

확장칼만필터를 이용한 정지궤도위성의 자이로 이상상태 대처 가능성 검토

박영웅

한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

REVIEW OF BACK-UP POSSIBILITY ON GYRO ANOMALY OF GEOSYNCHRONOUS SATELLITES USING EXTENDED KALMAN FILTER

Young-Woong Park

Communication Satellites Dept., COMS Program Office, Korea Aerospace Research Institute,
Daejeon, 305-333 Korea
E-mail: ywpark@kari.re.kr

(Received March 10, 2005; Accepted May 24, 2005)

요 약

본 논문에서는 정지궤도 통신위성인 무궁화위성 3호 버스 시스템을 모델로 하여 확장칼만필터를 이용한 자세결정 알고리즘을 개발하고 그 설계 결과를 시뮬레이션을 통해 제시하였다. 특히, 정확한 추정을 위한 칼만필터의 필터 이득을 결정하기 위해서는 초기에 입력된 추정변수들의 값에 변동이 없는 상황을 가정하게 되는데 본 연구에서는 2Hz로 자세제어도 동시에 수행하면서 필터 이득을 구하여 추정변수들의 값에 변동이 있는 상황에서도 필터가 정상적으로 동작됨을 보였다. 최종적으로 필터를 사용하지 않은 경우와 사용한 경우를 고려하여 4축 자이로의 각 바이어스가 있는 경우 및 개별적으로 자이로가 고장이 난 경우의 시뮬레이션 결과를 통해 설계된 필터가 자이로 이상상태를 대처할 수 있음을 검증하였다.

ABSTRACT

In this paper, the development of the extended kalman filter(EKF) which is based on Koreasat-3 bus system is introduced and the design result is shown through the simulation. Especially to determine the filter gains for accurate estimation, there is assumed that initial estimated parameters are not changed. But although the satellite performs the attitude control by 2Hz, it is verified that the EKF is running rightly using the changed filter gains. Also some cases are considered using the simulation : with each bias for 4-axis gyro and with gyro each axis failure. It is verified that the designed filter can be used as the back-up about gyro failure.

Key words: attitude determination, geostationary satellite, extended kalman filter, gyro bias, gyro failure

1. 서 론

우주궤도에서 임무를 수행하는 위성은 자신의 위치와 자세에 대한 정확한 정보를 획득할 수 있어야 제어 알고리즘에 의한 위치유지 및 자세제어를 수행할 수 있다. 이러한 이유로 위성에 고정밀 센서들이 장착되는 것으로 그 중 각속도에 대한 정보는 대부분 자이로 센서에 의해 얻게 된다(Merhav 1996). 그러나, 자이로 센서는 정확도는 높은 반면 시간에 대한 표류율을 가지고 있어 지구센서나 태양센서 등을 통한 보정을 해야 한다. 또한, 자이로 센서 내부 바이어스나 위성 장착 오류 등과 같은 외부 바이어스에 의해 측정값에 일정한 오프셋이 존재하게 된다.

바이어스 값은 센서를 통해 얻을 수 없으므로 오차원인으로 규정하거나 추정 알고리즘을 통해 정밀도를 높이게 된다. 이러한 알고리즘의 대표적인 것이 칼만필터이며(Lewis 1986) 그 계산량이 비교적 많아 보통 위성의 탑재컴퓨터에 사용되지 못하고 지상에서 처리하였지만 무궁화위성 3호 버스 모델인 'A2100'에서는 탑재컴퓨터의 자세결정 알고리즘에 확장칼만필터를 사용하여 4개의 자이로 바이어스를 추정하고 있다(Lockheed Martin 1998). 또한, 이 필터를 위성분야에 적용해서 동역학 모델의 변수 추정 및 궤도결정의 정밀도 향상을 위한 연구들을 수행하고 있다(윤진원 등 2000, 박봉규와 안태성 2000). 확장칼만필터는 비선형 시스템을 선형시스템으로 변형하는 자코비언 행렬을 사용하여 설계하는 것이 특징이며 설계된 알고리즘은 비선형 시스템에 직접 적용하게 된다(Lewis 1986).

본 논문에서는 확장칼만필터의 성능 향상을 목표로한 것이 아니고, 확장칼만필터의 적용으로 자이로 고장에 대한 대처 가능성을 검토하였다. 이를 위해 무궁화위성 3호를 모델로 하여 확장칼만필터를 이용한 자세결정 알고리즘을 개발하고 그 결과를 시뮬레이션을 통해 검증하였다. 특히, 정확한 추정을 위한 칼만필터의 필터 이득을 결정하기 위해서는 초기에 입력된 추정변수들의 값에 변동이 없는 상황을 가정하게 되는데 본 연구에서는 2Hz로 자세제어도 동시에 수행하면서 필터 이득을 구하여 추정변수들의 값에 변동이 있는 상황에서도 필터의 기능이 적용됨을 보였다. 또한, 필터를 사용하지 않은 경우와 사용한 경우를 고려하여 4축 자이로의 각 바이어스가 있는 경우 및 개별적으로 자이로가 고장이 난 경우에 대해서도 시뮬레이션을 통해 필터의 자이로 고장 대처 가능성을 검증하였다.

2. 확장칼만필터 설계

확장칼만필터의 상태변수(x)로 요, 롤, 피치 3축 자세적분각 및 자세각(Ψ, ϕ, Θ), 각속도($\omega_x, \omega_y, \omega_z$), 피라미드 배치 구조를 갖는 4축 휠모멘텀($h_{w_1}, h_{w_2}, h_{w_3}, h_{w_4}$) 그리고 4축 자이로 바이어스(b_1, b_2, b_3, b_4)의 17개를 선정하며 그중 자이로 바이어스를 제외한 나머지 변수들 중 자세각은 지구센서 또는 태양센서, 각속도는 4개의 자이로, 휠모멘텀은 휠 타코센서 등을 통해 갱신되는 것을 고려하여 측정변수(z)는 11개를 선정하였다. 이때, 휠모멘텀은 자세제어 결과로부터 얻어지므로 동역학 식에 사용되는 3축 토크(T_x, T_y, T_z)로부터 그 값을 산출해야 하고, 각속도의 경우에는 4개의 자이로 값($\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$)으로부터 산출해야 한다. 이 관계식은 기하학적인 배치에서 얻을 수 있다(박영웅과 박봉규 2001).

그림 1과 그림 2는 무궁화위성 3호의 자이로 센서와 반작용휠 배치를 보여주고, 식 (1)과 식 (2)는 동역학과 하드웨어 배치 사이의 관계식을 나타낸다. 이때 첨자 a, b, c, d 및 x, y, z와 각도를 표현하는 α, β, γ 는 그림 1과 그림 2에 표현되어 있다.

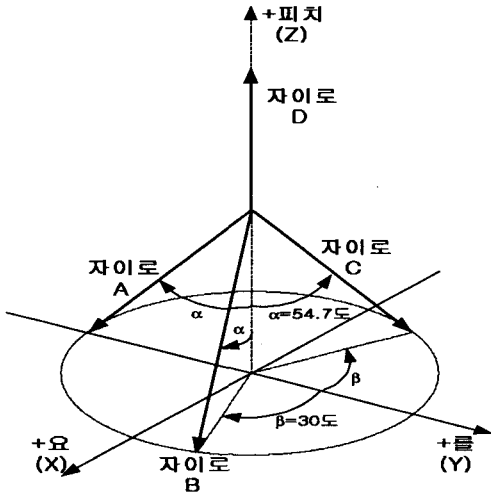


그림 1. 자이로 배치.

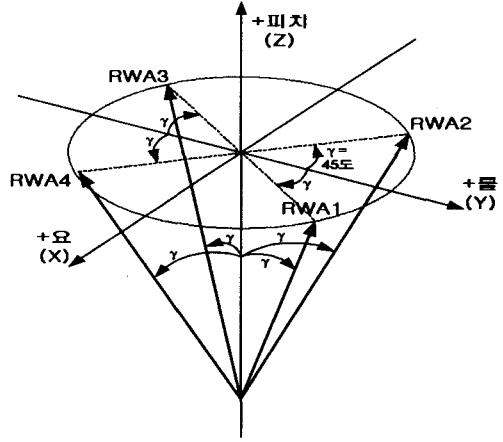


그림 2. 반작용휠 배치.

각속도($[\omega_x, \omega_y, \omega_z]$) & 자이로 출력($[\omega_a, \omega_b, \omega_c, \omega_d]$)

$$\begin{bmatrix} \omega_a \\ \omega_b \\ \omega_c \\ \omega_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\sin \alpha & -\cos \alpha \\ \sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \sin \alpha & -\cos \alpha \\ -\sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \sin \alpha & -\cos \alpha \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

휠모멘텀($[h_{\omega_1}, h_{\omega_2}, h_{\omega_3}, h_{\omega_4}]$) & 3축 토크($[T_x, T_y, T_z]$)

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin^2 \gamma & -\sin^2 \gamma & -\sin^2 \gamma & \sin^2 \gamma \\ \sin \gamma \cos \gamma & \sin \gamma \cos \gamma & -\sin \gamma * \cos \gamma & -\sin \gamma * \cos \gamma \\ \cos \gamma & \cos \gamma & \cos \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h}_{\omega_1} \\ \dot{h}_{\omega_2} \\ \dot{h}_{\omega_3} \\ \dot{h}_{\omega_4} \end{bmatrix} \quad (2)$$

이제 칼만필터 설계를 위한 시스템 모델링을 위해 동역학 식을 정리하면 식 (3)과 같고 오일러각과 각속도 사이의 관계식은 식 (4)와 같이 표현된다. 이때, I 는 위성의 관성모멘트 값을 의미한다.

$$- \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{h}_{\omega_x} \\ \dot{h}_{\omega_y} \\ \dot{h}_{\omega_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \times \left\{ \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} h_{\omega_x} \\ h_{\omega_y} \\ h_{\omega_z} \end{bmatrix} \right\} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \phi \\ 0 & \cos \psi & \sin \psi \cos \phi \\ 0 & -\sin \psi & \cos \psi \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (4)$$

표 1. 확장칼만필터 계산 프로세스.

System model and measurement model:

$$\dot{x} = a(x, u, t) + G(t)w(t)$$

$$z_k = h[x(t_k), k] + v_k$$

$$x_0 \sim (\bar{x}_0, P_0), \quad w_k \sim (0, Q), \quad v_k \sim (0, R)$$

Assumptions:

{ $W(t)$ } and { v_k } are white noise processes uncorrelated with x_0 and with each other.

Initialization:

$$P(0) = P_0, \quad \hat{x}(0) = \bar{x}_0$$

Time Update:

estimate: $\dot{\hat{x}} = a(\hat{x}, u, t)$

error covariance: $\dot{P} = A(\hat{x}, t)P + PA^T(\hat{x}, t) + GQG^T$

Measurement Update: (effect of measurement z_k)

Kalman gain: $K_k = P^-(t_k)H^T(\hat{x}_k^-)[H(\hat{x}_k^-)P^-(t_k)H^T(\hat{x}_k^-) + R]^{-1}$

error covariance: $P(t_k) = [I - K_kH(\hat{x}_k^-)]P^-(t_k)$

estimate: $\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k[z_k - h(\hat{x}_k^-, k)]$

Jacobians:

$$A(x, t) = \frac{\partial a(x, u, t)}{\partial x}, \quad H(x) = \frac{\partial h(x, k)}{\partial x}$$

※ 위첨자 ‘-’는 센서에 의한 데이터 갱신 이전을 의미함

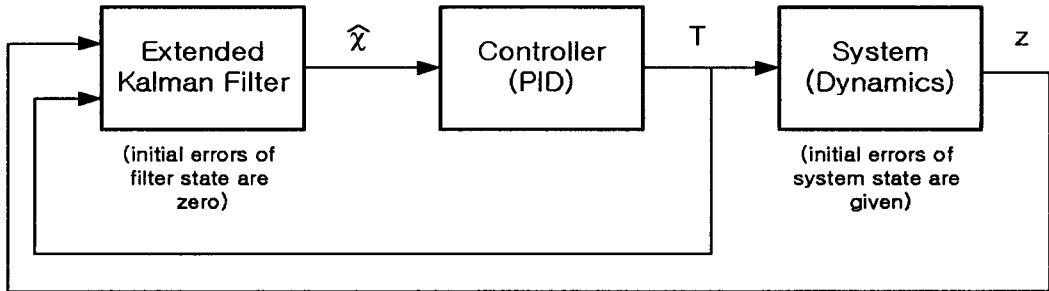


그림 3. 필터를 고려한 시스템 블록다이어그램.

식 (3)과 식 (4)를 이용해서 확장칼만필터에 사용되는 자코비언 행렬을 구할 수 있는데 표 1과 같이 구할 수 있다(Lewis 1986). 그리고, 필터를 고려한 시스템 블록다이어그램은 그림 3과 같다. 또한, 식 (3)에 있는 $\dot{h}_{wx}, \dot{h}_{wy}, \dot{h}_{wz}$ 는 제어로직에 의한 알 수 있는 값(Known Value)이며 식 (5)와 같고, 우변의 각 변수들은 표 3과 같다.

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{Fx}(K_{Px}\psi + K_{Ix} \int \psi + K_{Dx}\omega_x) \\ K_{Fy}(K_{Py}\phi + K_{Iy} \int \phi + K_{Dy}\omega_y) \\ K_{Fz}(K_{Pz}\theta + K_{Iz} \int \theta + K_{Dz}\omega_z) \end{bmatrix} \quad (5)$$

표 2. 기하학적 상수 값(α, β, γ)과 관성모멘트 값(I , [in-lbf-sec²]).

α	β	γ	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}	I_{xy}	I_{xz}	I_{yz}
54.7°	60.0°	45.0°	81653	88831	17758	53	-106	504

표 3. PID 자세제어기 이득 값.

축	K_F	K_P	K_I	K_D
x	0.5	364.5	2.78125	11504
y	0.5	364.5	2.78125	11504
z	2.0	52.0	0.58984	1152

표 4. 확장칼만필터 자세결정 시뮬레이션을 위한 필터 초기 오차.

축 (번호)	Angle (deg)	Rate (deg/sec)	RWA Momentum (in-lbf-sec)	Gyro Bias (deg/sec)
x (1)	-0.03	1.0e-3	-10	5.0e-5
y (2)	0.05	-2.0e-3	5	1.0e-5
z (3)	0.05	2.0e-3	10	-1.0e-5
(4)			-15	-5.0e-5

3. 확장칼만필터를 이용한 자세결정 시뮬레이션

칼만필터 설계에 사용된 기하학적 상수값들과 관성모멘트 값을 표 2에 정리하였다. 그리고 본 논문에서는 무궁화위성 3호와 동일하게 2Hz로 자세제어를 수행하는 상황을 모사하기 위해 PID 제어기(Lockheed Martin 1998)를 사용하였는데 그 값을 표 3에 정리하였다. 이때, 표 3의 P, I, D 첨자는 제어기의 각 이득을 나타내며 K_F 는 PID 제어기에 의해 생성된 제어명령에 최종적으로 이득을 산출하는 feed-forward 이득 값을 의미한다. 또한, 시뮬레이션을 위한 초기 칼만필터 오차 값을 표 4에 정리하였고 측정 랜덤 노이즈 편차 값(σ) 및 필터 설계변수(P, Q, R)를 표 5에 정리하였다.

표 5에서 자이로는 4개의 하드웨어 센서에 대한 것이고, 각속도는 동역학 식에 의해 표현되는 것으로 측정 노이즈의 경우는 하드웨어에 관련된 것이므로 4개의 자이로에 해당하며 필터설계 변수 중 P와 Q는 상태변수에 관련된 것이므로 3축 각속도에 해당한다. 동일한 해석에서 필터설계 변수 R은 측정변수에 관련된 것으로 필터를 갱신하기 위한 각속도의 실제 값은 4개의 자이로 하드웨어를 통해 얻게 되므로 표 5와 같이 정리된다. 시뮬레이션에서 측정 값 갱신 주기는 지구센서에 의해 4Hz, 태양센서와 자이로에 의해 8Hz를 설정하고 제어 주기는 2Hz로 설정하여 그림 3과 표 1의 과정으로 수행하였다.

그림 4에서 그림 7은 자세각, 각속도, 휠모멘텀 그리고 바이어스에 대한 칼만필터의 추정 오차를 보여주며 표 4의 자세오차에 대한 자세제어를 수행하면서도 필터의 수렴 성향을 잘 보여주고 있다.

표 5. 측정 노이즈 편차(σ) 값 및 필터설계 변수(P, Q, R) 초기 값.

필터 변수(개수)	단위	σ	P	Q	R
angle (3)	[rad]	1.0e-4	1.0	1.0e-10	1.0
gyro (4)	[rad/sec]	1.0e-6			1.0e-2
rate (3)	[rad/sec]		1.0	1.0e-10	
wheel tachometer (4)	[in-lbf-sec]	1.0e-4	1.0	1.0e-8	1.0

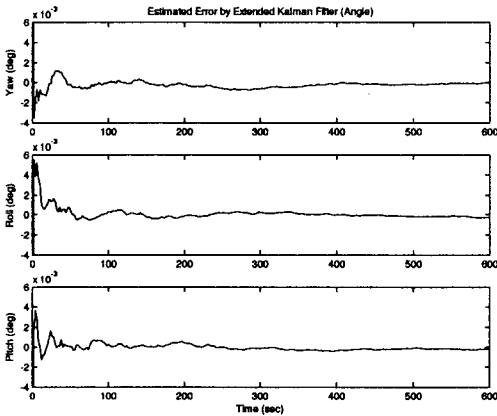


그림 4. 자세 각 추정 오차.

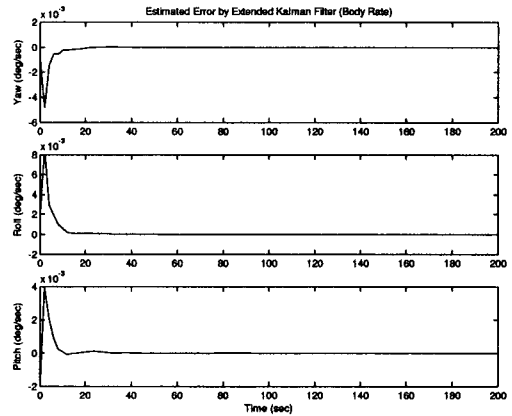


그림 5. 각속도 추정 오차.

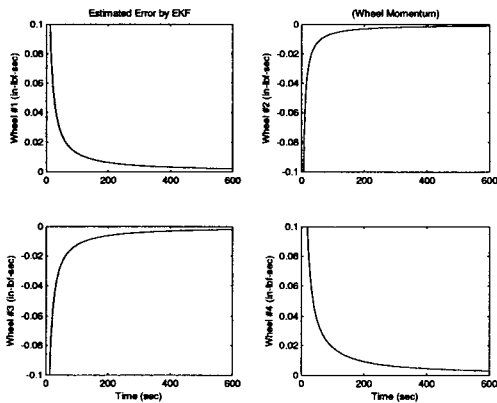


그림 6. 휠모멘텀 추정 오차.

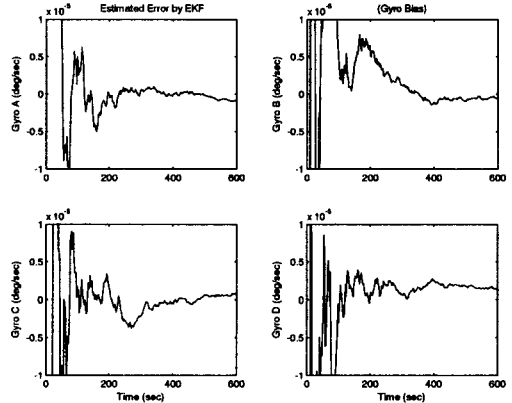


그림 7. 자이로 바이어스 추정 오차.

그림 8에서 그림 11은 제어로직에 의해 위성의 초기 오차들이 휠모멘텀 값이 변화면서 제어됨을 보여주고 있고 이 상황에서 자이로 바이어스는 표 4와 같이 가정한 초기 값을 추정하고 있음을 보여준다. 이 결과들은 칼만필터의 상태변수들로 표시한 것이다.

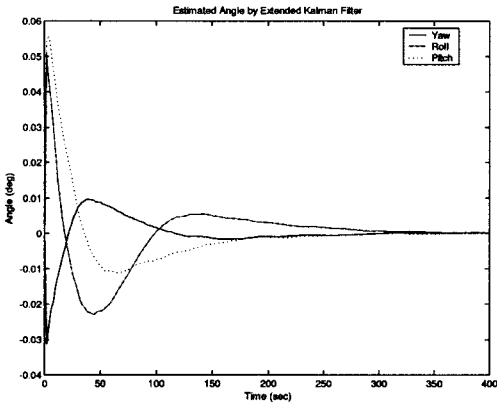


그림 8. 추정된 위성 자세각 변화.

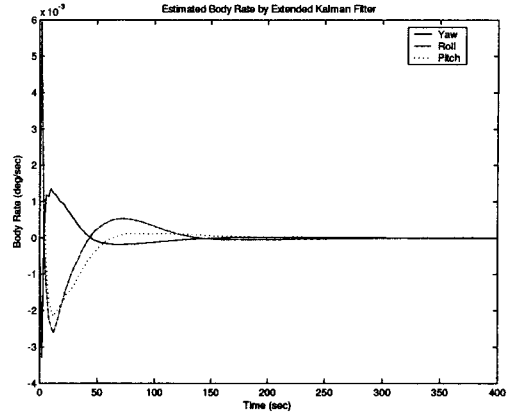


그림 9. 추정된 위성 각속도 변화.

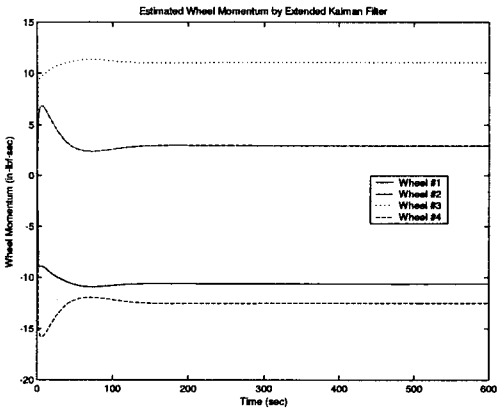


그림 10. 추정된 위성 휠모멘텀 변화.

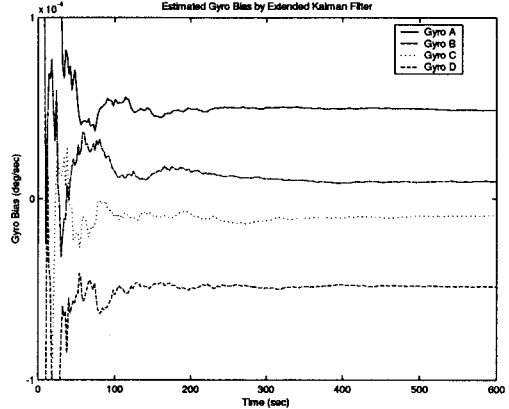


그림 11. 추정된 위성 자이로 바이어스.

4. 자이로 이상상태에 대한 자세결정 시뮬레이션

이 장에서는 특정 자이로에 이상상태가 발생하여 그 값을 사용하지 못할 경우 나머지 자이로를 통한 자세결정 성능을 시뮬레이션하고 확장칼만필터 사용 여부를 조건으로 선정하여 이상상태에 있는 자이로 값을 동역학 관계식을 이용한 필터 추정을 통해 자세결정 성능을 시뮬레이션한다(박영웅 등 2002). 시뮬레이션을 위한 초기 오차 및 자이로 바이어스 값을 실제와 유사하게 설정함과 동시에 시뮬레이션에서 그 영향을 보다 크게 하기 위해 3장의 표 4와 다르게 표 6과 같이 설정하였다. 그리고 자이로 이상상태 및 확장칼만필터의 사용 여부를 조합한 시뮬레이션 경우를 4가지로 설정하였다.

첫 번째와 두 번째는 확장칼만필터를 사용하지 않으면서 자이로에 바이어스가 없는 상황에서 이상상태를 고려한 것과 자이로 이상상태와 바이어스를 결합하여 고려한 것이고, 세 번째와 네 번째는 확장칼만필터를 사용하면서 자이로 이상상태가 없을 때 자이로 바이어스와 노이즈를 결합하여 고려한 것과 자이로의 이상상태, 바이어스 및 노이즈를 모두 고려한 것으로 분리하였다. 이것을 정리한

표 6. 자이로 이상상태의 자세결정 시뮬레이션을 위한 필터 초기 오차.

축 (번호)	Angle (deg)	Rate (deg/sec)	RWA Momentum (in-lbf-sec)	Gyro Bias (deg/sec)
x (1)	0.0	0.01	-10	0.02
y (2)	0.0	-0.02	5	-0.01
z (3)	0.0	0.02	10	0.01
(4)			-15	-0.02

표 7. 자이로 이상상태의 자세결정 시뮬레이션을 위한 경우 설정.

시뮬레이션 경우	설정 상황
Case 1	No EKF, No Gyro Bias, Gyro Fail
Case 2	No EKF, Gyro Bias (On/Off), Gyro Fail (On/Off)
Case 3	EKF, Gyro Bias (On/Off), Noise (On/Off), No Gyro Fail
Case 4	EKF, Gyro Bias, Noise, Gyro Fail

것이 표 7이다.

Case 1에 대한 시뮬레이션 결과는 그림 12와 그림 13에 있고, Case 2에 대한 시뮬레이션 결과는 그림 14와 그림 15에 있고, Case 3에 대한 시뮬레이션 결과는 그림 16에서 그림 19에 있고, Case 4에 대한 결과는 그림 20과 그림 21에 있다.

그림 12와 그림 13은 자이로가 1개만 고장난 경우에 대한 자세각과 2개의 자이로가 고장 날 수 있는 6가지 경우 중에 4개를 선택한 결과이다. 이 결과로부터 1개의 자이로가 고장난 경우에 대해서는 자이로에 대한 Redundancy 설계가 잘 되어있음을 알 수 있지만 2개가 고장난 경우에 대해서는 수렴하는 것이 있는 반면 발산하는 것도 포함되어 있어 자세결정 및 자세제어를 수행할 수 없음을 알 수 있다.

그림 14는 정상동작을 하는 경우 자이로 바이어스의 온/오프에 따라 PID 제어를 위한 자세각과 자세적분각 사이의 관계를 보여주고 있고, 그림 15는 자이로 바이어스가 온이면서 B 자이로가 고장난 결과를 보여준다. 그림 14로부터 자이로 바이어스가 지속되는 경우 위성의 자세각은 시간에 따라 증가할 것으로 예상되지만 실제 적분 이득에 사용되는 자세적분각이 각속도 바이어스를 보상하고 있음을 알 수 있다. 즉, PID 제어에서 자이로 바이어스에 대한 영향은 적분 제어에 의해서 보상됨으로 위성의 자세결정에 중요하지 않음을 알 수 있다. 물론, 이것은 자세각에 대한 정확한 정보를 얻을 수 있다는 조건과 바이어스가 시불변이라는 조건이 만족되어야 한다. 그림 15에서는 자이로 B 1개가 고장난 경우 자세각과 자세적분각의 추이가 그림 14와 다르게 진행되지만 결국에는 PID 제어기에 의해 자세적분각이 각속도 바이어스를 보상하여 수렴하게 되는 결과를 얻게 된다.

그림 16은 필터를 사용하면서 자이로에 바이어스와 노이즈 값이 없는 결과를 보여주고, 그림 17은 자이로의 바이어스를 온, 노이즈는 오프한 결과를 보여주며, 그림 18은 자이로 바이어스가 온된 상태에서 자이로 측정시 랜덤 노이즈가 자세각 추정오차에 미치는 영향을 보여준다. 그림 19는 자이로 고장만 없는 경우 필터의 상태변수 추정결과를 보여준다. 그림 16의 결과는 그림 14에서 보여준 결과와

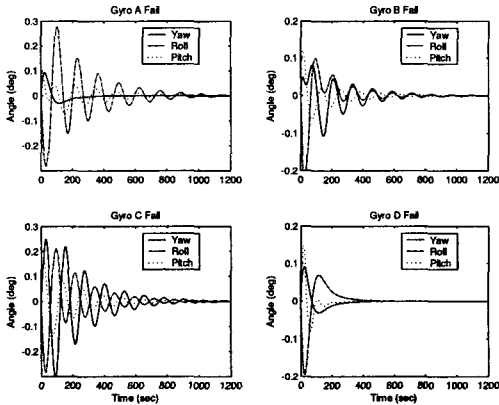


그림 12. 위성 자세각 -Gyro 1개 고장(Case 1).

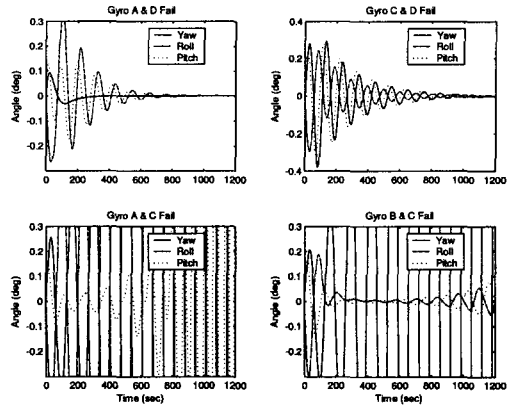


그림 13. 위성 자세각 -Gyro 2개 고장(Case 1).

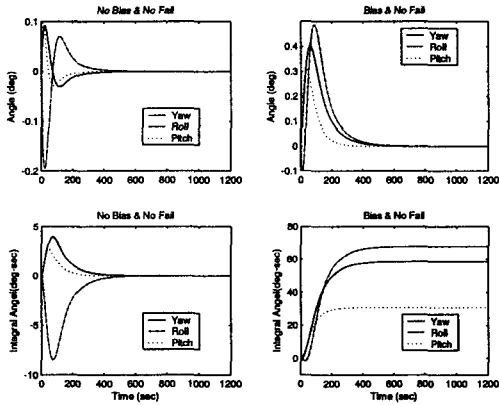


그림 14. 자세각 & 자세적분값 -바이어스 설정 유무 (Case 2).

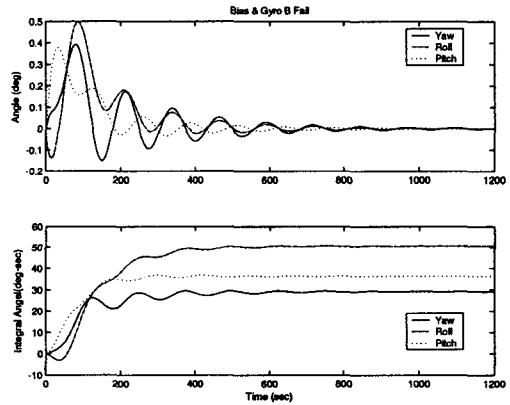


그림 15. 자세각 & 자세적분값 -Gyro B 고장(Case 2).

동일한데 이것은 위성에서 자세결정을 확장칼만필터로 하고 그 결과를 자세제어에 사용해도 성능에 전혀 문제가 되지 않음을 알 수 있다. 또한, 그림 17에서 자이로 바이어스를 정확하게 추정함을 알 수 있고 자세적분값은 그림 14의 결과 중에서 바이어스가 없는 결과와 같게 나타나는데 이것은 바이어스를 추정하였기 때문에 위성의 각속도를 정확하게 추정하고 있음을 보여주는 것이다. 그림 18은 자이로 각속도 측정시 가우스 랜덤 노이즈가 있는 경우에는 시변 현상이 있지만 전체적인 자세결정 및 자세제어 성능에는 큰 영향을 주지 않음을 보여주는 것이고 그림 19의 결과를 통해 확실하게 알 수 있다. 물론, 노이즈 크기에 따라 다르지만 시스템에 큰 영향을 주는 노이즈의 경우는 우주환경에서 발생하지 않는다.

그림 20과 그림 21은 자이로 바이어스와 노이즈가 모두 있는 조건에서 자이로가 고장난 경우의 자세결정 및 제어 결과를 보여주고 있다. 그림 20은 그림 13에서 A와 C 자이로가 고장난 경우 자세제어가 수행되지 못한 결과에 대해 확장칼만필터를 사용하면 전혀 문제없이 자세제어가 되며, A와

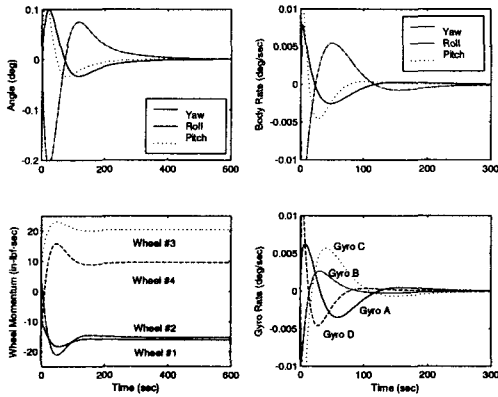


그림 16. 필터 추정 상태변수 -No Bias & No Noise (Case 3).

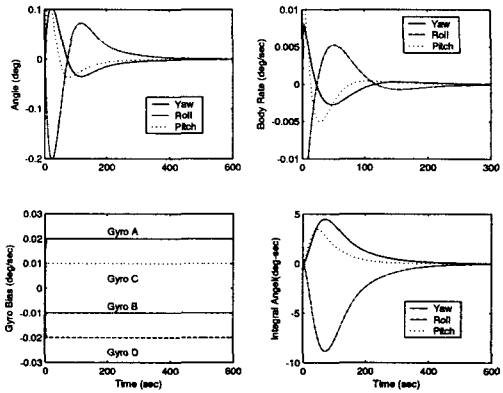


그림 17. 필터 추정 상태변수 -Bias & No Noise(Case 3).

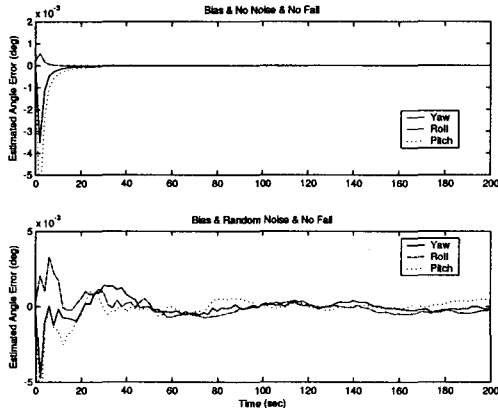


그림 18. 자세각 추정 오차 -Bias & Noise On/Off (Case 3).

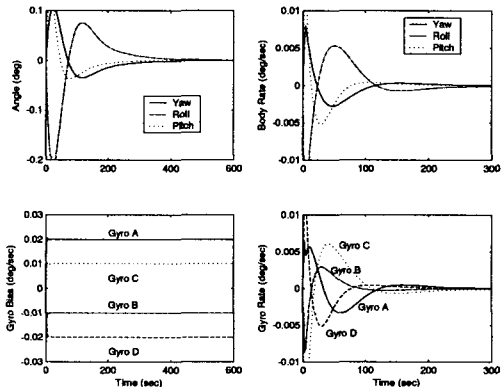


그림 19. 필터 추정 상태변수 -Bias & Noise(Case 3).

C 자이로가 고장나지 않은 그림 19의 결과와 동일한 자세각속도를 출력해 주고 있음을 알 수 있다. 그림 21은 앞의 모든 경우에 대한 확장칼만필터의 성능을 단적으로 보여주는 결과로 4개의 자이로가 모두 고장이 발생해도 3축 자세각만 정확하게 결정할 수 있으면 4개의 자이로가 모두 정상적으로 동작하고 있는 결과와 동일한 자세각을 추정할 수 있음을 보여준다. 이 결과는 확장칼만필터가 동역학 관계식으로부터 자세각과 커플링되어 있기 때문에 자이로 각속도를 추정할 수 있는 것이다. 물론, 자이로의 경우는 빠른 동특성에 대한 자세결정 및 제어를 수행할 수 있는 특징을 갖고 있으므로 실제 상황에서 자세각을 감지하는 지구센서와 태양센서만 정확하게 동작하는 것만으로 정밀 관측을 수행하는 위성에서는 정확한 자세결정과 제어를 수행할 수는 없지만 정지궤도 통신위성에 있어서 추력기를 사용하는 위치유지 임무를 수행하지 않고 지상과 통신 임무만 수행하는 정상모드에서는 자이로가 없는 경우 확장칼만필터만으로도 자세결정 및 제어가 가능할 것으로 판단된다.

확장칼만필터의 선형성이 실제 위성의 비선형 동역학과 많은 차이가 있는 경우에는 별도의 비선

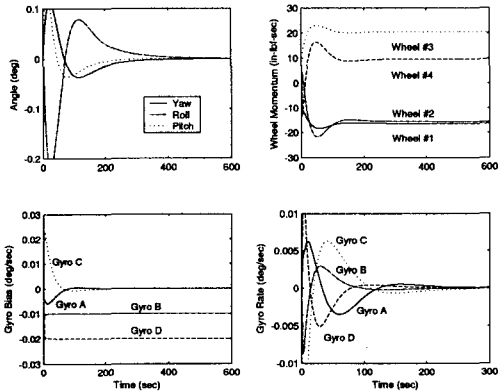


그림 20. 필터 추정 상태변수 -Gyro A & C 고장(Case 4).

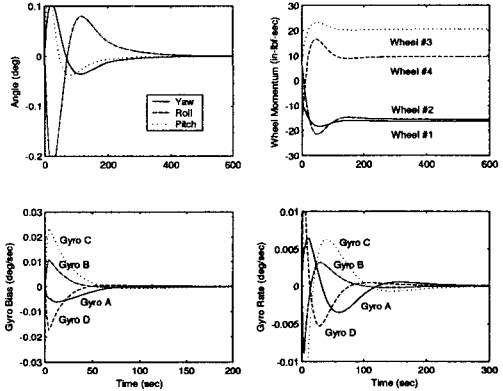


그림 21. 필터 추정 상태변수 -Gyro All 고장(Case 4).

형 해석이 필요하지만 그동안 연구되어진 위성의 동역학 관계식은 앞에 기술한 식(1)과 큰 차이가 없다.

5. 결론

본 연구에서는 정지궤도 통신위성인 무궁화위성 3호 버스시스템을 모델로 하여 확장칼만필터를 이용한 자세결정 알고리즘을 개발하고 그 결과를 자이로의 이상상태, 바이어스 및 측정 노이즈를 결합한 다양한 경우에 대해서 시뮬레이션을 수행하여 자이로 고장이 있는 경우에도 하드웨어적인 여유분을 추가로 탑재하지 않고 확장칼만필터를 적용하여 위성의 자세결정 및 제어를 수행함에 있어 대처가 가능함을 보였다. 특히, 정확한 추정을 위한 칼만필터의 필터 이득을 결정하기 위해서는 초기에 입력된 추정변수들의 값에 변동이 없는 상황을 가정하게 되는데 본 연구에서는 2Hz로 자세제어도 동시에 수행하면서 필터 이득을 구하였기 때문에 실제 위성에 탑재하여 적용할 수 있음을 보여준 결과로 판단된다.

본 연구를 통해 위성의 자세결정 및 자세제어를 위한 확장칼만필터 사용은 자세제어계의 안정성을 높이면서 성능을 보장할 수 있는 방안임을 검증하였다. 즉, 무궁화위성 3호에 적용된 확장칼만필터의 실제 설계 과정의 자료를 확보할 수 없는 상황에서 주어진 초기 값 및 운용 방식을 기본으로 하여 실제 자이로 고장이 있는 경우에서도 충분히 대처할 수 있는 가능성을 검토한 점에 의의가 있다 할 수 있다.

향후 센서 및 구동기 하드웨어들에 대한 동작실패가 있는 경우에 있어서 칼만필터의 수렴 성능에 미치는 영향에 대한 연구가 지속적으로 진행될 것이다.

참고문헌

박봉규, 안태성 2000, 한국항공우주학회지, 28, 98
 박영웅, 박봉규 2001, 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 33

박영웅, 박봉규, 방효충 2002, 대한전기학회 하계학술대회 논문집, 2258

윤진원, 박봉규, 방효충 2000, 한국항공우주학회지, 28, 87

Lewis, F. L. 1986, *Optimal Estimation* (Canada: John Wiley & Sons), pp.263-272

Lockheed Martin 1998, *Koreasat-3 Critical Design Review Data Package vol.5* (Los Angeles: Lockheed Martin), pp.121-205

Merhav, S. 1996, *Aerospace Sensro Systems and Applications* (New York: Springer)