

비선형미지입력관측기에 의한 위성자세 조종체계의 수행기구고장진단방법

김성진, 박은순

경애하는 최고령도자 김정은동지께서는 다음과 같이 말씀하시였다.

《우리는 우주과학기술을 계속 발전시키고 우주개발사업을 더욱 본격적으로 벌려나가야 합니다.》

위성고장진단방법들에는 주로 신호에 기초한 방법, 지식에 기초한 방법, 모형에 기초한 방법들이 있는데 주로 모형에 기초한 방법들을 많이 리용하며 여기서는 관측기에 기초한 방법들이 널리 리용된다.[1, 2] 선행연구들에서는 선형체계들에 대하여 많은 연구를 진행하고 외부섭동이 없는 경우의 고장들을 많이 논의하였다.

논문에서는 모형불확정성, 섭동모멘트 그리고 자이로편차를 가진 위성자세조종체계에서 비선형미지입력관측기에 의한 수행기구고장진단방법을 제안하고 모의를 통하여 효과성을 검증하였다.

1. 위성자세동력학

위성자세조종체계모형은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + \phi(x, t) + DT_d(t) + \eta(x, u, t) + Hf(u, t) \\ y(t) &= Cx(t) + Ed(t)\end{aligned}\quad (1)$$

이때 상태변수를 $x = [\varphi \ \theta \ \psi \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 로 설정한다. 여기서 φ, θ, ψ 는 각각 횡요각과 종요각, 편요각을 나타내며 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 는 각각 매 축에 대한 각속도를 나타낸다.

식 (1)의 결수행렬들을 구하면 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -\omega_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -3\omega_0^2 J_1^{-1}(J_2 - J_3) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3\omega_0^2 J_2^{-1}(J_1 - J_3) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}\quad (2)$$

$$B = D = E = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & J_1^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & J_2^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & J_3^{-1} \end{bmatrix}^T\quad (3)$$

$$C = I_{6 \times 6}\quad (4)$$

$$H = [0_{3 \times 3} \ I_{3 \times 3}]^T\quad (5)$$

한편 식 (1)에서

$$\phi(x, t) = [0 \quad \omega_0 \quad 0 \quad J_1^{-1}(J_2 - J_3)\omega_y\omega_z \quad J_2^{-1}(J_3 - J_1)\omega_z\omega_x \quad J_3^{-1}(J_1 - J_2)\omega_x\omega_y]^T$$

는 비선형함수로서 다음의 조건을 만족시킨다.

$$\|\phi(x, t) - \phi(\hat{x}, t)\| \leq \gamma \|x - \hat{x}\| \quad (6)$$

여기서 γ 는 립쉬츠상수이다. 그리고 함수 $\eta(x, u, t)$ 는 모형불확정성과 잡음 혹은 미지 섭동들을, $d(t)$ 는 자이로편차를 나타내는데 이때 $d(t)$ 와 $\dot{d}(t)$ 의 L_2 노름은 유계이고 $\eta(x, u, t)$ 는 평등유계이라고 가정한다.

$$\|\eta(x, u, t)\| \leq \bar{\eta} < \infty, \quad \forall (x, u) \in \mathcal{X} \times \mu, \quad \forall t \geq 0 \quad (7)$$

또한 미지함수 $f(u, t)$ 는 다음의 식에 의해서 표현되는 N 개의 가능한 고장형태들에 속하는 수행기구고장들을 나타낸다.

$$f(u, t) \in F = \{f_1(u, t), f_2(u, t), \dots, f_N(u, t)\} \quad (8)$$

식 (8)에서 i 번째 고장형태 $f_i(u, t)$, $i=1, 2, \dots, N$ 은 다음과 같이 표시된다.

$$f_i(u, t) = g_i(u, t)\theta_i(t) \quad (9)$$

여기서 $g_i(u, t) \in R^3$ 는 알려진 벡토르함수이고 $\theta_i(t)$ 는 상수고장 혹은 가변고장을 특징짓는 미지스칼라량이며 고장파라미터 $\theta_i(t)$ 와 $\dot{\theta}_i(t)$ 는 다음의 조건을 만족시킨다.

$$\|\theta_i(t)\| \leq \alpha_i, \quad \|\dot{\theta}_i(t)\| \leq \beta_i, \quad i=1, 2, \dots, N \quad (10)$$

여기서 α_i, β_i 는 알려진 파라미터들이다.

2. 비선형미지입력관측기에 의한 수행기구고장진단알고리즘

위성자세조종체계에 기초하여 고장검출관측기를 다음과 같이 설계한다.

$$\begin{aligned} \dot{z}_0(t) &= F_0 z_0(t) + G_0 u(t) + M_0 \phi(\hat{x}_0, t) + L_0 y(t) \\ \hat{x}_0(t) &= z_0(t) + N_0 y(t) \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 $\hat{x}_0(t)$ 는 체계상태의 추정량이고 행렬들 F_0, G_0, M_0, L_0, N_0 은 임의의 고장이 없이 $\hat{x}_0(t)$ 를 $x(t)$ 으로 점근적으로 수렴하도록 설계된다. 출력추정량은 $\hat{y}_0(t) = C\hat{x}_0(t)$ 이다.

상태추정오차를

$$e_{0x}(t) = x(t) - \hat{x}_0(t)$$

로 놓고 출력오차를

$$e_{0y}(t) = y(t) - \hat{y}_0(t)$$

로 놓으면 수행기구고장들과 섭동들을 가진 다음의 오차함수가 얻어지게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{e}_{0x}(t) &= \dot{x}(t) - \dot{\hat{x}}_0(t) = (A - L_0 C + F_0 N_0 C - N_0 C A)x(t) - F_0 \hat{x}_0(t) + \\ &\quad + ((I - N_0 C)B - G_0)u(t) + (I - N_0 C)\phi(x, t) - M_0 \phi(\hat{x}_0, t) + \\ &\quad + (I - N_0 C)DT_d + (I - N_0 C)\eta(x, u, t) + (F_0 N_0 - L_0)Ed(t) - \\ &\quad - N_0 E\dot{d}(t) + (I - N_0 C)Hf(u, t) = F_0 e_{0x}(t) + M_0(\phi(x, t) - \\ &\quad - \phi(\hat{x}_0, t)) + M_0 DT_d + M_0 \eta(x, u, t) + K_0 Ed(t) - N_0 E\dot{d}(t) + M_0 Hf(u, t) \\ e_{0y}(t) &= C e_{0x}(t) + Ed(t) \end{aligned} \quad (12)$$

이때 고장검출관측기가 존재하기 위해서는 식 (12)에서 행렬 M_0, G_0, F_0, L_0 들이

다음의 식을 만족시켜야 한다.

$$\begin{aligned} M_0 &= I - N_0 C \\ G_0 &= M_0 B \\ F_0 &= M_0 A + K_0 C \\ L_0 &= M_0 A N_0 - K_0 (I - C N_0) \end{aligned} \quad (13)$$

한편 오차함수에서 섭동항은 다음과 같이 분해될 수 있다.

$$M_0 D T_d + M_0 \eta(x, u, t) = M_0 [D \ I_{6 \times 6}] \begin{bmatrix} T_d \\ \eta(x, u, t) \end{bmatrix} = M_0 [D_1 \ D_2] \begin{bmatrix} \zeta_1(t) \\ \zeta_2(t) \end{bmatrix} \quad (14)$$

여기서 D_1 , D_2 는 적당한 차원수를 가진 알려진 행렬들이고 ζ_1 , ζ_2 는 새로운 섭동을 나타내는 행렬들이다.

섭동 ζ_1 에 대하여 감소된 오차신호들을 만들고 수행기구고장들에 민감한 고장검출을 진행하기 위하여 다음의 두가지 제한조건들이 요구된다.

$$\begin{aligned} M_0 D_1 &= 0 \\ M_0 H_i &\neq 0, \quad i=1, 2, 3 \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 H_i 는 행렬 H 의 i 번째 열이고 D_1 은 완전렬위수일것이 요구된다.

식 (13)과 (15)로부터 행렬 N_0 은 다음과 같이 된다.

$$N_0 = D_1 [(C D_1)^T C D_1]^{-1} (C D_1)^T \quad (16)$$

K_0 , N_0 이 주어지면 다른 행렬들은 모두 구할 수 있는데 행렬 K_0 을 결정하기 위하여 다음의 정리를 리용한다.

정리 만일 다음의 식

$$\Pi = \begin{bmatrix} \Lambda + C^T C & P_0 M_0 D_2 & P_0 K_0 E + C^T E & -P_0 N_0 E \\ & -\delta_0^2 I & 0 & 0 \\ & & E^T E - \delta_0^2 I & 0 \\ & & & -\delta_0^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (17)$$

이 만족되도록 정의정값행렬 $P_0 = P_0^T > 0$ 과 K_0 을 결정한다면 고장검출관측기는 다음과 같은것을 담보한다. 여기서

$$\Lambda = F_0^T P_0 + P_0 F_0 + \gamma^2 P_0 M_0 M_0^T P_0 + I$$

이다.

① 상태추정량 $\hat{x}(t)$ 는 령섭동과 령고장경우에 위성자세조종체계의 상태량 $x(t)$ 에 점근적으로 수렴한다.

② 미지섭동이 존재할 때 출력오차는 $\|e_y(t)\|_2^2 < \delta_0^2 \|v(x, u, t)\|_2^2$ 를 만족시킨다. 여기서

$$v(x, u, t) = [\zeta_2(t) \ d(t) \ \dot{d}(t)]^T$$

이다.

이제 오차평가함수를 다음과 같이 정의하자.

$$\|r\|_{2,T} = \left(\int_{t_1}^{t_2} r^T(t) r(t) dt \right)^{1/2}, \quad T = t_2 - t_1, \quad t \in (t_1, t_2] \quad (18)$$

여기서 r 는 출력오차함수이다.

이때 무고장인 경우 오차평가함수는 다음과 같다.

$$\|r\|_{2,T} = \|r_v\|_{2,T}, \quad f=0 \leq \delta_0 \|v\|_{2,T} \leq J_{th} \quad (19)$$

여기서

$$J_{th} = \sup_{v \in L_2} \delta_0 \|v\|_{2,T} \quad (20)$$

이다.

따라서 고장검출을 위한 판단론리는 다음과 같다.

$$\begin{cases} \|r\|_{2,T} > J_{th}, & \text{고장} \\ \|r\|_{2,T} \leq J_{th}, & \text{고장없음} \end{cases} \quad (21)$$

3. 모의실험 및 결과분석

제안된 고장검출방법의 모의실험을 위하여 관성행렬은 $J = \text{diag}\{18, 21, 24\}$, 매 수행기구의 최대조종회전모멘트는 $u_{\max} = 2 \text{ N} \cdot \text{m}$, 궤도각속도는 $\omega_0 = 0.001 \text{ 2rad/s}$, 자이로편차는 $d(t) = 6 \times [10^{-5} \ 10^{-5} \ 10^{-5}]^T$ 이며 각속도들과 자세각들은 자이로들과 별수감부들을 가지고 측정된다고 가정한다.

그리고 공간섭동회전모멘트는 다음과 같이 준다.

$$T_d(t) = \begin{bmatrix} A_0(3\cos(\omega_0 t) + 1) \\ A_0(1.5\cos(\omega_0 t) + 3\cos(\omega_0 t)) \\ A_0(3\cos(\omega_0 t) + 1) \end{bmatrix} \quad (22)$$

여기서 $A_0 = 1.5 \times 10^{-5}$, 모형불확정성 η 는 $\eta(x, u, t) < \bar{\eta} = 10^{-5}$ 를 만족시킨다.

위성의 초기자세와 각속도들은 다음과 같다.

$$x_0 = [0.3491 \ 0.174 \ 5 \ -0.2618 \ 0.0316 \ 0.0424 \ 0.056]^T$$

한편 검출턱값은 $J_{th} = 1.1228 \times 10^{-4}$ 로 설정한다.

$t = 5\text{s}$ 에서 3번째 수행기구가 고장났다고 가정하고 고장파라미터 $\theta_3(t) = 0.03\sin(18t)$ 를 주었을 때의 모의결과는 그림과 같다.

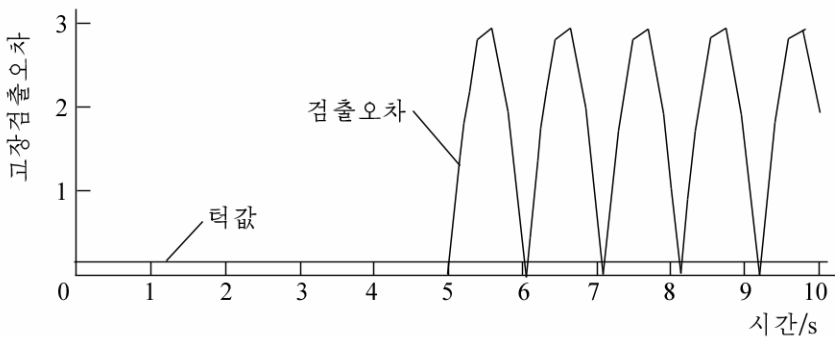


그림. 고장검출결과

모의결과에서 알 수 있는것처럼 하나의 고장이 $T_D = 5.1\text{s}$ 에서 검출되었다.

맺 는 말

모형불확정성, 공간섭동회전모멘트 그리고 자이로편차를 가진 위성자세조종체계들에 대하여 비선형미지입력관측기를 리용한 하나의 로바스트수행기구고장진단방법을 제안하고 그 효과성을 검증하였다.

참 고 문 헌

[1] Robert Fonod et al.; 19th IFAC World Compress, 10543, 2014.

[2] X. Zhang et al.; Automatica, 46, 2, 290, 2010.

주체108(2019)년 11월 5일 원고접수

A Method of the Actuator Fault Detection of Satellite Attitude Control Systems by Nonlinear Unknown Input Observer

Kim Song Jin, Pak Un Sun

We investigated an actuator fault detection method for satellite attitude control systems subject to model uncertainties, space disturbance torques, and gyro drifts, and demonstrated the effectiveness of the proposed robust fault diagnosis method.

Keywords: actuator fault detection, nonlinear unknown input observer