

# 무인 동력 페러포일 개발

## Development of the autonomous motor powered parafoil UAV

권형준\* (한국항공우주연구원), 이창환(코아블)

### 1. 서론

국내 군에서 사용되고 있는 정찰용 무인항공기의 대부분은 고정익 항공기로 군의 전력상 없어서는 안될 존재가 되었다. 그러나 국내의 UAV의 운용에 있어 큰 문제는 마지막 단계인 회수에서는 수동 조작에 의한 착륙과 무인기에 장착된 낙하산을 이용한 방법을 이용하고 있다. 이러한 과정에서 고가의 기체는 파손의 염려가 매우 높으며 국내의 산악지형에서는 이착륙에 필요한 활주 공간을 확보하기도 어렵다. 이런 단점을 보완하고자 핸드런치가 가능한 초소형 UAV나 회전익 무인기도 개발이 되었지만 payload과 비행거리에 있어 많은 제약이 있다. 이러한 문제를 해결하고자 동력 페러포일 UAV를 소개하고자 한다. 일반 고정익이 아닌 Ram-air parafoil을 이용한 비행체로 자체 시스템의 안정성이 높아 고정익 항공기에 비해 자세제어가 필요하지 않아 GPS로만 기체의 유도 방법이 가능하다. 이착륙에 활주거리는 20~30m 정도이며 특히 회수부분에 있어 시스템의 특성상 낙하산구조 이기 때문에 동체의 파손이 적다. 또한 무동력에서도 활공이 가능하여 소음없이 작전을 수행할 수 있다. 이러한 장점을 가진 motor powered parafoil UAV의 개발을 통해 기존의 UAV 운용에 있어 단점을 해결해보고자 한다.

### 2. 시스템의 구조 및 운용

#### 1). 기계부 구조

본 기체는 캐나다의 1인승 동력 페러포일 기체를 개조하여 항법컨트롤러를 장착하였다.

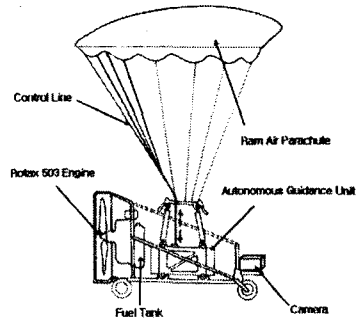


Fig. 1 motor powered parafoil UAV

기체 위에는 낙하산이 장착이 되며 시스템 내부의 액츄에이터는 낙하산의 control line과 연결되어 있어 산줄의 길이를 조종하여 진행방향을 조종할 수 있다. 낙하산의 진행 방향 제어를 위한 control surface는 낙하산 후방부의 산줄의 장력을 조종하여 낙하산의 익형의 모양을 변형시켜 회전을 하게 된다. 오른쪽의 산줄을 당기면 파라포일은 오른쪽으로 선회하며 왼쪽으로 당기면 왼쪽으로 회전하는 Drag Turn 방식의 구조이다.

Parafoil Model	C-520 [SE, USA]
Parafoil Surface Area	520 sq.ft
Parafoil Wing Span	38.5 ft
Parafoil Wing Chord	13.5 ft
Dry Weight	150 Kg
Payload	100 kg
Engine	Rotax 503 engine
Flight Time	5 Hr.
Max. Speed	60 Km/s

Table 1: Motor powered parafoil Spec

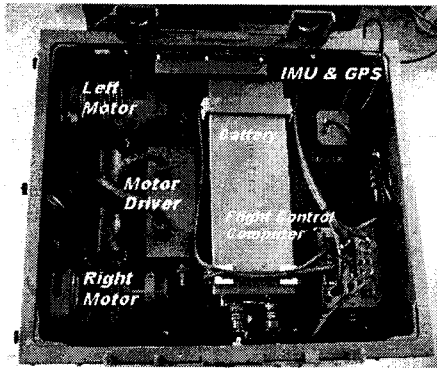


Fig. 2 AGU hardware systems

AGU 내부에는 낙하산의 컨트롤용 좌우 산줄을 감고, 풀기 위한 모터와 감속기 그리고 풀리가 장착되어 있으며, 모터는 250W 브러쉬리스 모터를 사용하게 된다. 항법용 센서는 GPS와 Magnetic Compass 가 장착되어 있으며 여기서 나온 데이터는 FCC (Flight Control Computer) 가 제어, 항법연산을 수행한 후 두 모터를 통해 낙하산 진행 방향을 제어하여 비행을 하게 된다.

2). Flight Control Computer 구조

motor powered parafoil UAV에 사용되고 있는 컨트롤러의 하드웨어 구성은 다음과 같다.

항목	사양
제어부	TI DSP TMS320LF2407A Main CPU : 항법제어, SERVO MOTOR,Engine Throttle 제어 Sub CPU : GPS및 센서 신호 입력
입력	하니웰 HMR3000 compass Novatel GPS (위도,경도,고도,헤딩,각속도,속도)
출력	Dual PWM for Motor Position Control Throttle control Servo, Modem Output

Table 1: Controller in/out Spec.

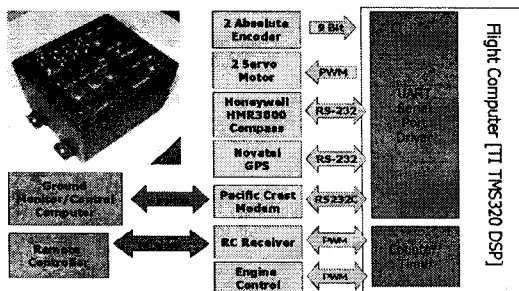


Fig. 3 FCC Structure Diagram

3). 항법 및 헤딩 컨트롤 알고리즘

컨트롤 및 항법 알고리즘을 적용하기 위해서는 Motor powered Parafoil의 동적 특성의 모델링이 수행되어야 한다. 고정익 항공기와는 달리 낙하산의 특성상 Roll,Pitch,Yaw의 자율 안정성이 높아 별도의 자세 안정화 제어는 불필요하다. 방향 컨트롤에 필요한 Yaw 축의 Heading 제어용 시스템 모델링이 필요하며 기체의 고도 제어 관련 수식은 Ram-air parafoil의 물리적 특성인 양항비는 1:3 으로 고정되어 있어 엔진의 추력에 따른 전진 속도에 따라 고도의 제어가 가능하다. 제어 이론의 적용에 있어 시스템은 시불변 선형시스템으로 가정하며 헤딩 제어에는 PI 컨트롤을 사용하며 항법에서는 Proportional navigation (PN Guidance)를 사용한다.

Proportional navigation (PN Guidance) 항법

원하는 DZ (Drop Zone)에 시스템을 유도하기 위한 PN Guidance의 X-Y 평면에서의 Turning Angle 은 아래와 같다.

$$\dot{\psi}^* = V \cos \gamma \left( \frac{y \sin \psi - x \cos \psi}{r} \right) \tag{1}$$

은 회전각이며, V 는 시스템의 속도,r 은 회전 반경, x,y는 DZ에서의 시스템의 위치를 표시한다. PN guidance 법칙에서의회전속도는 아래와 같다.

$$\dot{\psi} = \kappa \dot{\psi}^* \tag{2}$$

여기서 는 항법 게인이며 실험을 통해 구해진다. 수직 평면에서의 식은

$$\dot{\phi} = V \left( \frac{s \sin \gamma + z \sin \gamma}{s^2 + z^2} \right) \tag{3}$$

z 는 고도이며, s 는 DZ와 시스템의 x-y평면상의 거리 그리고 는 Pitching 각이다.

$$\dot{\gamma} = \kappa \dot{\phi} \tag{4}$$

PN Guidance 의 식 중 x-y 평면에서의 수식(1)은 실제 시스템에서 적용 가능하나 그러나 수식(3)은 낙하산의 물리적 특성인 양항비

(pitching angle)가 비행기와 달리 고정된 값이기 때문에 적용이 어렵다. Ram-Air parafoil의 두 컨트롤 라인은 비행기의 러더와 같은 역할을 할 뿐 Elevation역할은 하지 못한다. 즉 Motor powered Parafoil UAV의 고도 처리는 엔진의 추력을 통해 기체의 전진속도에 따라 상승,하강 수평비행이 가능하다.

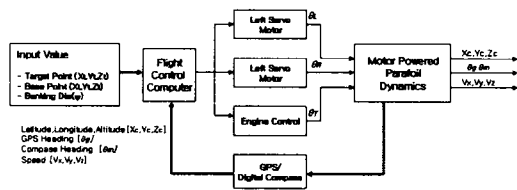


Fig. 4 control in/out Diagram

4. Ground Station Program

기체에는 무선 모뎀이 장착되어 지상의 랩탑 컴퓨터와 통신을 할 수 있다. 지상에서는 기체의 위치,고도,속도,진행방향 들을 전송받으며 지상 관제소는 비행중의 기체에 목표좌표, 목표지점에서의 상공선회 및 선회 반경 그리고 기지로의 귀환 명령을 무선 전송하게 된다. 또한 움직인 시스템의 궤적은 아래의 창에 실시간으로 표시가 된다. 만약 시스템과 지상 기지국간의 무선통신에 이상이 있을 경우 기체에 탑재된 FCC는 프로그램에 의해 자동으로 기지로 귀환하게 된다.

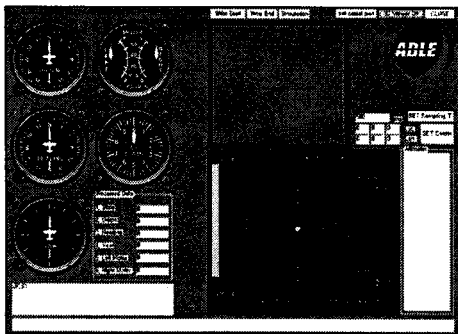


Fig. 5 Monitoring Program Panel

3 실험 및 결과

본 테스트는 기체를 목표 지점까지 자동 비행하여 상공을 지나 컴퓨터에 입력된 선회 반

경으로 회전하게 프로그램되어 있다. 이러한 테스트 방식은 실제 UAV사용에 있어 가장 기본이 되는 정찰 임무에 관련된 비행 테스트로서 본테스트는 상공 500m 에서 수행이 되었다.

컨트롤러는 고도 제어와 항법연산을 통해 엔진의 출력과 낙하산의 제어면의 조종을 통해 아래와 같은 비행 그래프를 구할 수 있었다.

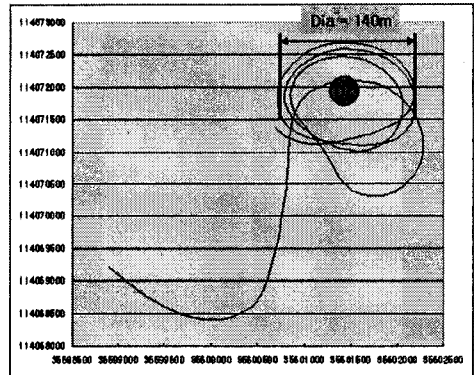


Fig. 6 Flight longitude, latitude data

위 테스트는 목표 지점을 접근하여 상공을 지나 컨트롤러에 입력된 회전 반경에 의해 선회하게 프로그램 FCC의 비행 테스트 결과이다. 선회 반경은 140 m로 위 그래프를 통해 알 수 있다.

4 결론

기존의 고정익 UAV 항공기 단점은 기체 자체의 자세제어를 위한 고가의 IMU장비가 필요하며 기체의 회수시 파손 확률이 높다 그리고 정찰임무가 주 목적이므로 실용적계 하중이 작다. 그러나 Motor powered Parafoil은 항법을 위한 센서는 GPS 하나면 충분하며, 기본 구조가 낙하산 형태 이므로 회수시 시스템의 파손이 없다. 또한 실용 페이로드는 100kg 이상이며 이러한 무게에도 불구하고 이륙거리는 30m, 착륙 할 수 거리는 10m 도 채 안되는 독특한 시스템이다. 이러한 기체를 활용한 UAV 는 군에서 요구하는 다양한 임무를 수행 할 수 있는 새로운 형태의 UAV이다.

참고문헌

1. H. Bruce Tsai "Analytical and Experimental Study of a Recovery Guidance System at Iowa State Univ.",1999

2. Isaac I. Kaminer & Oleg A. Yakimenko  
"Development of Control Algorithm for the  
Autonomous Gliding Delivery System"  
AIAA-2003-2116

3. G.Hur, And J.Valasek "System Identification of  
Powered Parafoil-Vehicle from Flight Test Data"  
AIAA-2003-5539

4. James E. Murray, Alex G. Sim, David C. Neufeld  
"Further Development and Flight Test of an  
Autonomous Precision Landing System Using  
Parafoil" NASA 1994