

# 고유축 회전에 근거한 우주비행체 강인 자세제어 기법

## A Robust Attitude Control Scheme Based on Eigenaxis Rotation for Spacecraft

남 헌 성\*                      유 준\*\*  
Nam, Heon Seong              Lyou, Joon

### ABSTRACT

In this paper, a robust attitude control scheme based on Eigenaxis rotation for the spacecraft is proposed. Eigenaxis rotation transforms the attitude of spacecraft to the shortest path and is represented by quaternion. The control law consists of PD-type control part for the nominal system and the robust control part for compensating inertia uncertainty. For the proposed controller, stability analysis is performed and the performance is shown via computer simulation.

주요기술용어 : Spacecraft(우주비행체), Robust Attitude Control Scheme(강인 자세제어 기법), Eigenaxis Rotation(고유축 회전)

### 1. 머리말

우주비행체는 우주공간상에서 움직이므로 제어수단인 Momentum Wheel, Gas Jet, Reaction Wheel 등을 통해 제어 토크의 방향을 원하는 벡터방향으로 일치시키기가 용이하다. 따라서 자연스럽게 쿼터니온 궤환(Quaternion Feedback)을 이용하여 고유축 회전(Eigenaxis Rotation)을 수행하는 자세제어(Attitude Control) 방식을 주로 사용하였다. 고유축 회전을 이용한 자세제어 방식은 최단경로의 자세제어 방식으로

각 축을 순차적으로 회전시키는 오일러 각 변환 방식의 자세제어에 비해 여러 장점을 갖는다<sup>(1~4)</sup>.

쿼터니온 궤환 개념은 60년대에 Mortensen에 의해 처음으로 강체 자세제어 문제에 도입되었으며<sup>(5)</sup>, 그 이후 우주비행체 자세제어 문제에, 특히 고유축 회전을 성취할 수 있는 적절한 수단으로서 각광을 받기 시작하여 주목할 만한 연구결과로서 여러 논문들이 있다<sup>(1~4)</sup>. 그러나 Wie와 Thurman의 쿼터니온 궤환을 이용한 자세제어기는 Global Stability만을 보장한다<sup>(1,2,4)</sup>. Wen과 Delgado는 관성행렬의 대각선 항들이 모두 같을 경우 쿼터니온 궤환을 이용하는 자세제어기가 점근적으로 안정함(Asymptotic Stability)을 보였다<sup>(3)</sup>. 그러나 이와 같은 가정은 현실적으로 거의 불

\* 국방과학연구소 선임연구원

\*\* 충남대학교 전자공학과 교수

가능하다.

불확실성이 존재하는 경우 강인 제어를 설계하는 방법은 여러 가지 방법이 있다<sup>(6~9)</sup>. 불확실성의 Upper Bound를 추정하여 이를 보상할 수도 있고<sup>(6)</sup>, 불확실성의 크기를 가정하여 이를 제어기에 반영할 수도 있으며<sup>(7)</sup>, 불확실성이 없는 공칭시스템(Nominal System)에 대해서 설계된 제어기에 불확실성을 감소시켜주는 강인제어항을 덧붙일 수도 있다<sup>(8~9)</sup>. 특히, 1996년에 Khalil이 제안한 강인 안정화(Robust Stabilization)방법은 불확실성이 Matching Condition을 만족하고, 공칭상태의 페루프 시스템이 균일하고 점근적으로 안정(Uniformly Asymptotic Stable)하면, 공칭시스템에 대해서 설계된 제어기에 불확실성을 보상하기 위한 항을 덧붙여 강인 제어를 설계할 수 있음을 보였다. 이때, 전체 시스템은 점근적으로 안정하다.

본 논문에서는 불확실성이 없는 우주비행체에 대해서 고유축 회전을 수행하도록 설계된 PD(Proportional Derivative)형태의 공칭자세제어기를 바탕으로 Khalil이 제안한 강인 안정화방법을 이용하여 강인 자세제어를 설계하는 한 기법을 제안한다. Khalil이 제안한 강인 안정화 방법을 적용하기 위하여 본 논문에서 고려한 관성량 불확실성이 Matching Condition을 만족함을 우선 보이고, 또한 공칭상태의 페루프 시스템이 균일하고 점근적으로 안정하다는 것을 보인다.

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 우선, 2장에서 우주비행체 동력학을 간략히 소개한다. 이때, 자세를 나타내는 쿼터니온에 대해서 알아본다. 3장에서는 공칭시스템에 대한 자세제어를 설계하고, 이 제어기가 균일하고 점근적으로 안정함을 보인다. 4장에서는 관성량 불확실성에 대해서 강인 안정화 방법을 이용하여 강인 자세제어를 설계한다. 5장에서는 설계된 강

인 자세제어기의 성능을 알아보기 위하여 컴퓨터 모사시험(Simulation)을 수행하고 결과를 분석한다.

## 2. 우주비행체 동력학

우주비행체 동력학은 다음과 같다.

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega = u \quad (1)$$

여기서,  $J$ 는 관성행렬,  $\omega$ 는 동체좌표계에서 정의된 각속도 벡터,  $u$ 는 제어토크 벡터이다.  $\omega \times J\omega$ 는 관성커플링을 나타낸다.

우주비행체의 자세를 나타내는 방법에는 오일러각, 방향 코사인 행렬, 쿼터니온등 여러 가지 방법이 있다. 오일러의 회전이론에 의하면 고유축을 중심으로 고유각(Eigenangle) 만큼을 회전시켜 주어진 자세에서 다른 자세로 자세를 바꿀 수 있다. 이와 같은 고유축 회전은 쿼터니온을 이용하여 얻을 수 있다.

쿼터니온은 세 개의 벡터성분과 한 개의 스칼라양으로 다음과 같이 정의된다.

$$q = [\sin(-\frac{\varphi}{2})\lambda, \cos(-\frac{\varphi}{2})] \quad (2)$$

여기서,  $\varphi$ 는 고유각으로서 고유축 회전의 크기이고,  $\lambda$ 는 관성좌표계에서 동체좌표계로 회전을 시키기 위한 고유축의 단위벡터로서  $\|\lambda\|_2 = 1$ 이다. 쿼터니온은 다음의 등식을 만족한다.

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (3)$$

쿼터니온 동력학은 다음과 같다.

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega q \quad (4)$$

여기서,

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix}.$$

오차 쿼터니온은 현재 자세의 쿼터니온( $q$ )과 요구되어지는 자세의 쿼터니온( $q_d$ )에 의해서 다음과 같이 계산된다.

$$q_e = q_c^* q \quad (5)$$

여기서,  $q_e$ 는 오차 쿼터니온,  $q_c^*$ 는 adjoint 쿼터니온을 나타낸다. 오차 쿼터니온  $q_e = [q_{e1}, q_{e2}, q_{e3}, q_{e4}]$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{bmatrix} q_{e1} \\ q_{e2} \\ q_{e3} \\ q_{e4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (6)$$

(6)식과 같이 쿼터니온 곱셈을 통하여 구해진 오차 쿼터니온을 다음과 같이 간략히 표현할 수 있다.

$$q_e = \left[ \sin\left(\frac{\Delta\phi}{2}\right)e, \cos\left(\frac{\Delta\phi}{2}\right) \right] \quad (7)$$

오차 쿼터니온의 동력학은 쿼터니온 동력학에 오차 쿼터니온 및 각속도 오차를 고려하여 다음과 같이 정해진다<sup>(1)</sup>.

$$\dot{q}_e = \frac{1}{2} \Omega_e q_e \quad (8)$$

여기서,  $\Omega_e$ 는  $\Omega$ 에서  $\omega$  대신에  $\omega_e$ 를 대입하여 구해진다.  $\omega_e = \omega - \omega_c$ 로서 각속도오차를 나타낸다.  $\omega_c$ 는 요구되어지는 각속도 벡터이다. 본 논문에서는 편의상  $\omega_c = 0$ 인 고정된 자세명령만을 다루고,  $\omega_c \neq 0$ 인 경우로 확장가능하다.

### 3. 공칭시스템에 대한 자세제어기 설계

본 논문에서는 먼저 불확실성이 존재하지 않는 우주비행체에 대하여 PD형태의 간단한 자세제어기를 설계한다. 이때, 자세제어기에 사용되는 자세오차는 오차 쿼터니온을 직접 사용하지 않고, 다음과 같이 선정한다.

$$\Delta\Phi = \Delta\phi e \quad (9)$$

PD형태의 간단한 공칭상태 자세제어기를 다음과 같이 설계한다.

$$u = \omega \times J\omega - k_p J\Delta\Phi - k_d J\dot{\omega}_e \quad (10)$$

(10)식의 자세제어기를 (1)식에 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{\omega}_e = -k_p \Delta\Phi - k_d \omega_e \quad (11)$$

정리 1

(8)과 (11)식으로 주어진 동력학과 (10)식으로 주어진 제어기에 의해 구성되는 전체 폐루프 시스템은 균일하고 점근적으로 안정하다.

위의 정리를 증명하기 위해 우선 다음과 같은 두 성질이 만족됨을 보인다.

성질 1

오차 쿼터니온 동력학에 의해서  $\Delta\Phi^T \omega_e = \Delta\varphi \Delta\dot{\varphi}$  이다.

<성질 1 증명> (8)식의  $\dot{q}_e$ 에 (7)식을 대입하여 정리하면,

$$\frac{1}{2} \sin\left(\frac{\Delta\varphi}{2}\right) \Delta\dot{\varphi} = \frac{1}{2} \sin\left(\frac{\Delta\varphi}{2}\right) \omega_e^T e \quad (12)$$

$$\Delta\dot{\varphi} = \omega_e^T e$$

와 같고, 양변에  $\Delta\varphi$ 를 곱하면

$$\Delta\varphi \Delta\dot{\varphi} = \Delta\Phi^T \omega_e$$

<성질 1 증명 끝>

성질 2

$\Delta\varphi$ 의 범위가  $\begin{cases} -180^\circ \leq \Delta\varphi < 0^\circ \\ 0^\circ < \Delta\varphi \leq 180^\circ \end{cases}$  일 경우  $\Delta\Phi^T \omega_e \leq \omega_e^T \omega_e$ 를 항상 만족한다.

<성질 2 증명>  $\Delta\Phi^T \omega_e$ 는 다음과 같다.

$$\Delta\Phi^T \omega_e = \Delta\dot{\varphi} e^T \omega_e + \Delta\varphi \dot{e}^T \omega_e \quad (13)$$

(13)식에서  $\dot{e}$ 을 구하기 위하여 오차 쿼터니온의 벡터부분( $\sin(\frac{\Delta\varphi}{2})e$ )을 시간에 대해 미분하여 정리하면

$$\sin\frac{\Delta\varphi}{2} \begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = \dot{q}_e - \frac{1}{2} \cos\frac{\Delta\varphi}{2} \Delta\dot{\varphi} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \quad (14)$$

(13)식에 (14)식을 대입하면,

$$\Delta\Phi^T \omega_e = \left(1 - \frac{1}{2} \frac{\Delta\varphi q_{e4}}{\sin\frac{\Delta\varphi}{2}}\right) \Delta\dot{\varphi} e^T \omega_e + \frac{1}{2} \frac{\Delta\varphi q_{e4}}{\sin\frac{\Delta\varphi}{2}} \omega_e^T \omega_e \quad (15)$$

(15)식을  $\Delta\Phi^T \omega_e \leq \omega_e^T \omega_e$ 에 대입하고, 좌변의 모든 항을 우변으로 이항하면,

$$0 \leq \left(1 - \frac{1}{2} \frac{\Delta\varphi q_{e4}}{\sin\frac{\Delta\varphi}{2}}\right) (\omega_e^T \omega_e - \Delta\dot{\varphi} e^T \omega_e) \quad (16)$$

$\Delta\varphi = 0$ 이면 부등식을 항상 만족한다.  $\Delta\varphi$ 가

$$\begin{cases} -180^\circ \leq \Delta\varphi < 0^\circ \\ 0^\circ < \Delta\varphi \leq 180^\circ \end{cases} \text{의 범위일 경우}$$

$$\left(1 - \frac{1}{2} \frac{\Delta\varphi q_{e4}}{\sin\frac{\Delta\varphi}{2}}\right) \geq 0 \text{이므로, (16)식의 양변을}$$

$(1 - \frac{1}{2} \frac{\Delta\varphi q_{e1}}{\sin \frac{\Delta\varphi}{2}})$ 로 나누면 다음과 같다.

$$0 \leq \omega_e^T \omega_e - \Delta \dot{\varphi} e^T \omega_e \quad (17)$$

(17)식에  $\Delta \dot{\varphi} = \omega_e^T e$ 를 대입하면,

$$(e^T \omega_e)^2 \leq \omega_e^T \omega_e \quad (18)$$

(18)식을 정리하여 우변으로 이항시키면,

$$0 \leq \omega_{e1}^2(1 - e_1^2) + \omega_{e2}^2(1 - e_2^2) + \omega_{e3}^2(1 - e_3^2) - 2(\omega_{e1}\omega_{e2}e_1e_2 + \omega_{e2}\omega_{e3}e_2e_3 + \omega_{e3}\omega_{e1}e_3e_1) \quad (19)$$

$e^T e = 1$ 인 성질을 (19)식에 대입하면,

$$0 \leq (\omega_{e1}e_2 - \omega_{e2}e_1)^2 + (\omega_{e2}e_3 - \omega_{e3}e_2)^2 + (\omega_{e3}e_1 - \omega_{e1}e_3)^2 \quad (20)$$

이므로 항상 부등식을 만족한다.

<성질 2 증명 끝>

정리 1의 증명을 위하여 다음과 같은 Lyapunov 함수를 선정한다.

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} [\Delta\Phi^T \omega_e^T] \begin{bmatrix} k_I & k_p \\ k_p & k_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\Phi \\ \omega_e \end{bmatrix} \\ &= \frac{1}{2} k_I \Delta\Phi^T \Delta\Phi + k_p \Delta\Phi^T \omega_e + \frac{1}{2} k_d \omega_e^T \omega_e \quad (21) \\ &= \frac{1}{2} k_I \Delta\Phi^2 + k_p \Delta\Phi^T \omega_e + \frac{1}{2} k_d \omega_e^T \omega_e \end{aligned}$$

여기서,  $k_b, k_p, k_d$ 는 양의 상수,  $I$ 는  $3 \times 3$  단위행렬이다.  $\begin{bmatrix} k_I & k_p \\ k_p & k_d \end{bmatrix}$ 가 positive definite하도록  $k_b, k_p, k_d$ 를 선정한다. (21)식의 Lyapunov 함수는 다음 부등식을 만족하도록 양의상수  $c_1, c_2$ 를 정할 수 있다.

$$c_1 \|x\|^2 \leq V(x) \leq c_2 \|x\|^2 \quad (22)$$

여기서,  $x = \begin{bmatrix} \Delta\Phi \\ \omega_e \end{bmatrix}$ 이다.

(21)식을 시간에 대해 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{V} = k_I \Delta\Phi \dot{\Delta\Phi} + k_p \Delta\Phi^T \dot{\omega}_e + (k_p \Delta\Phi^T + k_d \omega_e^T) \dot{\omega}_e \quad (23)$$

(23)식에 (11)식을 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= k_I \Delta\Phi \dot{\Delta\Phi} + k_p \Delta\Phi^T \dot{\omega}_e - k_p^2 \Delta\Phi^2 - 2k_p k_d \Delta\Phi^T \omega_e - k_d^2 \omega_e^T \omega_e \quad (24) \end{aligned}$$

(24)식에 성질 1을 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{V} = (k_I - 2k_p k_d) \Delta\Phi \dot{\Delta\Phi} + k_p \Delta\Phi^T \dot{\omega}_e - k_p^2 \Delta\Phi^2 - k_d^2 \omega_e^T \omega_e \quad (25)$$

$\Delta\varphi$ 가  $-180^\circ \leq \Delta\varphi \leq 180^\circ$ 의 범위이면 실제적으로는 모든 자세를 표현할 수 있으므로, 성질 2를 (25)식에 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{V} \leq (k_I - 2k_p k_d) \Delta \varphi \dot{\varphi} - k_p^2 \Delta \varphi^2 + (k_p - k_d^2) \omega_e^T \omega_e \quad (26)$$

$k_I = 4\alpha^3, k_p = \alpha^2, k_d = 2\alpha$ 와 같이 정하면,

$$\dot{V} \leq -\alpha^2 (\alpha^2 \Delta \varphi^T \Delta \varphi + 3 \omega_e^T \omega_e) \quad (27)$$

$\alpha \geq 1$ 이면 (27)식은 다음을 만족한다.

$$\dot{V}(x) \leq -\alpha^2 \|x\|^2 \quad (28)$$

(22)식과 (28)식에 의해서 공칭상태 자세제어기는 균일하고 점근적으로 안정하다.

#### 4. 강인 자세제어기 설계

3장에서 설계된 공칭상태 자세제어기를 바탕으로 강인 제어를 설계하는 방법으로 본 논문에서는 Khalil이 제안한 강인 안정화 방법을 적용한다. 이 방법을 적용하기 위해서는 다음의 두 조건을 만족하여야 한다.

- 불확실성이 Matching Condition을 만족.
- 공칭시스템이 균일하고 점근적으로 안정.

여기서, 두 번째 조건은 3장에서 만족함을 확인하였다.

강인 자세제어기를 설계하기 위하여 불확실성이 Matching Condition을 만족하는지를 알아본다. 본 논문에서는 불확실성으로서 관성량 불확실성( $\Delta J$ )만을 고려한다.

불확실성을 고려한 우주비행체 모델은 다음과 같다.

$$(J + \Delta J) \dot{\omega} + \omega \times (J + \Delta J) \omega = u_r \quad (29)$$

여기서  $u_r$ 은 제어토크 벡터로서 불확실성에 강인한 제어법칙으로부터 구해진다. (29)식을 다시 쓰면,

$$\dot{\omega} = (J + \Delta J)^{-1} [u_r - \omega \times (J + \Delta J) \omega] \quad (30)$$

$(J + \Delta J)^{-1}$ 를 Matrix Inversion Lemma를 이용하여 나타내면,

$$(J + \Delta J)^{-1} = J^{-1} [I - \Delta J (I + J^{-1} \Delta J)^{-1} J^{-1}] \quad (31)$$

$\omega_e = \omega$ 와 (31)식을 (30)식에 대입하면,

$$\dot{\omega}_e = J^{-1} (I - \Delta X) u_r - J^{-1} (\omega \times J \omega) + J^{-1} \Delta X (\omega \times J \omega) - J^{-1} (I - \Delta X) (\omega \times \Delta J \omega) \quad (32)$$

여기서,  $\Delta X = \Delta J (I + J^{-1} \Delta J)^{-1} J^{-1}$ 이다. (32)식을 간략히 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{\omega}_e = f + (G + \Delta G) u_r + \Delta H \quad (33)$$

여기서,

$$\begin{aligned} f &= -J^{-1} (\omega \times J \omega) \\ G &= J^{-1} \\ \Delta G &= -J^{-1} \Delta X \\ \Delta H &= J^{-1} \Delta X (\omega \times J \omega) - J^{-1} (I - \Delta X) (\omega \times \Delta J \omega) \end{aligned}$$

(33)식에서  $\Delta G = G\Delta_g$ ,  $\Delta H = G\Delta_h$ 라 놓으면,

$$\begin{aligned} \Delta_g &= -\Delta X \\ \Delta_h &= \Delta X(\omega \times J\omega) - (I - \Delta X)(\omega \times \Delta J\omega) \end{aligned}$$

강인 자세제어 법칙을 다음과 같이 정하자.

$$u_r = u + \nu \quad (34)$$

여기서  $u$ 는 3장에서 설계된 공칭상태 자세제어기이고,  $\nu$ 는 불확실성에 강인하도록 하기 위하여 첨가되는 항으로서 Lyapunov 재설계에 기반을 둔 강인 안정화 방법에 의하여 설계되다.

$\Delta G = G\Delta_g$ ,  $\Delta H = G\Delta_h$ 와 (34)식을 (33)식에 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{\omega}_e = f + Gu + G(\delta + \nu) \quad (35)$$

여기서  $\delta = \Delta_h + \Delta_g u + \Delta_g \nu$ 이다.

(35)식을 (23)식에 대입하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= k_1 \Delta \varphi \Delta \dot{\varphi} + k_p \Delta \Phi^T \omega_e \\ &\quad + (k_p \Delta \Phi^T + k_d \omega_e^T) [f + Gu + G(\delta + \nu)] \end{aligned}$$

윗식을 정리하면,

$$\dot{V} \leq -\alpha^2 \|x\|^2 + y^T(\delta + \nu) \quad (36)$$

여기서  $y = [(k_p \Delta \Phi^T + k_d \omega_e^T)G]^T$  강인

안정화 기법에 의하면,  $\nu = -\frac{\rho}{1-k} \cdot \frac{y}{\|y\|_2}$

와 같이 정하면,  $y^T \delta + y^T \nu \leq 0$ 를 만족한다. 여기서  $\rho$ 와  $k$ 는 다음과 같이 구해진다.

$$\|\delta\|_2 \leq \rho(t, x) + k\|y\|_2, \quad 0 \leq k < 1.$$

본 논문에서는

$$\begin{aligned} \|\delta\|_2 &= \|\Delta_h + \Delta_g u + \Delta_g \nu\|_2 \\ &\leq \|\Delta_h\|_2 + \|\Delta_g u\|_2 + \|\Delta_g\|_2 \|y\|_2 \end{aligned}$$

로부터

$$\begin{aligned} \rho &= \|\Delta_h\|_2 + \|\Delta_g u\|_2 \\ k &= \|\Delta_g\|_2 \end{aligned} \quad (37)$$

와 같이 선정한다.

$$\nu = -\frac{\rho}{1-k} \cdot \frac{y}{\|y\|_2} \text{와 같이 놓으면, (36)}$$

식에서 우변의 두 번째 항이 0보다 작거나 같게 되어  $\dot{V}$ 는 Negative Definite하다. 즉, 공칭상태 자세제어기의 경우와 마찬가지로 강인 자세제어기도 또한 점근적으로 안정하다.

## 5. 시뮬레이션

이 장에서는 강인 자세제어기의 성능을 확인하기 위하여 시뮬레이션을 수행한다. 시뮬레이션에 사용한 우주비행체 모델은 1988년 Wie논문의 모델을 근거로 설정하였다<sup>(2)</sup>.

$$J = \begin{bmatrix} 1200 & 0 & 0 \\ 0 & 2200 & 0 \\ 0 & 0 & 3100 \end{bmatrix} Kg \cdot m^2,$$

$$\Delta J = \begin{bmatrix} 1200 & 100 & -200 \\ 100 & 2200 & 300 \\ -200 & 300 & 3100 \end{bmatrix} Kg \cdot m^2$$

관성량 불확실성  $\Delta J$ 는 diagonal 항에도 큰 불확실성을 선정하였고, 추후 연구과제에서 제어 토크와 관성커플링등의 불확실성을 추가로 고려할 예정이다.

요구되어지는 자세에 대한 쿼터니온  $q_c = [0.5, 0.5, 0.7071, 0]$ 이다. 초기 쿼터니온 및 초기 각속도는 없는 것으로 가정한다.

시뮬레이션은 다음의 두 가지 경우에 대해서 공칭 상태 자세제어기와 강인 자세제어기의 성능을 비교한다.

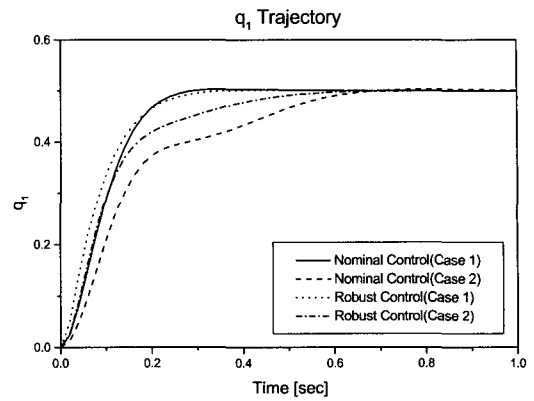
Case 1: 불확실성이 없는 경우

Case 2: 관성량 불확실성을 포함한 경우

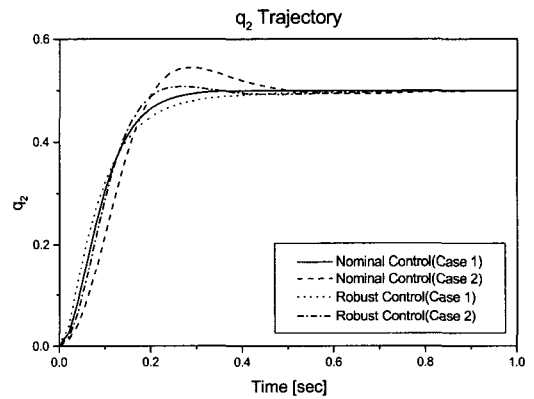
시뮬레이션 결과는 그림 1과 그림 2이다. 그림 1은 각 경우의 응답특성을 나타낸 그림으로서 강인 자세제어기가 성능이 좋음을 알 수 있고, 그림 2는 고유축 회전에 얼마나 근접한지를 파악하기 위하여 나타낸 그림으로서 고유축 회전을 정확히 수행하면 시작점에서 목표점까지 직선을 이룬다. 그림 2의 결과를 보면, 고유축 회전에 근접하도록 제어를 수행함을 알 수 있다.

### 6. 맺음말

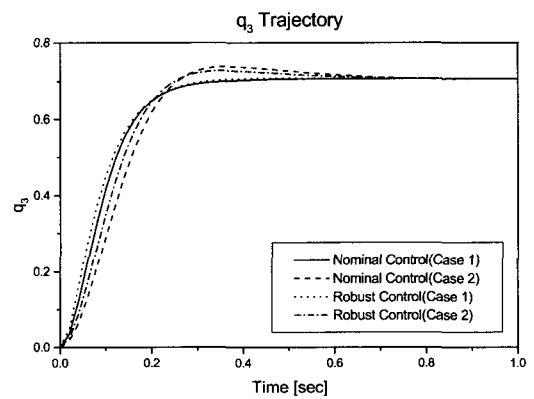
본 논문에서는 공칭시스템에 대해서 설계된 간단한 PD형태의 자세제어기를 바탕으로 Khalil이 제안한 강인 안정화 방법을 이용하여 강인 자세제어기를 설



(a)  $q_1$ 의 응답특성



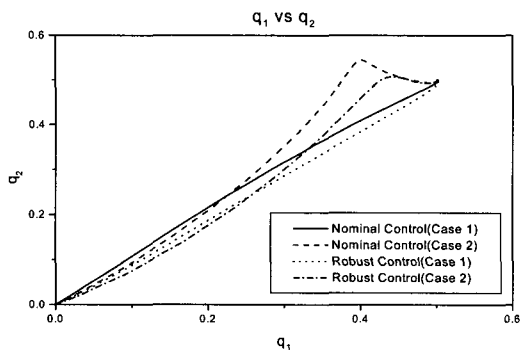
(b)  $q_2$ 의 응답특성



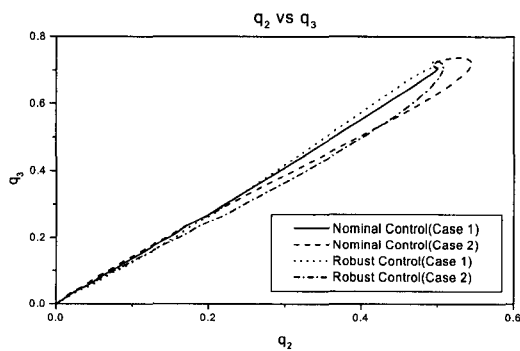
(c)  $q_3$ 의 응답특성

[그림 1] 각 경우의 응답특성

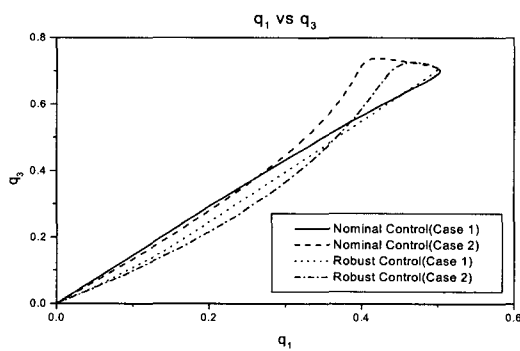




(a)  $q_1$  vs.  $q_2$



(b)  $q_2$  vs.  $q_3$



(c)  $q_1$  vs.  $q_3$

[그림 2] 고유축 회전

계하는 한 방법을 제시하였다. 이때, 쿼터니온 변환을 이용하여 최단경로개념의 고유축 회전에 최대한 근

접하도록 하였다. Khalil이 제안한 강인 안정화 방법을 적용하기 위하여 관성량 불확실성이 Matching Condition을 만족함을 보였고, 또한 공칭상태의 페루프 시스템이 균일하고 점근적으로 안정함을 보였다. 설계된 강인 자세제어기를 포함한 전체 시스템이 점근적으로 안정함을 보였고, 성능분석을 위하여 컴퓨터 모사시험을 수행하여 좋은 성능을 보임을 확인하였다.

추후과제는 제어토크, 관성커플링, 기타의 불확실성을 추가할 경우에 대해서 불확실성을 감쇄시키는 강인제어항을 설계하고 성능분석을 수행하는 일이다.

### 참 고 문 헌

1. H. Weiss, "Quaternion-Based Rate/Attitude Tracking System with Application to Gimbal Attitude Control", J. Guidance, 1993, Vol. 16, No. 4, pp. 609~616.
2. B. Wie, H. Weiss, A. Arapostathis, "Quaternion Feedback Regulator for Spacecraft Eigenaxis Rotations", J. Guidance, 1989, Vol. 12, No. 3, pp. 375~380.
3. J.T.-Y Wen, K.K Delgado, "The Attitude Control Problem", IEEE Trans. on Automatic Control, 1991, Vol. 36, No. 10, pp. 1148~1162.
4. S.W Thurman, H. Flashner, "Robust Digital Autopilot Design for Spacecraft Equipped with Pulse-Operated Thrusters", J. Guidance, 1996, Vol. 19, No. 5, pp. 1047~1055.
5. R.E Mortensen, "A Globally Stable Linear attitude Regulator", Int. J of Control, 1968, Vol.

- 8, No. 3, pp. 297~302.
6. M.M. Polycarpou and P.A. Ioannou, "A Robust Adaptive Nonlinear Control Design," *Automatica*, 1996, Vol. 32, No. 3, pp. 423~427.
7. R.A. Hull and Z. Qu, "Dynamic Robust Recursive Control Design and Its Application to a Nonlinear Missile Autopilot," *Proc. ACC*, 1997, pp. 833~837.
8. Barmish, B.R., M. Corless and G. Leitmann, "A new class of stabilizing controllers for uncertain dynamical systems", *SIAM J. Control and Optimization*, 1983, Vol. 21, pp. 246~255.
9. Khalil, H. K., *Nonlinear Systems*, Prentice Hall, 1996.