

## 1축 자세제어실험 장비를 이용한 SIMC 기반 쿼드로터 Cascade 제어기 적용에 관한 연구

# Application of SIMC Based Quad-rotor Cascade Control by Using 1-axis Attitude Control Test-bench

최윤성 · 유영진 · 정진석 · 강범수\*  
부산대학교 항공우주공학과

Yun-sung Choi · Young-jin You · Jin-seok Jeong · Beom-soo Kang\*

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Busan, 609-735, Korea

### [요 약]

본 논문에서는 1축 자세제어실험 장비를 제작하여 쿼드로터 형 무인항공기에 적용할 단일입력-단일출력 Cascade 제어기 실험을 수행하였다. 해당 장비는 두 개의 모터와 프로펠러에 의해 자세변화가 가능한 시소 형태로 구현하였고, 무게 추를 변경하여 회전축을 중심으로 상하 무게중심 이동이 가능하도록 제작하였다. 개발한 장비를 통해 Cascade 구조를 가지는 PID(각도)-PID(각속도) 제어기를 구성하여 실험을 수행하였으며, PID 이득의 조정을 용이하게 하는 SIMC 제어기 이득 조정 기법을 Cascade 제어에 접목하였다. 이를 위해 Matlab-Simulink 환경 하에 2차 시간 지연 모델을 구축하여 시스템 변수 추정을 수행하였다. 기존의 SIMC 조정 기법 적용 과정을 수행하여 그 특성을 파악하고, 적용 과정의 안정성 문제를 고려하여 수정된 방안을 제시하였으며, 이를 1축 자세제어실험 장비에 적용하여 기존의 과정과 수정된 과정을 비교 실험하였다.

### [Abstract]

This paper reports the single-input-single-output cascade control by using 1-axis attitude control test-bench for quad-rotor UAV. The test-bench was designed as a see-saw shape using 2 motors and propellers, and to enable changing the center of gravity with the center of gyration using ballast. The experiment was carried out by constructing a PID-PID controller having a cascade structure with the test-bench. The SIMC based PID gain tuning process, which makes PID gain tuning easy, was grafted to cascade control. To graft SIMC method, the system parameter estimation result was conducted with second order time delay model by using Matlab-Simulink. Gain tuning was conducted by simulating with estimated system parameter. In this paper, the conventional application of SIMC was conducted and improved application was proposed for improving stability at tuning process.

**Key word** : Cascade control, Quad-rotor, Simple internal model control, Unmanned aerial vehicle, 1-axis test-bench.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2015.19.6.473>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 16 October 2015; Revised 28 October 2015  
Accepted (Publication) 23 December 2015 (30 December 2015)

\*Corresponding Author; Beom-soo Kang

Tel: +82-51-510-2310

E-mail: bskang@pusan.ac.kr

# 1. 서론

최근 들어 쿼드콥터 형 무인항공기가 전 세계적으로 주목받고 있다. 제자리 비행과 수직이착륙이 가능한 장점을 살려 항공 촬영 및 환경감시, 정찰 등의 분야에서 수요가 급증하고 있으며, 이 밖에도 쿼드콥터를 이용한 물류수송, 인명구조 등의 분야에서 활용사례들이 보고되고 있다. 한편, 특정 임무에 투입되는 쿼드콥터 플랫폼의 경우 개발 과정에서 잦은 형상 변화가 불가피하며 이로 인해 복잡한 제어기 실험 및 이득 조정 과정이 필수적으로 수반된다. 하지만 제어기 개발을 위한 비행 실험은 설계 오차, 환경요인에 의한 외란 등의 불확실성 요소로 인해 정확한 실험이 어렵고, 추락사고의 위험이 있어 쉽게 수행하기 힘든 난점이 있다. 또한, 실제 비행실험에서 플랫폼의 제어특성이 예상했던 수학적 모델과 다르게 나타날 경우, 조종사의 정성적 평가와 반복적인 비행 실험을 통해 이득 조정을 수행해야 하는데 이는 곧 개발에 소요되는 시간과 비용의 증가로 이어진다.

이와 같은 문제를 개선하기 위해, 본 논문에서는 간략화 내부모델제어 (SIMC; simple internal model control) 기법을 기반으로 쿼드콥터 무인항공기의 캐스케이드(cascade) 자세제어 적용에 대한 연구를 수행하였다. SIMC 기법은 2차 시간지연모델을 이용해 PID (proportional-integral-derivative) 제어기와 PI (proportional-integral) 제어기의 이득 변수를 이론적으로 단순화함으로써 제어기 이득 조정을 수월하게 하는 장점이 있으며, S. Skogestad 등에 의해 제안되었다[1]. 본 논문에서는 제어기 이득 조정의 수치적인 근거를 마련하고자 적용되었다. 또한, 본 연구에서 쿼드콥터 무인항공기의 자세제어에 적용된 cascade 제어의 경우 이미 다양한 분야에 적용되고 있으며 선행연구가 활발히 진행되었다[2]-[4]. K. J. Åström 등이 수행한 선행연구에 따른 cascade 제어의 장점은 다음과 같다[2]. i) 내부 루프에 가해지는 외란은 시스템에 변동을 주기 전에 그 영향이 감소한다. 따라서 외란에 대한 응답에 있어서 cascade형 제어는 단일 루프 되먹임 제어(single loop feedback control)에 비해 그 성능이 우수하다. ii) 내부 루프의 반응이 향상되면 시스템의 전체적인 반응이 개선된다. iii) 내부 루프의 보정효과로 인해 액추에이터(actuator)의 비선형성을 감소시킬 수 있다. 항공 분야에서는 R. Czyba, B. Godbolt, J. B. Song 등에 의하여 항공기에 실제로 적용된 바 있다[5]-[7].

쿼드콥터는 제어방식에 있어서 수직적으로 단일입력-단일출력 (SISO; single-input-single-output)의 형태로 도출하여 각 축에 따라 개별적으로 제어가 가능한 장점이 있으며[8], 따라서 연구 과정에서 필요한 실험은 안전을 위해 실제 플랫폼을 이용한 비행 실험 대신 1축 자세제어실험 장비를 이용해 수행되었다. 해당 장비는 플랫폼의 형상 변화에 의한 영향을 반영하기 위해 실제로 구조 변경이 가능하도록 제작되었다. 이를 통해 SIMC 기반 cascade 자세제어가 쿼드콥터 플랫폼에 적용하기 적합한지 여부를 판단하였고, 제어기 이득 조정 실험의 안정성을 고려한 수정된 SIMC 기법 적용 과정을 제안하였다.

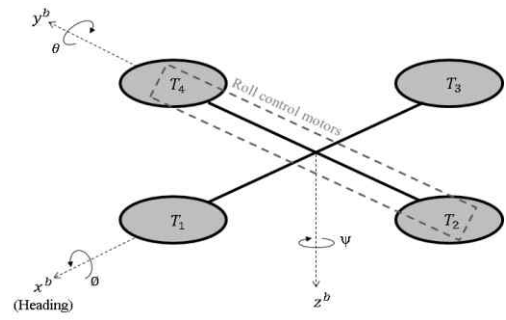


그림 1. 쿼드콥터 좌표계  
Fig. 1. Coordinate system of quad-rotor.

## II. 1축 자세제어실험 장비 개발

### 2-1 1축 자세제어실험 장비 개발의 이론적 배경

쿼드콥터의 동체 좌표계(body axis)는 그림 1과 같다. 해당 좌표계에서 적용되는 Newton's 2<sup>nd</sup> law는 식 (1)로 표현된다. 이때, 위치변화에 대한 운동방정식을 고려하지 않고 자세제어만을 고려하면 모멘트와 각운동량의 관계는 식 (2)와 같다. 또한  $w$ 는 오일러 각속도이며  $I$ 는 관성모멘트,  $M_{TOT}$ 는 전체모멘트로 다음의 식 (3)-(5)와 같이 표현된다.

$$H = Iw \tag{1}$$

$$M_{TOT} = \frac{d}{dt}H + w \times H \tag{2}$$

$$w = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$M_{TOT} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \tag{5}$$

여기서  $p, q, r$ 는 순서대로 기체좌표계의  $x, y, z$  축에 대한 각속도이며,  $L, M, N$ 은 순서대로 roll, pitch, yaw 운동에 작용하는 모멘트이다. 식 (1)과 (3)-(5)의 조건을 식 (2)에 대입하면 다음의 식 (6)을 도출할 수 있으며 이를 각가속도에 관해 정리하면 식 (7)을 도출할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \left( \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \tag{6}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})qr / I_{xx} + L / I_{xx} \\ (I_{zz} - I_{xx})pr / I_{yy} + M / I_{yy} \\ (I_{xx} - I_{yy})pq / I_{zz} + N / I_{zz} \end{bmatrix} \tag{7}$$

식 (7)은 퀴드콥터 최종적으로 도출된 비선형 운동방정식이며 다음의 가정을 할 경우 선형방정식으로 도출 가능하다[8].

- i) z축의 yaw 각속도인 r은 매우 작은 것으로 가정할 수 있다.
- ii)  $I_{xx}$ 와  $I_{yy}$ 는 같은 것으로 가정할 수 있다.

해당 조건을 식 (7)에 대입할 경우 식 (8)의 선형방정식 형태의 수식이 도출 가능하다.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L/I_{xx} \\ M/I_{yy} \\ N/I_{zz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\dot{p} = \frac{1}{I_{xx}}L \quad (9)$$

도출한 식 (8)는 선형화된 SISO 제어를 가정한 1축 자세제어의 운동방정식이며 각도인  $\theta, \phi, \psi$ 가 서로 결합(coupling)되지 않은 형태이다. 따라서 퀴드콥터 자세제어는 각 축에 따른 개별적인 제어가 가능한 시스템으로 가정할 수 있으므로 식 (9)의 roll 방향 자세제어를 실험하기 위해 1축 자세제어실험 장비를 개발하여 연구를 수행하였다.

**2-2 1축 자세제어실험 장비의 형상 및 기능**

2의 1절에서 기술한 SISO 시스템의 자세제어 구현과 그 성능을 시험하기 위한 1축 자세제어실험 장비를 그림 2와 같이 제작하였다. 본 실험 장비에 사용된 비행제어시스템 (FCS; flight control system)은 과제수행 및 연구를 위해 자체개발한 것으로 (그림 3), 비행제어 컴퓨터 (FCC; flight control computer)와 비행정보 및 실험정보를 기록하기 위한 비행기록저장장치 (FDR; flight data recorder), 지상제어시스템 (GCS; ground control system)과 FCC 간의 실시간 교신을 위한 통신시스템관리장치 (RFC; radio frequency communicator)와 블루투스 모듈, 전력공급 및 관리를 위한 전력관리장치 (PMU; power management unit)로 구성되어 있다. 자세제어는 FCC를 통해 100 Hz의 주기로 수행되며, 자세정보 획득은 GPS/INS (global positioning system/inertial navigation system)로 이루어졌으며, Advanced Navigation 社의 Spatial 제품이 사용되었다.

개발한 실험 장비는 다양한 상황에서의 제어실험을 위하여 여러 가지 형상변화(로터직경, 로터높이, 로터간격, 형상 변경용 추, 전체 무게 추 등)가 가능하게 제작되었다. 본 논문에서는 그림 2와 같이 형상 변경용 추를 이용하여 형상 변경에 적용하였고 무게중심을 이동시켰다. 실험에 사용한 형상 변경 조건을 표 1에 기재하였으며, 실제 항공기는 공중에서 무게중심을 기준으로 회전하기 때문에 해당 실험 장비의 회전중심과 무게중심을 일치시키기 위해 전체 무게 추를 이용한 교정 작업이 수행되었다.

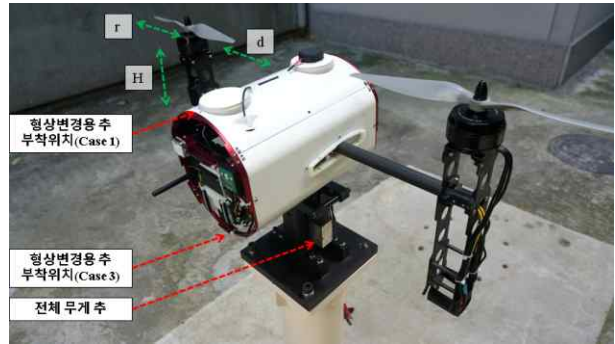


그림 2. 1축 자세제어실험 장비  
Fig. 2. 1-axis attitude control test-bench.

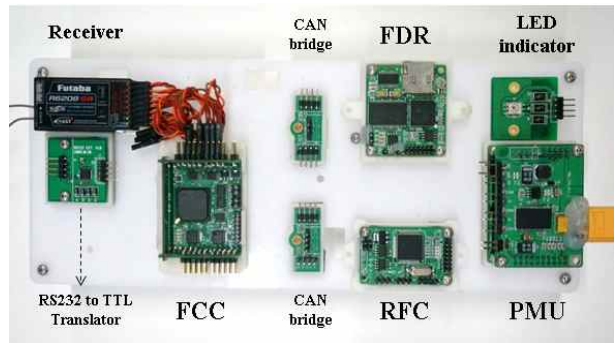


그림 3. 비행제어시스템  
Fig. 3. Flight control system.

표 1. 1축 자세제어실험 장비의 형상 변수 값과 형상 변경 조건  
Table 1. 1-axis test-bench shape parameters and changes.

Shape parameters of test-bench (Case 2)		
Item	Value	
Distance of rotor to body (d)	30 cm	
Rotor height (H)	12.5 cm	
Rotor diameter (r)	13 in-6.5 pitch	
Weight of total mass	1252 g	
Distance of weight to center of gyration	15.0 cm	
Shape cases (weight shape: cylinder, diameter: 40 mm, thickness: 9 mm)		
Item	Attachment location	Weight
Case 1	-15 cm (for z-axis)	100 g
Case 2	None (for z-axis)	None
Case 3	15 cm (for z-axis)	100 g

**III. SIMC 기반 Cascade 제어와 과정**

**3-1 Cascade 제어**

본 논문에서는 최종적으로 개발한 1축 실험 장비를 이용하여 cascade 제어 실험을 수행하였다. Cascade 구조는 목표 시스템의 반응이 제어 입력 이외에 또 다른 시스템 변수에 종속될 경우 해당 시스템 변수에 대한 제어를 전체 제어과정에 포함시켜 시스템의 응답 성능을 향상시키고자 할 때 적용할 수 있다.

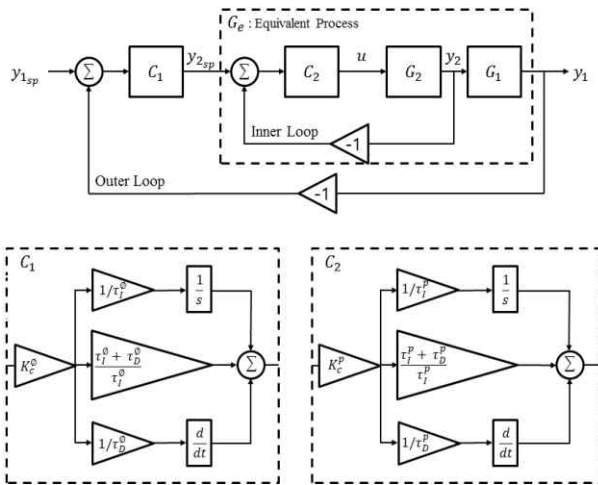


그림 4. Cascade형 PID 자세 제어 시스템  
 Fig. 4. Cascade PID attitude control system.

무인기 자세제어에 있어서 각도 응답은 각속도의 반응에 종속되기 때문에 각도의 반응에 영향을 주는 각속도를 제어 시스템에 포함하고자 cascade 구조를 가지는 PID(각도)-PID(각속도) 제어기를 구성하였다. 이를 무인기 자세제어에 적용할 경우 내부 루프인 각속도 루프에서 각도 반응의 안정성을 확보할 수 있으며 외부 루프인 각도 루프에서 자세 추종 성능을 확보할 수 있다. Cascade 자세 제어 시스템의 블록 다이어그램을 그림 4에 도시하였다. 그림 4에서  $C_1$ 은 각도 PID 제어기,  $C_2$ 는 각속도 PID 제어기,  $G_1$ 은 각도 플랜트,  $G_2$ 는 각속도 플랜트이다.

3-2 SIMC 기법의 이론적 배경

본 논문에서는 cascade형 PID 제어기의 이득 조정 시 S. Skogestad[1]등에 의해 제안된 SIMC 기반 이득 조정 기법을 적용하였다. SIMC 기법은 1차 또는 2차 시간 지연 모델로 선형화된 SISO 시스템의 전달함수를 이용하여, PID 제어기 이득 조정 시  $K_p, K_I, K_D$ 로 이루어진 복수의 조정 변수를  $\tau_c$ (요구응답시간상수) 하나의 조정변수로 변환함으로써 제어기 이득 조절을 용이하게 만드는 장점이 있다. 본 절에서는 SIMC 기법의 이론적 배경을 수록하였다.

시간 영역 상에서 PID 제어식은 식 (10)으로 표현된다. 식 (10)을 주파수 영역에서 표현하면 식 (11)이 되며, 기존의 이론에서 제안하는 형태로 변환하기 위하여  $K_c$ 를 이용하면 식 (12)와 같이 표현할 수 있다. SIMC 기법에서 제안하는 SISO 시스템의 2차 시간 지연 모델은 식 (13)이다. 식 (12)에서 위의 식은 non-interacting, 아래의 식은 interacting에 대한 PID식이다.

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt} \tag{10}$$

$$C(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_D s \tag{11}$$

$$C(s) = K_c^{noninteracting} \left( 1 + \frac{1}{\tau_I s} + \tau_D s \right) \tag{12}$$

$$= K_c \left( \frac{\tau_I s + 1}{\tau_I s} \right) (\tau_D s + 1)$$

$$G(s) = \frac{k}{(\tau_1 s + 1)(\tau_2 s + 1)} e^{-\eta s} \tag{13}$$

$$= \frac{k'}{(s + 1/\tau_1)(\tau_2 s + 1)} e^{-\eta s}$$

여기서  $\tau_I$ 는 적분 시간,  $\tau_D$ 는 미분 시간,  $k$ 는 플랜트 이득,  $\eta$ 은 시간 지연에 의한 영향,  $\tau_1$ 은 1차 지연 시간 상수,  $\tau_2$ 는 2차 지연 시간 상수이다. SIMC 기법의 최종적인 목적은 직접 합성 기법(direct synthesis method)을 이용하여 식 (13)에서 식 (12)를 유도하는 것이다. 유도과정은 다음과 같다. 식 (14)는 페루프 설정값(closed loop set point)의 반응식이며, 식 (15)는 직접 합성 기법으로 표현되는 1차 시간 지연 페루프 반응식이다. 식 (16)에 식 (15)를 대입하고  $G(s)$ 에 2차 시간 지연 모델을 적용하면 식 (17)의 결과를 도출할 수 있다.

$$\frac{y}{y_{sp}} = \frac{G(s)C(s)}{G(s)C(s) + 1} \tag{14}$$

$$\left( \frac{y}{y_{sp}} \right)_{desired} = \frac{1}{\tau_c s + 1} e^{-\eta s} \tag{15}$$

$$C(s) = \left( \frac{1}{G(s)} \right) \left( \frac{1}{\frac{1}{(y/y_{sp})_{desired}} - 1} \right) \tag{16}$$

$$C(s) = \frac{(\tau_1 s + 1)(\tau_2 s + 1)}{k} \frac{1}{(\tau_c s + 1 - e^{-\eta s})} \tag{17}$$

$$C(s) = \frac{(\tau_1 s + 1)(\tau_2 s + 1)}{k} \frac{1}{(\tau_c + \eta)s} \tag{18}$$

식 (17)에 1차 테일러 시리즈를 적용하면  $e^{-\eta s} \approx 1 - \eta s$  를 대입할 수 있다. 따라서 식 (17)은 식 (18)과 같이 변환할 수 있다. 변환된 식 (18)은 식 (12)와 식 (19)의 관계를 맺는 것으로 정리할 수 있다.

$$K_c = \frac{1}{k} \frac{\tau_1}{\tau_c + \eta}, \tag{19}$$

$$\tau_I = \tau_1,$$

$$\tau_D = \tau_2$$

시스템의 2차 시간 지연 시간 상수인  $\tau_2$ 가  $\eta$ 보다 극소인 경우, Half rule을 적용하여 1차 시간 지연 모델과 PI 제어를 적용할 수 있다. 이때 페루프의  $G(s)G_c(s) + 1$ 은 식 (20)과 같다.

$$\left( \frac{\tau_I}{k' K_c} \right) s^2 + \tau_I s + 1 \tag{20}$$

$$\tau_0 = \sqrt{\frac{\tau_I}{k'K_c}}, \zeta = \frac{1}{2} \sqrt{k'K_c\tau_I} \quad (21)$$

$$\tau_0^2 s^2 + 2\tau_0 \zeta s + 1 \quad (22)$$

식 (20)에 식 (21)을 대입하면 2차 방정식 형태인 식 (22)와 같다. SIMC 기법의 이론에서는  $\zeta < 1$  일 때 진동이 발생하기 쉽고,  $\zeta = 1$  일 때 강건성을 가질 수 있다[1]. 따라서 SIMC 기법 기반 PID 제어기의 이득을 다음과 같이 정의할 수 있다(식 23).

$$K_c = \frac{1}{k} \frac{\tau_1}{\tau_c + \eta} = \frac{1}{k'} \frac{1}{\tau_c + \eta}, \quad (23)$$

$$\tau_I = \min\{\tau_1, 4(\tau_c + \eta)\},$$

$$\tau_D = \tau_2,$$

$$\tau_c = \eta$$

### 3-3 안정도

기존의 연구에 의하면 안정성을 위한 최소 요구치는 이득 여유 (GM; gain margin)는 1.7 초과, 위상 여유 (PM; phase margin)는 30° 초과이다[1]. SIMC 기법에서는 1차 시간 지연 모델의 경우 시스템의 적분 시간이  $\tau_I \leq 8\eta$  일 때,  $\tau_I = \tau_1$  로 설정하면 시스템은 항상 GM = 3.14, PM = 61.4°의 여유 값을 가진다. 2차 시간 지연 모델의 경우  $\tau_D = \tau_2$  로 설정하면 동일한 제어 여유를 획득할 수 있다. 또한,  $M_s$ (sensitivity peak)가 1.7 미만이라면 GM > 2.43, PM > 34.2°의 여유가 보장되며 이는 최소 요구치를 충족하는 조건이다[9].

### 3-4 SIMC 기법의 적용

SIMC 기법을 cascade 제어에 적용하려면 SIMC 기법에서 제안하는 2차 시간 지연 모델의 시스템 변수 값을 실험이나 이론적 도출 또는 해석적 방법 등을 통하여 우선적으로 획득하여야 한다. 이를 위해 본 논문에서는 Matlab-Simulink 환경 하에 그림 5와 같이 2차 시간 지연 모델을 구성하고, 기준입력에 대한 시스템의 응답 데이터를 이용하여 시스템 변수 추정을 수행하였다. 또한, 추정을 통해 도출된 시스템 변수 값을 시뮬레이션에 적용하여  $\tau_c$ 를 선정하였다. 선정 시 SIMC 기법에서 제안하는 기준을 도출하여  $\tau_c$  선정에 사용하였다[1]. 제안된 기준인 IAE (integrated absolute error)와 TV (total variation)의 식은 (24)-(25)와 같다.

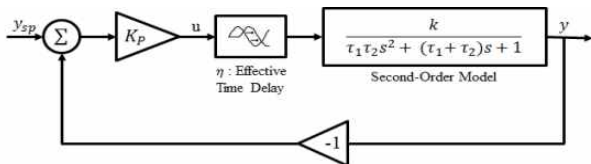


그림 5. 2차 시간 지연 모델  
Fig. 5. Second order time delay model.

$$IAE = \int_0^{\infty} |e(t)| dt \quad (24)$$

$$TV = \sum_{i=1}^{\infty} |u_{i+1} - u_i| \quad (25)$$

IAE는 제어 오차의 적분된 절대 오차이며 TV는 입력의 총 변화량이다. 두 변수 모두 가능한 작은 값을 가지는  $\tau_c$ 를 선정하여야 한다. 작은  $\tau_c$ 의 선정은 빠른 응답특성을 가지지만 큰  $\tau_c$ 보다 강인성과 안정성이 낮아지는 특성이 있다. 기준입력으로 주파수 스위프 (frequency sweep)과 더블렛(doublet)을 가하여 실험이 진행되었다. 주파수 스위프에 적용된 입력 기준 식은 식 (26)과 같다.

$$u(t) = A \sin(2\pi ft) \quad (26)$$

### 3-5 이득 조정 과정 (기준)

기존의 연구에서 제안된 SIMC 기반 cascade 제어의 조정과정은 그림 6과 같다[7]. 기존의 적용 과정에서는 SIMC 기법을 내부 루프인 각속도 루프에 우선적으로 적용하여 각속도 제어기  $C_2$ 의 이득을 조정하였다. 이때 각속도 루프의 주파수 스위프 실험을 위하여  $C_1$  제어기를 제외하고  $C_2$  제어기에만 주파수 스위프 명령을 가하여 실험 데이터를 획득한다. 조정 전  $C_2$ 의 제어기는 P 제어기이며, 추정 완료된 결과를 SIMC 기법에 적용하여 PID 형태의 이득을 도출한다. 내부 루프의 이득 조정이 완료된 후 외부 루프인 각도 루프를 조정할 시  $G_1, G_2, C_2$ 을 하나의 대체 플랜트  $G_c$ 로 가정하여 SIMC 기법을 한 번 더 적용한다. 각도 주파수 스위프 실험 시, 전체 제어기 구성에 있어서  $C_1$ 의 제어기는 P 제어기이며,  $C_2$ 의 제어기는 PID 제어기이다.

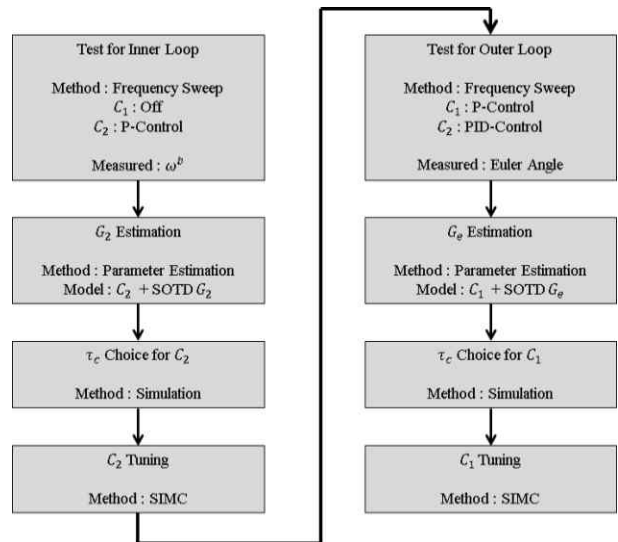


그림 6. 이득 조정 과정 (기준, process 1)  
Fig. 6. Conventional gain tuning process (process 1).

### IV. 1축 자세제어실험 장비 연동 실험

#### 4-1 목표 성능

3장에 서술한 cascade 제어와 SIMC 기법을 개발한 1축 자세 제어실험 장비에 적용하였다. 각속도 조정 후의 각속도 반응과 최종 조정 후의 자세 반응의 성능 정도를 파악하기 위해 기존의 연구결과를 목표 성능 기준으로 채택하였다[7]. 해당 논문의 결과를 통해 채택한 기준은 각속도 제어 시 명령 15 %/sec에 대한 각속도 상승시간(rising time)은 0.2 sec이며, 각도 제어 시 최대 오버슈트는 명령 7°에 대해 16% 이다.

표 2. 초기 실험 이득 및 각속도 주파수 스위프 실험의 이득

Table 2. Angular rate frequency sweep test gain (before).

Initial flight gain (P-P control)				Frequency sweep test gain			
Item	Value	Item	Value	Item	Value	Item	Value
$K_c^p$	0.32	$K_c^\phi$	3.2	$K_c^p$	1.5	$K_c^\phi$	None
$\tau_I^p$	$\infty$	$\tau_I^\phi$	$\infty$	$\tau_I^p$	$\infty$	$\tau_I^\phi$	None
$\tau_D^p$	0	$\tau_D^\phi$	0	$\tau_D^p$	0	$\tau_D^\phi$	None

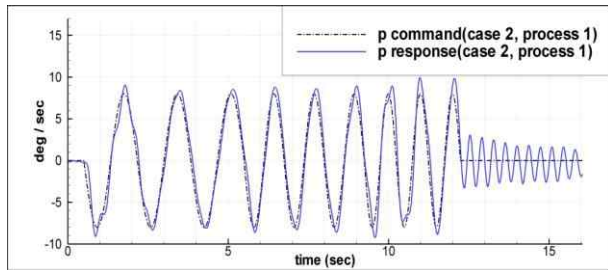


그림 7. 각속도 주파수 스위프 실험 결과 (조정 전, process 1)  
Fig. 7. Angular rate frequency sweep result (before tuning, process 1).

표 3. 시스템 변수 추정 결과 및 추정 후 각속도 제어기 이득

Table 3. Parameter estimation result and inner loop gain.

Item	Value	Item	Value
$k^p$	150.22	$\tau_c^p$	0.08
$\tau_1^p$	10.175	$K_c^p$	0.5655
$\tau_2^p$	0.0564	$\tau_I^p$	0.4791
$\eta^p$	0.0398	$\tau_D^p$	0.0564

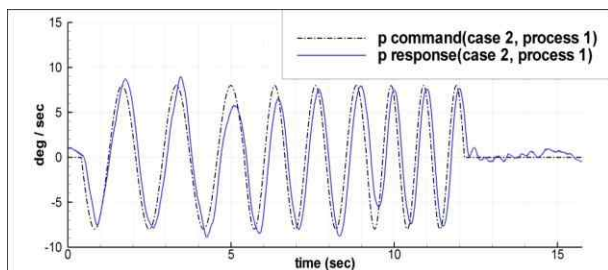


그림 8. 각속도 주파수 스위프 실험 결과 (조정 후, process 1)  
Fig. 8. Angular rate frequency sweep result (after tuning, process 1).

#### 4-2 기존의 이득 조정 과정

##### 1) 내부 루프 각속도 제어기 조정

본 절에서는 기존의 적용 과정(이하 Process 1)을 표 1에 기재한 Case 2에 적용하여 실험을 수행하였으며 초기 이득 획득을 위해  $\tau_I$ 는 무한대,  $\tau_D$ 는 0으로 설정하며 P 제어기의 효과를 설정하였다. 각속도 스위프를 진행하기에 앞서 안정적인 비행을 위해 P-P 제어기의 초기 실험 이득 값을 선정하였다(표 2). P-P 제어기로 비행할 경우, 자세제어는 안정적이었으나 각속도 스위프를 위해 각도 P 제어기를 제외한 후의 응답은 그 추종성능이 낮아 각속도 P 제어기의 정성적인 이득 조정이 진행되었다.

표 4. 각도 주파수 스위프 실험의 이득

Table 4. Roll angle frequency sweep test gain (before).

Angular rate control gain		Roll angle control gain	
Item	Value	Item	Value
$K_c^p$	0.5655	$K_c^\phi$	2.0
$\tau_I^p$	0.4791	$\tau_I^\phi$	$\infty$
$\tau_D^p$	0.0564	$\tau_D^\phi$	0

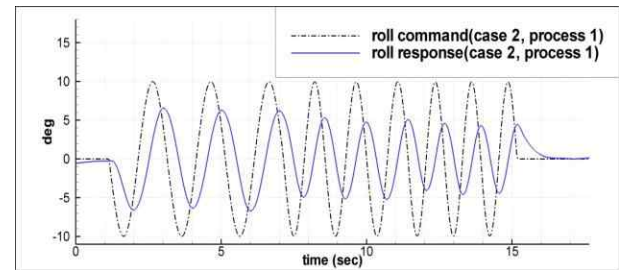


그림 9. 각도 주파수 스위프 실험 결과 (조정 전, process 1)  
Fig. 9. Roll angle frequency sweep result (before tuning, process 1).

표 5. 시스템 변수 추정 결과 및 추정 후 각도 제어기 이득

Table 5. Parameter estimation result and outer loop gain.

Item	Value	Item	Value
$k^\phi$	11.852	$\tau_c^\phi$	0.15
$\tau_1^\phi$	8.976	$K_c^\phi$	3.9982
$\tau_2^\phi$	0.0969	$\tau_I^\phi$	0.7577
$\eta^\phi$	0.0394	$\tau_D^\phi$	0.0969

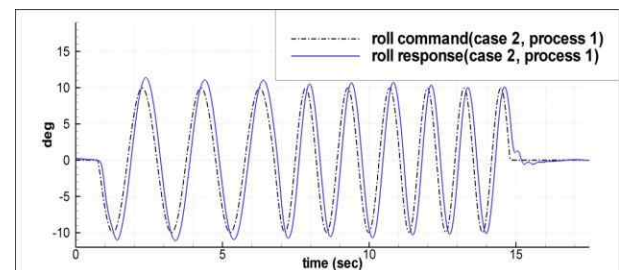


그림 10. 각도 주파수 스위프 실험 결과 (조정 후, process 1)  
Fig. 10. Roll angle frequency sweep result (after tuning, process 1).

그림 7은 이득 1.5의 각속도 P 제어만을 수행한 결과이며 스위치가 끝난 후 높은 오버슈트와 진동이 발생하는 것을 확인하였다. 그림 7의 실험 데이터를 이용하여 Matlab-Simulink 환경 하에 2차 시간 지연 모델을 구현하여 시스템 변수 추정을 진행하였고, 해석 후 추정된 값은 표 3의 좌측 열에 기재하였다. 획득한 수치로 시뮬레이션을 진행하여  $\tau_c$ 를 선정하고 이에 SIMC 기법을 적용하여 변환된 PID 형태의 제어기 이득을 도출하였다. 도출된 이득을 표 3에 우측 열에 기재하였고, 1축 자세제어 실험 장비에 적용한 결과는 그림 8과 같다. 주파수 스위칭 명령에서는 추종 성능이 비슷하나 스위치가 끝난 후 존재했던 넓은 폭의 진동과, 높은 오버슈트가 감소했음을 확인하였다.

2) 외부 루프 각도 제어기 조정

각속도 이득을 조정 한 후 P-PID 형태의 제어기를 통해 각도 주파수 스위칭 실험을 진행했으며, 이득은 표 4와 같다. 이를 이용한 각도 제어기 이득 조정 전의 각도 주파수 스위칭 실험의 결과를 그림 9에 도시하였다. 각속도 루프의 이득이 조정되어 각도 스위칭 실험은 보다 안정적으로 진행되었다. 각속도 루프에서의 조정과 마찬가지로 주파수 스위칭 실험의 결과와 시스템 변수 추정을 이용하여 시스템 변수를 도출하였으며, 도출된 결과를 표 5에 나타내었다. 최종적으로 조정된 이득을 이용하여 각도 주파수 스위칭 실험을 실시하였다(그림 10). 조정 전의 응답에서는 각도의 추종 성능이 낮고 스위치가 끝난 후 낮은 상승 시간의 특성을 보였으나 조정이 완료된 후 높은 추종 성능과 높은 상승 시간의 특성을 보였다.

3) 더블릿 입력 실험 결과

최종적으로 조정 된 이득과 제어기의 성능을 판단하기 위해 더블릿 입력 실험을 수행하였고, 결과를 도출하였다(그림 11).

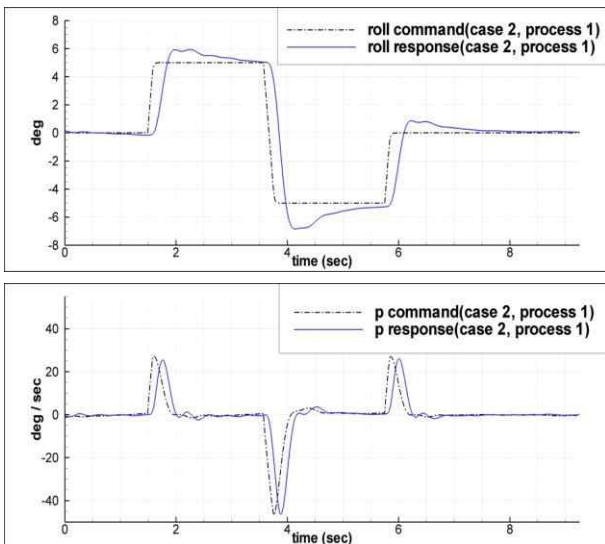


그림 11. 최종 이득 조정 후 더블릿 입력 실험 결과(위), 더블릿 실험 시 각속도 명령과 반응(아래)

Fig. 11. Roll angle doublet input test result.

해당 더블릿 입력 실험은  $\pm 5^\circ$ 의 입력으로 각 2초간 수행되었다. 전체 평균 오버슈트는 14.6%였으며, 최대 오버슈트는 16.7%로 나타났다. 각도 추종 시 각속도는 입력 변화량이  $10^\circ$ 의 기준일 때 48.32 %/sec로 나타났으며,  $5^\circ$  기준일 때 평균 26.56 %/sec로 나타났다.

4) 각속도 조정 시 안정성 문제

그림 12는  $K_c^p = 0.32$ ,  $K_c^\phi = \text{None}$ 의 이득 값을 적용한 각속도 주파수 스위칭 결과이다. 이때 모든 형상 변경에서 자세가 쉽게 무너지는 것을 확인하였다. 또한, 4의 2절 1)에서 언급한 바와 같이 기존의 과정은 각속도의 안정적인 이득을 획득하기 위하여 수차례의 정성적인 이득 조정이 진행되었다.

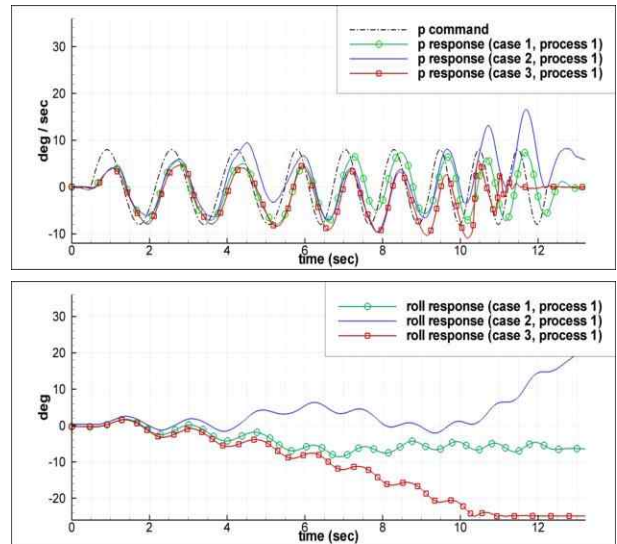


그림 12. 초기 이득 값을 통한 각속도 주파수 스위칭 반응(위), 해당 실험에서의 각도 변화(아래)

Fig. 12. Angle changes at angular rate frequency sweep.

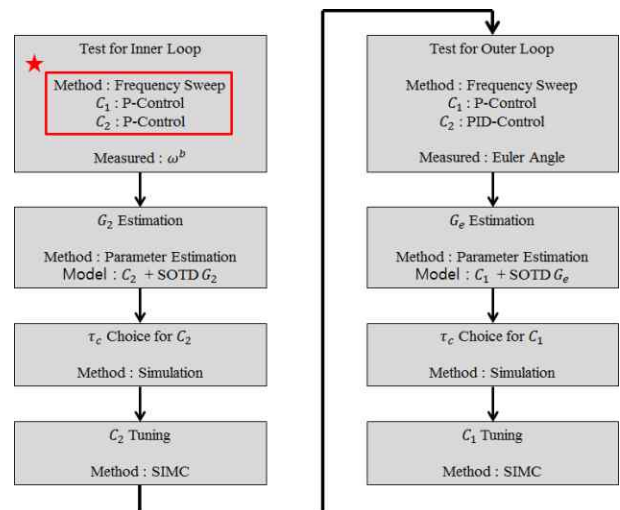


그림 13. 수정된 이득 조정 과정 (process 2)

Fig. 13. Proposed gain tuning process (process 2).

실제 이득 조정 실험에서 그림 12와 같이 자세 응답의 비선형성이 크고 자세유지의 안정성이 낮다면 추락으로 이어질 수 있으며 이러한 과정은 비용과 시간의 증가와 안전 문제를 초래할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 각속도 제어기인  $C_2$ 의 이득 조정 시 각도 제어를 제외하지 않고 자세 제어기에 포함시켜 안정성을 확보하는 방향을 고려하였고, 그림 13과 같이 수정된 이득 적용 과정(이하 Process 2)을 적용하여 실험을 수행하였다.

**4-3 수정된 이득 조정 과정**

**1) 내부 루프 각속도 제어기 조정**

수정된 적용 과정과 표 6에 기재한 실험 이득을 적용한 결과 모든 형상 변화에서도 안정적으로 자세가 유지되는 것을 확인

표 6. 각속도 조정 실험의 이득 (조정 전, process 2)

**Table 6. Angular rate test gain (before tuning, process 2).**

Angular rate control gain		Roll angle control gain	
Item	Value	Item	Value
$K_c^p$	0.32	$K_c^\phi$	3.2
$\tau_I^p$	$\infty$	$\tau_I^\phi$	$\infty$
$\tau_D^p$	0	$\tau_D^\phi$	0

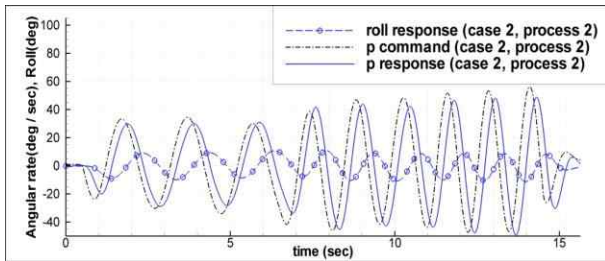


그림 14. 각속도 실험 결과 (조정 전, process 2)  
 Fig. 14. Angular rate test result (before tuning, process 2).

표 7. 시스템 변수 추정 결과 및 추정 후 각속도 제어기 이득

**Table 7. Parameter estimation result and inner loop gain.**

Item	Value	Item	Value
$k^p$	171.03	$\tau_c^p$	0.08
$\tau_1^p$	10.563	$K_c^p$	0.5147
$\tau_2^p$	0.0547	$\tau_I^p$	0.4800
$\eta^p$	0.04	$\tau_D^p$	0.0547

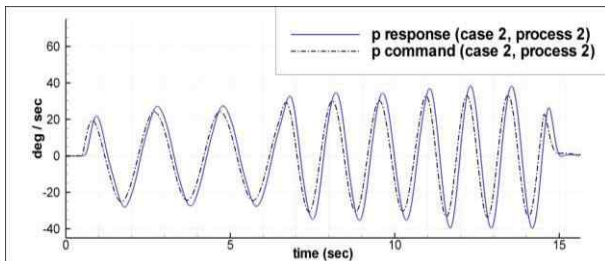


그림 15. 각속도 실험 결과 (조정 후, process 2)  
 Fig. 15. Angular rate test result (after tuning, process 2).

하였다(그림 14). 실험에 적용한 이득(표 6)은 표 3에 기재한 초기 실험 이득과 동일하다. 해당 실험에서 획득한 각속도 명령 및 응답 데이터를 이용하여 시스템 변수 추정을 진행하였다. 추정된 결과는 표 7이며, 이를 이용하여  $\tau_c$ 를 선정할 시 SIMC 기법에서 제안하는 IAE 와 TV 수치를 바탕으로 선정되었다(부록 표 12, 부록 그림 19-20). 추정된 결과를 1축 자세제어실험 장비에 적용해 결과를 도출하였으며(그림 15), 각속도 추종의 정확성이 올라감에 따라 각도 주파수 스위치를 통해 도출되는 각속도 명령의 주기와 진폭이 개선되었다.

**2) 외부 루프 각도 제어기 조정**

각도 제어기 이득 조정에 사용된 이득을 표 8에 기재하였으며, 이를 이용한 각도 주파수 스위치 실험을 진행하였다(그림 16).

표 8. 각도 주파수 스위치 실험의 이득 (조정 전, process 2)

**Table 8. Roll angle test gain (before tuning, process 2).**

Angular rate control gain		Roll angle control gain	
Item	Value	Item	Value
$K_c^p$	0.5147	$K_c^\phi$	3.2
$\tau_I^p$	0.4800	$\tau_I^\phi$	$\infty$
$\tau_D^p$	0.0547	$\tau_D^\phi$	0

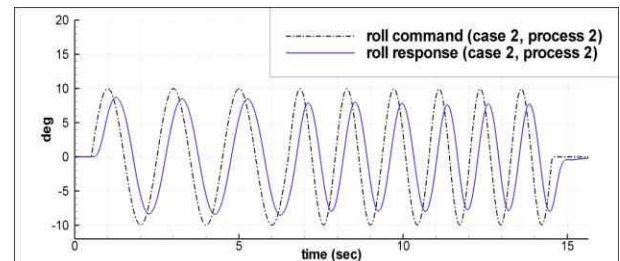


그림 16. 각도 주파수 스위치 실험 결과 (조정 전, process 2)  
 Fig. 16. Roll angle test result (before tuning, process 2).

표 9. 시스템 변수 추정 결과 및 추정 후 각도 제어기 이득

**Table 9. Parameter estimation result and outer loop gain.**

Item	Value	Item	Value
$k^\phi$	5.8708	$\tau_c^\phi$	0.15
$\tau_1^\phi$	5.0035	$K_c^\phi$	4.4893
$\tau_2^\phi$	0.0556	$\tau_I^\phi$	0.7594
$\eta^\phi$	0.0398	$\tau_D^\phi$	0.0556

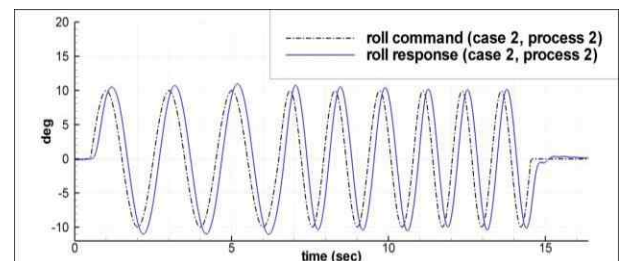


그림 17. 각도 주파수 스위치 실험 결과 (조정 후, process 2)  
 Fig. 17. Roll angle test result (after tuning, process 2).



해당 각도 실험 결과는 그림 15의 결과 도출에 수행한 실험과 동일한 실험이다. 각도 제어기 조정 전 실험 결과는 스윙 명령 추중에 있어서 0.24 sec의 미흡한 지연시간 성능을 보임을 확인하였다. 따라서 이전의 과정과 같이 시스템 변수 추정을 수

행하였으며, 추정된 결과와 도출한 제어기의 이득 선정 결과를 표 9에 기재하였다. 이를 통해 1축 실험 장비에 적용한 결과는 그림 17과 같다. 조정 전의 응답에 비해 명령 추종 성능이 개선되었음을 확인하였다.

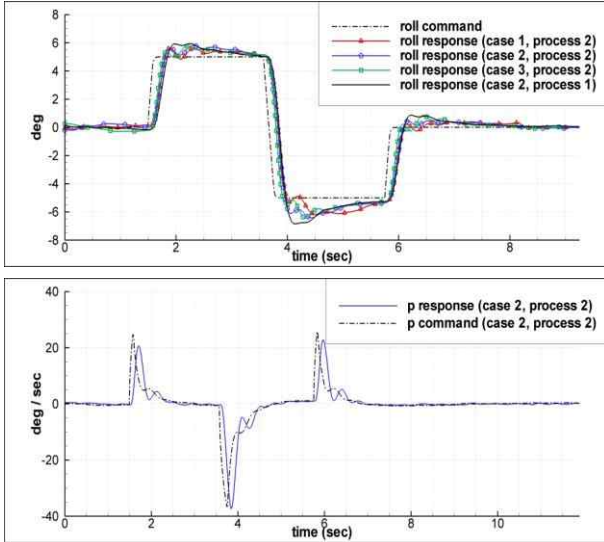


그림 18. 최종 각도 더블릿 입력 실험 결과(위), 해당 실험에서 Case 2의 각속도 반응(아래)  
 Fig. 18. Roll angle doublet input test result(up), Angular rate result at case 2 doublet test(down).

표 10. Process 1과 process 2의 시스템 변수 추정 결과

Table 10. Parameter estimation results (process 1 and 2).

Process 2, Case 1				Process 2, Case 2			
Item	Value	Item	Value	Item	Value	Item	Value
$k^p$	101.83	$k_c^\phi$	9.9897	$k^p$	171.03	$k_c^\phi$	5.8708
$\tau_1^p$	6.7977	$\tau_1^\phi$	8.3319	$\tau_1^p$	10.563	$\tau_1^\phi$	5.0035
$\tau_2^p$	0.0625	$\tau_2^\phi$	0.0838	$\tau_2^p$	0.0547	$\tau_2^\phi$	0.0556
$\eta^p$	0.04	$\eta^\phi$	0.0103	$\eta^p$	0.04	$\eta^\phi$	0.0398
Process 2, Case 3				Process 1, Case 2			
$k^p$	198.08	$k_c^\phi$	4.3019	$k^p$	150.22	$k_c^\phi$	11.852
$\tau_1^p$	11.798	$\tau_1^\phi$	3.4262	$\tau_1^p$	10.175	$\tau_1^\phi$	8.976
$\tau_2^p$	0.0508	$\tau_2^\phi$	0.0777	$\tau_2^p$	0.0564	$\tau_2^\phi$	0.0969
$\eta^p$	0.04	$\eta^\phi$	0.0400	$\eta^p$	0.0398	$\eta^\phi$	0.0394

표 11. Process 1과 process 2의 응답 특성

Table 11. Property of response (process 1 and 2).

Process 2, Case 1		Process 2, Case 2	
Item	Value	Item	Value
Overshoot avg.	15.1 %	Overshoot avg.	13.0 %
Overshoot max.	16.0 %	Overshoot max.	15.4 %
Angular rate max.	54.86 °/sec	Angular rate max.	45.98 °/sec
Rising time avg.	0.29 sec	Rising time avg.	0.35 sec
Process 2, Case 3		Process 1, Case 2	
Overshoot avg.	13.6 %	Overshoot avg.	14.6 %
Overshoot max.	14.4 %	Overshoot max.	16.7 %
Angular rate max.	45.09 °/sec	Angular rate max.	48.34 °/sec
Rising time avg.	0.37 sec	Rising time avg.	0.37 sec

### 3) 더블릿 입력 실험 결과

최종적으로 조정된 이득을 적용하여 더블릿 입력 실험을 진행하였고, 결과를 그림 18에 도시하였다. 또한, 수정된 과정(Process 2)의 모든 형상변화(Case 1~3)에 대한 제어기 이득 결과를 그림 18에 포함시켜 도시하였으며, 해당 경우 모두 개별적으로 4의 3절과 동일한 이득 조정이 진행되었다. Process 1과 각 형상변화(Process 2의 Case 1~3)에 따른 실험의 시스템 변수 추정 결과를 표 10에 기재하였고, 추정된 결과를 적용한 최종 더블릿 실험의 응답 특성을 측정하였다(표 12). Process 2를 적용한 Case 1-3의 전체 평균 오버슈트는 13.9%이며 이 중 최대 오버슈트는 16.0%로 나타났다. 전체 평균 상승 시간은 0.34 sec로 나타났으며 10°의 명령변화량으로 거동 시 최대 각속도의 평균은 48.64 °/sec로 나타났다.

## V. 결론

본 논문에서는 형상변화용 추를 이용해 무게중심과 회전중심의 이동이 가능한 1축 자세제어실험 장비를 제작하여 쿼드콥터 자세제어 실험에 이용하였으며 SIMC 기반 cascade 제어기 적용에 관한 연구를 수행하였다. 또한, 기존의 SIMC 기법 적용 과정의 특성을 파악하고, 실험 안정성을 고려하여 수정된 적용 과정을 제안하였다. 기존 적용 과정의 경우 주파수 스윙 실험을 위한 안정적인 각속도 제어기 이득 조정이 추가적으로 필요하여 실험의 안정성이 낮은 단점이 있었다. 표 11에 기재한 바와 같이 실험된 결과는 4의 1절에서 설정한 목표 성능을 충족하기 때문에 수정된 방법 또한 제어기 이득 조정에 적용 가능한 것으로 판단되며, 기존의 과정보다 각속도 제어기 이득 조정 시 안정적인 자세 유지로 실험이 진행 가능하였다. 단, 수정된 과정의 경우 기존의 과정보다 자세 진동이 잦은 경향을 확인할 수 있는데, 이는 각속도 제어에서 빠른 응답을 위한 낮은  $\eta_c^p$ (각속도 요구응답시간상수) 설정으로 발생하는 각속도 오버슈트에 의한 영향으로 판단된다. 본 논문에서는 응답 속도 향상을 위해  $\eta_c^p$ 를  $2\eta$ 로 설정하였지만, 기존의 연구에서는 각속도 제어에서 강인성을 조금 더 가지기 위해  $5\eta$ 의  $\eta_c^p$ 를 설정한 바 있다[7]. 따라서  $\eta_c^p$  조정 시 현재 설정한 값보다 조금 더 강인성을 고려하여 조정을 진행해야 할 것으로 판단된다. 또한, 내부 루프와 외부 루프에서 설정하는  $\tau_c$ 로 인해 발생하는 두 루프간의 영향과 연관관계에 대한 연구가 필요하며, 후후 이러한 부분을 보완하여 실제 쿼드콥터 플랫폼의 비행실험에 적용하고자 한다.

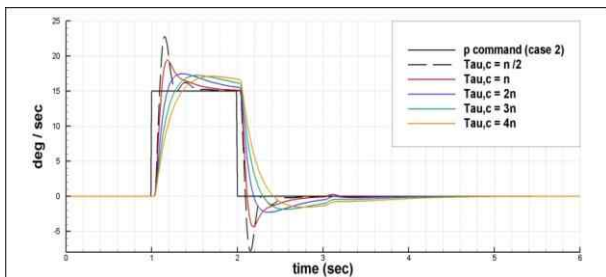
**부 록**

본 장에서는 3의 4절, 4의 3절 1) 등에 기술한  $\tau_c$ 의 선정 과정에 필요한 변수(표 12)들과  $\tau_c$ 의 변화에 따른 시스템의 반응을 시뮬레이션을 통해 우선적으로 예측하여 선정된 결과를 수록하였다(그림 19~20). 그림 19와 20에서 보이는 결과를 통해 양호한 상승시간, 오버슈트 수치, 정착시간을 가지는  $\tau_c$ 를 선정하였다. 또한, 표 12의 2번째 열의 최대 입력(Max,u)의 한계 값을 기준삼아 최대 입력이 기준 값의 중간 값 정도를 가지고, IAE가 크게 높아지지 않으며, TV도 크지 않은  $\tau_c$ 를 선정하였다.

**표 12.** 요구응답시간상수 변화에 따른 응답변수 시뮬레이션 결과 (case 2, process 2)

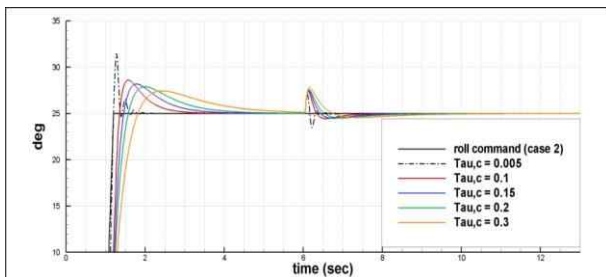
**Table 12.** Simulation result of response parameter along desired response time constant.

For angular rate					
Item	$\tau_c = \eta / 2$	$\tau_c = \eta$	$\tau_c = 2\eta$	$\tau_c = 3\eta$	$\tau_c = 4\eta$
Max,u	100 %	76.91 %	50.82 %	37.95 %	30.28 %
IAE	4.092	4.569	5.661	6.844	7.93
TV	482.2	322.9	197.7	175.1	115.6
For roll angle					
Item	$\tau_c = 0.005$	$\tau_c = 0.1$	$\tau_c = 0.15$	$\tau_c = 0.2$	$\tau_c = 0.3$
Max,u	250 %	122.54 %	104 %	88.78 %	67.8 %
IAE	2.088	6.111	7.951	9.718	12.96
TV	1992	324	264.8	223.9	168.9



**그림 19.** 요구응답시간상수 변화에 따른 각속도 시뮬레이션 결과 (case 2, process 2)

**Fig. 19.** Angular rate simulation result along desired response time constant (case 2, process 2).



**그림 20.** 요구응답시간상수 변화에 따른 각도 시뮬레이션 결과 (case 2, process 2)

**Fig. 20.** Roll angle simulation results along desired response time constant (case 2, process 2).

**감사의 글**

이 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다 (NRF-2015R1A2A2A01005494).

또한, 이 논문은 2015년 교육부와 한국연구재단의 지역혁신 창의인력양성사업의 지원을 받아 수행된 연구이며 (NRF-2015H1C1A1035499), 해당 관계 부처에 감사드립니다.

**참고 문헌**

- [1] S. Skogestad, "Simple analytic rules for model reduction and PID controller tuning," *Journal of Process Control*, Vol. 13, No. 4, pp. 291-309, June 2003.
- [2] K. J. Åström and T. Hägglund, *Advanced PID Control*, International Society of Automation, 67 TW Alexander Dr, Research Triangle Park, NC 27709, USA, pp. 373-377, 2006.
- [3] R. G. Franks and C. W. Worley, "Quantitative analysis of cascade control," *Industrial & Engineering Chemistry*, Vol. 48, No. 6, pp. 1074-1079, June 1956.
- [4] G. K. McMillan, "Effect of cascade control on loop performance," in *IEEE American Control Conference*, Arlington; VA, pp. 363-368, 1982.
- [5] R. Czyba and G. Szafranski, "Control structure impact on the flying performance of the multi-rotor VTOL platform - design, analysis and experimental validation," *International Journal of Advanced Robotic Systems*, Vol. 10, No. 62, Jan. 2013.
- [6] B. Godbolt and A. F. Lynch, "A novel cascade controller for a helicopter UAV with small body force compensation," in *IEEE Proceeding of American Control Conference*, Washington; DC, pp. 800-805, June 2013.
- [7] J. B. Song, *Autonomous control of quad rotor and quad tilt prop UAV with SIMC-based cascade control*, Ph.D. dissertation, Pusan National University, Busan, Korea, 2015.
- [8] H. Bolandi, M. Rezaei, R. Mohsenipour, H. Nemati, and S. Smailzadeh, "Attitude control of a quad-rotor with optimized PID controller," *Intelligent Control and Automation*, Vol. 4, No. 3, pp. 335-342, 2013.
- [9] D. E. Rivera, M. Morari, S. Skogestad, "Internal model control. 4. PID controller design," *Industrial & Engineering Chemistry Process Design Development*, Vol. 25, No. 1, pp 252-265, 1986.



**최 윤 성 (Yun-sung Choi)**

2014년 2월 : 부산대학교 항공우주공학과 (공학사)  
2014년 3월 ~ 현재 : 부산대학교 항공우주공학과 석사과정  
※ 관심분야 : 무인기, 임베디드 프로그래밍, 비행제어, 기체제작, 비행실험



**유 영 진 (Young-jin You)**

2015년 2월 : 부산대학교 항공우주공학과 (공학사)  
2015년 3월 ~ 현재 : 부산대학교 항공우주공학과 석사과정  
※ 관심분야 : 무인기, 비행제어, 시뮬레이션, 기체제작, 비행실험



**정 진 석 (Jin-seok Jeong)**

2013년 2월 : 부산대학교 항공우주공학과 (공학사)  
2015년 2월 : 부산대학교 항공우주공학과 (공학석사)  
2015년 3월 ~ 현재 : 부산대학교 항공우주공학과 박사과정  
※ 관심분야 : 무인기체계개발, 최적설계, 비행실험



**강 범 수 (Beom-soo Kang)**

1981년 2월 : 부산대학교 기계공학과 (공학사)  
1983년 2월 : KAIST 항공우주공학과 (공학석사)  
1990년 2월 : Dept. of Mechanical Eng., Univ. of California at Berkeley, USA (공학박사)  
1991년 ~ 현재 : 부산대학교 항공우주공학과 교수  
※ 관심분야 : 무인시스템, 가변성형, 소성가공, 구조설계 및 해석