

감시 · 경계용 소형 무인비행로봇 기술

소형 무인비행로봇은 바퀴나 궤도를 가지는 지상이동형 로봇에 비해 작업영역이 넓고 장애물이 많은 환경에서의 이동성이 우수하다. 또한, 유인항공기에 비해 가격이 저렴할 뿐만 아니라, 위험도가 높은 작업과 좁은 공간에서의 작업이 용이한 반면 조종이 간단하고 안전하다는 측면에서 고기능의 조종사 양성에 많은 시간과 비용이 드는 유인항공기 대비 많은 장점이 있다.

■ 박상덕, 강민성
(한국생산기술연구원 로봇기술본부)

1. 서론

최근 소형 무인 자율비행로봇은 소형 비행체 설계 · 제어기술과 각종 첨단기술이 집적되면서 그 이용가치와 운용범위가 폭발적으로 증가하고 있다. 감시 · 경계용 소형 무인비행로봇은 제어가 가능한 소형 비행체를 이용하여 각종 상황을 감시하여 그 정보를 제공하는 비행로봇이다. 이러한 소형 무인비행로봇은 바퀴나 궤도를 가지는 지상이동형 로봇에 비해 작업영역이 넓고 장애물이 많은 환경에서의 이동성이 우수하다. 또한, 유인항공기에 비해 가격이 저렴할 뿐만 아니라, 위험도가 높은 작업과 좁은 공간에서의 작업이 용이한 반면 조종이 간단하고 안전하다는 측면에서 고기능의 조종사 양성에 많은 시간과 비용이 드는 유인항공기 대비 많은 장점이 있다. 이러한 소형 무인비행로봇의 용도는 매우 다양하여 산불, 건물화재 등의 각종 재난 감시, 기상관측, 순찰, 농약살포, 교통상황 감시 등의 민간 용도로부터 정찰, 감시, 통신 등의 군사목적으로도 그 사용처가 매우 넓다.

본 고에서는 인간이 탑승하지 않고 반자율 및 자율비행으로 각종 상황을 감시하여 그 정보를 제공하기 위한 소형 무인비행로봇의 임무별, 형태별 분류와 일부 비행체의 비행원리 및 자율

비행을 위한 제어기 구조 등에 대해 살펴본다.

2. 소형 무인비행로봇의 분류

소형 무인비행로봇은 그 분류상 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)에 포함된다. UAV란 일반적으로 조종사가 없이 재사용이 가능한 기체에 추진기관과 임무장비를 장착하여 반자율(semi-autonomous) 또는 자율(autonomous)로 지구 대기권 내에서 주어진 임무에 따라 일정기간 동안 임무를 수행할 수 있는 비행체를 의미한다¹⁾. 이러한 광의의 정의는 고정익 또는 회전익 UAV와 lighter-than-air UAV, 공격용 UAV, 기만용 UAV, 공중 표적용 UAV 등을 모두 포함한다. 그림 1은 임무반경과 비행고도에 따른 UAV의 분류를 나타낸다. 표 1에는 일반적인 UAV의 분류를, 표 2에는 UAV 분류에 흔히 사용되는 약어시스템을 표시하였다.

일반적인 소형 무인 자율비행로봇으로 사용되는 Micro UAV는 고정익과 회전익으로 구분되며, 회전익은 그 모양에 따라 QRT(Quad-Rotor Type, 4로터형), 헬기형 및 동축로터형으로 나누어진다. 그림 2는 형태에 따른 고정익 및 회전익 Micro UAV의 예이다. 회전익 UAV는 고정익 UAV와는 달리 수직이착륙

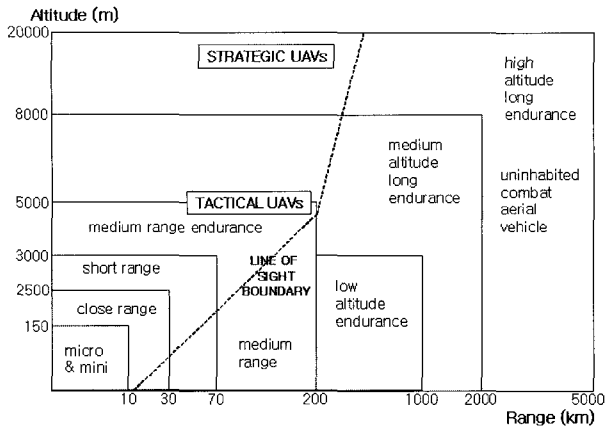


그림 1. 임무반경과 비행고도에 따른 UAV의 분류

표 1. UAV 시스템의 일반분류⁽¹⁾

Category		약자	Range (m)	비행 고도 (m)	비행 시간 (hr)
Tactical UAVs	Micro	μ	<10	250	1
	Mini	MINI	<10	350	<2
	Close range	CR	10~30	3000	2~4
	Short range	SR	30~70	3000	3~6
	Medium range	MR	70~200	3/5000	6~10
	MR Endurance	MRE	>500	5~8000	10~18
	Low Altitude Deep Penetration	LADP	>250	50~9000	0.5~1
	Low Altitude Endurance	LAE	>500	3000	>24
Strategic UAVs	High Altitude Long Endurance	HALE	>1000	15~20000	24~48
	Uninhabited Combat Aerial Vehicle	UCAV	~400	20000	~2
Special UAVs	Offensive	LETH	300	3/4000	3~4
	Decoys	DEC	0~500	50/5000	4

표 2. UAV 시스템의 세부 분류표⁽¹⁾

	Tactical											Strategic	
	LETH	Decov	Micro	Mini	CR	SR	MR	MRE	LADP	MALE	LAE	UCAV	HALE
Rotary wing			●	●	●	●	●						
Fixed wing	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
Lighter-than-air			●	●	●	●							

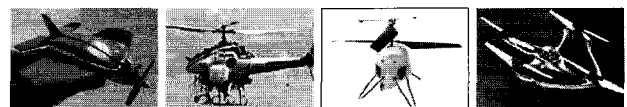
(VTOL, Vertical Take-Off and Landing), 전방향비행(omni-directional flight), 공중정지비행(hovering) 등의 기능이 가능하다는 장점이 있다. 회전익 UAV 중 동축로터형과 QRT는 반토크를 방지하기 위한 꼬리날개가 필요없어서 헬기형 UAV에 비해 에너지 손실이 적다는 점에서 장점이 있다. 또한, QRT는 동축로터형에 비해 기구적으로 구조가 간단하다는 장점을 가진다. 본고에서는 수직이착륙, 전방향비행 및 공중정지가 가능하여 감시·경계용 무인비행로봇으로 적합한 회전익 UAV 중에서 비교적 그 구조가 간단하고 소형으로 제작가능한 4로터형과 동축로터형 UAV에 대해 고찰한다.

3. 비행원리 및 비행동역학

3.1 4로터형(QRT) 무인비행로봇(UAV)

4로터형(QRT) 무인비행로봇은 그림 3과 같이 직교하는 몸체 프레임의 네 끝에 수직방향으로 추력을 발생하는 블레이드와 구동모터가 장착되어 있다. QRT UAV는 네 개의 구동기를 사용하며, 각 구동기의 회전속도로 블레이드의 추력(F_i)과 블레이드의 회전에 의해 회전 반대방향으로 회전수에 비례하여 발생하는 반토크(τ_i)를 조절하여 3차원 공간에서의 비행체의 위치와 자세를 제어하는 대표적인 under-actuated 시스템이다.

통상적인 QRT 비행체는 그림 4와 같이 서로 마주보는 블레이드(1,3 또는 2,4)를 같은 방향으로 회전하게 하고 인접한 블레이드와는 반대방향으로 회전하게 구동한다. 비행체의 반시계방향 회전을 위해서는 그림 4(a)와 같이 블레이드 1, 3의 회전수를 낮추고 블레이드 2, 4의 회전수를 높인다. 시계방향 회전은 그 반대이다. 전체 구동기의 회전수를 높이면 비행체가 위로 상승하게 되며(그림 4(c)), 서로 마주보는 블레이드의 회전수를 다르



(a) 고정익형 (b) 헬기형 (c) 동축로터형 (d) 4로터형

그림 2. Micro UAV의 형태별 종류

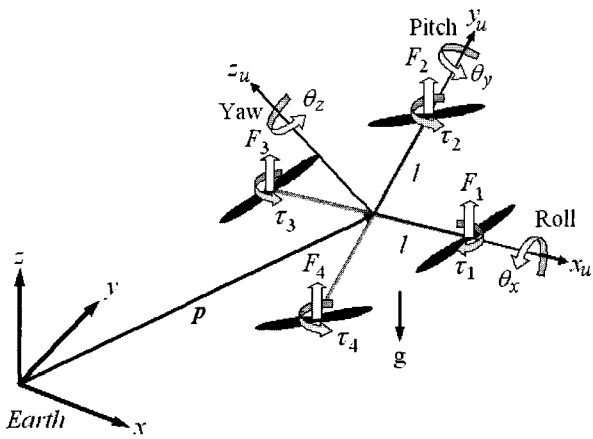


그림 3. QRT UAV의 기구부 구조 및 좌표계

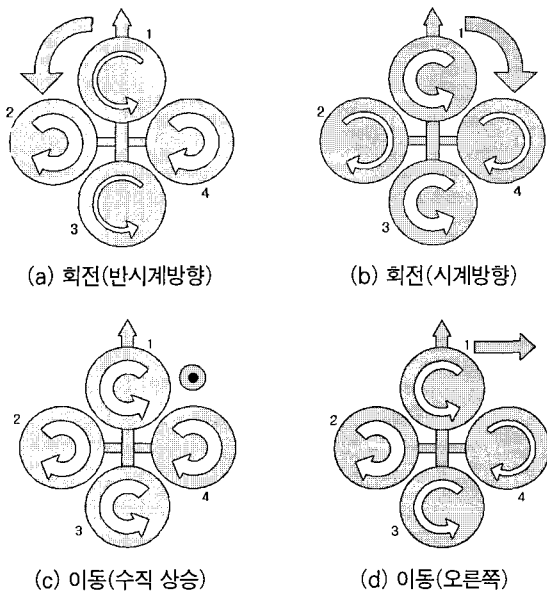


그림 4. 블레이드의 추력 변화에 따른 QRT UAV의 동작

계 하면 회전수가 낮은 쪽으로 비행체가 기울어지면서 이동하게 된다(그림 4(d)). QRT UAV는 구조가 간단하여 소형으로 만들 수 있다는 장점이 있으나, 탑재중량이 작고 조작성이 어렵다는 단점이 있다.

그림 3과 같은 좌표계에서의 QRT UAV의 운동방정식을 구하면 다음과 같다^[2].

$$\begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \\ \ddot{\theta}_x \\ \ddot{\theta}_y \\ \ddot{\theta}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (\cos\theta_x \sin\theta_y \cos\theta_z + \sin\theta_x \sin\theta_z)u_1 \\ (\cos\theta_x \sin\theta_y \sin\theta_z - \sin\theta_x \cos\theta_z)u_2 \\ (\cos\theta_x \cos\theta_y)u_1 - g \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{pmatrix} \quad (1)$$

여기서, $u_i (i=1, 2, 3, 4)$ 는 비행체의 운동방정식을 만족하는 제어입력으로 각각 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u_1 &= (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) / m \\ u_2 &= l(F_2 - F_4) / J_x \\ u_3 &= l(-F_1 + F_3) / J_y \\ u_4 &= \lambda(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) / J_z \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, J_x, J_y 및 J_z 는 각각 비행체의 x, y, z 방향 질량관성모멘트이고, λ 는 블레이드의 추력 F_i 와 토크 τ_i 사이의 비례상수이다.

QRT UAV는 3차원 공간에서 위치와 자세의 6자유도를 가지지만 (2)에서 보는 바와 같이 제어가 가능한 자유도는 4자유도이므로 나머지 2개의 자유도는 동역학적 구속조건을 만족하면서 운동하게 된다. 예를 들어, 그림 3에서의 비행체가 호버링 상태에서 θ_x 만큼의 롤 각이 발생하도록 제어하면 비행체는 롤 각이 θ_x 만큼 변한 상태에서 호버링을 하는 것이 아니라 (1)의 운동방정식을 만족하면서 x, y, z 방향으로 운동이 일어난다. 즉, 제어입력 u_i 또는 추력 F_i 하나만으로 한 가지 운동이 발생하도록 하는 것은 불가능하고, (2)와 같은 입력에 대해 (1)의 운동방정식을 만족하는 방향으로 운동이 일어난다.

3.2 동축로터형(coaxial type) UAV

동축로터형 UAV는 동심이축(同心異軸)이며 서로 반대 방향으로 회전하는 회전날개에 의하여 반토크를 상쇄하고 양력과 추력을 얻어 비행한다. 두 개의 로터는 직경이나 회전속도에서 서로 차이가 있어도 무방하지만 같은 토크를 흡수해야 한다. 동축로터형 UAV는 토크 상쇄용 꼬리로터가 없어도 되므로 전체의 크기가 로터 직경에 의해 결정된다. 공기역학적으로는 위 로터를 통과하면서 흐트러진 공기가 다시 아래 로터에 들어가기 때문에 실제 발생하는 양력은 두 개의 로터를 따로따로 사용할 때보다 훨씬 줄어든다. 그러나 위와 아래의 로터가 서로 반대방향으로 돌고 있기 때문에 전진비행에서 양력의 좌우 비대칭이 생기지 않아 전진속도의 범위를 크게 할 수 있는 등 단일로터 비행체에 비해 여러 가지 좋은 특징이 있다^[3].

동축로터형 UAV의 비행을 위해서는 비행체의 자중을 넘는 양력과 조타력이 필요하다. 조타력은 비행체를 움직이기 위해 추력벡터를 생성하기 위한 힘으로써 그림 5와 같이 swash plate를 기울여 블레이드의 회전면을 기울여줌으로서 발생하며, 여기에는 자이로 프리세션(Gyro precession)이라는 물리적 원리가

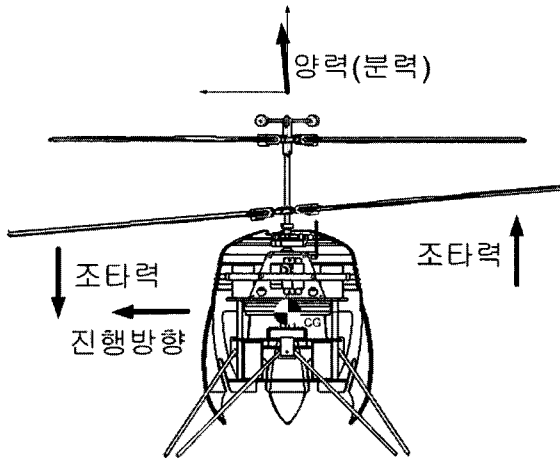


그림 5. 동축로터형 UAV의 비행 원리

작용된다. 그림 6과 같이 회전축을 가진 회전면에 회전면을 기울이려고 하는 힘 F 를 Q 점에서 가하면 이보다 90도 늦은 P 점이 올라가고 이 방향으로 회전면이 기울어진다.

이 원리를 동축로터형 UAV의 주 로터에 적용하여 그림 7과 같이 진행방향의 조타력을 발생시키기 위해 90도 지점에 로터의 피치를 높여 최대의 양력을 주면 자이로 프리세션의 원리에 의하여 90도가 늦은 180도에서 기울기 (β)가 최대치가 된다. 이 기울기 각에 의하여 양력의 분력 벡터가 발생되고 발생된 분력 벡터 방향으로 비행체가 진행하게 된다.

그림 8과 같은 동축로터형 UAV의 좌표계에서 상위로터와 하위로터의 추력벡터를 각각 T_U , T_L 이라고 할 때 비행체의 운동 방정식은 다음과 같다⁽⁴⁾.

$$\begin{pmatrix} m\ddot{x} \\ m\ddot{y} \\ m\ddot{z} \\ I_x\ddot{\phi} + b\dot{\phi} \\ I_y\ddot{\theta} + b\dot{\theta} \\ I_z\ddot{\psi} \end{pmatrix} = R \begin{pmatrix} G^x(a,b)(|T_U| + |T_L|) \\ G^y(a,b)(|T_U| + |T_L|) \\ G^z(a,b)(|T_U| + |T_L|) + mgZ_b \\ (h_U|T_U| + h_L|T_L|) \cdot G^y(a,b) \\ (h_U|T_U| + h_L|T_L|) \cdot G^x(a,b) \\ I_R^U \dot{\omega}_R^U - I_R^L \dot{\omega}_R^L \end{pmatrix} \quad (3)$$

여기서,

$$G(a,b) = \frac{1}{\sqrt{1 - \sin^2 a \cdot \sin^2 b}} \begin{pmatrix} -\sin a \cdot \cos b \\ \sin b \cdot \cos a \\ -\cos a \cdot \cos b \end{pmatrix} \quad (4)$$

이고, I_R^U , I_R^L 은 각 로터의 Z축에 대한 질량관성 모멘트, $\dot{\omega}_R^U$,

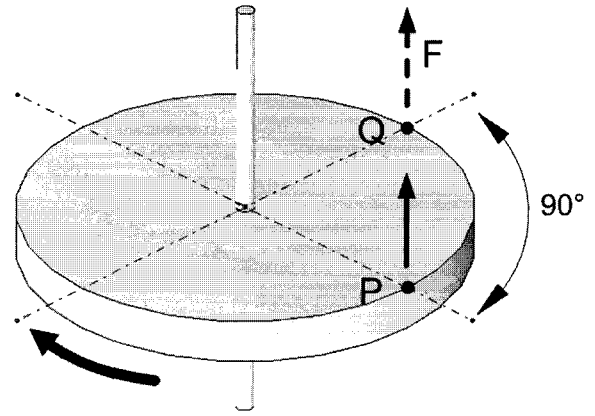
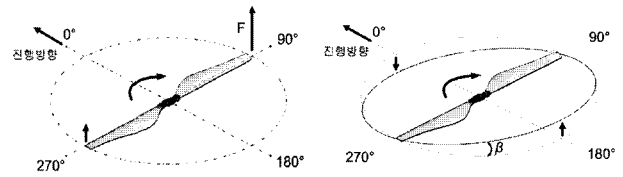


그림 6. 자이로 프리세션(gyro precession)



(a) 조타력이 발생되기 전 (b) 조타력이 발생된 후

그림 7. 자이로 프리세션 원리에 의한 조타력 발생

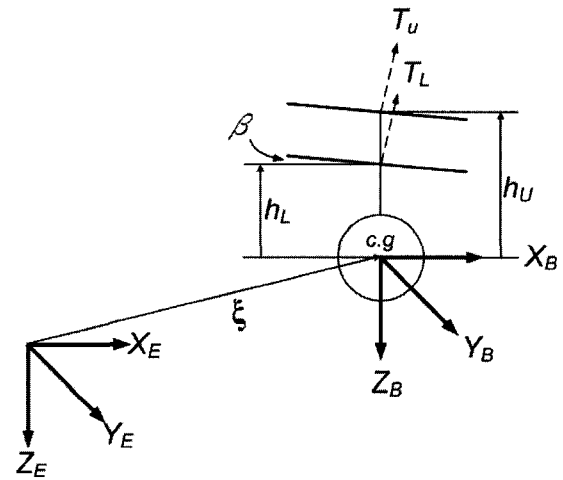


그림 8. 동축로터형 UAV 좌표계

$\dot{\omega}_R^L$ 는 각 로터의 회전 속도, $b\dot{\phi}$, $b\dot{\theta}$ 은 로터 및 벨바(bell-bar)의 기계적인 자이로 역할에 의한 감쇠계수이다.

4. 제어기 구조

4.1 QRT UAV

그림 3과 같은 QRT 비행체에서 각 로터의 추력을 적절히 제어함으로써 비행체가 그림 4와 같이 운동하도록 제어하고자

할 때 제어변수로서 비행체의 고도와 roll, pitch 및 yaw를 선정하고, 기본적인 제어기의 구조는 그림 9와 같이 구성한다. 적절한 제어 알고리즘을 갖는 제어기에서 생성된 제어입력 u_i 로부터 추력 F_i 를 분배하여 각 구동기에 가하게 되며, 이 때 제어입력 u_i 와 로터의 추력 F_i 의 관계는 (2)로부터 다음과 같이 표현할 수 있다^[4].

$$\mathbf{F} = \mathbf{D}^{-1} \cdot \mathbf{S}^{-1} \cdot \mathbf{U} \quad (5)$$

여기서, \mathbf{S} 와 분배행렬 \mathbf{D} 의 역행렬 \mathbf{S}^{-1} 과 \mathbf{D}^{-1} 은 각각 다음과 같다.

$$\mathbf{S}^{-1} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{J_x}{l} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_y}{l} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{J_z}{\lambda} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D}^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4} & 0 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{4} \\ \frac{1}{4} & \frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{4} \\ \frac{1}{4} & 0 & \frac{1}{2} & -\frac{1}{4} \\ \frac{1}{4} & -\frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{4} \end{bmatrix}$$

(5)로부터 제어입력 u_i 를 각 로터의 추력 F_i 로 분배하면 다음과 같다.

$$\mathbf{F} = \mathbf{D}^{-1} \cdot \mathbf{S}^{-1} \cdot \mathbf{U} \quad (6)$$

4.2 동축로터형 UAV

동축로터형 UAV의 롤과 피치는 서보모터에 의해 스와시 플레이트(swash plate)의 주기적 피치각을 제어함으로써 구현되고 요와 z방향에 대한 움직임은 BLDC모터의 제어에 의해 발생된다. 따라서 제어기 설계를 위해 각각의 액추에이터의 전달함수와 (3)과 같은 운동방정식으로부터의 전달함수를 포함하여야 하며, 그 결과는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} G_{\phi, \theta}(s) &= \frac{\omega_{ns}^2 K_\theta}{(s^2 + 2\zeta\omega_{ns} + \omega_{ns}^2)(T_{\phi, \theta}s + 1)s} \\ G_\phi(s) &= \frac{\omega_{ns}^2 K_\phi}{(s^2 + 2\zeta\omega_{nb}s + \omega_{nb}^2)s} \\ G_z(s) &= \frac{\omega_{ns}^2 K_z}{(s^2 + 2\zeta\omega_{nb}s + \omega_{nb}^2)s^2} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서, T_ϕ 는 롤 시상수, T_θ 는 피치 시상수이다. 동축로터형 UAV의 호버링 제어를 하기 위해서는 스와시 플레이트의 주기적 피치각(cyclic pitch angle)과 상하 로터의 회전수를 변화시켜

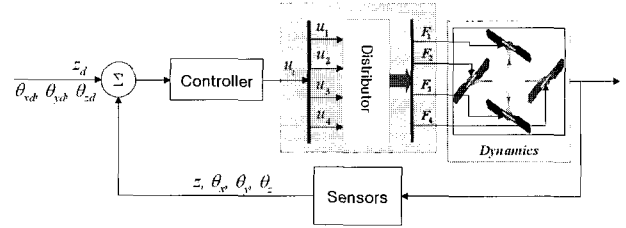
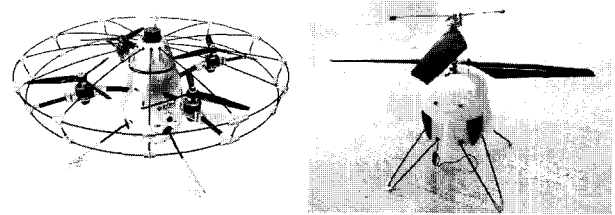


그림 9. QRT UAV의 제어기 기본 구조



(a) QRT UAV

(b) 동축로터형 UAV

- 직경 60cm, 무게 2,600g	- 직경 53cm, 무게 906g
- 최대추력: 4,280g	- 최대추력: 1,750g
- 비행시간: 10분	- 비행시간: 15분

그림 10. 한국생산기술연구원에서 개발한 회전익 UAV

비행체의 롤, 피치, 요를 원하는 값으로 제어할 수 있어야 한다. 자세를 제어하기 위한 입력을 각각 u_1, u_2, u_3 로 선택하고, 고도를 제어하기 위한 입력을 u_4 로 선택하여 제어기를 구성한다. 요 제어에 있어서는 시스템의 진동으로 인하여 잡음(noise)이 롤이나 피치에 비하여 크기 때문에 피드백 신호에 필터를 설계하여 진상제어(lead control)를 하는 효과를 얻을 수 있도록 하는 것이 필요하다.

5. 결론 및 향후 계획

본 고에서는 반자율 또는 자율로 비행하면서 각종 상황을 감시하여 그 정보를 제공하는 소형 무인비행로봇의 임무별, 형태별 분류와 QRT 및 동축로터형 UAV의 비행원리, 운동방정식 및 제어기 구조에 대해 알아보았다. 한국생산기술연구원에서는 그림 10과 같은 QRT 및 동축로터형 UAV를 개발하여 현재 자율비행을 위한 제어를 수행하고있다.

향후, 비행체의 경량화와 주어진 임무 수행을 위한 임무장비 개발과 반자율/자율 비행을 위한 제어 알고리즘 개발에 관한 연구를 지속적으로 수행할 예정이다. 특히, 비행로봇의 위치추정 방법의 개발과 장애물 회피 및 센서 퓨전을 이용한 비행제어에 관한 연구를 집중적으로 수행할 예정이다.

참고문헌

- [1] 이경태, 이기학, "UAV 총론 및 국내 UAV 연구개발 방향," 한국항공우주학회지 제 28권 제6호, pp. 142~163, 2000. 9.
- [2] S. Park, D.H. Won, M.S. Kang, T.J. Kim, H.G. Lee, and S.J. Kwon, "RIC(Robust Internal-loop Compensator) Based Flight Control of a Quad-Rotor Type UAV," *Proceedings of IROS 2005*, pp.1015~1020, 2005. 8.
- [3] 지상기, "감시용 동축로터 비행로봇의 모델링 및 제어," 석사학위논문, 홍익대학교 대학원, 2007.
- [4] P. Castillo, R. Lozano and A.E. Dzul, *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*, Springer-Verlag, London, 2005.

◎ 저자약력



박상덕

- 1988년 영남대학교 기계설계과 학사.
- 1990년 포항공과대학교 기계공학과 석사.
- 2000년 포항공과대학교 기계공학과 박사.
- 1989년~2003년 포항산업과학연구원 책임연구원.
- 2004년~현재 한국생산기술연구원 로봇기술본부 수석연구원
- 관심분야 : 비행로봇 설계 및 제어, 설비진단용 이동로봇 시스템 설계, 4족 보행로봇 설계 및 제어, 유연구조물 및 유연로봇 진동하석 및 제어.



강민성

- 1997년 홍익대학교 기계공학과 학사.
- 2002년 홍익대학교 기계공학과 석사.
- 2003년~현재 한국생산기술연구원 로봇기술본부 연구원.
- 관심분야 : 로봇제어, 임베디드 시스템 응용, 로봇 시스템 설계.