

# Hybrid 비행 모드를 갖는 Quadrotor-Plane 의 비행제어실험

## Flight Control Test of Quadrotor-Plane with Hybrid Flight Mode of VTOL and Fast Maneuverability

김 동 균, 이 병 진, 이 영 재, 성 상 경\*  
(Dong-Gyun Kim<sup>1</sup>, Byoungjin Lee<sup>1</sup>, Young Jae Lee<sup>1</sup>, and Sangkyung Sung<sup>1,\*</sup>)  
<sup>1</sup>Dept. of Aerospace Information Engineering, Konkuk University

**Abstract:** This paper presents the principle, dynamics modeling and control, hardware implementation, and flight test result of a hybrid-type unmanned aerial vehicle (UAV). The proposed UAV was designed to provide both hovering and fixed-wing type aerodynamic flight modes. The UAV's flight mode transition was achieved through the attitude transformation in pitch axis, which avoids a complex rotor tilt mechanism from a structural and control viewpoint. To achieve this, a different navigation coordinate was introduced that avoids the gimbal lock in pitch singularity point. Attitude and guidance control algorithms were developed for the flight control system. For flight test purposes, a quadrotor attached with a tailless fixed-wing structure was manufactured. An onboard flight control computer was designed to realize the navigation and control algorithms and the UAV's performance was verified through the outdoor flight tests.

**Keywords:** UAV, mode transition, hovering, attitude transformation, pitch singularity, flight test

### I. 서론

과거 무인항공기는 군사용으로 개발되어 사용되었지만, 최근에는 산림감시, 해안정찰, 기상-재난 관측, 조난자 수색 등의 민수 분야로 산업이 커지고 있다. 이러한 무인항공기 활용에는 Hovering 비행 같은 기동을 수행할 수 있으며, 공간의 제약을 받지 않으면서 이착륙을 할 수 있는 VTOL (Vertical Take-off and Landing) 항공기가 적합한 것으로 평가되고 있다. 그러나 헬리콥터 등의 기존 VTOL 항공기는 순항 속도, 고고도 비행 및 비행시간 측면에서 일반적 고정익 항공기에 비해 비행성능이 떨어진다[1,2].

이러한 VTOL 기체의 장점을 살리고 단점을 극복하기 위해 미국, 영국, 독일 등 항공 선진국들은 다양한 형태의 비행체 연구를 수행하고 있다. 현재 연구되고 있는 비행체 중 양산개발까지 성공한 비행체 개념은 틸트제트와 틸트로터 두 가지이며, 이 외에도 보다 경제적이고 실용적인 새로운 개념의 비행체 구현을 위한 연구가 지속되고 있다[3-6].

본 논문에서 연구한 비행체는 기존의 쿼드콥터에 고정익을 장착한 형태이며, 기존의 틸트 방식과는 다르게 구조의 변형 없이 동체의 자세 변환으로 비행 원리를 구현하는 특징을 갖는다. 본 논문의 비행체 개념인 Quadrotor-Plane은 기존 쿼드콥터에 비해 적은 에너지로 비행하며, 비행 거리 및 비행 시간 증가, 그리고 경량화를 목적으로 개발되었다.

Quadrotor-Plane 개념은 과거에도 유사한 선행 연구로 제시된 사례가 있으나 대부분 과일럿이 조종하는 결과로만 발표되었다[6]. 본 논문은 Quadrotor-Plane의 동역학 모델과 적용된 제어기법을 제시하며, 실제 구현을 위한 비행제어컴퓨터와 개발과 자동비행을 통한 자세 및 경로 제어 결과를 제시함으로써 비행 성능을 검증하고 실 적용 가능성을 탐색하였다.

### II. QUADROTOR-PLANE 개념 및 MODELING

일반적인 복합형 드론은 틸트형으로 많이 연구되고 있다. 그러나 틸트형의 경우 틸트하는 부분의 기계적 작동 구조로 인하여 구조 복잡도와 중량이 증가하게 된다. 본 논문의 비행체는 이 문제를 해결하기 위해 비행 중 구조적 변형이 없는 단순한 구조로 설계하였다. 이러한 설계는 견고하게 만들 수 있으며 제작이 간단하다.

틸트형은 틸트하는 부분의 기계적 작동으로 비행 모드를 전환한다. 그러나 Quadrotor-Plane는 Pitch 자세에 따라 비행

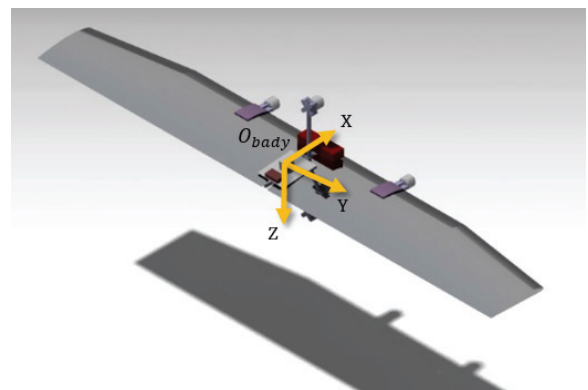


그림 1. Quadrotor-Plane.  
Fig. 1. Quadrotor-Plane.

\* Corresponding Author

Manuscript received April 18, 2016 / revised May 31, 2016 / accepted July 9, 2016

김동균, 이병진, 이영재, 성상경: 건국대학교 항공우주정보시스템학과 (kdgyun88@naver.com/schumir\_@hotmail.com/younglee@konkuk.ac.kr/sksung@konkuk.ac.kr)

※ 본 연구는 미래창조과학부의 중견연구자 지원사업(NRF-2016R1A2B4010719) 의하여 연구되었음.

※ 이 논문은 2016 제 31회 제어로봇시스템학회 학술대회에 초안이 발표되었음.

모드가 결정되는 자세 천이형 비행체이다.

Quadrotor-Plane의 구조는 그림 1처럼 날개 중간에 Z축과 평행한 봉을 장착하고 쿼드콥터와 같이 모터를 배치하는 구조를 취한다.

기체의 Body 좌표계는 그림 1과 같이 날개를 이용한 비행인 고속 비행 모드를 기준 좌표축으로 잡는다. 이때, IMU 센서를 날개의 익면 위에 설치하게 되므로 이상적인 비행 좌표축에 대하여 관성항법시스템의 장착 오차는 Pitch축으로 약 15도가 발생하게 된다. 즉 항법시스템에서 Pitch각이 15도일 때, 고속 비행 상태인 기체 받음각 0도를 의미하며 자세 천이로 Pitch각을 105도로 올렸을 때 기체 받음각이 90도인 상태가 되므로 Hovering 모드에 진입하게 된다.

먼저 기체에 유도되는 Force 모델링 식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= \frac{T + X_a + X_g}{m} - qw + rv \\ \dot{v} &= \frac{Y_g}{m} - ru + pw \\ \dot{w} &= \frac{Z_a + Z_g}{m} - pv + qu \end{aligned} \quad (1)$$

위 모델식은 Body 좌표계를 기준으로 한다. 아래첨자  $a$ 와  $g$ 는 각각 공력과 중력을 의미한다. 공력의 힘인 양력(L)과 드래그(D)는 바람 방향을 기준으로 하는 기준 공력 좌표계에서의 힘이다. 공력 좌표계는 바람 방향과 Body 좌표계  $y$ 축 회전 각도 차이인 받음각  $\alpha$ 로 정의되며 다음 식과 같이 구할 수 있다.

$$\alpha = \arctan 2(w, u) \quad (2)$$

양력과 드래그는 각각 바람 좌표계의 Z축과 X축에 반대 방향이며, 아래와 같은 변환식으로 Body 좌표계의 힘으로 표현된다[4].

$$\begin{bmatrix} X_a \\ Z_a \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D \\ L \end{bmatrix} \quad (3)$$

Quadrotor-Plane의 비행 모드를 전환할 때 필요한 양력을 구하기 위해서는 날개의 양력계수(Lift Coefficient)가 받음각 -30~120도 까지 필요하다.

다음으로 기체에 유도되는 Moment 모델링 식은 다음과 같다 [5].

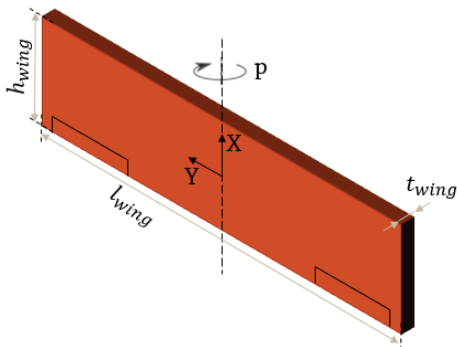


그림 2. Wing Plate.

Fig. 2. 날개 플레이트 형상.

$$\begin{aligned} I_{xx} \dot{p} &= (I_{yy} - I_{zz})qr + (-T_1 + T_2 - T_3 + T_4)\kappa + M_{D,p} + \delta_\alpha \\ I_{xx} \dot{q} &= (I_{zz} - I_{xx})pr + l(T_1 - T_3) + M_{D,q} + M_{wing} \\ I_{xx} \dot{r} &= (I_{xx} - I_{yy})pq + l(T_2 - T_4) + M_{D,r} \end{aligned} \quad (4)$$

이때, T는 각 모터에서 발생하는 추력,  $\kappa$ 는 추력을 반토크로 환산하는 계수,  $l$ 은 모터 중심축간의 거리이다. 한편, 날개에서 발생하는 저항 성분인  $M_D$ 는 분석을 위해 그림 2처럼 하나의 직사각형 판으로 가정하여 구하였으며, 이에 따른 식은 아래와 같다[6].

$$M_D = \begin{bmatrix} -\frac{h_{wing}^4 l_{wing}^4}{128} \rho C_D p |p| \\ -\frac{l_{wing}^4 h_{wing}^4}{128} \rho C_D q |q| \\ -\frac{t_{wing}^4 l_{wing}^4}{128} \rho C_D r |r| \end{bmatrix} \quad (5)$$

Quadrotor-Plane는 날개에서 발생하는 저항이 크기 때문에 특히 몸체 좌표계 중 Roll축 회전이 힘들다. 즉, 모터의 반토크 힘만으로는 Roll 모멘트 제어력이 충분히 발생하지 못한다. 따라서 본 논문에서는 에일러론을 이용한  $\delta_\alpha$ 로 X축 회전에 대한 제어면을 추가하는 방식을 채택하였다.

### III. ALGORITHM DESIGN OF CONTROL AND SYSTEM

#### 1. 자세천이 비행 특성 항법 알고리즘 설계

날개 받음각 90도에서 Hovering을 유지하는 Quadrotor-Plane는 천이 기동을 위해 Pitch 기동이 자유로워야 하며 본 논문에서 고려되는 Pitch 기동 범위는 -30~120도 이다. 그러나 해당 자세를 일반적인 자세 표현 방법인 ‘Roll-Pitch-Yaw( $\Phi-\theta-\Psi$ )’ Euler Angle로 표현하게 되면 Pitch 90도 부근에서 Gimbal-Lock(또는 Singularity) 문제가 발생한다. 본 연구에서 활용된 항법 시스템은 INS와 GPS의 결합 방식 중 하나인 Quaternion 기반  $\Delta V$  Integration AHRS 알고리즘으로 구현되어 특이점 문제를 근본적으로 해결하였다[7]. 그러나 자세천이비행의 직관적 이해와 제어 모델링을 위해서는 다음과 같은 오일러각 기반의 해석을 수행하였다.

조종사가 직접 탑승하는 기체와 다르게 무인기는 조종기가 주로 지상에 존재하며 따라서 기체와 조종기가 서로 다른 좌표계를 갖는다. 일반적인 상용 조종기는 보통 2축의 Gimbal을 통해 자세 명령 값을 생성하는데, 이 Gimbal의 특성상 Quaternion 보다는 Gimbal 회전의 조합인 Euler Angle을 사용하는 것이 조종성 확보에 더 용이하다. 따라서 본 연구에서는 상용 조종기의 Gimbal 특성을 그대로 활용하면서 상기 Gimbal-Lock 문제를 해결하는 Euler Angle 조합을 제안하였다.

$\Phi-\theta-\Psi$  Euler Angle의 Gimbal-Lock은  $\Phi$  회전축과  $\Psi$  회전축이 서로 일치하는 현상이며, 자세 회전이  $\Psi \rightarrow \theta \rightarrow \Phi$  순서로 이루어지기 때문에 Pitch  $\pm 90$ 도 지점에서 해당 문제가 발생한다. 본 연구에서는 이 회전 순서를  $\Psi \rightarrow \Phi \rightarrow \theta$ 로 하는 ‘Pitch-Roll-Yaw( $\theta-\Phi-\Psi$ )’ Euler Angle을 설계하여 이러한 Gimbal-Lock 발생지점을 Pitch  $\pm 90$ 도가 아닌 Roll  $\pm 90$ 도로 변경토록

하였다.

다음 수식들은 항법 시스템에서 출력되는 Quaternion 자세 ( $q_s$ )를  $\theta-\Phi-\Psi$  Euler Angle로 변환하는 과정을 전개한다. 이 과정은 기존  $\Phi-\theta-\Psi$  Euler Angle 변환과 비슷한 방식을 사용하며, 다만 회전 순서가 바뀌었기 때문에 Pitch 및 Roll, Yaw의 정의가 기존과 바뀐 것을 고려하였다. 기존  $\Phi-\theta-\Psi$  Euler Angle 변환에서 Pitch의 경우 중력 가속도의 Body 좌표계 X축 성분을 ‘arcsin’ 연산으로 산출했다면, 본 논문의  $\theta-\Phi-\Psi$  Euler Angle 변환에서는 Y축성분으로 ‘arcsin’ 연산을 수행하여 Roll을 산출하였다. 본 방법의 Pitch 산출에서도 회전 방향에 맞추어 부호를 보정하고 ‘arctan2’ 연산을 수행하는 점이 기존  $\Phi-\theta-\Psi$  Euler Angle 변환의 Roll 산출 부분과 유사한 특성이 있다. 식 (6)은 이를 위한 연산을 표현하며, 이때  $g$ 는 중력가속도를 의미한다.  $C_n^b$ 는 Navigation (NED) 좌표계에서 Body 좌표계로의 회전 변환 행렬을 표현한 것으로 항법 시스템에서 출력된 Quaternion 자세를 이용하여 생성한다. 하첨자  $b$ 와  $n$ 은 각각 Body 좌표계와 Navigation 좌표계를 의미한다.

$$\begin{aligned} [g_{bx} \quad g_{by} \quad g_{bz}]^T &= C_n^b \cdot [0 \quad 0 \quad -g]^T \\ \theta_s &= \arctan 2(g_{bx}, -g_{bz}) \\ \phi_s &= \sin^{-1}\left(-\frac{g_{by}}{g}\right) \end{aligned} \quad (6)$$

앞서 기술한 바와 같이 본 논문에서 다루는  $\theta-\Phi-\Psi$  Euler Angle은  $\Psi \rightarrow \Phi \rightarrow \theta$ 의 순서로 자세 회전 변환을 수행한다. 이는 각 회전 성분을 Quaternion으로 변환하여 나타낼 때에도 유효하며, 이러한 성질을 이용하여 수직축 자세 성분인 Yaw를 산출할 수 있다. 식 (7)은 이러한 과정을 나타낸다. 식 (7)에서  $f_{e2q}$ 는 Euler Angle을 Quaternion으로 변환하는 함수를, ‘ $\otimes$ ’ 연산은 Quaternion Multiplication, 위 첨자 ‘\*’는 Quaternion Conjugate를 각각 의미한다.

$$\begin{aligned} f_{e2q} \left( \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \psi_s \end{bmatrix} \right) &= q_s \otimes \left( f_{e2q} \left( \begin{bmatrix} \phi_s \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right) \otimes f_{e2q} \left( \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \theta_s \end{bmatrix} \right) \right)^* \\ &= [q_v(1) \quad q_v(2) \quad q_v(3) \quad q_v(4)] \\ \psi_s &= 2 \cdot \sin^{-1}(q_v(4)) \end{aligned} \quad (7)$$

2. 자세제어 알고리즘

Quadrotor-Plane의 자세제어는 간단한 PD제어를 적용하였다. 미분제어를 위해 항법센서에서 출력되는 Body 좌표계의 각속도  $p, q, r$ 을 식 (6)~(7)에서 산출한 자세값과 동일한 좌표계로 다음과 같이 변환한다.

$$\begin{aligned} C_2 &= \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, \quad C_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + C_2 \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_2 C_3 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} &= \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \cos \phi \\ 0 & 1 & \sin \phi \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi}_s \\ \dot{\theta}_s \\ \dot{\psi}_s \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\phi}_s \\ \dot{\theta}_s \\ \dot{\psi}_s \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \cos \phi \\ 0 & 1 & \sin \phi \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \end{aligned}$$

식 (6)-(7)로 산출된 값(첨자 ‘s’)을 통해 제어 목표값(하첨자 ‘c’)과의 차이에 제어게인  $K$ 를 곱해 Moment  $M$ 을 산출하여 자세제어를 수행한다.

$$\begin{aligned} M_\phi &= K_p(\phi_c - \phi_s) + K_D(0 - \dot{\phi}_s) \\ M_\theta &= K_p(\theta_c - \theta_s) + K_D(0 - \dot{\theta}_s) \\ M_\psi &= K_p(\psi_c - \psi_s) + K_D(0 - \dot{\psi}_s) \end{aligned} \quad (9)$$

비행 모드에 따른 제어기 스위칭 없이 하나의 제어기로 비행하기 위해 식 (9)에서 구한 모멘트를 다시 Body 좌표계로 변환하여 제어한다. 이를 통해 자연스러운 모드 변환이 가능하다.

$$\begin{bmatrix} M_p \\ M_q \\ M_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \cos \phi \\ 0 & 1 & \sin \phi \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_\phi \\ M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} \quad (10)$$

이렇게 구한 제어 모멘트 값을 다음 식과 같이 각 제어면 벡터에 입력한다.  $T_{total}$ 는 비행에 필요한 각 모터의 평균 출력값을 의미한다.

$$\begin{aligned} M1 &= -\frac{M_p}{4\kappa} + \frac{M_q}{2l} + T_{total}, \quad M2 = +\frac{M_p}{4\kappa} + \frac{M_r}{2l} + T_{total} \\ M3 &= -\frac{M_p}{4\kappa} - \frac{M_q}{2l} + T_{total}, \quad M4 = +\frac{M_p}{4\kappa} - \frac{M_r}{2l} + T_{total} \\ M5 &= -\delta_\alpha M_p, \quad M6 = \delta_\alpha M_p \end{aligned} \quad (11)$$

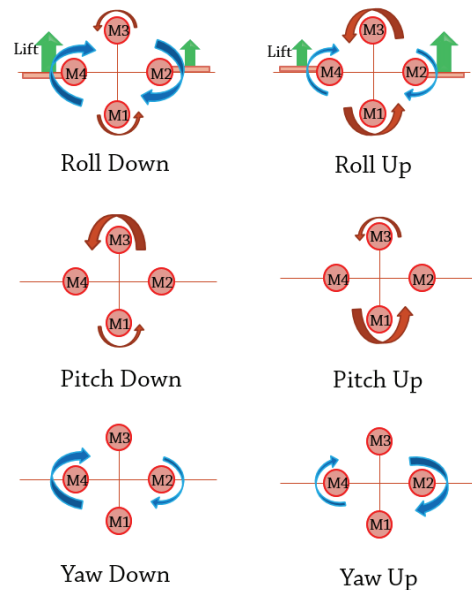


그림 3. 고속 비행모드에서 제어면.  
Fig. 3. Control Surface of Fast Flight mode.

Quadrotor-Plane는 일반적인 고정익 비행체의 꼬리 날개가 없으므로 항력과 하중을 줄일 수 있으면 스텔스 기능을 갖는 이점이 있다[8]. 따라서 고속비행 모드에서 기존의 rudder와 elevator를 사용한 제어 방식을 사용할 수 없다. 이를 극복하기 위하여 앞서 기술된 모터 추력 차 및 aileron을 이용하여 그림 3과 같이 자세 제어를 수행한다.

3. 경로유도 알고리즘

본 논문의 모든 경로는 고속비행 모드 기준으로 설계되었으며, 원 경로와 직선 경로의 조합으로 이루어져 있다.

원 경로는 그 중심을 Navigation 좌표계의 원점으로 구성된다. 먼저 기체의 위치, 속도 및 자세와 원의 기하관계를 이용하여 식 (12)과 같이  $\psi_v$  를 구한다.

$$\psi_v = \arctan 2(x_s, y_s) + \pi \tag{12}$$

다음으로 현재 위치 기준 원과의 접선 각  $\psi'$  을 계산한다. 설정된 회전 방향에 따라 '+' 및 '-' 부호가 결정되며, '+'일 경우 반시계 방향으로 '-'일 경우 시계방향으로 회전을 한다.

$$\psi' = \pm \arctan 2\left(r, \sqrt{|d^2 - r^2|}\right) \tag{13}$$

그러나 식 (13)으로  $\psi'$  을 계산하면 기체가 원 안쪽에 있을 경우 원의 중심을 향하게 된다. 때문에 기하학적 방법을 사용하여 기체가 원 안에 있을 경우  $\psi'$  는 다음과 같이 식 (14)을 사용한다.

$$\psi' = \pm \arctan 2\left(r, -\sqrt{|d^2 - r^2|}\right) \tag{14}$$

앞서 구한  $\psi_v$  와  $\psi'$  을 더하여 최종적으로 제어 목표값인  $\psi_c$  를 구한다.

$$\psi_c = \psi_v + \psi' \tag{15}$$

원 비행을 위해서는 구심력이 필요하므로 이를 생성하기 위한 롤 기동이 동반되어야 한다. 필요 구심력은 비행속도 v 및 원 반지름으로 결정되며, 식 (16)는 양력을 이용하여 구심력을 생성하기 위한 제어 Roll을 산출한다.

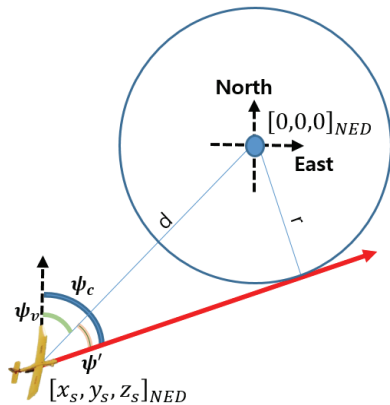


그림 4. 원 비행의 Yaw각.  
Fig. 4. Yaw angle of Circle Flight.

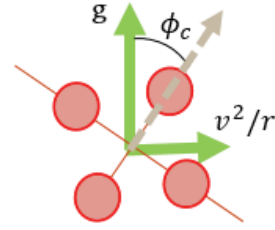


그림 5. 원 비행의 Roll각.  
Fig. 5. Roll angle of Circle Flight.

$$\phi_c = \pm \arctan\left(\frac{v^2/r}{g}\right) \tag{16}$$

직선 비행은 Yaw 제어로 경로를 수렴시키며, 그림 6은 이러한 방법을 나타낸다.

$$\begin{aligned} \psi_{vs} &= \arctan 2(x_f, y_f) + \pi \\ \psi_v &= \arctan 2(x_s, y_s) + \pi \\ \psi' &= \psi_{vs} - \psi_v \\ d &= \sqrt{x_s^2 + y_s^2} * \sin \psi' \\ \psi_e &= -K_e d \\ \psi_c &= \psi_v + \psi_e \end{aligned} \tag{17}$$

$\psi_c$  를 생성하기 위해서 먼저 경로의 방향각  $\psi_{vs}$  과 기체에 서 목표 지점까지의 방향각  $\psi_v$  를 식 (17)과 같이 산출한다. 그 다음 기체가 경로에서 떨어진 거리 오차 d를 이용하여 오차계인  $K_e$  를 곱해 경로 백터 기준 수렴하기 위한 제어 Yaw 각도  $\psi_e$  를 생성한다. 마지막으로 이를 경로 방향 값과 더하여 최종적으로 필요한 제어 목표값  $\psi_c$  를 산출한다. 단, d로 생성된  $\psi_e$  는 90도 이상을 넘지 않게 제한한다[9].

고도제어는 Navigation 좌표계의 수직속도  $V_d$  로 고도에 대한 제어를 수행한다. 속도에 따라 양력이 증가하는 날개 특성 상 본 연구의 기체는 속도 제어로 고도제어가 가능하며 이를 이용하여 결과적으로 추력으로 고도를 제어하도록 하였다.

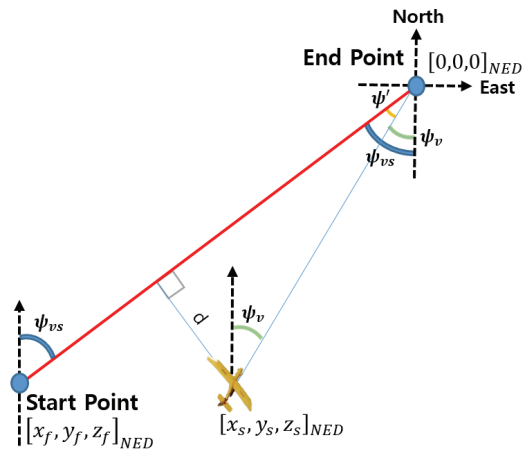


그림 6. 직선 비행의 Yaw각.  
Fig. 6. Yaw angle of straight Flight.



$$V_{d,c} = K_p(H_c - H_s)$$

$$T_c = K_p(V_{d,c} - V_{d,s}) + K_i \left( \int (V_{d,c} - V_{d,s}) dt \right) + K_D(a_{d,s}) \quad (18)$$

고속비행모드 시에는 작은 Pitch 값을 가정하여 추력만으로 속도를 제어하여 결과적으로 고도를 제어한다. Hovering 모드 또한 추력이 곧 기체 상승과 직접 연관되어 있으므로 두 비행 모드 모두 추력 제어만으로 고도 제어를 수행하는 특징을 갖게 된다.

IV. FCS 설계 및 제작

VTOL이 가능하면서 고속 비행과 장기 체공 목적을 가능케 하는 것이 본 연구의 주요 목적이다. 따라서 Quadrotor-Plane 기체는 경량화와 필요 제어면을 동시에 구현하는 것을 목표로 설계하였다. 기체의 기본 프레임은 모두 가볍고 탄성과 강도가 강한 카본 재질을 사용하여 경량화와 함께 모터에서 센서로 들어가는 진동을 최대한 억제하였다.

그림 7은 항법 및 비행제어시스템이 탑재된 quadrotor-plane 을 보여준다. 탑재 모터는 T-motor사의 MN2206(2000KV)으로 최대 추력은 500g이며, ECS는 Hobby wing사의 X-rotor 20A를 사용하였다. 표 1은 비행체의 주요 제원을 도시한다.

Quadrotor-Plane의 FCS(Flight Control System)은 하나의 모듈에서 제어 및 항법을 모두 처리한다. 이러한 설계로 FCS의 소형화 및 경량화를 구현 하였다. 그림 8은 단일 보드로 구현된 FCS와 주요 부품을 도시한다.

FCS 주요 구성 부품으로 메인프로세서는 STM사의 ARM Coretex-M3 72MHz, 관성측정장치는 Analog-Devices사의 ADIS16407, 위성항법시스템 모듈은 U-blox사의 NEO-M8N을 사용하였다. 최종 단일 모듈 FCS 크기는 80\*100\*32



그림 7. Quadrotor-Plane.  
Fig. 7. 제작된 Quadrotor-Plane.

표 1. Quadrotor-Plane 제원.  
Table 1. Quadrotor-Plane specification.

|                |                |
|----------------|----------------|
| 전장             | 1.58 m         |
| 높이             | 0.6 m          |
| 폭              | 0.55 m         |
| 중량(Batt. 포함)   | 1000 g         |
| Battery        | 3 Cell 2200mAh |
| 비행시간(Hovering) | 5 min          |
| 비행시간(고속 비행)    | 8 min          |
| Payload        | 200 g          |

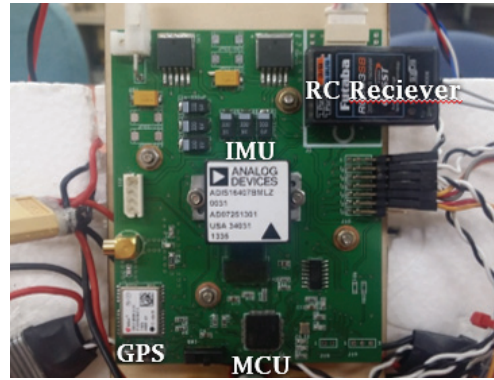


그림 8. Flight Control System module.  
Fig. 8. 단일모듈 비행제어시스템.

[mm]이며 무게는 80g이다. 통신장치는 RFDesign사의 RFD 900+ 모듈로 900MHz 주파수 통신 대역을 사용함으로써 Wi-fi나 Bluetooth등의 기타 진과 간섭을 피하도록 구현하였다. 기체의 경량화를 위해 별도의 FCS 배터리는 사용하지 않는다.

그림 9는 구성된 FCS의 논리적 구성도를 도시한다. 항법과 제어 알고리즘은 모두 100Hz 주기로 갱신하여 모터 제어를 수행한다. 관성측정장치(IMU)와 GPS는 각각 SPI와 UART 직렬 통신으로 연결되며, 중앙프로세서에서 속도차분 백터값을 이용한 자세항법을 100Hz로 수행한다. 갱신된 자세, 각속도, 위치, 속도 정보를 이용하여 제어기는 설계된 자세, 속도 제어 알고리즘을 100Hz 주기로 갱신하며, RC 리시버로 수신하는 리모트 컨트롤러 명령에 따라 수동제어, 자동제어, 경로 제어, 고도제어 등의 기능을 스위칭할 수 있도록 하였다. 제어출력은 최종적으로 100Hz 주기로 PWM 신호로 변환되어 Motor와 서보 제어를 수행하며, 동시에 항법 및 상태 정보 등은 50Hz주기로 GCS에 전송된다[10].

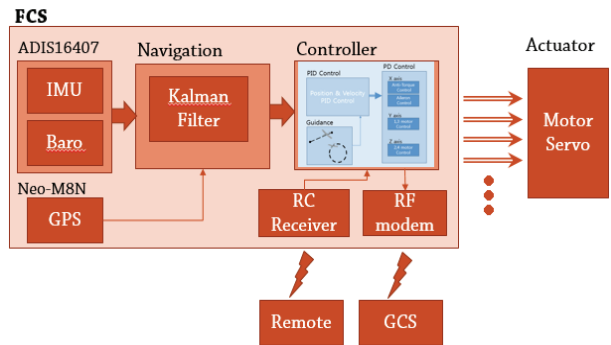


그림 9. Quadrotor-Plane FCS algorithm structure.  
Fig. 9. Quadrotor-Plane 비행제어시스템 구성도.

표 2. 탑재 항법센서 제원.  
Table 2. Navigation sensor specification.

| 센서        | 기능            | 성능        |
|-----------|---------------|-----------|
| ADIS16407 | Accelerometer | ±18g      |
|           | Gyro          | ±300°/sec |
| Neo-M8N   | Accuracy      | 2.5m      |
|           | Update rate   | 10Hz      |

V. 비행 시험

제안된 자세 천이형 비행 성능을 검증하기 위하여 앞서 제작된 비행체와 비행제어시스템을 이용하여 실외 비행시험을 수행하였다. 다음 표는 비행시험에 사용된 물리량 및 제어이득이다.

직선 및 곡선 비행 성능을 모두 확인하기 위하여 두 개의 원호와 2개의 직선으로 구성되는 8자형 궤적 비행시험을 수행하였다.

8자형 궤적은 총 3회 비행하였으며 실험 시 바람은 동남풍 약 3.5m/s로 측정되었다. 그림 10에서 보는 바와 같이 편의상 8자형 경로 비행을 명확히 도시하기 위하여 이륙과 천이 비행 그리고 착륙 기간의 궤적은 포함하지 않도록 하였다. 진행 방향은 시작점인 노란색 원에서 반시계 방향으로 회전 시작하여 오른쪽 원에서는 시계 방향으로 회전한다. 한편, 오른쪽 쪽 원 시계방향 비행 경로에서 우상 방향으로 비행 궤적 오차가 증대되는 것을 확인할 수 있다. 이는 3회 시험동안 동일한 방위각의 측풍에 기인한 것이다. 특히 제작된 Quadrotor-Plane 기체는 경량 구조이며 뱅크 턴 기동시 에일러론 제어면의 모멘트 크기가 제한되어 있으므로 측풍시 경

표 3. 물리량 및 제어이득 값.

Table 3. Physical quantity and Control Gain.

| Parameter                   | 값      | Parameter | 값    |
|-----------------------------|--------|-----------|------|
| $M$ [kg]                    | 1.0    | $K_{P,x}$ | 90   |
| $I_{xx}$ [ $kg \cdot m^2$ ] | 0.04   | $K_{D,x}$ | 25   |
| $I_{yy}$ [ $kg \cdot m^2$ ] | 0.008  | $K_{P,y}$ | 80   |
| $I_{zz}$ [ $kg \cdot m^2$ ] | 0.042  | $K_{D,y}$ | 22   |
| $l$ [m]                     | 0.3    | $K_{P,z}$ | 1000 |
| $t_{wing}$ [m]              | 0.0159 | $K_{D,z}$ | 1200 |
| $h_{wing}$ [m]              | 0.155  | $K_e$     | 60   |
| $l_{wing}$ [m]              | 1.55   | $K_{P,H}$ | 0.3  |
| $C_D$                       | 1.98   | $K_{P,T}$ | 30   |
| $K_{D,T}$                   | 0      | $K_{I,T}$ | 15   |

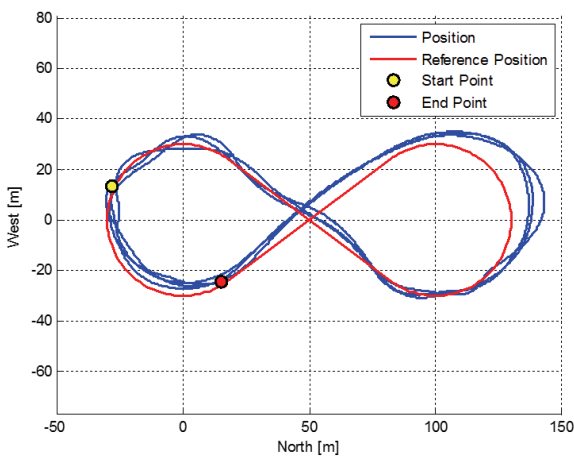


그림 10. 8자 궤적 비행 결과.

Fig. 10. Figure-8 flight result.

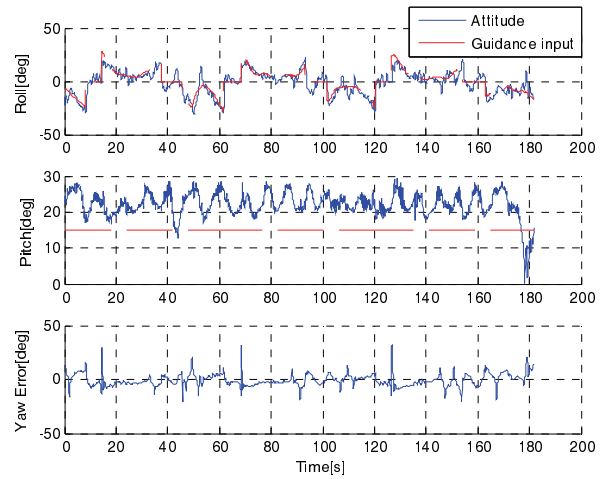


그림 11. 자세 제어 결과.

Fig. 11. Attitude Control result.

로 추정 비행 성능의 한계를 보인 것으로 판단된다.

그림 11에서 관찰되는 바와 같이 자세값은 경로 유도에 의한 제어 입력값(guidance input)을 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다. 다만 Pitch의 경우 꼬리날개의 부재로 인하여 Pitch Moment의 안정성이 떨어지며 바람에 의한 외란 존재시, Pitch 축 추력 차분에 의한 제어력 부족으로 인해 약 3 ~ 4도 이내의 Pitch 진동 현상을 출력하였다. 나아가 그림 11에서 Pitch 오차가 약 22도 정도로 측정되므로 고정익 비행 모드에서 장착 오차인 Pitch각 15도를 고려 했을 때, 약 7도 정도의 날개 받음각이 발생함을 확인할 수 있다. 이는 고정익에서 나오는 Pitch 축 모멘트에 대하여 적분제어를 수행하지 않음으로써 발생한 것으로 추정된다.

마지막으로 그림 12는 목표 고도를 설정에 의한 고도 제어값과 이때 기체 추력을 시간에 따라 도시한다. 추력은 비행제어 컴퓨터에 저장된 각 모터의 PWM값을 기반으로 실험적으로 구한 PWM - 추력 그래프를 이용하여 계산되었다. 그림에서 보는 바와 같이 고도값은 측풍 및 진동 등 외란 환경 하에서도 추력 제어에 의하여 목표 고도 50m를 잘 유지하는

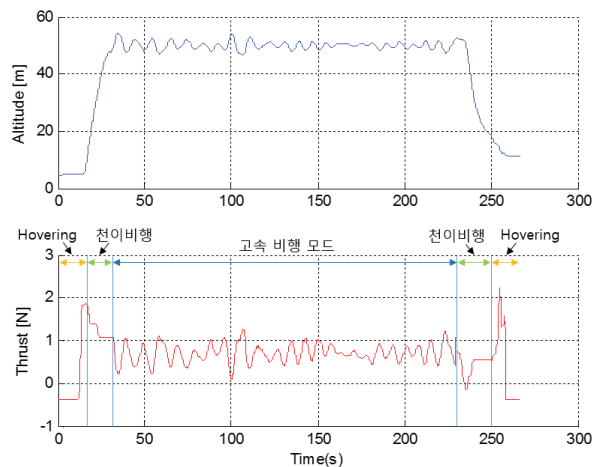


그림 12. 고도 제어 결과.

Fig. 12. Altitude Control result.

것을 확인할 수 있다. 또한, 천이 모드(Pitch각 45도 이상)에서 일정 이상의 속도가 넘으면, 고속 비행 상태로 넘어갈 수 있는데, 그림 12의 아래 추력 그래프를 관찰해 보면 Quadrotor-Plane의 경우 약 2~3초 정도로 그 시간이 매우 짧은 비행 성능을 확보하고 있음을 관찰할 수 있다.

## VI. 결론

일반적인 멀티콥터는 Roll축 혹은 Pitch축으로 최대 45도로 자세 기울기를 유지하여 경사 추력 비행을 하게 된다. 그에 비해 Quadrotor-Plane는 Pitch를 90도까지 회전시킬 수 있으므로 같은 추력 대비 더욱 빠른 비행이 가능하다. 또한 본문에서 제시한 바와 같이 Hovering 모드에서 고속 비행 모드로 전환했을 때, 비행에 필요한 추력이 1.8N에서 평균 0.9N으로 줄어 들었으므로 에너지 효율이 약 50% 정도 더 좋아진 것을 확인할 수 있다. 이러한 고속 비행 및 효율성이 좋은 점을 제시된 비행체의 주요 장점으로 제시할 수 있다.

반면, Quadrotor-Plane은 Hovering 상태에서 외풍 등에 의해 날개에 상대적으로 큰 모멘트가 가해지므로 외력에 취약한 특징이 있다. 제어 힘이 충분한 Roll과 Pitch의 경우에는 자세 제어가 충분하다. 그러나 반토크의 힘으로 제어하는 Yaw각의 경우는 자세 제어가 힘든 단점이 있다. 이러한 특징에 따라 비행 모드간의 천이 시간을 가능한 짧도록 제어로직을 구현하는 것이 필요하다. 향후 Hovering 모드에서 강한 외력에도 견딜 수 있는 Hovering과 자동 이착륙을 연구할 예정이며, 가변형상 날개를 적용하여 비행 성능을 더욱 개선하는 연구를 수행할 계획이다.

## REFERENCES

- [1] G. G. Lee, "Design of a small scale multi-stage tilt multi-rotor aircraft and autonomous control system development," Ph.D. Dissertation, Dept. of Aerospace Information Engineering, Konkuk University, 2014.
- [2] S. J. Yun, "Flight control system of UAV," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 5, no. 6, pp. 26-32, 1999.
- [3] Y. S. Kang, B. J. Pack, and C. S. Yoo, "Control technology development trend of the drone," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 4, no. 2, pp. 55-67, 2006.
- [4] P. Casau, D. Cabecinhas, and C. Silvestre, "Hybrid control strategy for the autonomous transition flight of a fixed-wing aircraft," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 21, no. 6, Nov. 2013.
- [5] J. I. Jung, S. T. Hong, S. K. Kim, and J. Y. Suk, "A study on longitudinal flight dynamics of a QTW UAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 41, no. 1, pp. 31-39, 2013.
- [6] M. Hochstenbach and C. Notteboom, "Ontwerp en bouw van een onbemand vliegtuig voor autonoom pakkettransport met gecontroleerde transitie van vertical opstijgen naar voorwaartse vlucht," Technical Report, KU Leuven 2013-2014, 2013.
- [7] B. J. Lee, S. C. Yun, H. K. Lee, Y. J. Lee, and S. K. Sung, "An efficient attitude reference system design using velocity differential vectors under weak acceleration dynamics," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 17, no. 2, pp. 222-231, 2016.

- [8] C. G. Ha and S. J. Yun, "Recent trends in technology development. Of tailless uninhabited aerial vehicle," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 7, no. 5, pp. 19-27, 2001.
- [9] S. H. Baek and S. K. Hong, "A study on flight trajectory generations and guidance/control laws: Validation through HILS," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 14, no. 12, pp. 1238-1243, 2008.
- [10] D. G. Kim, B. J. Lee, Y. J. Lee, and S.-K. Sung, "Design of small UAV with compound flight modes based on hexa-rotor," *Proc. of 2015 30th ICROS Annual Conference (in Korean)*, Daejeon, pp. 419-420, May 2015.
- [11] D. G. Kim, B. J. Lee, Y. J. Lee, and S.-K. Sung, "VTOL quadrotor-plane flight control test on high mobility," *Proc. of 2016 31th ICROS Annual Conference (in Korean)*, Seoul, pp. 17-18, Mar. 2016.

## 김 동 군



2014년 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 학사 졸업. 2016년 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 석사 졸업. 2016년~현재 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 박사과정 재학 중. 관심분야는 복합형 UAV, 지능형 제어, 영상 항법.

## 이 병 진



2010년 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 학사 졸업. 2010년~현재 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 박사과정 재학 중. 관심분야는 항공기 자동 유도 및 제어, 항법 센서.

## 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 교수. 관심분야는 항법시스템, Avionics, 복합형 UAV, 비선형 필터 및 센서 융합.