

자이로리스 위성에 탑재된 네 개의 CMG를 이용한 자세 및 각속도 결정 기법

Attitude and Rate Determination for Gyroless Satellite with 4-CMGs



**Dept. of Aerospace Engineering
Lab for Navigation, Control and Applications
Stephen. Park.**

Date: 2016. 04. 02. Sat.

Contents

-
- 01 연구 동기 및 배경

 - 02 CMG소개 및 원리

 - 03 결정 알고리즘 설계

 - 04 수치시뮬레이션

 - 05 결론 및 계획



<https://youtu.be/F-qT27TDQoU>

1 연구 동기 및 배경 (1/3)

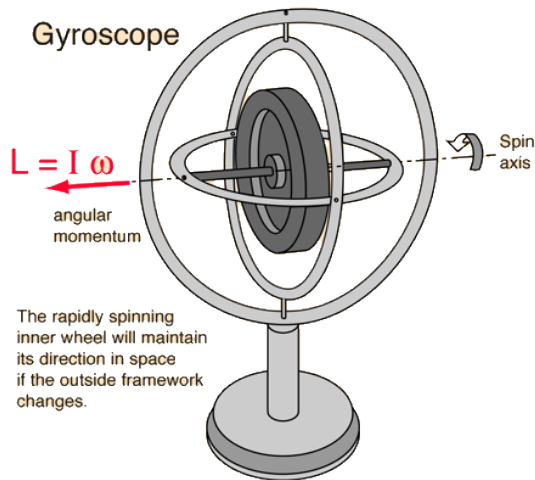


Fig. 1. Gyroscope

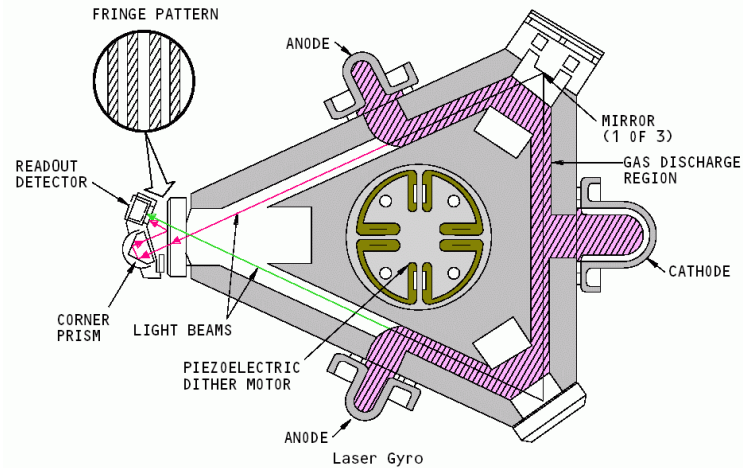


Fig. 2. Ring Laser Gyro

- 통상적으로 위성에 비교적 정밀한 자이로스코프가 각속도 센서로 많이 탑재됨.
- 자이로스코프는 복잡한 기계적 특성을 갖고 있음.
 - 고장이 잦음.
 - 단가가 비쌘.
- 실제로 위성 기능 결함의 상당부분이 자이로스코프의 문제로부터 기인함.
- 위성 자세제어 정밀도에 영향 → 일부 임무 포기 또는 임무 중단

1 연구 동기 및 배경 (2/3)

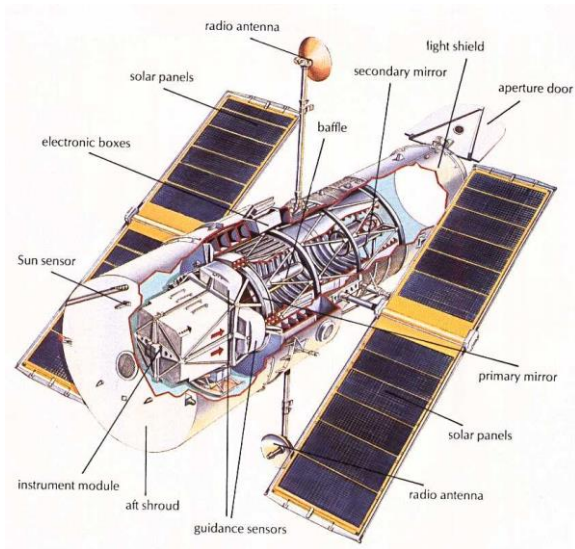


Fig. 3. Hubble Space Telescope

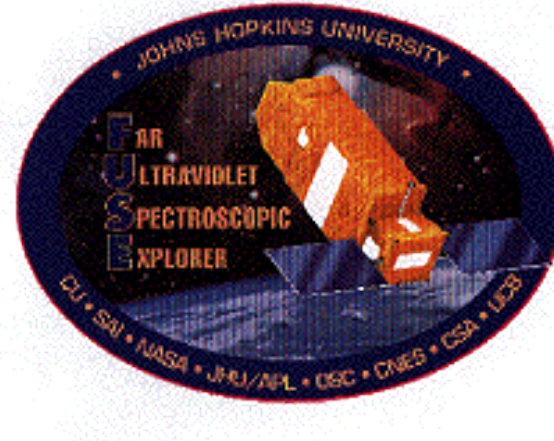


Fig. 4. FUSE satellite

- NASA의 Skylab, the International Ultraviolet Explorer, Hubble Space Telescope는 자이로 성능이 저하되거나 고장 나는 경향을 보였음.
- The Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer(FUSE)는 탑재된 2개의 링레이저 자이로 중에
 - 2001년 5월 첫 번째 자이로 고장.
 - 2003년 7월 두 번째 자이로 작동 불능.

1 연구 동기 및 배경 (3/3)



Fig. 5. DSP Satellite

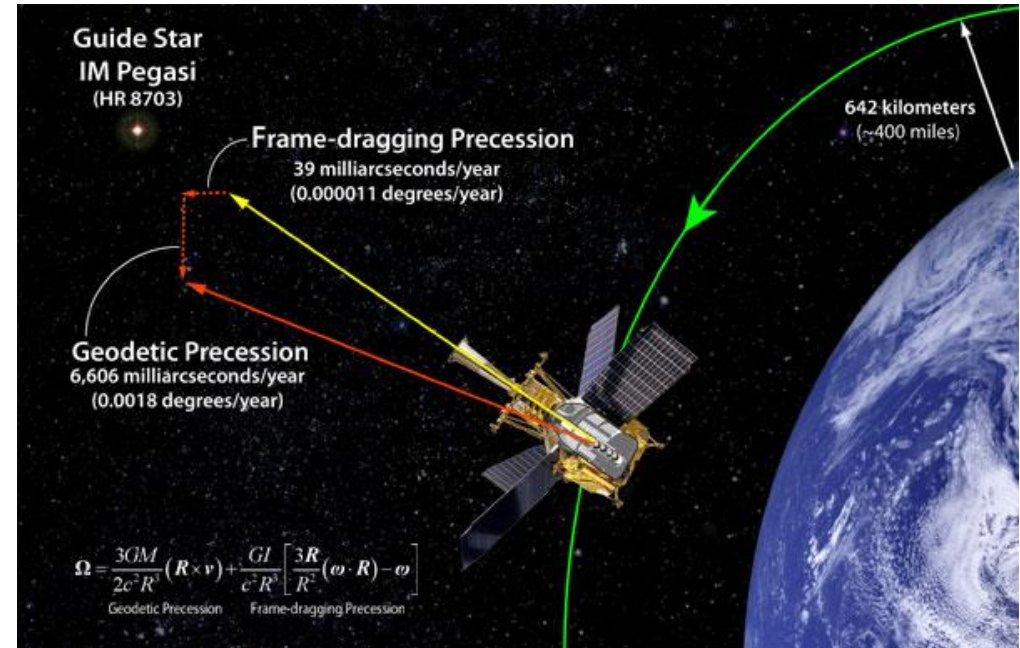
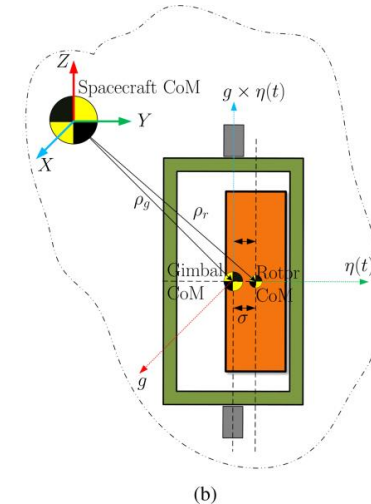
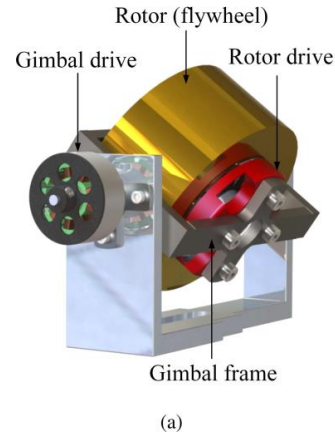


Fig. 6. Gravity Probe B Satellite

- 정밀도가 향상된 별추적기 만으로 각속도를 추정하여 자세를 결정하는 연구가 많이 되었음.
- 자이로를 탑재하지 않고 자세와 각속도를 결정하는 다른 기법들도 많이 연구 되고 있음.
 - 중대형 위성 개발 단가 절감.
 - 초소형 위성 개발의 이슈화.

2 CMG소개 및 원리 (1/2)

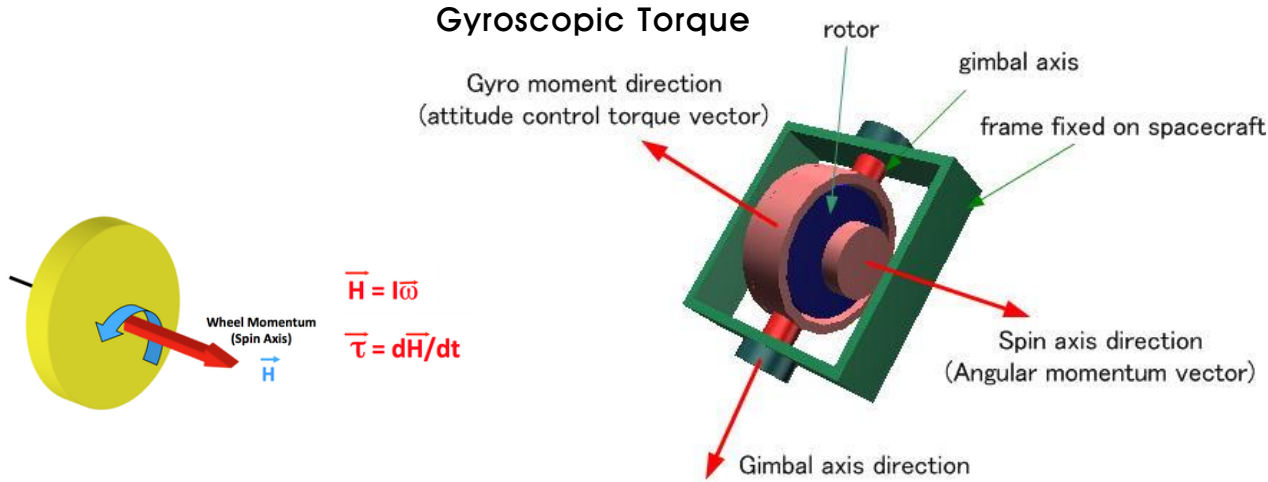
2.1 Control Moment Gyro 소개



- 크게 김벌(Gimbal) 프레임과 김벌축 회전로터, 플라이휠과 회전로터로 구성됨.
- 플라이휠의 가제어성(Speed Controllability)에 따른 분류
 - CSCMG(Constant Speed CMG), VSCMG(Variable Speed CMG)
- 김벌 축의 개수에 따른 분류
 - SGCMG(Single Gimbal CMG), DGCMG(Double Gimbal CMG)
- VSCMG, DGCMG는 특이점 문제 쉽게 해결. 그러나 구조적, 제어적으로 복잡. 질량 및 전력 대비 발생 토크 효율 낮음. 따라서 CSCMG, SGCMG를 가정하였음.

2 CMG소개 및 원리 (2/2)

2.2 Control Moment Gyro 원리



$$T = \dot{h} = \dot{h}_b + \dot{\gamma} \times h = I\dot{\omega}_{rw} + \dot{\gamma} \times h$$

반작용휠 CMG

- CMG는 위성의 자세 제어 구동기 중의 하나.(모멘텀휠,반작용휠,추력기,자기토크 등이 존재)
- 반작용휠은 토크 출력 증가를 위해 질량과 소모 전력이 급격히 증가, 각속도 포화 한계 단점.
- 적은 힘(김벌축 회전로터)으로도 큰 토크를 발생, 반작용휠의 발생 토크보다 10배 이상 발생 장점.
- 단가가 비싸고 무거우며 제어 로직이 반작용휠 보다 훨씬 복잡한 단점.
- 김벌축의 각속도와 플라이휠의 각운동량의 외적으로 토크벡터 생성.

3 결정 알고리즘 설계 (1/7)



2.1 Dynamics for Attitude Estimation

- Quaternion Definition and Kinematics

- 쿼터니언 정의

$$\mathbf{q} \equiv [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$$

- 유일한 제약조건을 무조건 만족해야 함.

$$\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$$

- 쿼터니언 운동학 모델

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \Omega(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q}$$

$$\because \boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$$

$$\because \Omega(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}]^\times & \boldsymbol{\omega} \\ \boldsymbol{\omega}^T & 0 \end{bmatrix} \quad \because [\boldsymbol{\omega}]^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

- Satellite Motion Dynamics

- CSCMG이면서 SGCMG 구동기를 탑재한 위성의 동역학식

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_w \mathbf{h}_w) = -\mathbf{C}_\gamma \mathbf{H}_w \dot{\mathbf{y}}$$

- 실제 궤도 환경과 유사하게 모델링(외란 추가)

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1} \left\{ -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_w \mathbf{h}_w) - \mathbf{C}_\gamma \mathbf{H}_w (\dot{\mathbf{y}}_c + \boldsymbol{\eta}_c) + \mathbf{d} + \boldsymbol{\eta}_d \right\}$$

$$\mathbf{I}_d = \begin{bmatrix} I_{da} & 0 & 0 \\ 0 & I_{db} & 0 \\ 0 & 0 & I_{dc} \end{bmatrix} \quad \mathbf{I}_w = \begin{bmatrix} I_{wb1} & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & I_{wbN} \end{bmatrix} \quad \mathbf{H}_w = \begin{bmatrix} h_{w1} & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & h_{wN} \end{bmatrix} \in R^{N \times N}$$

- Estimation Dynamics

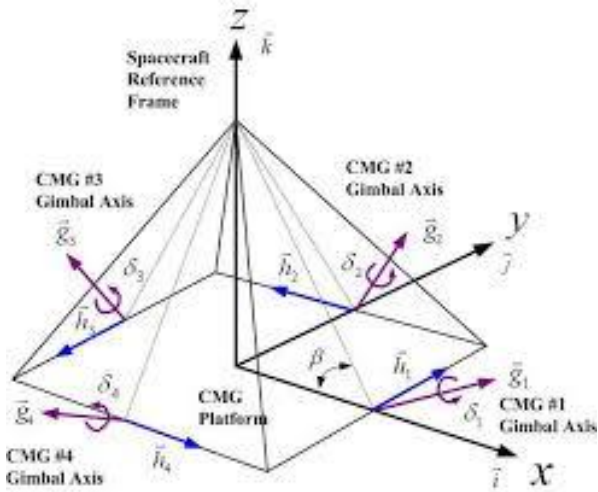
$$\dot{\hat{\mathbf{q}}} = \frac{1}{2} \Omega(\hat{\boldsymbol{\omega}}) \hat{\mathbf{q}}$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}} = \mathbf{J}^{-1} \left\{ -\hat{\boldsymbol{\omega}} \times (\mathbf{J}\hat{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{C}_w \mathbf{h}_w) - \mathbf{C}_\gamma \mathbf{H}_w (\dot{\mathbf{y}}_c) + \hat{\mathbf{d}} \right\}$$

3 결정 알고리즘 설계 (2/7)

2.2 Pyramid Configuration for 4-CMGs

- Pyramid Configuration



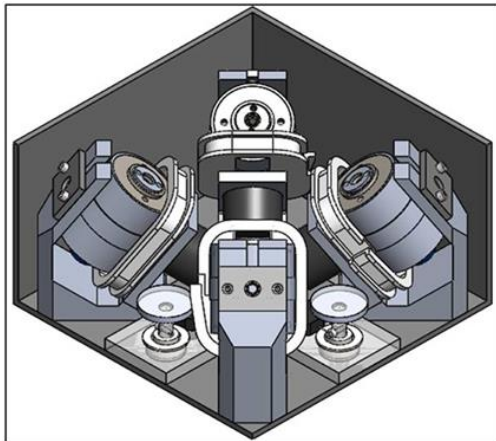
- Direction Cosine Matrix

$$C = [a \quad b \quad c]$$

$$C_w = [b_1 \quad b_2 \quad \dots \quad b_N] \in R^{3 \times N}$$

$$C_\gamma = [c_1 \quad c_2 \quad \dots \quad c_N] \in R^{3 \times N}$$

$$\begin{aligned} \dot{C}_w &= C_r G \\ \dot{C}_\gamma &= -C_w G \end{aligned} \quad G = \begin{bmatrix} \dot{\gamma}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \dot{\gamma}_N \end{bmatrix}$$



- Pyramid Configuration DCM

$$C_\gamma H_w \dot{\gamma}$$

$$\begin{bmatrix} -h_{w1} c \beta \cos \gamma_1 & h_{w2} \sin \gamma_2 & h_{w3} c \beta \cos \gamma_3 & -h_{w4} \sin \gamma_4 \\ -h_{w1} \sin \gamma_1 & -h_{w2} c \beta \cos \gamma_2 & h_{w3} \sin \gamma_3 & h_{w4} c \beta \cos \gamma_4 \\ h_{w1} s \beta \cos \gamma_1 & -h_{w2} s \beta \cos \gamma_2 & h_{w3} s \beta \cos \gamma_3 & h_{w4} s \beta \cos \gamma_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma}_1 \\ \dot{\gamma}_2 \\ \dot{\gamma}_3 \\ \dot{\gamma}_4 \end{bmatrix}$$

3 결정 알고리즘 설계 (3/7)

2.3 Extended Kalman Filter Modeling

- State Error Equation – Attitude

– 오차 쿼터니언 ($\delta q = q \otimes \hat{q}^{-1}$) 으로부터 유도

$$\delta \dot{q} \approx -\hat{\omega} \times \delta q + \frac{1}{2} \delta \omega$$

충분히 작은 각도에서 쿼터니언은
다음과 같이 근사 될 수 있음.

$$q \approx \alpha / 2 \text{ and } q_4 \approx 1$$

$$\delta \dot{\alpha} \approx -\hat{\omega} \times \delta \alpha + \delta \omega$$

- State Error Equation – Angular Rate

– 위성의 각속도 오차 ($\delta \omega = \omega - \hat{\omega}$) 으로부터 유도

$$\omega = \hat{\omega} + \delta \omega$$

$$\dot{\omega} = J^{-1} \left\{ -\omega \times (J\omega + C_w h_w) - C_\gamma H_w (\dot{\gamma}_c + \eta_c) + d + \eta_s \right\}$$

미분식의 Taylor전개 에서 1차 까지만 끊어서 근사시킴.

$$\delta \dot{\omega} = J^{-1} \left\{ -\hat{\omega} \times J \delta \omega + [J \hat{\omega} + C_w h_w]^\times \delta \omega + \delta d \right\} \\ J^{-1} \left\{ -C_\gamma H_w (\eta_c) + \eta_s \right\}$$

3 결정 알고리즘 설계 (4/7)



2.3 Extended Kalman Filter Modeling

- State Error Equation – Gimbal Angular Rate

- 펄의 각운동량 오차($\delta\dot{\gamma} = \dot{\gamma} - \hat{\dot{\gamma}}$)로부터 유도

본 연구에서는 김벌의 각속도 명령(command)에 명령 오차가 있다고 가정하였다.

$$\delta\dot{\gamma} = \dot{\gamma} - \hat{\dot{\gamma}} = (\dot{\gamma}_c + \eta_c) - \dot{\gamma}_c = \eta_c$$

- State Error Equation – External Disturbance

- 외부교란 오차($\delta\dot{d} = \dot{d} - \hat{\dot{d}}$)로부터 유도

본 연구에서는 위성의 3축에 지속적으로 가해지는 External Disturbance도 같이 추정함.

$$\delta\dot{d} = \dot{d} - \hat{\dot{d}} = \eta_d$$

3 결정 알고리즘 설계 (5/7)

2.3 Extended Kalman Filter Modeling

- State-Space Equation

- 선형화된 오차방정식으로 부터 유도

$$\delta \dot{x} = A \delta x + G \eta$$

$$\delta x = [\delta a^T \quad \delta \omega^T \quad \delta \gamma^T \quad \delta d^T]^T$$

- 시스템의 zero-mean

Gaussian white-noise process

$$\eta = [\eta_c^T \quad \eta_s^T \quad \eta_d^T]^T$$

- System Matrices

$$A = \begin{bmatrix} [-\hat{\omega}]^\times & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & J^{-1} \{ [-\hat{\omega}]^\times J + [J\hat{\omega} + C_w h_w]^\times \} & 0_{3 \times 4} & J^{-1} \\ 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 4} & 0_{4 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ J^{-1} \{ -C_\gamma H_w \} & J^{-1} & 0_{3 \times 3} \\ I_{4 \times 4} & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} E \langle \eta_c^T \eta_c \rangle & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & E \langle \eta_s^T \eta_s \rangle & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & E \langle \eta_d^T \eta_d \rangle \end{bmatrix}$$

3 결정 알고리즘 설계 (6/7)

2.3 Extended Kalman Filter Modeling

- State-Space Equation

- 두 개의 측정센서를 이용하여 칼만필터링 수행
Star Tracker(위성의 자세 측정)
CMG 내부 각도 측정 센서

- Star Tracker와 휠 CMG 내부 센서 모델링

$$\tilde{\mathbf{q}} = \delta \mathbf{q}_{st} \otimes \mathbf{q}, \quad \tilde{\boldsymbol{\gamma}} = \boldsymbol{\gamma} + \boldsymbol{\eta}_\gamma$$

$$\delta \mathbf{y} = \mathbf{H} \delta \mathbf{x} + \mathbf{v} \quad - \text{측정 모델식}$$

$$\delta \mathbf{y} = \begin{bmatrix} \delta \boldsymbol{\alpha}^T & \delta \boldsymbol{\gamma}^T \end{bmatrix}^T \quad - \text{측정값과 추정값의 오차}$$

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}_{st}^T & \boldsymbol{\eta}_\gamma^T \end{bmatrix}^T \quad - \text{센서의 zero-mean Gaussian white-noise process}$$

- System Matrices

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{I}_{4 \times 4} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} E \langle \boldsymbol{\eta}_{st}^T \boldsymbol{\eta}_{st} \rangle & \mathbf{0}_{3 \times 4} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & E \langle \boldsymbol{\eta}_\gamma^T \boldsymbol{\eta}_\gamma \rangle \end{bmatrix}$$

3 결정 알고리즘 설계 (7/7)

2.3 Extended Kalman Filter Modeling

- Discrete type Algorithm
 - System Process Matrices는 상태변수 오차의 미분식으로부터 얻어짐.
따라서 Continuous type 알고리즘에서만 사용될 수 있음.
 - Discrete type 알고리즘에서는 이에 맞게 변형해서 사용해야함.

- Transition Matrix
 - Transition Matrix는 간단하면서 실제 값에 근사시키는 방법 사용.

$$\Phi_k \approx I + A(t)\Delta t$$

- Noise Covariance Matrix
 - 시스템의 Noise Covariance Matrix는 다음과 같이 근사 가능.

$$Q_k \approx \Delta t G(t) Q(t) G(t)^T$$

4 수치 시뮬레이션 [1/8]



- Simulation Condition 1

- 위성의 관성모멘트(I_s)는 실제 궤도 환경과 유사하도록 나타내기 위해 10%의 오차를 추가한 값을 사용.

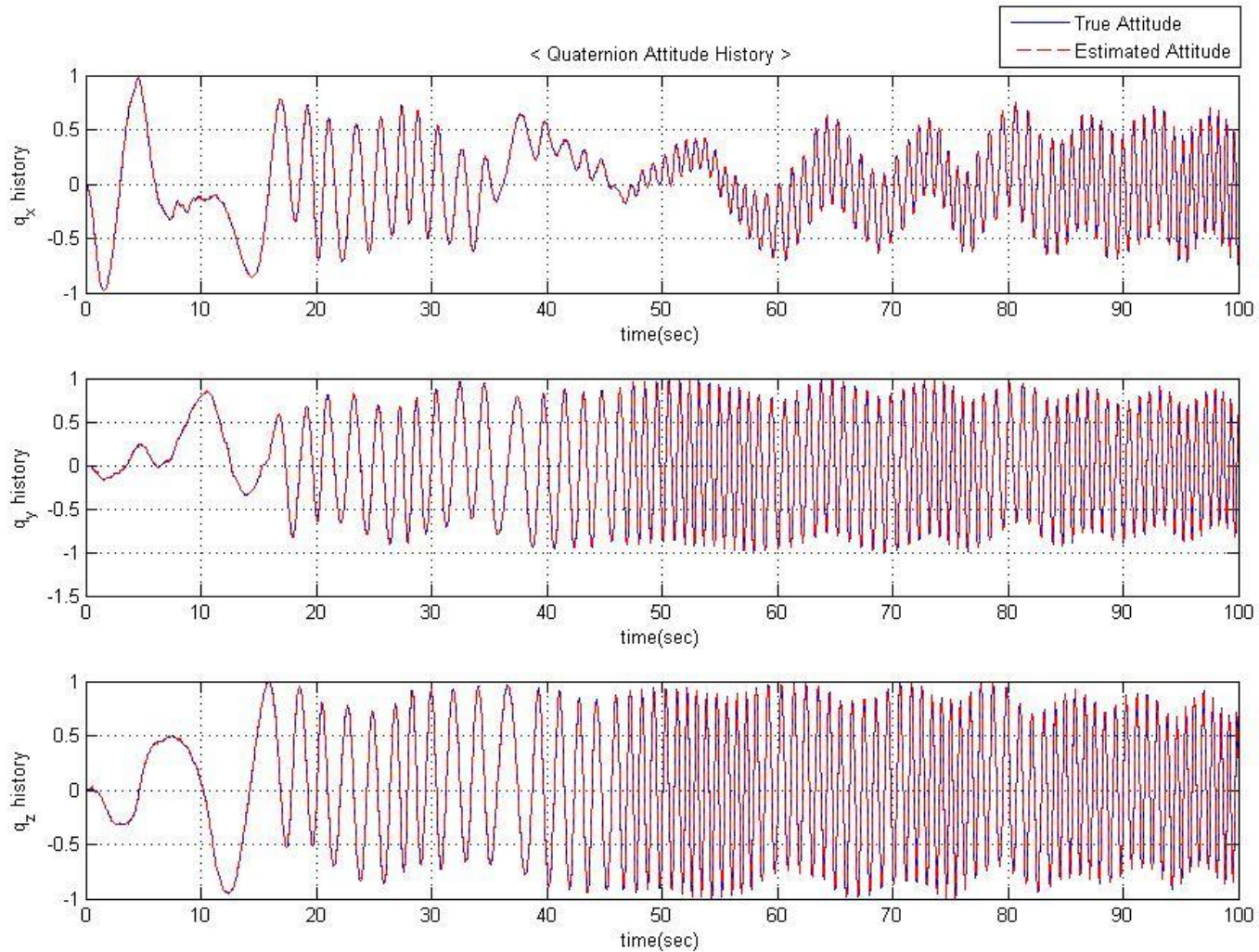
$$I_s = \begin{bmatrix} 16.3 & 0.0869 & 0.60167 \\ 0.0867 & 36.6 & 0.13571 \\ 0.60167 & 0.13571 & 38.6 \end{bmatrix}$$

- Simulation Condition 2

list		unit
CMG 탑재 수량	4	개
CMG 각도 측정 주기	20	Hz
CMG 각도 측정 정밀도(1σ)	0.04	rad
CMG 토크 명령 오차(1σ)	0.05	Nm
CMG 의 관성모멘트($I_g + I_d$)	[0.2 2.1 0.1]	Kg·m ²
CMG 휠의 초기 각속도(ω)	150	rad/s
Star Tracker 정밀도(1σ)	0.01	deg
System Uncertainty($\eta_s, 1\sigma$)	0.0011	Nm
External Disturbance($d, 1\sigma$)	10E-5	Nm

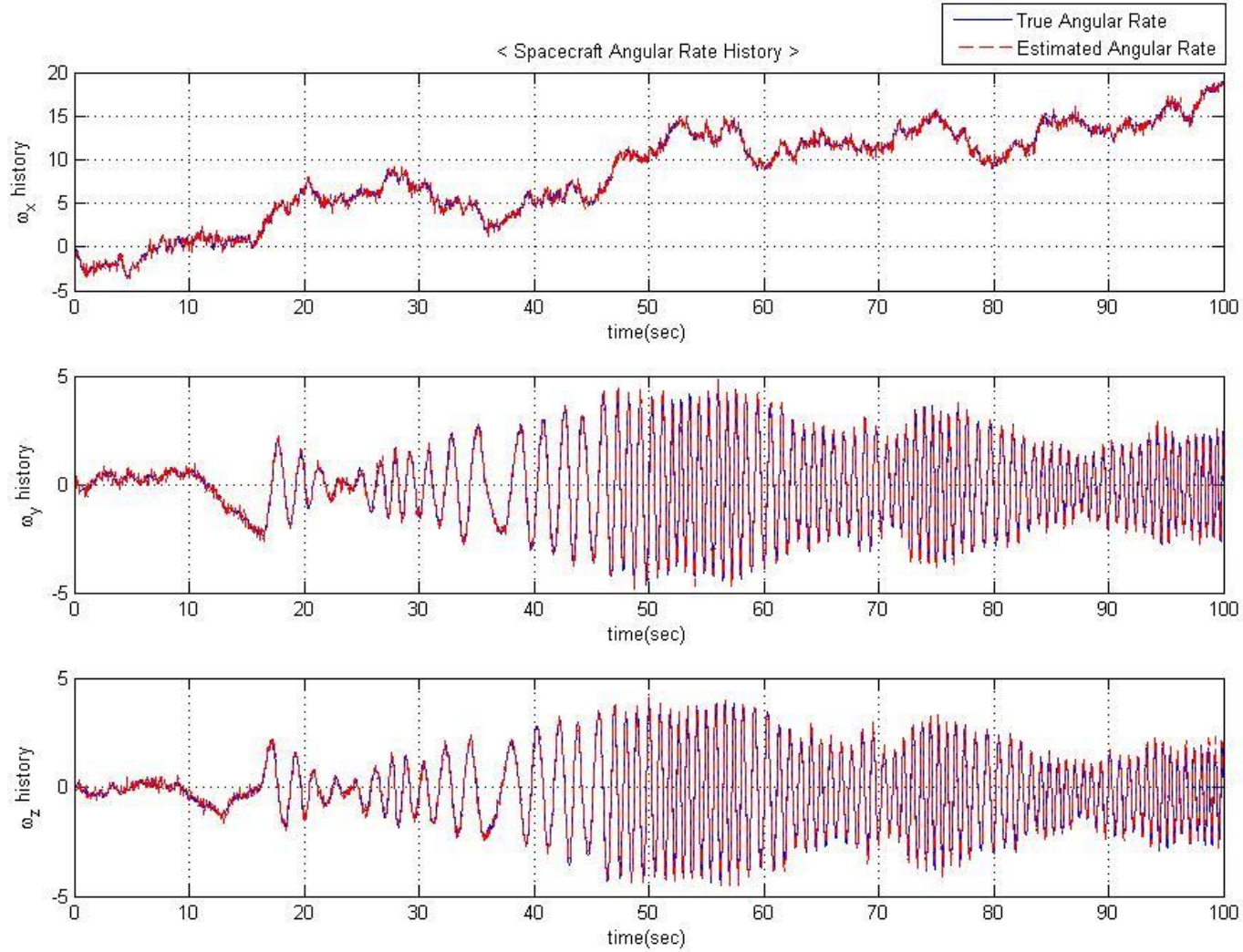
3 수치 시뮬레이션 [1/8]

1. Quaternion Attitude History



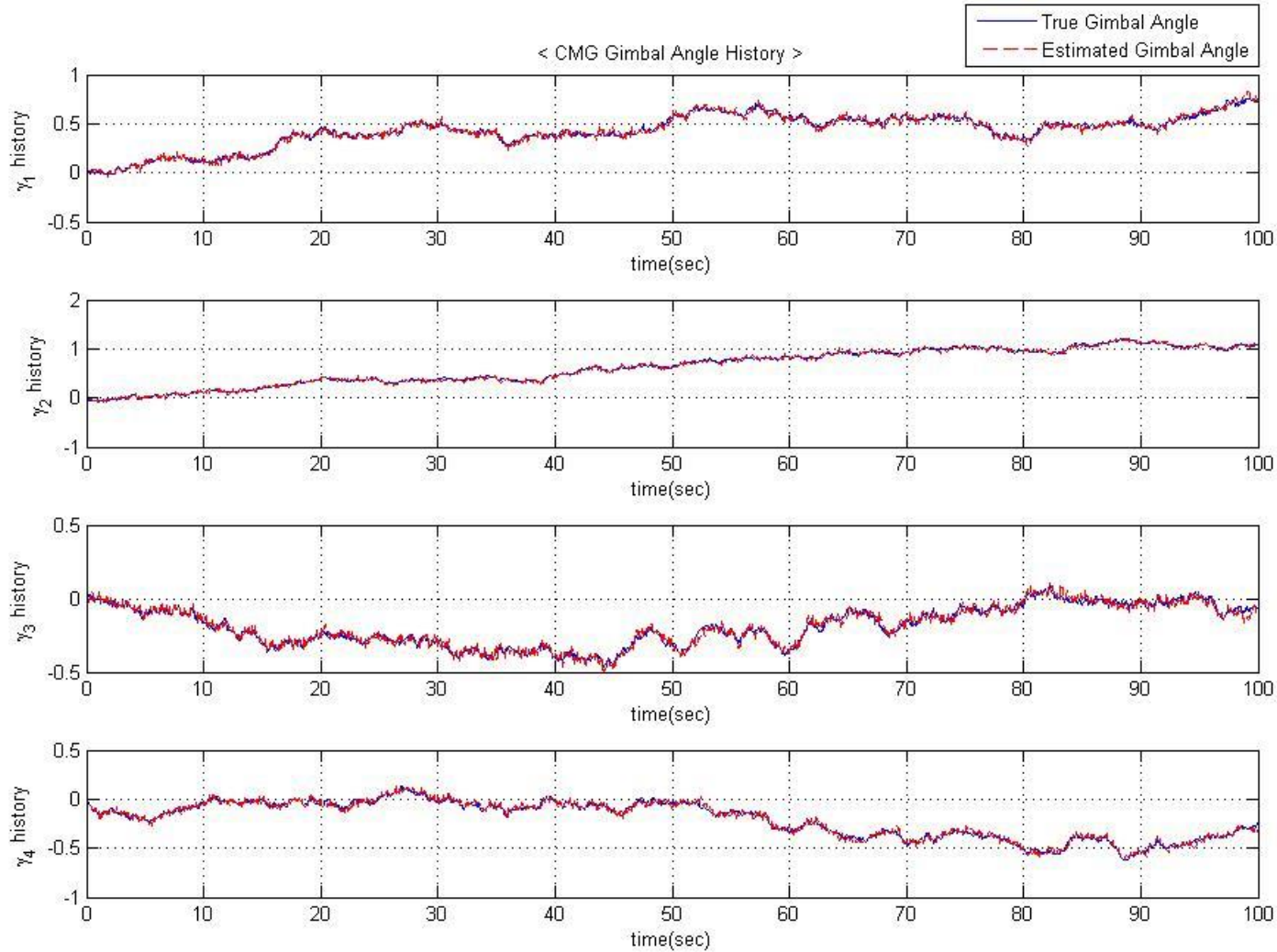
3 수치 시뮬레이션 [2/8]

2. Spacecraft Angular Rate History



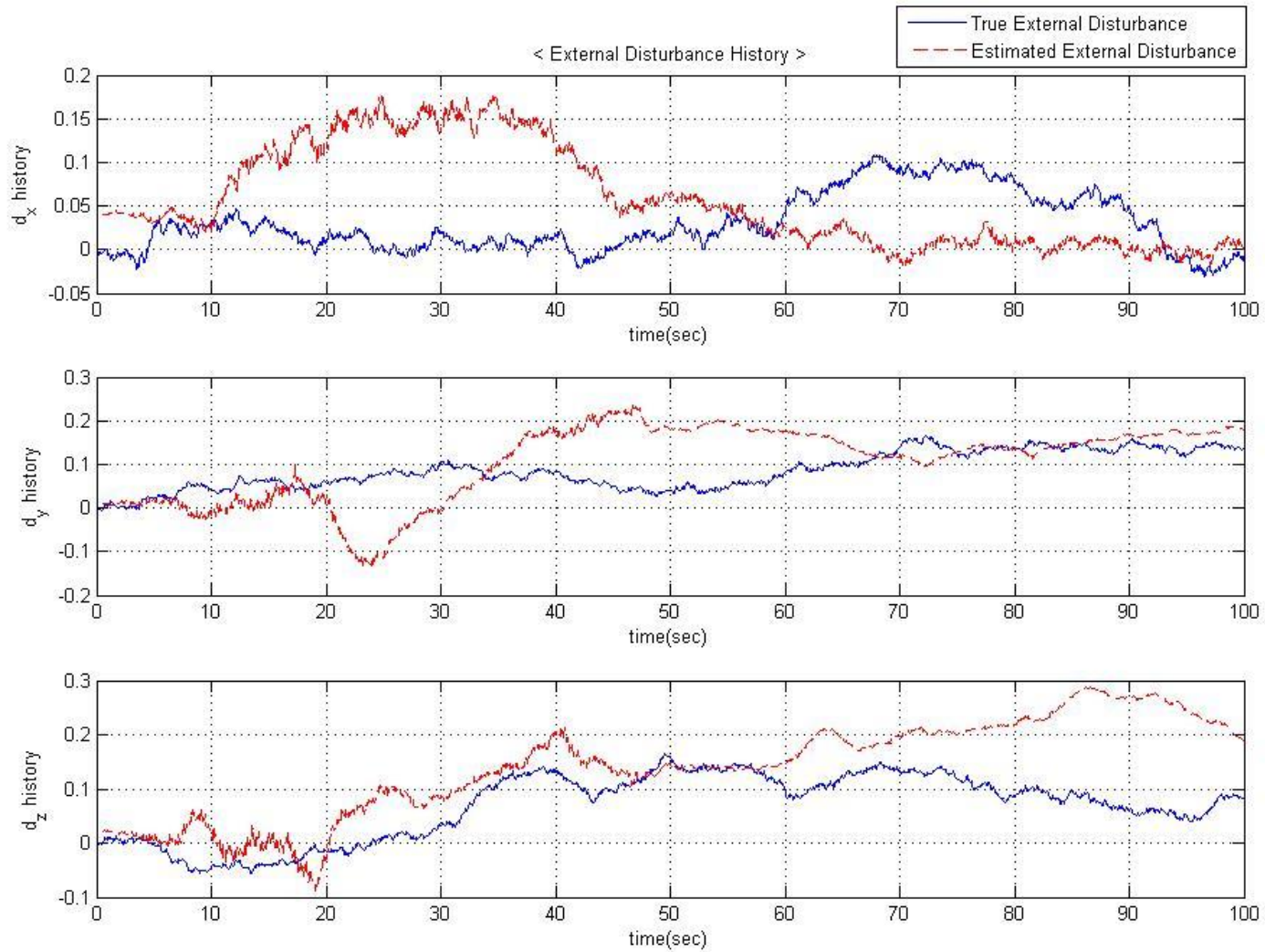
3 수치 시뮬레이션 (3/8)

3. CMG Gimbal Angle History



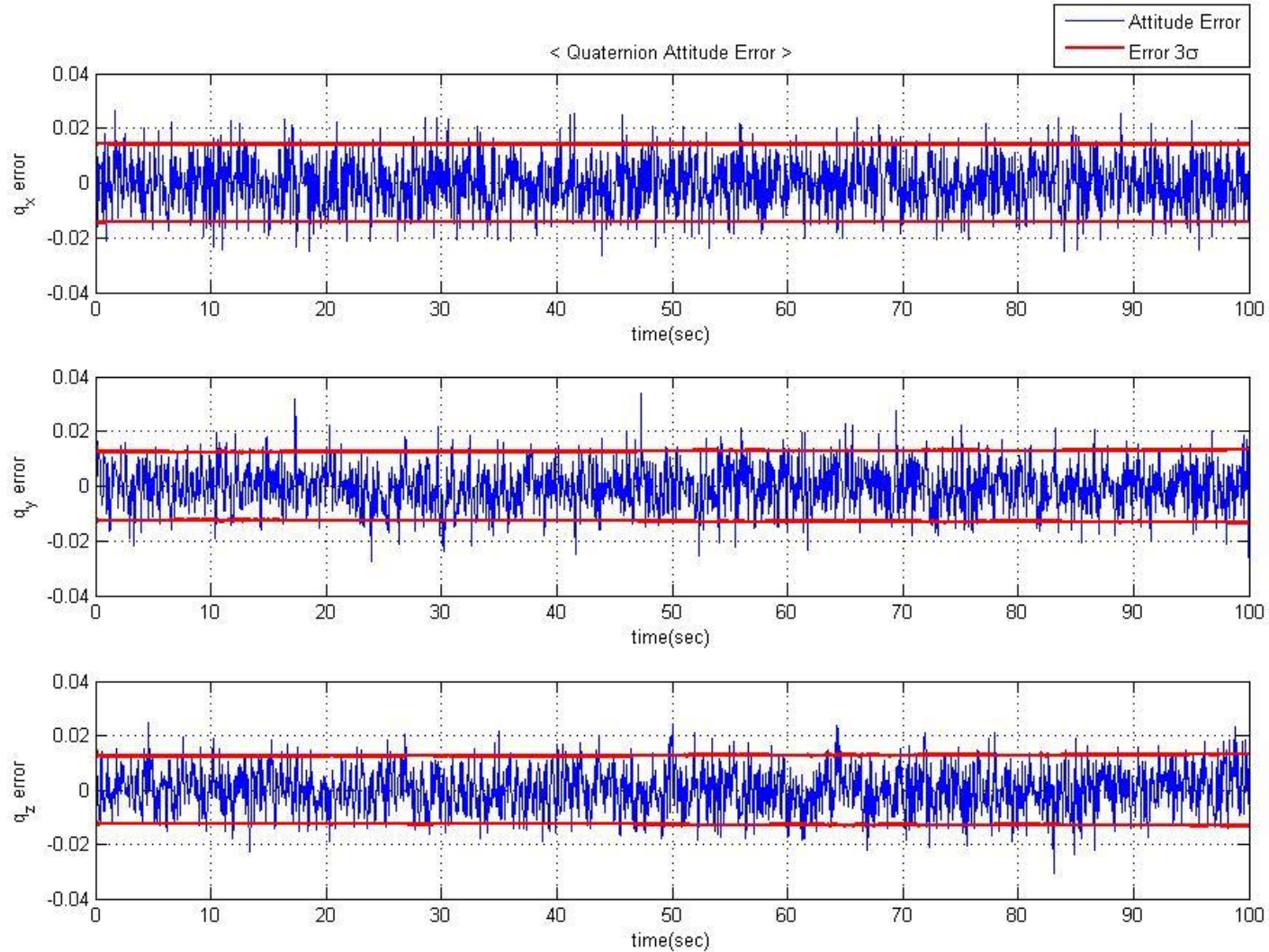
3 수치 시뮬레이션 [4/8]

4. External Disturbance History



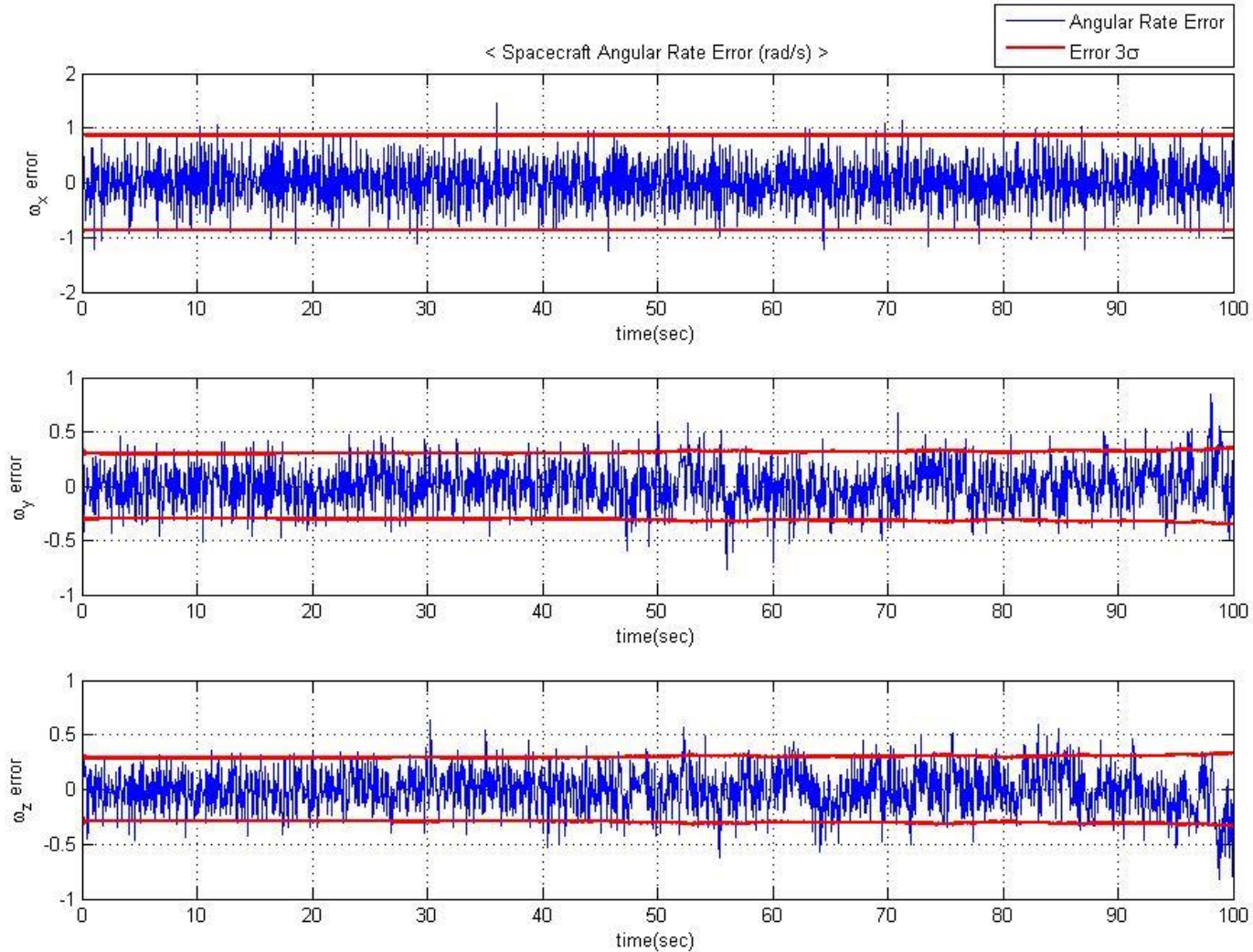
3 수치 시뮬레이션 (5/8)

5. Quaternion Attitude Error



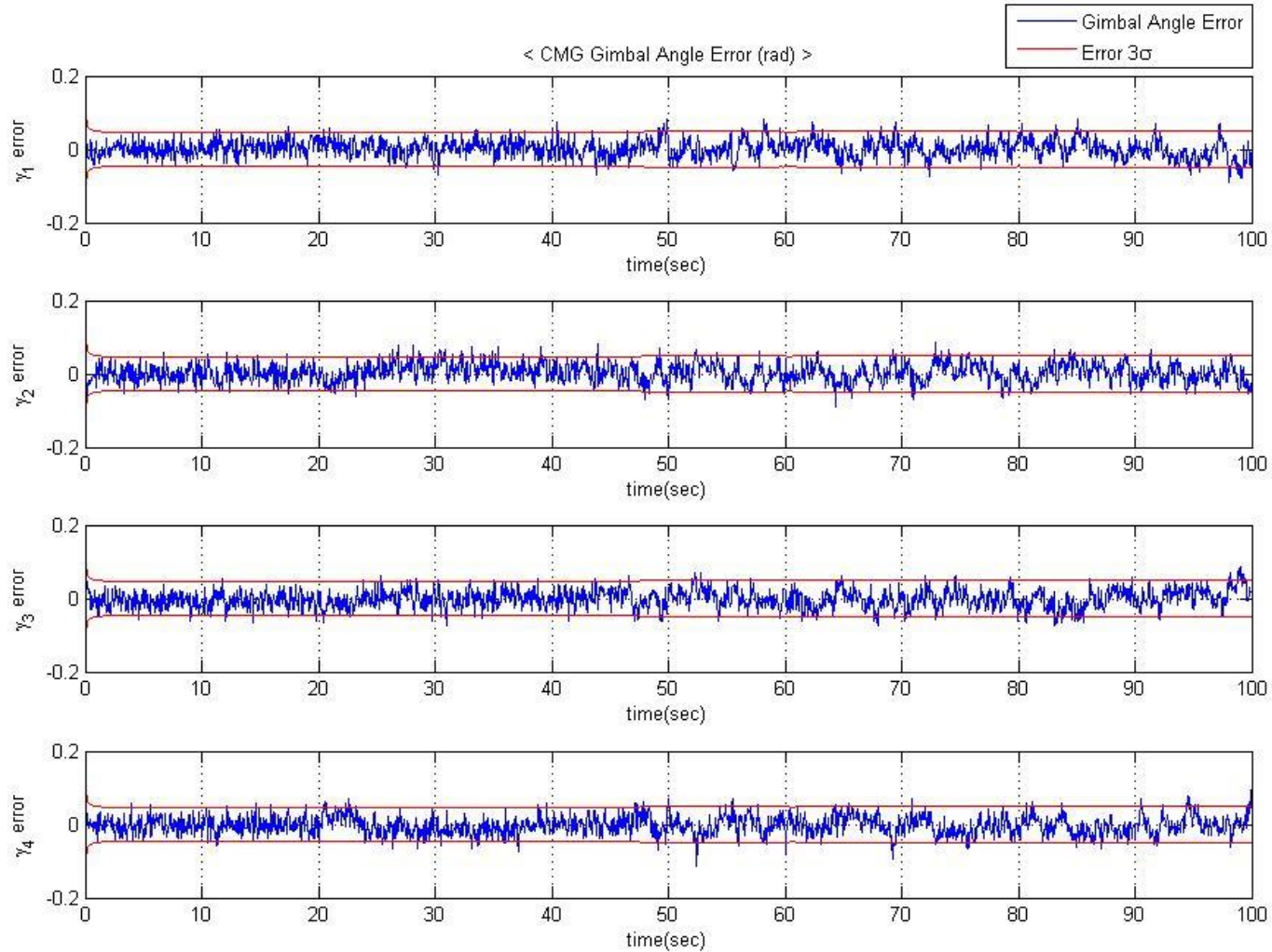
3 수치 시뮬레이션 [6/8]

6. Spacecraft Angular Rate Error



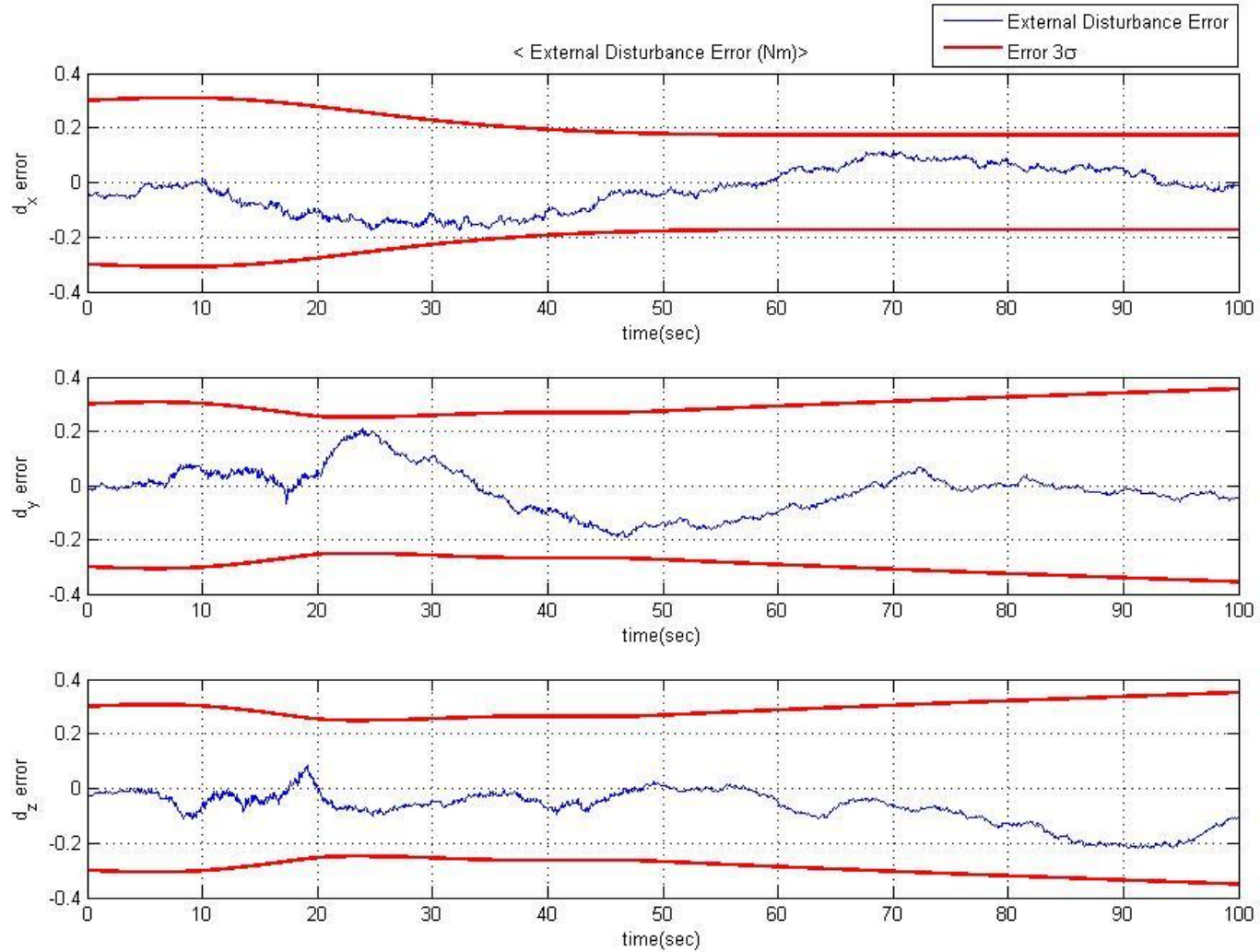
3 수치 시뮬레이션 (7/8)

7. CMG Gimbal Angle Error



3 수치 시뮬레이션 [8/8]

8. External Disturbance Error



4 결론 및 계획 (1/1)



- 본 연구에서는 자이로리스 위성의 자세와 각속도를 추정하기 위한 알고리즘을 제안함.
- 제안된 알고리즘은 확장칼만필터 기반으로 설계되었음.
- 별추적기의 자세 정보와 CMG 내부 각도 센서 정보를 측정값으로 사용하고 CMG의 김벌각 명령 오차와 위성의 시스템 불확실성, 외부교란을 추가한 우주 궤도 환경을 모사한 동역학 식을 적용하여 자세, 각속도, 김벌각, 외부교란의 추정을 수행함.
- 수치 시뮬레이션 결과 자세, 각속도, 김벌각은 추정이 어느정도 잘 이루어 진다고 할 수 있으나 외부교란의 추정이 잘 이루어지지 않음을 확인.
- 4개의 상태 모두 추정이 잘 이루어 지도록 코드 수정 필요됨.

Thanks for your
attention!

