Fig. 1과 같은 비행기록 결과물이 제출되어야 한다.^[10]

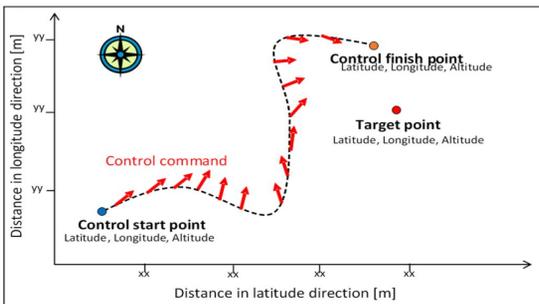


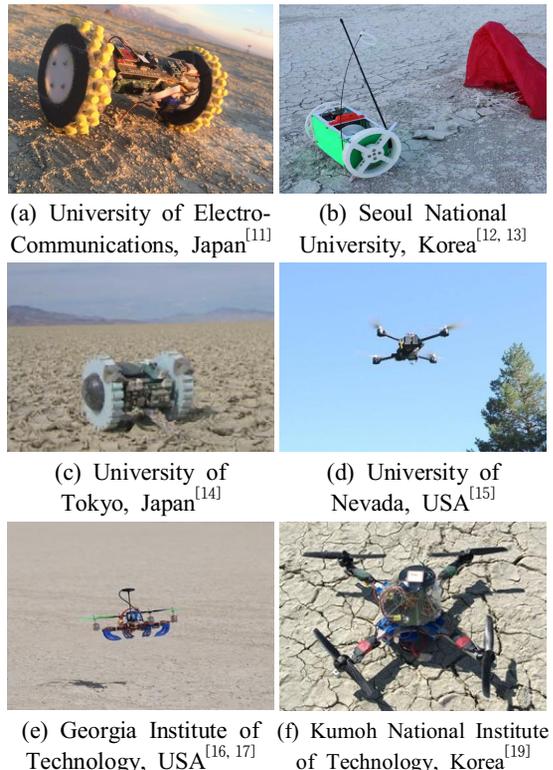
Fig. 1 An example of visualization of a control record^[8]

Table 1 Restrictions of unmanned mobile platform mass and size^[8]

Category	Restrictions
Mass	1050 g or less
Diameter	146 mm or less
Height	240 mm or less

전 세계 여러 대학 및 연구소에서 이 대회에 참가하고 있으며, 지금까지 참가한 다양한 형태의 무인 이동체가 Fig. 2에 정리되어 있다. 개발된 무인 이동체는 컨테이너에서 분리된 후 낙하산을 이용하여 지면에 도달하고 바퀴를 이용해서 목표지점까지 도달하는 로버(Rover)^[11-14] 형태와 고공에서 분리되어 자율적으로 목표지점까지 비행하는 쿼드콥터^[15-18] 형태로 양분된다.

본 연구에서는 정해진 규격의 컨테이너 내부에 넣기 위해서 날개프레임을 접는 접이식 구조를 가진 쿼드콥터 디자인에 대한 고안과, 상공 3.0 km 이상으로 쏘아올린 로켓에서 분리된 후 고공에서 비행을 개시하고 목표지점까지 자율적으로 비행하는 알고리즘을 실험한 내용을 소개하고자 한다. Fig. 2(f)는 본 연구를 통해 제작 및 실험된 쿼드콥터를 보여준다.^[19]



(a) University of Electro-Communications, Japan^[11] (b) Seoul National University, Korea^[12, 13]
 (c) University of Tokyo, Japan^[14] (d) University of Nevada, USA^[15]
 (e) Georgia Institute of Technology, USA^[16, 17] (f) Kumoh National Institute of Technology, Korea^[19]

Fig. 2 Unmanned mobile platforms for ARLISS competition

2. 접이식 쿼드콥터 설계 및 구성

2.1 쿼드콥터의 접이식 메커니즘 설계

Fig. 3과 4는 각각 쿼드콥터의 접이식 구조에 대한 개괄적 모습 및 상세 메커니즘을 보여준다. 우선 쿼드콥터를 로켓에 싣기 위해 날개프레임(Arm)을 접는 모습을 Fig. 3(a)에서 볼 수 있다. Fig. 3(b)는 Table 1에 제공된 규격의 컨테이너 안에 날개프레임을 접어 넣은 모습을 보여준다. Fig. 3(c)는 쿼드콥터가 고공에서 컨테이너와 분리된 후 접혀있던 날개프레임이 펼쳐지는 모습이다. Fig. 4(a)에는 쿼드콥터의 접이식 메커니즘을 설명하기 위한 부품들의 명칭이 제공되어 있다. 그림은 본체(Plate), 날개프레임(Arm), 날개프레임 고정장치(Fixer), 쿼드콥터 다리(Leg), 압축 스프링(Compression Spring), 그리고 인장 스프링(Coiled Spring)이 결합된 모습을 보여준다. Fig. 4(b)는 쿼드콥터가 컨테이너에서 분리되는 순간 인장 스프링의 장력(Tension)에 의해서 날개프레임이 날개프레임 힌지(Arm Hinge)를 중심으로 회전을 시작하는 모습이다. Fig. 4(c)는 날개프레임이 회전하는 과정 중에 날개프레임 고정장치를 밀어내고 고정장치가 힌지(Fixer Hinge)를 중심으로 회전하며 스프링을 압축되는 모습이다. Fig. 4(d)는 날개프레임이 완전히 펴지고, 날개프레임 고정장치가 압축된 스프링의 힘을 받아 날개프레임을 다시 접히지 않도록 고정하는 모습이다.

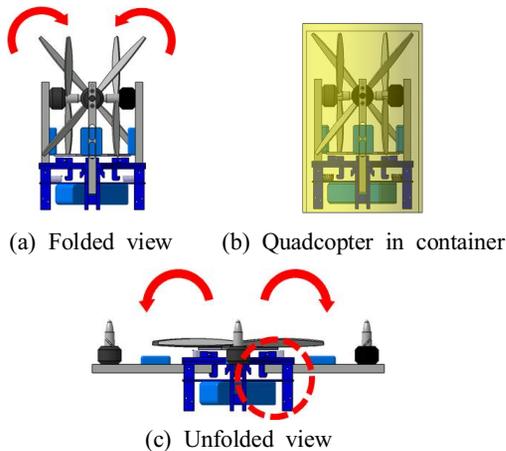
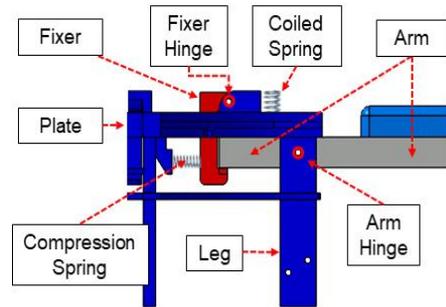
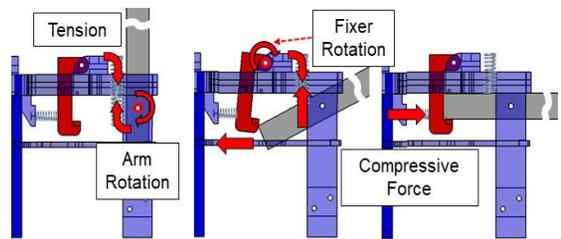


Fig. 3 Overall view of a foldable arm mechanism



(a) Component names



(b) Folded view (c) Fixer motion (d) Unfolded view

Fig. 4 Detailed view of a foldable arm mechanism

Table 2는 날개프레임을 접었을 때와 폼 때의 쿼드콥터의 높이와 직경을 측정된 것이다. 날개프레임을 접었을 때 차지하는 쿼드콥터의 부피는 날개프레임을 폼 때 부피의 약 3분의 1 수준인 것으로 계산되며, 이는 접이식 구조를 통해 제한된 공간 안에 쿼드콥터를 넣는 효과적인 방법임을 보여준 것이다. Table 3는 접이식 쿼드콥터의 각 부품별 무게를 설명한다. 쿼드콥터의 무게는 비행 성능 및 시간에 직접적인 영향을 주는 인자이기 때문에 최소한의 부품과 최적의 설계를 통하여 무게를 524 g까지 줄이는 데 성공하였다. 또한 접이식 쿼드콥터 개발을 위해 부품간의 이격을 최소화하는 데 중점을 둔 정밀한 설계가 진행되었다. 부품간의 이격은 고속으로 회전하는 4개의 BLDC모터로 인한 진동을 증폭시키며, 이와 같이 발생한 진동은 기체의 내구성을 낮출 뿐만 아니라 센서와 컨트롤러의 오작동에도 많은 영향을 미치기 때문이다. 이 연구를 진행하며 접이식 쿼드콥터를 제작하는 동안 여러 시작품을 통해 설계, 제작, 그리고 수정을 거듭하여 개발된 견고하고 가벼운 쿼드콥터를 이용하여 고공 비행개시 및 자율비행 실험을 수행하였다.

Table 2 Size of folded and unfolded structure

Structure	Unfolded	Folded
Diameter	360 mm	132 mm
Height	90 mm	210 mm
Volume	9.16 cm ³	2.87 cm ³

Table 3 Weights of foldable quadcopter components

Component	Weight (g)
Quadcopter Frame	170
BLDC motor and drive	37 (Fixed)
Battery	195 (Fixed)
Assembly parts	122
Total	524

2.2 접이식 쿼드콥터의 하드웨어 구성

Fig. 5는 본 연구에서 개발된 접이식 쿼드콥터의 하드웨어 시스템 구성도를 보여준다. 본 연구에서는 Arduino Nano를 주제어기(Main control unit)로 사용하였다. Arduino Nano는 크기가 작아 공간을 효율적으로 사용할 수 있으며 쿼드콥터 제어에 필요한 충분한 수의 입출력 단자를 가지고 있다. 쿼드콥터 제어를 위한 정보 획득을 위해 우선 GY-86 IMU (Inertial measurement unit) 센서가 사용된다. 이 센서는 자자기(Geomagnetism) 모듈, 가속도 모듈, 자이로스코프, 그리고 기압계(Barometer)를 포함하고 있어서 쿼드콥터 제어에 필요한 Roll-Pitch-Yaw 기울기, 방향 그리고 고도 정보를 제공한다. NEO-6M 모듈은 GPS(Global positioning system)로부터 지표면상의 위도 및 경도 좌표를 제공하며, 이 정보는 I2C-GPS NAV 신호변환 모듈을 통해 I2C방식으로 주제어기에 전달된다.

설계된 쿼드콥터의 크기 및 무게를 반영하여 모터 및 모터 드라이브 출력이 결정되는데, 이 연구에서는 EMAX MT2204 2300KV 모터와 EMAX Simonk 12A 모터 드라이브가 사용되었다. HC-06 블루투스 모듈과 안드로이드폰의 EZ GUI 어플을 통해 쿼드콥터의 상태가 전달 및 모니터링된다. 쿼드콥터의 간단한 조작과 기본적인 제어 파라메터

설정 등을 위한 조이스틱 기반의 수동조작을 위해서는 FS-IA6 RF(Radio frequency) 통신 모듈이 활용되었다. 본 연구에 사용된 부품들에 대한 상세 정보는 Table 4에 정리되어있다.

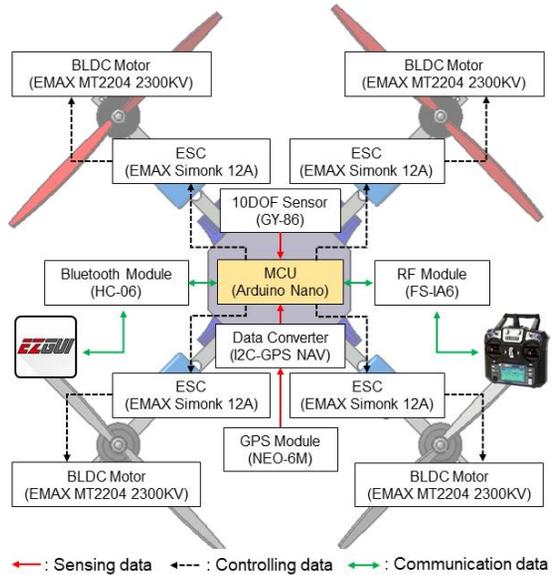


Fig. 5 Hardware connection and components

Table 4 Electrical components of the quadcopter

Components	Model	Specification
MCU	Arduino Nano	ATmega328
10 DOF Sensor	GY-86	3 Gyro, 3 Acc., 3 Mag., 1 Baro.
GPS Module	NEO-6M	115200 bps UBX Protocol
Data Converter	I2C-GPS NAV	Serial to I2C
Bluetooth	HC-06	115200 bps
RF Module	FS-IA6	Range : 2.401 ~ 2.475 GHz
ESC	EMAX Simonk	In : 11.1V 12A, Out : 5V 1A
BLDC Motor	EMAX MT2204	2300 KV
Battery	Li-Po	3S1P 11.1V 2200mAh

3. 접이식 쿼드콥터 자율비행

3.1 접이식 쿼드콥터의 비행 전략

Fig. 6은 접이식 쿼드콥터의 전체 비행 과정을 보여준다. 쿼드콥터를 탑재한 로켓은 발사지점(Launch point)에서 고도 3.0 km ~ 3.5 km 상공으로 발사되며, 이후 로켓이 분리되고 쿼드콥터가 컨테이너로부터 빠져나온다. Fig. 3과 4에서 설명된 메커니즘에 따라 접혀있던 날개프레임이 펼쳐지면서 쿼드콥터의 비행이 개시된다. 전달된 비행개시 신호와 함께 4개의 BLDC 모터가 작동하고, 중력과 외부의 영향을 이겨내며 쿼드콥터의 자세제어가 수

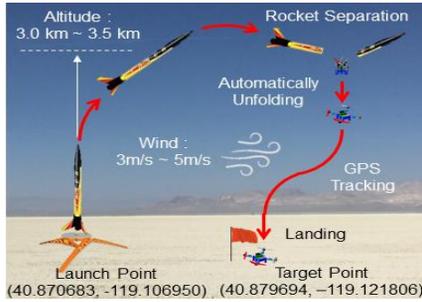


Fig. 6 Conceptual diagram of flight procedure

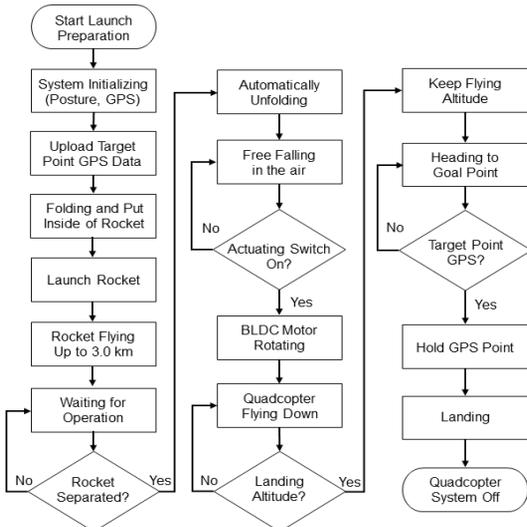


Fig. 7 Autonomous flight algorithm with airdrop launching

행된다. 쿼드콥터는 지상으로부터 약 5 m ~ 15 m 의 비행고도까지 하강한 뒤 입력된 목표지점(Target point)의 GPS 위치를 향해 자율적으로 비행한다. 이때 비교적 낮은 비행고도를 유지하는 이유는 불의의 추락이 발생할 경우 쿼드콥터의 위치 정보를 저장하고 있는 부품의 파손을 최소화하며 비행정보를 수집하기 위해서이다. 이후 목표지점에 도착한 것을 확인한 쿼드콥터는 모터의 출력을 낮춰 착륙함으로써 비행을 종료한다. Fig. 7은 쿼드콥터의 고공 비행개시 및 자율비행 알고리즘에 대한 준비과정부터 착륙시점까지의 상황을 정리한 순서도이다.

3.2 PID 제어를 활용한 비행제어 알고리즘

접이식 쿼드콥터의 자세제어 및 비행제어를 위하여 이 연구에서는 Fig. 8에 주어진 것과 같이 PID 제어 기반의 제어 알고리즘을 사용하였다. 수동조작을 위한 조작 장치로부터 입력되는 Roll(ϕ_{ref}), Pitch(θ_{ref}), Yaw(ψ_{ref}), Throttle(δ_{ref}) 명령과 IMU센서에서 측정된 쿼드콥터의 현재 자세(ϕ_{real} , θ_{real} , ψ_{real}) 값의 차를 이용하여 쿼드콥터의 자세제어가 수행된다. 목표지점을 향해 자율적으로 비행하기 위한 명령 신호는 초기에 입력된 목표지점의 GPS 값과 쿼드콥터의 GPS 모듈에서 수집한 위도(Latitude) 및 경도(Longitude) 값의 차를 이용하여 계산된다. 이 정보는 GPS 변환기(GPS-based conversion)를 거치며 ϕ_{GPS} , θ_{GPS} 각도신호로 변환되고 쿼드콥터에게 전달되어 수평면 상의 자율비행 제어가 수행된다. 계산된 신호는 PID/PI 제어 기반의 제어를 통해 제어신호 u_ϕ , u_θ , u_ψ 를 생성하고 δ_{ref} 와 함께 쿼드콥터의 역기구학(Inverse kinematics) 식에 전달되어 모터의 출력 신호 m_1 , m_2 , m_3 , m_4 를 계산하는 데 사용된다. 이 때 사용된 쿼드콥터의 역기구학은 식 (1)과 같다. 이것은 Fig. 8의 쿼드콥터의 그림과 같은 방식의 출력 구성을 사용하는 형식이며, 화살표 방향이 쿼드콥터의 전진방향이다.

$$\begin{Bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \\ m_4 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} +1 & -1 & -1 & +1 \\ -1 & -1 & +1 & +1 \\ -1 & +1 & -1 & +1 \\ +1 & +1 & +1 & +1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_\phi \\ u_\theta \\ u_\psi \\ \delta_{ref} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

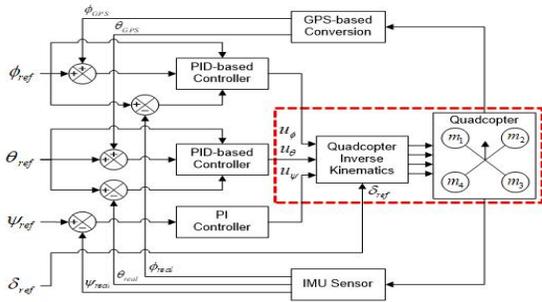


Fig. 8 PID-based control system for the quadcopter

4. 접이식 쿼드콥터 자율비행 실험

4.1 현지적응 비행 실험

쿼드콥터가 안정적으로 비행하기 위해서는 수차례의 수동조종과 자율비행 실험을 통해 제어 파라미터의 설정 및 보정이 필요하다. 제어 파라미터는 쿼드콥터의 무게나 관성 모멘트와 같은 자체적인 동역학 특성뿐만이 아니라 기압이나 온도, 풍속과 같은 외부적인 요인에 의해서도 영향을 받는다. 따라서 대회가 개최된 미국 네바다주의 Black Rock Desert와 같이 비행 환경이 현격하게 달라졌을 경우 현장 상황에서 맞게 현지적응 비행 실험을 통해 새로운 제어 파라미터가 설정되어야 한다.

현지적응 자율비행 실험을 수행하기 전에 수동조종 모드로 수차례 조정하여 쿼드콥터가 안정적인 자세로 비행하도록 파라미터를 수정하였다. 국내에서 실험을 통해 획득한 Roll, Pitch, Yaw, 고도에 대한 제어 파라미터 값을 기준으로 시행착오적인 방법을 통해 조정하였다. 그리고 이렇게 설정된 제어 파라미터를 이용하여 자율주행 모드 비행 실험을 수행하였다. Fig. 9(a)는 쿼드콥터가 자율비행을 시

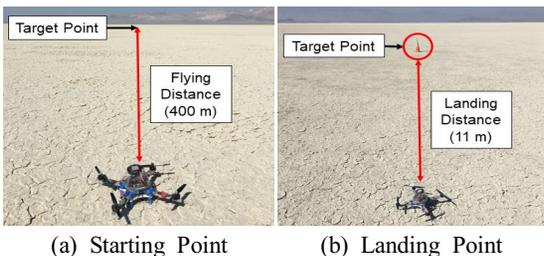


Fig. 9 Preliminary test in Black Rock Desert, Nevada

Table 5 Results of preliminary autonomous flying test

Category	Test 1	Test 2	Test 3
Target Point			
GPS Position	(40.879694, -119.121806)		
GPS Sampling Time	5 sec		
Flying Altitude	5 m		
Flying Distance	400 m		
Motor Power Increment Rate	+0%	+10%	+10%
Flying Time	90 sec	81 sec	84 sec
Landing Distance	11 m	3.5 m	4.2 m

작하기 전의 준비 상황이며, 목표지점까지의 비행 거리 (Flying distance)는 400 m로 설정하였다. 쿼드콥터가 자율비행을 마치고 목표지점에 착륙한 모습이 Fig. 9(b)에 나타나있다. 이 때, 쿼드콥터가 착륙한 지점으로부터 목표지점까지의 거리(Landing distance)는 11 m이었다. 그런데 이 실험에서 사용한 GPS 모듈의 오차가 3 m ~ 4 m인 것을 가만하면 현지적응 실험의 착륙오차가 11 m인 것은 예상보다 큰 오차이기 때문에 수차례의 추가 실험을 통해 그 원인을 분석해보았다. 쿼드콥터가 자율비행 이후 수직으로 착륙하는 과정에서 바람의 영향을 받아 목표지점으로부터 오차가 다소 발생한 것으로 추정했으며, 이를 극복하기 위해 모터의 출력을 10% 가량 높이는 수정을 하였다. 모터의 출력을 제외한 실험요인을 동일하게 설정한 후 추가 실험을 수행하였으며, 추가 실험의 착륙 오차가 3.5 m, 4.2 m로 줄어들었음을 확인하였다. 이 결과는 앞서 예상한 원인과 이에 대한 해결 방안이 적절함을 보여주며, 여러 차례 수행한 현지적응 실험들 중 모터의 출력 수정 전 실험 1회와 수정 후 실험 2회에 대한 설정 값과 결과 값을 Table 5에 정리하였다.

4.2 고공 비행개시 자율비행 실험

고공 비행개시 자율비행 실험은 3.1에서 언급한 바와 같이 쿼드콥터를 3 km의 높이로 쏘아 올리는 등의 특별한 실험환경을 갖추어야한다. 하지만 국내에서는 항공법 및 안전문제 등으로 인해 이와 같은 실험 환경을 구성하는 것이 쉽지 않다. 따라서 고공비행 실험을 위해 필요한 실험환경을 제공하는 ARLISS 대회에 참가하였으며, 총 2회의 기회를 얻

어 고공 비행개시 자율비행 실험을 수행하였다. 총 2회의 실험 중 한 번의 실험은 쿼드콥터가 자유낙하 하던 중 기기 이상으로 추락하여 의미 있는 결과를 얻지 못하였다. 나머지 한 번의 실험은 이를 보완한 후 수행하였으며, 두 번째 실험을 통해 획득한 결과를 본 논문에 기록하였다.

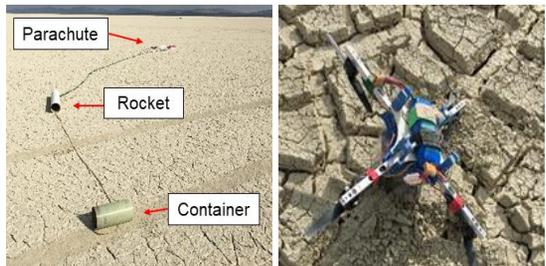
Fig. 10은 쿼드콥터를 컨테이너에 넣고 로켓에 실어 발사하기까지의 고공 비행개시 실험을 준비하는 과정을 순차적으로 보여주고 있다. 쿼드콥터를 로켓에 싣기 전에 목표지점의 GPS 위치를 입력하고, EZ GUI를 통해 IMU센서와 GPS모듈이 잘 작동하는지를 점검한다. 쿼드콥터의 날개프레임을 접어 컨테이너에 넣은 뒤 Fig. 10(a)와 같이 로켓을 조립한다. 조립한 로켓을 정해진 발사지점으로 옮긴 후 발사대에 장착하고 Fig. 10(c)와 같이 로켓을 발사하면 고공 비행개시 실험이 시작된다.

Fig. 11(a)는 발사된 로켓과 컨테이너, 그리고 이들의 낙하 시 파손을 막기 위한 낙하산이 지면에 도달한 모습이다. 그리고 컨테이너로부터 분리되어 목표지점을 향해 비행한 후 지면에 착륙한 쿼드콥



(a) Assembly (b) Set-up (c) Launch

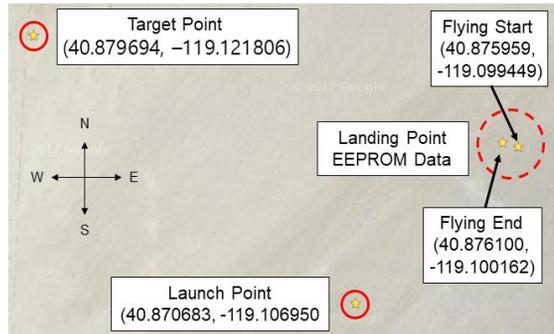
Fig. 10 Rocket launching process



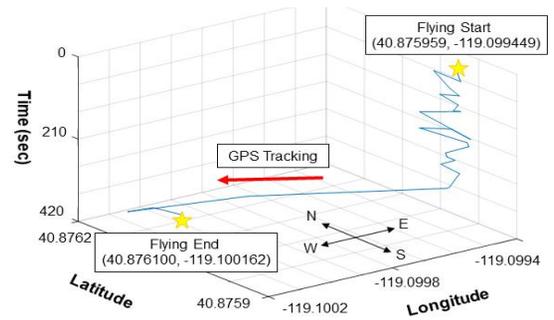
(a) Rocket Landing (b) Landing Condition

Fig. 11 Flight experiment with airdrop launching

터를 Fig. 11(b)가 보여주고 있다. Fig. 12(a)에서 보는 것과 같이 목표지점과 1.88 km 떨어진 착륙지점 (Landing Point)에서 쿼드콥터가 발견되었고, 착륙 당시의 모습은 Fig. 11(b)와 같이 부서진 곳이 없는 온전한 모습이였다.



(a) Planar view of GPS position data



(b) GPS position trajectory about landing point

Fig. 12 GPS position data stored in EEPROM during autonomous flight experiment with airdrop launching

Table 6 Results of autonomous flying test

Category	Results
GPS Position	Target Point (40.879694, -119.121806)
GPS Sampling Time	15 sec
Flying Altitude	15 m
Flying Distance	40 ~ 45 m
Flying Time	420 sec
Landing Distance	1.88 km

정확한 쿼드콥터의 비행기록을 확인하기 위해서 내부의 EEPROM에 저장된 GPS 위치 데이터와 배터리 잔량을 확인하였다. GPS 비행기록은 Fig. 10(b)에 나타난 바와 같이 비행개시(Flying Start)지점과 비행종료(Flying End)지점의 위치 그리고 GPS 추적(GPS Tracking) 기반의 비행궤적(Trajectory)으로 구성된다. 그리고 각 위치 정보는 EEPROM의 메모리 용량 제한에 따라 15초 간격으로 저장되었다. 쿼드콥터는 비행개시 지점에서 비행을 시작하여 23개의 데이터를 수집하는 5분 45초 동안 설정한 비행고도인 15 m 높이까지 하강 비행한 뒤, 목표지점을 향해 30초 동안 40 m ~ 45 m 가량 GPS 추적 비행을 수행하였다. 이후의 EEPROM에 저장된 GPS 위치 데이터는 비행종료 지점에서 이동하지 않았고, 실제로 쿼드콥터도 데이터가 마지막으로 기록된 지점에서 발견되었다. 발견 당시 배터리의 잔량은 10.7 V였으며, 이는 쿼드콥터가 비행하기에 부족한 수치였다. Table 6은 고공 비행개시 자율비행 실험의 결과를 요약한 것이다.

착륙 위치에서 발견된 쿼드콥터의 상태, EEPROM에 저장된 GPS 비행기록, 그리고 발견 즉시 측정된 배터리 잔량 등을 통해 다음과 같은 설명이 가능하다. 로켓과 함께 쏘아올린 쿼드콥터는 성공적으로 로켓과 분리되어 자동으로 날개프레임을 펼친 후 고공 비행을 개시하였으며 계획된 자율비행 알고리즘에 따라 목표 비행고도까지 하강 비행에 성공하였다. 그리고 목표지점을 향해 GPS 추적 자율비행을 수행하던 도중 배터리의 잔량이 충분하지 않아 비행을 위한 추력이 약해지고 이로 인해 착륙한 것으로 추정된다. 현지적용 비행 실험에서와 같이 목표지점에 충분히 가깝게 도달하지 못했지만 GPS 추적 비행궤적을 통해 목표하던 방향으로 쿼드콥터가 진행하고 있던 사실은 확인할 수 있다. 따라서, 수행된 고공 비행개시 실험을 통해 이 연구에서 제안한 접이식 메커니즘을 갖는 쿼드콥터 구조와 자율비행 알고리즘의 실현 가능성이 확인된 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구에서는 고공 비행개시가 가능한 접이식

쿼드콥터의 자율비행 실험에 관하여 소개하였다. 제한된 크기의 로켓에 쿼드콥터를 넣기 위해 날개프레임을 접는 구조와 작동 메커니즘이 제안되었다. 그리고 공중으로 쏘아올린 로켓에서 분리된 접이식 쿼드콥터가 고공에서 비행을 개시하고 정해진 목표지점으로 실시간 GPS 정보를 바탕으로 추적 자율비행을 수행하는 알고리즘에 대한 검증이 이루어졌다. 이를 위해 미국의 네바다주의 Black Rock Desert에서 진행되는 ARLISS대회를 통해 비행실험이 실시되었다. IMU 모듈을 비롯한 다양한 센서들을 이용하여 자세제어 및 비행제어가 수행되고 주제어기 내부에 포함된 EEPROM에 GPS 기반의 비행궤적에 관한 위치정보가 저장되었다. 저장된 비행기록을 분석한 결과 쿼드콥터가 로켓에서 성공적으로 분리되어 고공 비행을 개시하고 목표지점을 향하여 일정 시간동안 비행한 후 안정적으로 착륙했음을 확인하였다. 본 연구에서 개발된 접이식 쿼드콥터는 강한 바람과 높은 고도에서부터 시작된 비행으로 인해 배터리의 소모가 컸던 것으로 판단된다. 본 대회 규정 상 여러 차례 실험을 수행할 수 없는 한계 때문에 배터리를 추가하여 고공비행 실험을 다시 할 수는 없었으나 추후에는 배터리 2개를 병렬로 연결하는 등 배터리 소모와 관련된 문제를 해결하기 위한 새로운 비행 알고리즘을 통해 최소한의 비행시간 안에 목표지점에 찾아갈 수 있도록 하는 추가 연구를 진행할 예정이다.

후 기

“본 연구는 금오공과대학교학술연구비에 의하여 연구된 논문임.”

REFERENCES

1. Gupte, S., Mohandas, P.I.T. and Conrad, J.M., “A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles,” Proceedings of IEEE Southeastcon, pp. 1-6, 2012.
2. Anderson, K. and Gaston, K.J., “Lightweight

- Unmanned Aerial Vehicles Will Revolutionize Spatial Ecology,” *Frontiers in Ecology and the Environment*, Vol. 11, No. 3, pp. 138-146, 2013.
3. Chao, H., Cao, Y., and Chen, Y., “Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles: A Survey,” *International Journal of Control, Automation, and Systems*, Vol. 8, No. 1, pp. 36-44, 2010.
 4. Lee, C., and Chu, B., “A Three-unit Modular Climbing Robot for Overcoming Obstacles on the Facade of Buildings,” *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, Vol. 16, No. 2, pp. 114-123, 2016.
 5. Lee, J. Y., Cho, J. S., and Lee, S. J., “A Study on the Stability of Dynamic Walking of a Humanoid Robot,” *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, Vol. 15, No. 2, pp. 125-130, 2016.
 6. Nakasuka, S., Nakamura, Y., Funase, R., Nagai, M., and Kawashima, R., “Autonomous Parafoil Control Experiment as “Comeback Competition” for Effective First Step Training Towards Satellite Development,” *IFAC Automatic Control in Aerospace*, pp. 919-924, 2004.
 7. LaCombe, J.C., Wang, E.L., Nicolescu, M., Rivera, P., and Poe, B., “Design Experiences with a Student Satellite Program,” *Proceedings of the 2007 American Society for Engineering Education Pacific Southwest Annual Conference*, 2007.
 8. Yamaura, S., Akiyama, H., and Kawashima, R., “Report of CanSat Leader Training Program,” *Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, pp. 856-860, 2011.
 9. Kawashima, R., “CanSat Leader Training Program: past, Present and Future,” *Ciencia UANL*, Vol. 19, No. 81, pp. 76-82, 2016.
 10. “CanSatRegulation_byUNISEC_2017_ver4.0,”(2017) <http://www.arliss.org>(accessed 31, Jan., 2018)
 11. Uwano, F., Tajima, Y., Murata, A., & Takadama, K., “Recovery System Based on Exploration-Biased Genetic Algorithm for Stuck Rover in Planetary Exploration,” *Journal of Robotics and Mechatronics*, Vol. 29, No. 5, pp. 877-886, 2017.
 12. Park, J.H., Lim, J.Y., Kang, D.H., Kim, H.T., Moon, H.S., Choi, H.S., Hwang, D.H., Do, W.K., Kim, K.J., Heo, Y.S., and Jung, I. S., “Bring-Back Cansat Mission for a Simulated Resupply Mission on a Remote Planet,” *KSAS 2014 Spring Conference*, pp. 1516-1518, 2014.
 13. “Seoul National University Satellite Team” <https://snusat.wordpress.com/>(accessed 17, Jan., 2018)
 14. Nakasuka, S., “Students’ Challenges towards New Frontier-Enlarging Activities of UNISEC and Japanese Universities,” *Trans. JSASS Space Tech*, Vol. 7, No. 26, pp. 11-16, 2009.
 15. “University of Nevada, Reno engineering” <http://www.rgi.com/story/news/2014/09/08/unr-team-competing-battle-drones/15288115>(accessed 11, Dec., 2017)
 16. “Georgia Institute of Technology CRAWLAB” <http://picssr.com/tags/arliss/interesting/page5>(accessed 11, Dec., 2017)
 17. AlSaibie, A., Kivila, A., Potter, J., and Singhose, W., “Fostering Global Collaboration Between Engineering Students Through a Robotic Design Competition,” *2014 Hawaii University International Conferences Science, Technology, Engineering, Math & Education*, pp. 1-8, 2014.
 18. Mintchev, S. and Floreano, D., “A Pocket Sized Foldable Quadcopter for Situational Awareness and Reconnaissance,” *2016 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*, pp. 396-401, 2016.
 19. “Intelligent Robotics Laboratory, Kumoh National Institute of Technology” <http://irobot.kumoh.ac.kr/> (accessed 31, Jan., 2018)