

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(3), 243-253(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.3.243>플랜트 파라미터의 불확실성을 포함한 4-회전익(Quad-Rotor) 비행체의
정량적 궤환 이론을 이용한 자세 제어

이병석*, 허문범**, 이준화***

Attitude Control using Quantitative Feedback Theory of
a Quad-Rotor Vehicle with Plant Parametric Uncertainty

ByungSeok Lee*, Moon-Beom Heo** and Joon Hwa Lee***

University of Seoul*.***, Korea Aerospace Research Institute*.**

ABSTRACT

This paper deals with the Quantitative Feedback Theory(QFT) guaranteeing robustness in spite of the plant parametric uncertainty. In the frequency domain, the QFT guarantees the robustness of the design specification on the uncertainty of plant parameters and disturbance. In order to use the QFT, a selected plant is a Quad Rotor Vehicle(QRV) which has excellent maneuverability and possibility of vertical take-off and landing like the helicopter. And attitude control is examined the possibility satisfied the requirement specification under the setting parametric uncertainty of motors driving 4-blades. Additionally, in an attitude control, the pre-filter considering parameter range and operating range of a QRV was used. For these purpose, in this paper, by using QFTCT, that is the QFT Control Toolbox designing the controller in MATLAB by the QFT, each design phases are introduced.

초 록

본 논문은 플랜트 파라미터의 불확실성에도 불구하고 강인성을 보장하는 정량적 궤환 이론에 대해 다루고 있다. 정량적 궤환 이론은 플랜트의 파라미터와 외란의 불확실성에 대해 주파수 영역에서 설계 사양의 강인성을 보장한다. 정량적 궤환 이론을 이용하기 위해 선정된 플랜트는 기동성이 뛰어나며 헬리콥터와 같이 수직 이착륙이 가능한 4회전익 비행체를 이용하였으며, 4개의 블레이드를 구동하는 모터의 파라미터 불확실성을 설정하여 요구사양에 맞는 자세 제어가 가능함을 실험하였다. 또한, 자세 제어에는 4회전익 비행체의 파라미터 변동 범위와 동작 범위를 고려한 전필터를 사용하였다. 이를 위해 MATLAB에서 정량적 궤환 이론에 의해 제어기를 설계할 수 있는 QFT control toolbox인 QFTCT를 사용하여 각 설계 단계에 대해 소개하고 있다.

Key Words : Quantitative Feedback Theory(정량적 궤환 이론), Parametric Uncertainty (파라미터 불확실성), Quad Rotor Vehicle(4-회전익 비행체), Pre-filter(전필터), QFTCT(QFT Control Toolbox), Attitude Control(자세 제어)

† Received: November 18, 2013 Accepted: February 28, 2014

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : byungseok@uos.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

폐환 제어 혹은 피드백 제어 특히, 일반적으로 네거티브 피드백 제어(Negative Feedback Control)는 오늘날 로봇, 자동차, 항공기 등 모든 산업 분야에 쓰이는 제어기에서 흔하게 볼 수 있는 제어 방식 중 하나이다. 이러한 피드백 제어를 단지 기준 신호(reference signal)를 감쇄하여 제어기에 입력되는 오차 신호(error signal)에 포함되는 역할로만 보는 경우가 흔하다. 하지만 I. M. Horowitz는 피드백 제어의 중요성을 불확실성에도 불구하고 요구되는 성능을 달성하는 것으로 정의하고 있다[2]. [2]에서 실제 설계와 피드백에 드는 비용은 불확실성과 허용 가능한 성능 범위와 밀접하게 관련 있으므로 정량적이어야 한다고 강조하고 있는 Horowitz는 이미 1960년대 오늘날 정량적 폐환 이론(QFT : Quantitative Feedback Theory)이라고 불리는 주파수 영역에서의 설계기법을 제안했다[1].

QFT는 플랜트(plant)의 파라미터와 외란(disturbance)의 불확실성(uncertainty)에 대한 강인성을 보장하는 폐환 시스템의 설계 기법이다 [2]. 이 방법은 현대제어에서 많이 사용되는 2차 형식의 비용 함수(Quadratic Cost Function)를 최소화 하는 기술과 달리 대역폭이나 플랜트의 불확실성, 제어기의 복잡도 등과 같은 중요한 시스템 파라미터들 사이의 균형(trade-off)을 설계자가 직접 다룰 수 있게 하는 장점이 있다[2]. 따라서 기존 고전제어 방법인 PID 제어에서 플랜트의 매개변수에 불확실성이 포함되어 있다면 PID 파라미터의 최적 설정을 위한 동조방법을 적용하는데 어려움이 따르지만, QFT를 이용한 설계기법은 플랜트의 파라미터 불확실성이나 외란 등을 고려하여 최소의 대역폭을 갖는 간단하면서 저차인 제어기를 설계할 수 있다[6, 7].

이와 같이 고전제어에서의 보수적인 특성을 주파수 영역에서 설계사양에 적합한 제어기 구성을 가능하게 하는 QFT는 일반적인 PID 제어기 설계[7], 고속선박(high-speed craft)의 강인 제어 [8], 미사일의 횡방향 제어기 설계[9] 그리고 비행제어 시스템 설계[10] 등에 이용되고 있다. 이러한 여러 QFT 적용 사례 중 헬리콥터의 제자리 비행과 높은 공간 이용도의 장점을 가지고 있으며, 헬리콥터보다 비행 성능이 더 민첩한 비행체인 4-회전익 비행체(QRV : Quad Rotor Vehicle)[11]의 자세 제어를 위해 QFT를 적용하였다. QFT의 적용은 MATLAB 환경 하에서 사용할 수 있는 QFT Control Toolbox인 QFTCT를

이용하였다[5].

본 논문의 2장에서는 QFT 설계 방법에 대해 소개하고 있다. 3장은 QFT를 적용할 대상인 플랜트 즉 4-회전익 비행체의 수학적 모델링, 4장은 QFTCT를 이용한 제어기 설계 그리고 5장은 QFTCT를 이용한 제어기를 통한 4-회전익 비행체의 자세 제어 결과를 소개하고 있다.

II. QFT를 이용한 제어기 설계

2.1 QFT 기본 개념

QFT를 이용한 제어기 설계의 목적은 플랜트(plant)나 외란(disturbance)의 불확실성에 대해 주파수 영역에서 강인성(robustness)을 보장하는 것이다. 또한, 루프 형성(loop shaping)을 통해 최소의 대역폭을 갖고, 간단하며 저차(low order)의 제어기를 설계하는 것이다[7]. QFT는 초기에 선형시불변(LTI : Linear Time Invariant)이며 출력 폐환(Output Feedback)만을 갖는 단일입력 단일출력(SISO : Single Input Single Output) 시스템을 위한 강인한 제어기 설계를 위해 고안되었다[2, 3]. QFT 설계 목표는 다음과 같은 주요 사항에 의해 이루어지게 된다.

- (i) 플랜트의 특성과 요구되는 시스템의 성능을 주파수 영역에서 나타냄
- (ii) 제어기 설계 시 (i)의 결과를 사용함
- (iii) 구조화된 불확실성으로 비선형적인 플랜트의 특성을 나타낸 LTI 전달함수를 사용함
- (iv) 시간영역 혹은 주파수 영역에서 상한 및 하한 경계로 시스템의 성능 사양을 나타냄

위와 같은 QFT 설계는 Bode 선도와 달리 하나의 도표에 이득과 위상에 대한 그래프를 같이 나타내는 니콜스 선도(NC : Nichols Chart)를 이용한다. 이 때, 플랜트의 불확실성의 집합을 의미하는 템플릿(template)이라는 영역을 표현하기 위해 해당 시스템의 오픈 루프(open loop) 전달 함수인 루프 게인(loop gain)의 대수값을 각 주파수에 대해 세로축으로 나타내고 루프 위상각을 가로축에 나타내는 NC에 표시하게 된다.

한편, 구조화된 불확실성에 대해 살펴보면 식 (1)과 같은 플랜트의 전달함수를 가정할 때, 파라미터 K 와 α 는 각각 $K \in [K_l, K_u]$, $\alpha \in [\alpha_l, \alpha_u]$ 의 범위를 가진다면 Fig. 1과 같은 구조화된 파라미터 불확실성을 갖게 된다.

또한, QFT를 이용한 제어기 설계에서는 요구

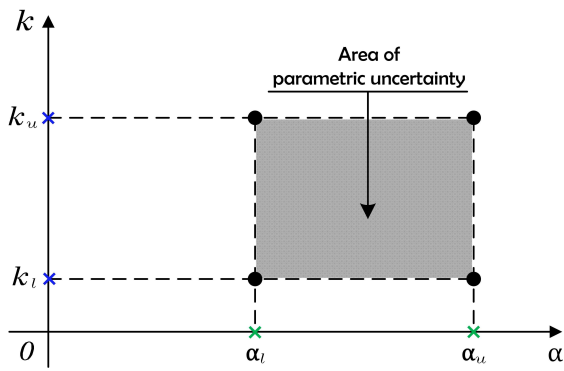


Fig. 1. Structured parameter uncertainty[4]

되는 제어기 설계를 위해 안정도 여유나 추적 사양 및 외란 제거 사양, 플랜트의 템플릿 등으로 대표되는 시스템 성능 사양의 경계조건들을 만족하는 루프 게인(loop gain)의 주파수 응답인 루프 형성(loop shaping) 과정이 필요하다.

$$P(s) = \frac{K}{s(s + \alpha)} \quad (1)$$

2.2 QFT 설계 절차

QFT를 이용한 제어기 설계 기법은 앞서 설명한 대로 NC 상에서 loop shaping을 사용하게 되므로 주파수 영역에서 플랜트의 불확실성이 존재함에도 게인 이득(gain margin)과 위상 이득(phase margin)을 동시에 충족하는 강인성을 보장할 수 있는 제어기를 설계할 수 있다. 본 논문에서는 MATLAB 환경 하에서 toolbox로 사용할 수 있는 QFTCT를 이용하여 제어기를 설계하였다. QFTCT의 주요 목적은 Fig. 2와 같은 2자유도(2 DOF)의 강인제어 시스템을 설계하고 구현하는 것이다[5]. 여기에서 Fig. 2의 D(s)와 N(s)는 각각 외란과 측정치 잡음을 나타낸다. 이 QFTCT를 이용한 제어기 설계의 절차는 13단계의 세부적인 절차가 있지만, 크게 4단계의 절차로 구성할 수 있다. 4단계 절차를 살펴보면 아래와 같다.

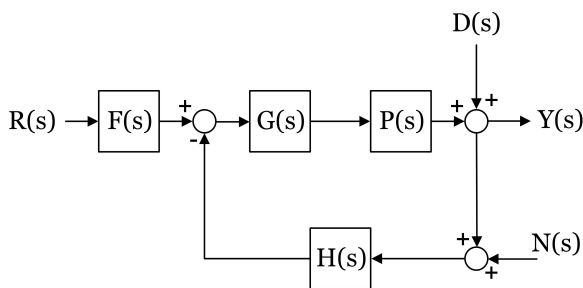


Fig. 2. 2-DOF Feedback Control System[5]

- (i) 플랜트의 불확실성을 정의하고, 특정 주파수에 대한 템플릿 획득
- (ii) 제어 사양(GM, PM) 정의
- (iii) 공칭 루프 게인 합성(제어기 설계)
- (iv) 전필터(pre-filter) 설계

III. QRV의 동역학적 모델

3.1 QRV 모델

총 4개의 모터 중 2개씩 서로 반대 방향으로 구동하는 모터로 구성되어 헬리콥터처럼 제자리 비행(hovering), 수직 이착륙이 가능하며, 헬리콥터보다 민첩한 기동성을 갖는 4-회전익 비행체인 QRV는 4개의 블레이드(blade)의 추력으로 비행할 수 있다. 이 때, 블레이드의 회전 방향은 Fig. 3과 같이 2개씩 시계방향(CW)과 반시계방향(CCW)으로 돌면서 반발토크를 상쇄하게 되는데 여기에서 각 블레이드의 회전 속도의 변화를 주어 전·후, 좌·우, 상·하 이동이 가능하며 제자리에서 회전 또한 가능하게 된다.

Table 1은 QRV의 주요 변수에 대한 명명법을 나타내며, Table 2는 주요 변수들의 물리적 사양을 나타내고 있다. Table 2에서 T_A 는 QRV 동체의 수직 방향의 추력을 의미하며, I_{XX} 와 I_{YY} , I_{ZZ} 는 QRV의 관성주축에 대한 질량 관성모멘트로

Table 1. Nomenclature of a QRV

m_l, m_f, m_r, m_b	왼쪽, 앞, 오른쪽, 뒤 모터 부분 질량
T_l, T_f, T_r, T_b	왼쪽, 앞, 오른쪽, 뒤 블레이드 추력
$\tau_l, \tau_f, \tau_r, \tau_b$	블레이드의 회전에 의한 반발 토크
m_A	QRV 총 질량
m_c	QRV 중앙 부분 질량(배터리 포함)
R	QRV 중심에서 모터 회전축까지의 거리

Table 2. Principal Physical Value of a QRV

구 분	물리적 값	단 위
T_A	2.42	N
I_{XX}	0.000014	kgm ²
I_{YY}	0.00031	kgm ²
I_{ZZ}	0.00016	kgm ²
m_A	0.025	kg
R	0.16	m

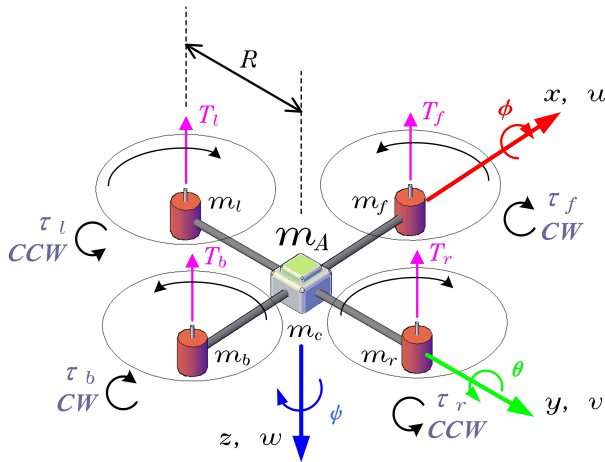


Fig. 3. QRV(Quad Rotor Vehicle)

써 이 값은 각각 QRV 동체(fuselage)에 해당하는 프레임(frame)의 구분과 구성품들의 간략화, 그리고 평행축 정리를 적용하여 계산되어졌다[11, 15]. Fig. 3은 QRV에 대한 주요 변수와 형상을 예시로 나타내고 있다. 여기에서 x, y, z 축은 지면좌표계를 나타내고 있다.

3.2 QRV 동역학식 유도

QRV의 동역학식은 3차원 공간상에서 강체의 병진운동과 회전운동으로 표현될 수 있다. QRV의 병진운동에 대한 표현을 위해서는 회전행렬(Rotation Matrix) 혹은 방향코사인행렬(DCM : Direction Cosine Matrix)이라 불리는 변환행렬을 통해 QRV의 동체좌표계를 지표면 좌표계로 분해하여 각 축에 대한 분력(component of force)을 식 (2)와 같이 표현할 수 있다[11, 13]. 식 (2)의 c 와 s 는 cosine과 sine함수를 나타내며, ϕ, θ, ψ 는 지표 좌표계 3축에 대해서 오른손 회전(right-handed rotation)을 통해서 정의되는 오일러 각(Euler angle)을 나타낸다.

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ c_\theta c_\phi \end{bmatrix} T_A \quad (2)$$

식 (2)의 분력인 T_x, T_y, T_z 는 QRV를 병진운동 시키는 외력이므로 식 (3)과 같이 뉴턴의 제 2법칙을 이용하여 미분방정식 형태를 얻을 수 있다. 여기에서 QRV의 저항 성분의 비례계수를 $K_1, K_2 (=0.01)$ 로 $K_3 (=1.15)$ 로 나타냈다[11, 13].

$$\begin{bmatrix} m_A & 0 & 0 \\ 0 & m_A & 0 \\ 0 & 0 & m_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z - m_A g \end{bmatrix} \quad (3)$$

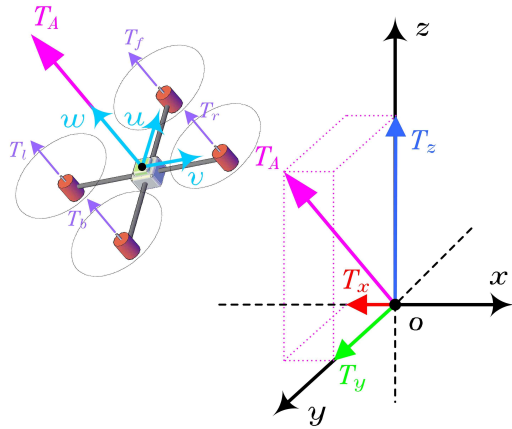


Fig. 4. Component of Force about QRV

Figure 4는 지면좌표계에 대해 QRV의 추력 성분을 분력 T_x, T_y, T_z 으로 표시하고 있다.

한편, QRV의 회전운동에 대해서 간략한 형태를 얻기 위해 Fig. 5와 같이 지면좌표계상의 원점인 고정점 O 를 QRV의 질량중심과 일치시켜 지면좌표계의 고정점 O 에 대한 QRV의 각운동량 항을 배제하면 식 (4)와 같은 운동방정식으로 표현할 수 있다. 이 때, 지면좌표계의 고정점에 대한 강체의 각운동량 항을 배제한 이유는 제자리 자세 제어 시 동체좌표계를 지면좌표계 상의 원점인 고정점 O 와 일치시켜 모멘트 기준점을 정하는 중심회전(centroidal rotation)으로 해석하여 회전운동에 대해 식을 간략화 할 수 있기 때문이다[17]. 또한, 식 (4)에서 $K_4, K_5, K_6 (=0.001)$ 은 QRV의 감쇠공력모멘트의 비례계수를 나타내며 QRV의 Roll, Pitch, Yaw 각의 변화는 각 블레이드의 추력(T_l, T_f, T_r, T_b)과 반발토크의 차이로 나타나게 된다. 즉, Roll 각은 왼쪽과 오른쪽 블레이드의 추력 차이로 시계 및 반시계 방향의 각 변화를 일으키며, Pitch 각은 앞쪽과 뒤쪽 블레이드의 추력 차이가 각 변화를 가져온다. 한편, Yaw각의 경우에는 각 블레이드의 회전에 의한 반발토크 τ_f 와 τ_b 및 τ_l 과 τ_r 의 차이 즉, T_f 와 T_b 및 T_l 과 T_r 의 차이로 인해 시계방향과 반시계방향으로 Yaw 각 변화가 나타나게 된다[11, 13, 18].

$$\begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} (T_l - T_r) - K_4 \dot{\phi} \\ (T_f - T_b) - K_5 \dot{\theta} \\ (T_f + T_b) - (T_l + T_r) - K_6 \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Figure 5는 앞서 설명한 중심회전에 대한 개념도이다. 여기에서 Ω 는 동체좌표계가 지면좌표계에 관해 회전하는 각속도를 의미하고, \bar{w} 는 동체

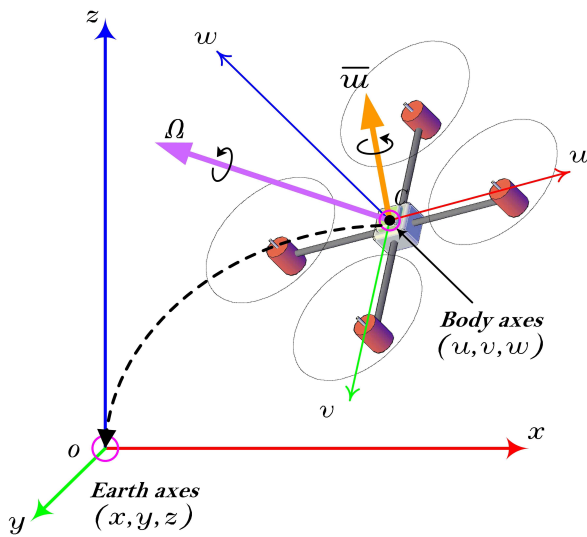


Fig. 5. Centroidal Rotation with Earth axes

좌표계에서 QRV가 회전하는 각속도를 나타낸다. 따라서, 병진운동과 회전운동에 대한 식 (3)과 (4)를 정리하면 QRV의 운동방정식을 얻을 수 있다[11, 14].

IV. QFT 제어기 설계

4.1 플랜트 및 제어 사양 설정

DC모터에 의해 QRV의 블레이드를 회전시킬 때 식 (9)와 같은 전달함수 $P(s)$ 를 가정할 수 있다. 이 전달함수는 모터에 인가되는 전압 $V(s)$ 와 출력으로 모터의 회전 각속도 $W(s)$ 와의 관계를 통해 얻어진다. 본 논문에서는 모터의 회전 각속도를 증가시키는 전압이 블레이드가 회전하면서 발생시키는 추력을 증가시키는 관계를 이용하였다. 즉, 전압의 증가는 모터의 RPM을 증가시키고, RPM의 증가로 인한 블레이드의 회전속도 증가는 블레이드 회전면의 위, 아래 압력차를 일으키며 이 압력차는 추력에 비례관계가 성립되어 QRV의 동역학 모델에 입력으로 사용된다[11, 13, 16, 18]. 식 (5)는 추력과 압력차 및 공기 속도와의 관계를 나타낸다[16].

$$Thrust = A(P_u - P_d) = \frac{1}{2} \rho V_2^2 A \quad (5)$$

식 (5)에서 A 는 블레이드 회전 시 블레이드 끝단이 그리는 원의 면적, P_u, P_d 는 각각 회전하는 블레이드의 위쪽 및 아래쪽 대기압, ρ 는 공기 밀도, V_2 는 회전하는 블레이드를 통해 빠져나가는 공기의 속도를 나타낸다. [부록]의 실험을 통

해 확인할 수 있듯이 일정 구간에서 RPM의 증가는 블레이드를 통해 빠져나가는 공기의 속도 및 블레이드 위, 아래면의 압력차를 증가시키고 있는 관계를 나타내고 있다.

이러한 전압과 추력과의 관계를 바탕으로 본 논문에서는 QFTCT를 통해 제어기를 설계할 때, 식 (9)와 같은 모터의 전달함수를 사용하였으며, 제어기 구성 및 QRV의 동역학 모델 반영 시에는 QRV의 병진운동과 회전운동을 일으키는 상태변수를 \tilde{x} , 제어변수를 \tilde{u} 라 할 때, QRV의 운동방정식은 식 (6)과 같이 1차 벡터 형태로 나타낼 수 있으며, 이 때, \tilde{x} 와 \tilde{u} 는 각각 식 (7)과 식 (8)로 표현된다[11, 13, 16, 18].

$$\frac{d\tilde{x}}{dt} = \dot{\tilde{x}} = f(\tilde{x}, \tilde{u}, t) \quad (6)$$

$$\tilde{x} = \{x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}\}^T \quad (7)$$

$$\tilde{u} = \left\{ \begin{array}{c} T_A - m_A g \\ T_l - T_r \\ T_f - T_b \\ (T_f + T_b) - (T_l + T_r) \end{array} \right\} \quad (8)$$

즉, SIMULINK 모델을 통한 QRV의 자세 제어 입력으로 식 (8)에서 사용되는 추력들을 사용하였다. 또한 이 자세제어 입력에 사용되는 추력의 제어를 위해서는 QRV의 오일러 각을 피드백으로 사용하게 된다.

식 (9)에서 K_t, J, D, L_a, R_a 는 각각 torque constant, rotor inertia, viscous friction coefficient, armature inductance, armature resistance를 나타낸다. 이러한 매개변수들의 값의 불확실성을 식 (9)의 a 와 b 및 k 를 통해 구조적인 불확실성으로 표현할 수 있게 된다.

$$\frac{W(s)}{V(s)} = \frac{K_t}{s(Js + D)(L_a s + R_a)} = \frac{k}{s(s+a)(s+b)} \quad (9)$$

또한, 앞서 2.2 QFT 설계 절차의 내용을 포함하여 QFT 설계의 요구사항을 살펴보면 (i)에서는 플랜트의 불확실성을 나타내고 있으며, (ii)는 루프형성을 할 때, 고려할 사항으로 안정도 사양 (Stability specs)과 관련된 Gain Margin,과 Phase Margin을 정하거나 기준 트랙킹(Reference tracking)에 대한 하한, 상한 값을 정하는 것으로 플랜트의 불확실성(bound)를 결정하는 단계이기도 하다. 그리고 (iii)은 QFT bounds를 피해 루프를 형성하기 위해 제어기를 설계하는 과정이다. 마

지막으로 (iv)에서는 최종적으로 QRV의 제어기 설계 결과분석 시 요구사항을 정하였다. 이 때, (i)에서 불확실성을 나타내는 k, a, b 는 uniform probability distribution을 가정하였다.

(i) 플랜트의 불확실성 :

$$\Delta = \left\{ \begin{array}{l} P(s) = \frac{k}{s(s+a)(s+b)} \\ k \in [2, 8], a \in [2, 6], b \in [0.5, 3.5] \end{array} \right\} \quad (10)$$

(ii) 제어 사양 정의

- 안정도 사양
 - Gain Margin(GM) : 3dB 이상
 - Phase Margin(PM) : 45° 이상
- 기준 트랙킹(Constant Ws 설정)
 - Lower spec. : 0
 - Upper spec. : 1000

(iii) 공칭 루프 게인 합성 단계로 (ii)의 사양을 고려하여 QFT bounds(플랜트의 불확실성)를 피하기위해 pole, zero, gain의 추가를 통해 제어기 설계

(iv) pre-filter인 F(s)의 경우 최대 150Hz까지 -3dB 대역폭 유지하도록 pole, zero, gain의 추가를 통해 필터 설계

4.2 QFT 경계 및 제어기 설계

식 (10)과 안정도 사양, 기준 트랙킹 사양 등을 고려한 제한조건을 QFT 경계(bounds)라고 한다 [5]. 이 경계는 QFT Control Toolbox인 QFTCT를 사용하여 Fig. 7과 같이 나타낼 수 있다. Fig. 7은 안정도 사양(stability specs.)을 고려한 안정도 여유(Stability margin)에 대한 QFT bounds를 보여주고 있다. 이에 앞서 Fig. 6은 플랜트의 불

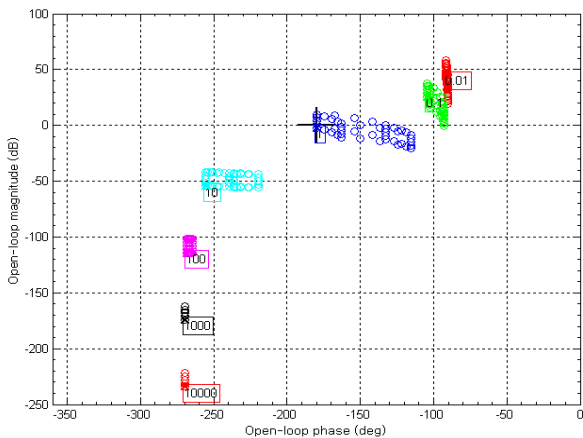


Fig. 6. QFT Templates

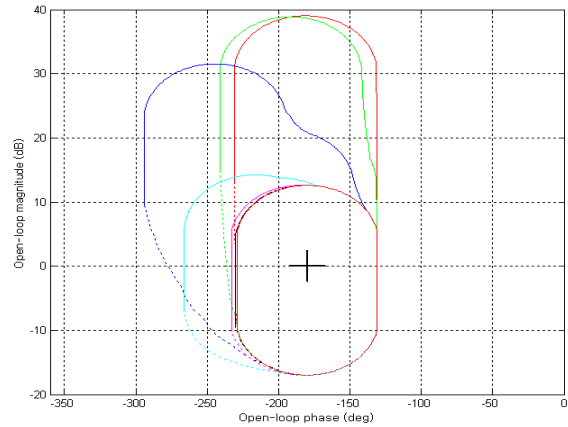


Fig. 7. QFT bounds

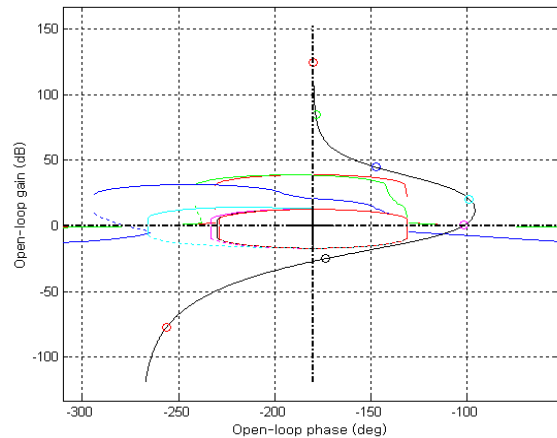


Fig. 8. Controller Design by Loop Shaping

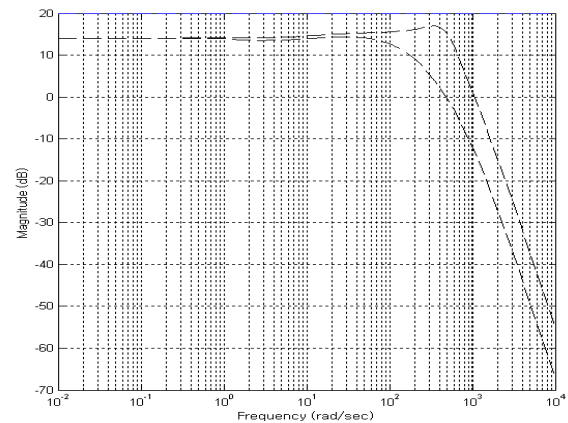


Fig. 9. Result of Pre-filter Design

확실성 집합인 템플릿을 각 주파수(w) 별로 나타내고 있다. 한편, QFT 경계(bounds)를 피하여 pole 이나 zero의 추가로 루프형성(loop shaping)을 하여 사양에 맞는 제어기를 구성할 수 있다.

Figure 8의 루프 형성에서 보는 바와 같이 제어기 설계를 위해서는 주파수 w ($= [0.01 \ 0.1 \ 1$

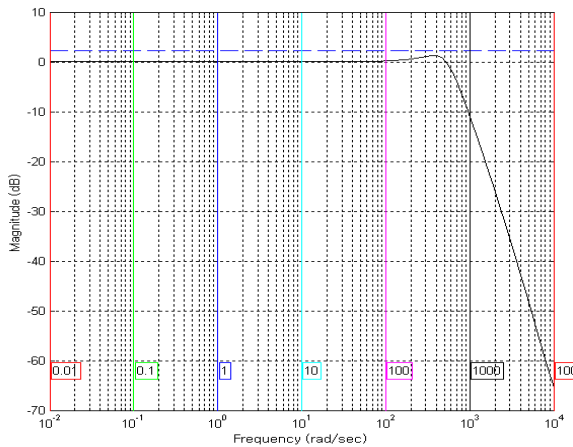


Fig. 10. Stability Specifications Response of 2-DOF Feedback Control System with Pre-filter

10 100 1000 10000])에 해당하는 bounds 영역을 피하여 구성한다. Fig. 8에서 알 수 있듯이 루프 형성을 통한 feedback system의 GM은 25.61dB, PM은 77.31deg를 확보하였다. Fig. 9는 최대 150Hz까지 -3dB 대역폭을 유지하기 위해 설계한 pre-filter의 결과 Bode plot으로써 최소 560rad/sec(≈89Hz)에서 1218rad/sec(≈193Hz)까지 -3dB 대역폭을 보장하고 있음을 보여주고 있다.

Figure 10은 QFTCT를 통하여 설계된 제어기와 전필터(pre-filter)를 통해 얻어진 결과를 통해 Stability spec.에 대한 Bode plot을 보여주고 있으며, 590rad/sec(≈94Hz)까지 -3dB의 대역폭을 유지할 수 있음을 알 수 있다.

Figure 11은 QFTCT를 통하여 설계된 제어기와 전필터(pre-filter)를 통해 얻어진 결과 중 기

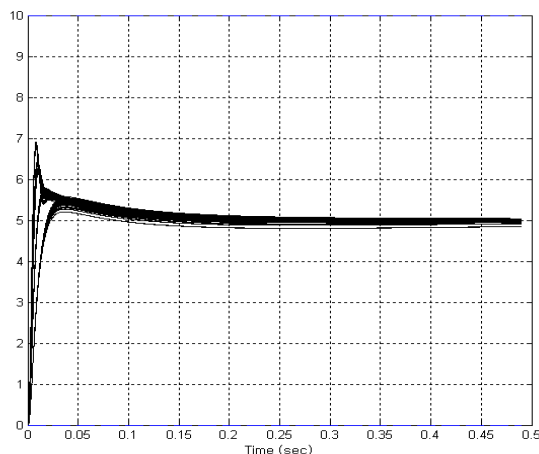


Fig. 11. Unit Step Response on Reference Tracking Spec

준 트래킹(Reference tracking)의 Unit step response를 나타내고 있는데, gain이 5배 이상 증폭된 결과를 보여주고 있다. 이 부분은 QRV의 positioning과 관련되어 보완되어야 할 부분으로 본 논문의 자세 제어 외에 위치제어 시 영향을 미치는 부분으로 판단된다.

이 때, Fig. 7과 같은 경계 즉 플랜트의 불확실성으로 인한 제한 조건들을 피하여 Fig. 8과 같은 루프 형성을 통하여 만들어진 제어기 $G(s)$ 와 pre-filter $F(s)$ 는 식 (11)~(12)와 같이 수동적인 조정을 통하여 구한다[12].

$$G(s) = \frac{85 \left(\frac{s}{0.8} + 1\right)(s+1)(s+2)\left(\frac{s}{120} + 1\right)}{s\left(\frac{s}{1600} + 1\right)\left(\frac{s}{120} + 1\right)\left(\frac{s}{800} + 1\right)} \quad (11)$$

$$F(s) = 3.2 \frac{s+12}{s+14} \quad (12)$$

V. 시뮬레이션 결과

초기 자세각 ϕ, θ, ψ 가 각각 20° 인 상태를 가정하여 0° 로 수렴하도록 하였다. 이 때, T_A 는 2.42N로 설정하여 QRV가 공중에 떠 있을 조건을 가정하였다. PD 제어기[11]와 더불어 QFT를 이용한 제어기는 식 (11)을 사용하였고, 자세 제어를 위한 사양으로는 Table 3의 설계 조건을 만족하도록 하였다. 이 때, 플랜트의 불확실성에 대해 설계된 제어기의 성능을 살펴보기 위해 Table 4와 같이 k, a, b 의 값을 3가지로 구분하여 QRV의 Roll, Pitch, Yaw 운동에 의한 각각의 자세각

Table 3. Design Spec. for Attitude Control

t_r (Rise Time)	1 sec 이내
t_s (Settling Time, 10% 오차)	1.5 sec 이내
M. O. (Maximum Overshoot)	10% 이내

Table 4. Parameter Definition for Verification of Designed Controller

변수 구분	k	a	b
1	2	2	0.5
2	5	4	2
3	8	6	3.5

인 ϕ, θ, ψ 의 변화를 나타내었다.

Figure 12, 14, 16은 앞서 플랜트(모터)의 불확실성을 3가지로 구분하였을 경우 초기 상태에서 평형상태로 수렴해가는 과정을 보여주고 있다. 이는 Table 3에서 제시한 설계 사양을 만족하고 있다. 또한, Fig. 13, 15, 17의 경우 플랜트의 불확실성의 차이가 미세하기 때문에 일정 시간 구

간에서 그 차이를 살펴보기 위해 나타낸 그림이다. 이와 같이 Fig. 12 ~ Fig. 17로부터 알 수 있듯이 식 (10)에서 규정한 불확실성에 대해 크게 3가지로 구분하여 플랜트를 설정한 결과는 자세 각에 미세한 변화만을 일으키고 있다.

더불어 Fig. 18은 식 (13)과 같은 공칭 플랜트 모델의 경우 QRV의 ϕ, θ, ψ 각 변화를 나타내

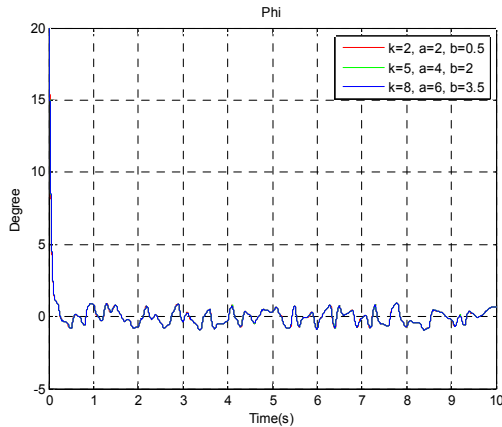


Fig. 12. Angle of Phi(ϕ)

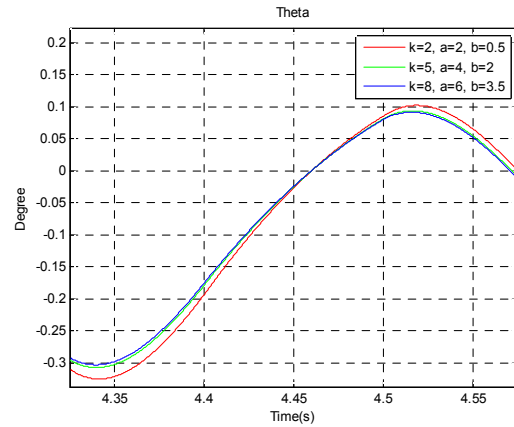


Fig. 15. Angle of Theta(θ) in Fine Domain

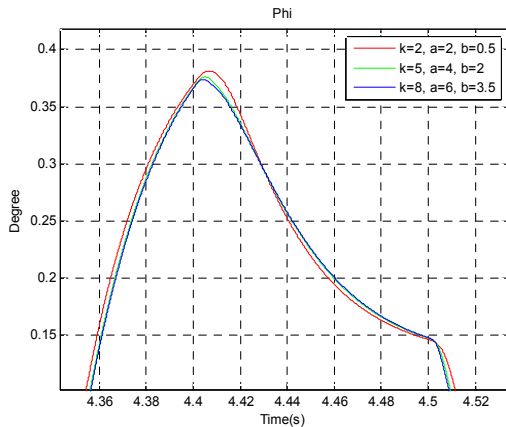


Fig. 13. Angle of Phi(ϕ) in Fine Domain

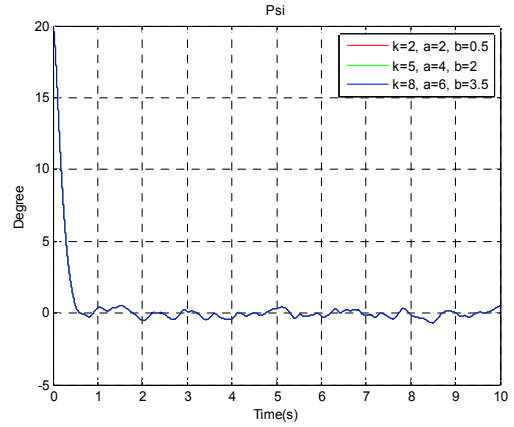


Fig. 16. Angle of Psi(ψ)

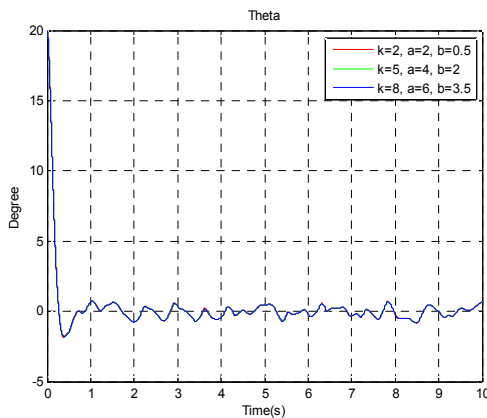


Fig. 14. Angle of Theta(θ)

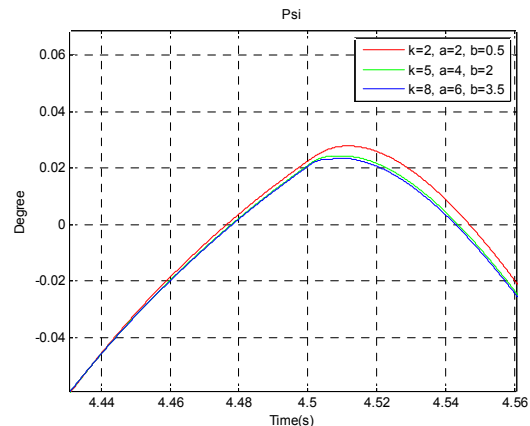


Fig. 17. Angle of Psi(ψ) in Fine Domain

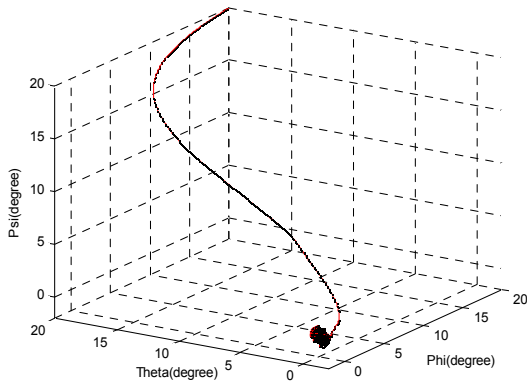


Fig. 18. Attitude Control of QRV

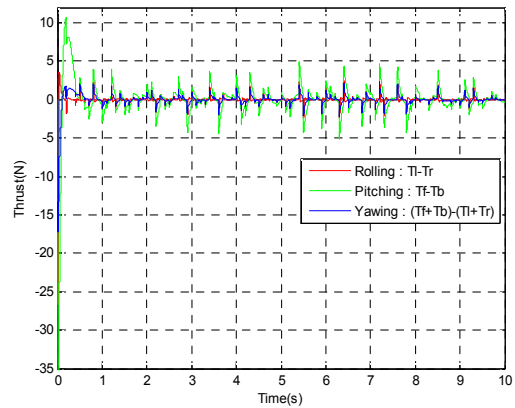


Fig. 19. Thrust applied to QRV

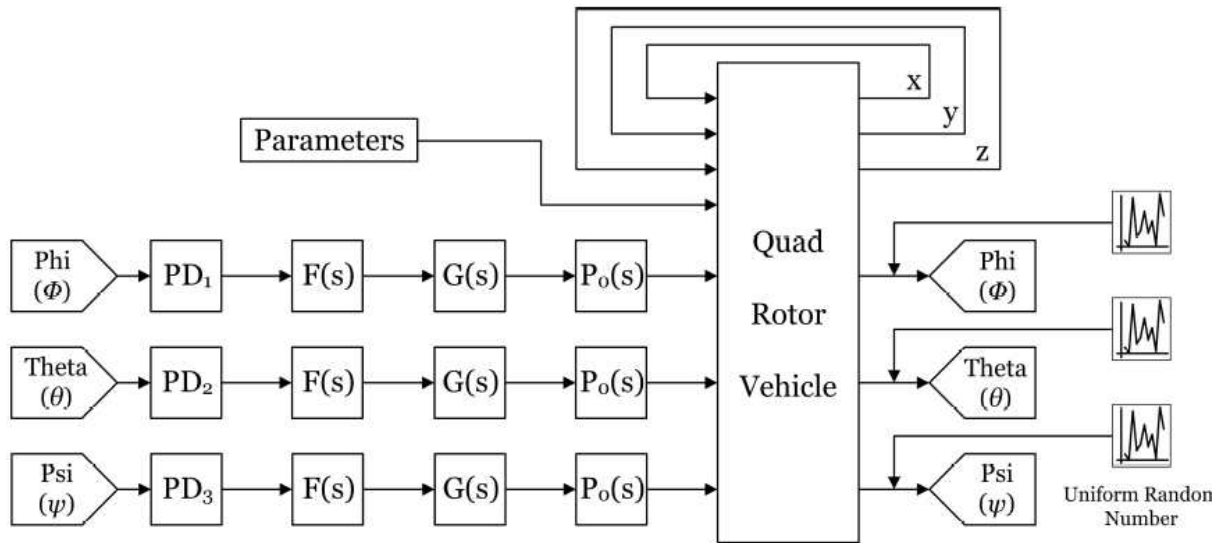


Fig. 20. Block Diagram for QRV's Attitude Control

고 있으며, Fig. 19는 이 때, QRV의 Rolling, Pitching, Yawing을 일으키는 추력을 나타내고 있다.

Figure 20은 QRV의 자세 제어를 위한 구현한 SIMULINK의 블럭 다이어그램 개념도를 나타내고 있다. PD₁~PD₃은 QRV의 Roll, Pitch, Yaw를 제어하는 PD 제어기이며, $F(s)$ 는 pre-filter이다. 그리고 $G(s)$ 는 QFTCT를 이용해 얻은 제어기를 나타내고, $P_0(s)$ 는 식 (13)과 같은 모터의 공칭 모델을 나타내고 있다. 식 (13)은 4.1절에서 언급한 불확실성을 근거로 각 파라미터의 초기값을 근거로 정하였다. 여기에 QRV의 외란을 모사하기 위해 Uniform 분포(-1, 1)를 갖는 노이즈를 추가하여 Fig. 12 ~ 17과 같은 자세 제어에 대한 결과를 얻었다.

$$P_0(s) = \frac{2}{s(s+2)(s+0.5)} \quad (13)$$

VI. 결 론

제어기 설계에 있어 불확실성은 피할 수 없는 요인이다. 제어 대상의 정확한 모델링을 구현하기도 어렵고, 기계·전기·전자 등의 소자들은 시간이 지남에 따라 또는 부하에 따라 노후화나 열화 등이 생겨 특성이 변하기 마련이다.

본 논문에서는 플랜트의 불확실성과 외란의 영향에 대해 강인한 특성을 갖는 QFT를 4-회전익 비행체의 자세 제어에 적용하였으며, 결과적으로 QFT를 이용하여 구성한 제어기와 PD 제어기의 결합을 통하여 요구되는 제어설계 사양에

적합한 자세제어 결과를 확인할 수 있었다.

한편, Reference tracking에 대한 Unit step response의 결과를 볼 때, QRV의 위치 제어 시 오차가 심할 것으로 예상되어진다. 이 부분은 향후 GNSS 시스템을 이용하여 위치를 보상하면 과도한 Unit step response에 대한 위치 오차를 극복할 수 있을 것으로 판단된다.

또한, QFT를 이용한 제어기 설계 과정에서 불확실성으로 인해 니콜스 선도 상의 QFT 경계를 피하여 안정성을 보장하면서 루프 형성을 이용하는 과정은 적지 않은 시행착오를 거치게 한다. 따라서, 이에 대해 효율적인 설계 방법을 연구할 필요가 있으며, 이를 통해 QFT를 다양한 제어 대상에 적용하여 보다 쉬운 방법으로 강인한 제어를 구현할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회의 “재난예방 및 국민안전제고를 위한 위성기반 위치추적기술 연구” 과제의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

References

- 1) I. M. Horowitz, 1963, *Synthesis of feedback systems*, Academic Press, New York
- 2) I. M. Horowitz, 1982, "Quantitative feedback theory", *Proc. of IEE*, Vol. 129, No. 6, pp.215~226.
- 3) S.-F. Wu, W. Wei and M.J. Grimble, 2004, "Robust MIMO control-system design using eigenstructure assignment and QFT", *Proc. of IEE*, Vol. 11, No. 2, pp.198~209.
- 4) Houppis C.H., and Rasmussen, S.J., 1999, *Quantitative feedback theory : fundamentals and applications*, Marcel Dekker, Inc., New York, pp.14~91.
- 5) Mario Garcia-Sanz, C. H. Houppis, 2012, *Wind Energy Systems : Control Engineering Design(Appendix F : QFT Control Toolbox User's Guide)*, CRC Press
- 6) J. M. Diaz, S. Dormido, and J. Aranda, 2005, "QFT Robust Control Design by Interactive Approach", *Proc. of IEEE Conference on Decision and Control*, pp.1301~1306.
- 7) Ju-Sik Kim, Sang-Hyuk Lee, 2003, "A Design of PID Controller Using Loop Shaping Method of QFT", *Trans. of the Korean Institute of Electrical Engineers (in Korean)*, Vol. 52, No. 7, pp.379~384.
- 8) R. Munoz-Mansilla, J. Aranda, J.M. Diaz, D. Chaos, 2010, *Robust control for high-speed crafts using QFT and eigenstructure assignment*, *IET Control Theory Appl.*, Vol. 4, Iss. 7, pp.1265~1276.
- 9) Shi Zhen, Wang Fei, Wang Xiu-zhi, 2011, "Design of missile lateral channel controller based on QFT", *IEEE Conference on Computational and Information Sciences*, pp.917~920.
- 10) Min-Soo Kim, Seung-Whan Lee, Man-Soo Yun, and Chan-Soo Chung, 2003, "Design of the Flight Control Systems using the MIMO Quantitative Feedback Theory", *Conference of the Korean Institute of Electrical Engineers (in Korean)*, pp.2005~2007.
- 11) ByungSeok Lee, 2009, *Modeling and Control of a Quad Rotor Vehicle*, Master's Thesis(the University Of Seoul), pp.1~50.
- 12) ByungSeok Lee, Moon-Beom Heo, Joon Hwa Lee, 2012, "Attitude Control of a Quad Rotor Vehicle using Quantitative Feedback Theory", *2012 KSAS Fall Conference(in Korean)*, pp.661~666.
- 13) Li-Chun, Lai, Chi-Ching Yang, Chia-ju Wu, 2006, "Time-Optimal Control of a Hovering Quad-Rotor Helicopter", *Journal of Intelligent Robotic Systems*, pp.115~135.
- 14) Gabriel M. Hoffmann, Haomiao Hung, Steven L. Waslander, Claire J. Tomlin, 2007, "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control : Theory and Experiment", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, pp.8~9.
- 15) Phillip McKerrow, 2004, "Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter", *International Conference on robotics & Automation*, pp.3598~3599.
- 16) Gareth D. Padfield, 2007, *Helicopter Flight Dynamics - 2nd ed.*, Blackwell publishing, pp. 25-29.
- 17) Braja M. Das, Aslam Kassimali, Sedat Smay, 1994, *Engineering Mechanics: Dynamics*, Richard D. Irwin, Inc.

18) Erginer Bora, Altuğ Erdiç, 2007, "Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle", *Proc. of IEEE Intelligent Vehicles symposium*, pp.894~899.

부 록

모터에 연결된 블레이드의 회전과 모터의 소모 전류 및 블레이드 회전에 의한 downwash의 풍속도, 블레이드 회전면 위, 아래의 압력차의 관계를 실험을 통해 확인할 수 있다. 실험은 블레이드 한 개를 대상으로 하였으며, 모터의 과손을 방지하기 위해 전압 및 전류를 8V/1.7A로 제한하였다.

Table 5. RPM, Current, Wind Speed, Differential Pressure about the Rotation of Blade[11]

RPM	Current (mA)	Wind Speed(m/s)	차압력 (Pa)
1000	100	0.8	
1100	100	0.9	
1200	140	1.1	12.76
1300	165	1.2	
1400	180	1.3	17.31
1500	195	1.5	
1600	200	1.8	
1700	245	2.0	21.87
1800	276	2.2	
1900	305	2.3	
2000	360	2.4	21.87
2100	390	2.6	
2200	430	2.6	
2300	480	2.7	
2400	520	2.8	
2500	570	2.8	
2600	600	2.9	
2700	690	3.0	
2800	780	3.2	
2900	830	3.5	
3000	880	3.8	26.43
3100	930	3.9	
3200	990	4.0	
3300	1070	4.1	
3400	1150	4.3	
3500	1200	4.5	
3600	1260	4.6	
3700	1300	4.7	
3800	1360	4.8	
3900	1470	5.2	

또한, 회전속도, 풍속도, 차압을 측정하기 위해 RPM 측정기는 디지털 타코메타(VICTOR DM6234P+), 풍속계는 Smart Sensor Anemometer, 차압센서는 Sensirion 社의 SDP2000-L을 이용하였다. 이 때, 풍속도는 블레이드 회전면에서 5cm가량 이격하여 측정되었으며, 차압력의 경우 블레이드의 위 부분과 아래 부분의 압력은 각각 블레이드에서 5cm, 3cm 이격하여 측정되어 졌다[11].

Table 5에서 알 수 있듯이 모터의 RPM이 1000, 2000, 3000 일 때 소모전류는 100mA, 360mA, 880mA와 같이 대략 RPM 증가율의 제곱에 비례함을 알 수 있다. 이 때 RPM과 풍속도와의 관계는 일정 구간을 대상으로 할 때 거의 선형적인 관계가 됨을 확인할 수 있다.

또한, 풍속도에 대한 차압력은 Table 5에서 보듯이 특정 풍속도마다 측정되어졌지만, 풍속도가 증가함에 따라 차압력이 증가함을 알 수 있다. Fig. 21과 Fig. 22는 RPM, 풍속도 및 차압력을 측정하는 실험 환경을 나타내고 있다.



Fig. 21. Experimental Environment 1(RPM, Wind Speed measurement)



Fig. 22. Experimental Environment 2 (Differential Pressure measurement)