

〈論 文〉

가변구조제어에 의한 조준경 고각 안정화

허남수* · 이정규* · 김주상* · 김종완** · 이만형***

(1991년 5월 27일 접수)

Stabilization of Elevation for Gunner Primary Sight Using Variable Structure Control

N.S. Hur, J.K. Lee, J.S. Kim, J.W. Kim and M.H. Lee

Key Words : Gunner Primary Sight(조준경), Line of Sight(조준선), Fire Control System(화기제어장치), Variable Structure Control(가변구조제어), Sliding Regime(슬라이딩레짐), Control Law(제어법칙), Switching Logic(스위칭논리), Switching Plane(스위칭평면)

Abstract

Gunner primary sight stabilization(GPSS) system lays line of sight(LOS) to find out a target and transmits informations to the fire control system(FCS). In a moving vehicle, accuracy of LOS and FCS depends on the design of GPSS and servomechanism system. The heavy vibration of vehicle on the severe off-road environment degenerates the stabilization capability of GPSS. In this study, to improve the stabilization performance, we derived the dynamic equation of GPSS system and designed the variable structure controller. In the simulation including real disturbance, the variable structure control exhibits a very effective stabilization action upon the GPSS.

기 호 설 명

A : 방위각 자이로(azimuth gyro)
 B : 관성 균형자(balancer)
 E : 고각 자이로(elevation gyro)
 g : 자이로(gyro)
 G : 김벌(gimbal)
 M : 조준경(mirror)
 P : 안정대(platform)
 θ_i : 각 요소들의 회전각
 Φ_i : 터렛의 방위각, 고각 및 롤각
 β_1, β_2 : 방위각 및 고각의 출력각
 $\omega_{1A}, \omega_{0A}, \omega_{cmd}$: 자이로의 입력축, 출력축 및 명령

각속도 -

A_g : 자이로의 각위치
 C_i : 각 요소들의 쿨롱마찰계수
 G_i : 안정화 시스템의 이득
 H_g : 자이로의 각운동량
 J_i : 각 요소들의 관성모멘트
 J_{11} : 바위각자이로의 내부김벌의 주관성모멘트
 J_{23} : 고각자이로의 내부김벌의 주관성모멘트
 J_{33} : 방위각 김벌의 관성모멘트
 K_i : 각 요소들의 스프링상수
 K_{si} : 각 요소들의 등가스프링상수
 N_i : 각 요소들의 점성마찰계수
 r_i : 각 요소들의 반경
 R_{11} : 방위각 자이로의 회전자의 주관성모멘트
 R_{23} : 고각자이로의 회전자의 주관성모멘트

* 정회원, 부산대학교 대학원
 ** 정회원, 동아대학교 공과대학 기계공학과
 *** 정회원, 부산대학교 공과대학 정밀기계공학과

- T_A : 방위각 자이로의 세차운동 토크
- T_E : 고각 자이로의 세차운동 토크
- T_G : 김벌 구동토크
- T_P : 플랫폼 구동토크

1. 서 론

조준경 안정화(gunner primary sight stabilization) 시스템은 적 목표물의 인식과 탐지를 위해 조준선을 안정화시키며, 목표물의 위치를 알아내어 탄도계산기에 필요한 정보를 보내므로 화기제어 시스템에서 매우 중요하다⁽¹⁻³⁾.

기동중인 궤도차량에서 원거리 목표물을 인지하고 효과적으로 사격하기 위한 조준선 안정도와 화기제어 정확도는 조준경과 서보시스템설계의 정밀성에 좌우된다⁽⁴⁻⁶⁾. 궤도차량에서 조준경의 고각 안정화시스템은 불안정한 비선형 시스템이며, 지면에서 인가되는 토크외란은 고각안정화를 저해하는 요소로서 지속적으로 시스템에 작용하게 된다^(7,8). 그러나 조준경 안정화 시스템에 대한 연구는 과제의 특수성으로 인하여 자료 수집에 많은 어려움이 있고, 이러한 사정으로 국내에서도 극히 일부에서만 연구가 가능한 실정에 있다⁽⁹⁾.

가변구조제어는 시스템의 파라미터 변동이나 외란에 대하여 강인한 성능을 가지며 특히 불안정한 비선형시스템에 대한 제어능력이 탁월하다고 알려져 있다. 최근에는 국내에서도 가변구조제어에 대한 관심이 높아지고 있고 연구결과가 발표되고 있다⁽¹⁰⁻¹²⁾. 그러나 실제시스템에 가변구조제어를 응용한 연구는 많지 않다.

조준경 안정화를 위한 방법으로 주로 리이드-래그 보상기를 이용하여 왔으나⁽¹³⁾ 본 연구에서는 가변구조제어에 의한 조준경 고각 안정화를 모색하였다. 이를 위해 조준경 고각 안정화 시스템의 운동방정식을 이용하여 가변구조제어기를 설계하였으며 실제 주행시험결과 측정된 차량의 각속도를 외란으로 사용하여 컴퓨터 시뮬레이션하여 가변구조제어에 의한 조준경 고각 안정화가 동적안정도를 충족시킴을 보였다.

2. 조준경 고각 안정화 시스템

조준경의 수학적 모델을 유도하기 위하여 기본이 되는 기구학적 모델은 Fig. 1과 같다.

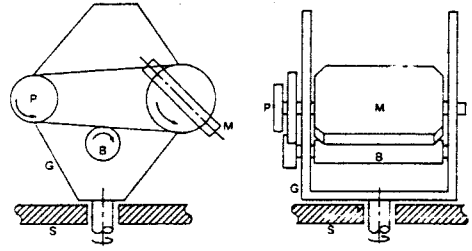


Fig. 1 Schematic diagram of GPSS system

시스템의 완전한 비선형모델식을 세우기 위해 고려되는 일반화된 작용력은 시스템의 각각의 구성요소에 대해 다음과 같다.

- (1) 관성력
- (2) 쿨롱마찰과 점성마찰
- (3) 시스템의 요소들을 연결하는 케이블에 의한 등가 스프링력
- (4) 밴드 드라이버의 인장력 변화에 기인한 작용토크
- (5) 회전축의 비틀림으로 인한 등가스프링력
- (6) 질량불균형에 기인한 작용토크

질량불균형의 정도와 차체의 각운동이 작은 경우에 (1), (2) 및 (4)의 작용력에 대하여 라그랑지방정식(Lagrange equation)을 사용하여 유도한 결과 운동방정식은 다음과 같다^(8,16-18).

$$J_M(\ddot{\theta}_M + \ddot{\Phi}_E) + N_M\dot{\theta}_M + C_M \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_M) + r_M^2(K_1 + K_M)\theta_M - r_M r_P K_1 \theta_P - r_M r_B K_M \theta_M = 0 \quad (1)$$

$$J_P(\ddot{\theta}_P + \ddot{\Phi}_E) + N_P\dot{\theta}_P + C_P \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_P) + r_P^2(K_1 + K_P)\theta_P - r_P r_M K_1 \theta_M - r_P r_B K_P \theta_B = T_P \quad (2)$$

$$J_B(\ddot{\theta}_B + \ddot{\Phi}_E) + N_B\dot{\theta}_B + C_B \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_B) - r_B^2(K_P + K_M)\theta_B - r_B r_P K_P \theta_P - r_B r_M K_M \theta_M = 0 \quad (3)$$

$$J_{33}(\ddot{\theta}_G + \ddot{\Phi}_A) + N_G\dot{\theta}_G + C_G \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_G) - K_R \Phi_R + K_T V_1 = T^G \quad (4)$$

$$(R_{11} + J_{11})(\ddot{\beta}_1 + \ddot{\theta}_P - \ddot{\Phi}_E) + N_A \dot{\beta}_1 - \omega R_{12}(\theta_G + \Phi_A) = T_A \quad (5)$$

$$(R_{23} + J_{23})(\ddot{\beta}_2 + \ddot{\theta}_G - \ddot{\Phi}_A) + N_E \dot{\beta}_2 - \omega R_{22}(\theta_P + \Phi_E) = T_E \quad (6)$$

모델 단순화 과정을 위한 그 기본개념 및 가정은

다음과 같다.

(1) 방위각 안정화 루프와 고각 안정화 루프를 독립적으로 설계한다.

(2) 밴드 드라이버의 인장은 무시한다.

(3) 시스템요소들을 연결하는 케이블의 등가스프링력이 band driver의 인장력변화에 따른 작용토크보다 더 크게 작용된다.

(4) 밸런서의 쿨롱마찰, 등가스프링력은 무시한다.

(5) 자이로의 시스템 요소들의 마찰력은 쿨롱마찰이 지배적이다.

여기서는 고각 안정화 시스템 대해 운동방정식을 유도하기로 한다.

2.1 자이로 운동방정식

특수차량의 안정화 장치에 사용되는 자이로의 종류는 크게 속도자이로와 속도적분자이로로 대별된다. 속도자이로는 직접 관성속도를 측정하여 제어 루프에 쉽게 사용되지만 편차가 약간 있으므로 여기서는 속도적분자이로를 사용한다.

자이로의 일반적인 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 J_g \ddot{A}_g + C_g \dot{A}_g + K_g A_g &= H_g [\omega_{IA} - \omega_{cmd} - A_g \omega_{SRA} - (U) \omega_g] \\
 - J_g \dot{\omega}_{OA} &
 \end{aligned} \tag{7}$$

식(7)의 우변에서 셋째항의 상호간섭, 넷째항의 불가피한 편류, 다섯째항의 유닛 지지대의 각속도항을 무시하고 또한 스프링력을 고려하지 않으면 다음과 같이 된다.

$$J_g \ddot{A}_g + C_g \dot{A}_g = H_g (\omega_{IA} - \omega_{cmd}) \tag{8}$$

보통 속도적분자이로를 이용한 안정화장치에는 자이로 재평형루프와 속도적분모드가 있으며 여기서는 속도적분모드를 사용한다. 각속도 명령과 실제 구동된 각속도와 차이에 대한 자이로 검출기의 각변위출력을 전달함수 형태로 표시하면 다음과 같다.

$$\frac{A_g}{(\omega_{IA} - \omega_{cmd})} = \frac{H_g}{[C_{gS}(1 + J_g/C_{gS})]} \tag{9}$$

검출기 이득을 G_p 라 하고 각속도차이에 대한 출력전압(V_A)의 최종전달함수를 나타내면 식(10)과

같다.

$$\begin{aligned}
 \frac{V_A}{(\omega_{IA} - \omega_{cmd})} &= \frac{H_g G_p}{[C_{gS}(1 + J_g/C_{gS})]} \\
 &= \frac{G_g}{\varepsilon(1 + \tau_g s)} \tag{10}
 \end{aligned}$$

여기서 $\tau_g = J_g/C_g$ 이다.

본 모델링에서 사용된 자이로 전달함수의 시정수(τ_g)는 0.00087(sec)이고 이득(G_p)은 8이며 상태변수형태로 표현하기 위한 자이로 전달함수 특성치와 관성모멘트 J_g , 점성마찰계수 C_g , 각운동량 H_g , 검출기 G_p 와의 수치 관계는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \tau_g &= J_g/C_g = 0.00087(\text{sec}) \\
 K_g &= K_p = 8 \\
 C_g &= H_g
 \end{aligned}$$

자이로 각위치를 $x_1 (= A_g)$, 각속도를 $x_2 (= \dot{A}_g)$ 라 두고 상태방정식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1 &= x_2 \\
 \dot{x}_2 &= \frac{H_g(\omega_{IA} - \omega_{cmd}) - C_g x_2}{J_g} \tag{11}
 \end{aligned}$$

2.2 김벌 운동방정식

김벌은 플랫폼, 관성균형자, 조준경의 3요소로 구성되고 있으며, 이 3가지 요소는 밴드 드라이버를 통해 같이구동된다. 완전한 비선형모델의 단순화를 위한 기본개념 및 가정하에서 밴드 드라이버 인장력 변화를 고려하지 않으면, 김벌의 구성요소인 3개의 플리들은 반경비의 역비로 연동되며 다음식을 세울수 있다.

$$\begin{aligned}
 K_m &= K_p = K_B = 0 \\
 r_m \theta_m &= r_p \theta_p = r_B \theta_B \tag{12}
 \end{aligned}$$

가정 (4), (5)에서 다음식이 유도된다.

$$C_B = K_{sB} = 0 \tag{13}$$

$$N_m = N_p = N_B = 0 \tag{14}$$

식 (7), (8), (9)를 비선형모델식 (1), (2), (3)

에 대입하고 조준경 및 자이로들의 상대회전에 따른 케이블의 등가스프링상수 K_{s1} , K_{s2} 를 고려하여 종합하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \{J_m \ddot{\theta}_m + C_m \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_m) + K_{s1} \theta_m\} \\ & + J_B \ddot{\theta}_B + \{J_P \theta_P + \dot{C}_P \operatorname{sgn}(\theta_P) + K_{s2} \theta_P\} \\ & = T_P \end{aligned} \quad (15)$$

다음의 등가관성모멘트 관계식 $J_{req} = J_P \theta_P / \theta_m = (r_m / r_P)^2 J_P$, $J_{req} = J_B \theta_B / \theta_m = (r_m / r_B)^2 J_B$ 을 사용하여 위식을 조준경 기준으로 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & J_m \ddot{\theta}_m + (r_m / r_P)^2 J_P \ddot{\theta}_m + (r_m / r_B)^2 J_B \ddot{\theta}_m \\ & + C_m \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_m) + (r_m / r_P) C_P \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_m) \\ & - K_{s1} \theta_m + (r_m / r_P) K_{s2} \theta_m = T_P \end{aligned} \quad (16)$$

$r_m / r_P = 2$, $r_m / r_B = R$ 로 두고 다시 정리하면 다음식이 유도된다.

$$\begin{aligned} & (J_m + R^2 J_B + 4 J_P) \ddot{\theta}_m \\ & + (C_m + 2 C_P) \operatorname{sgn}(\dot{\theta}_m) \\ & + (K_{s1} + 2 K_{s2}) \theta_m = T_P \end{aligned} \quad (17)$$

조준경 각위치를 $x_3 (= \theta_m)$, 각속도를 $x_4 (= \dot{\theta}_m)$ 로 두면 그 결과식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= \frac{T_P - (C_m + 2 C_P) \operatorname{sgn}(x_4) - (K_{s1} + 2 K_{s2}) x_3}{J_m + R^2 J_B + 4 J_P} \end{aligned} \quad (18)$$

식 (11)과 식(18)은 조준경 고각 안정화 시스템에 대한 상태방정식이다.

모델링된 고각 자이로 운동방정식과 고각 김벌 운동방정식에 대해서 고각 자이로 편위를 일으키게

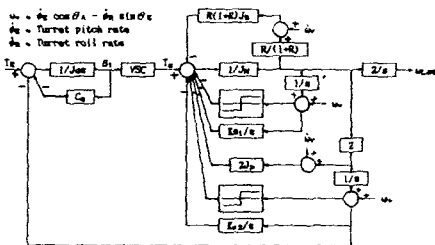


Fig. 2 GPSS system block diagram

하는 명령입력에 대해 조준경의 속도를 출력으로 한 안정화 시스템의 블럭선도를 Fig. 2에 나타내었다. 여기서 VSC는 앞으로 설명되는 가변구조제어기를 나타낸다.

2. 가변구조제어기 설계

앞 절에서 유도된 안정화 시스템에서 쿨롱마찰을 고려하지 않은 선형시스템은 극소평면 허수축에 극점이 2개 ($s_1, s_2 = \pm 0.742j$) 존재하므로 불안정하다. Fig. 3은 제어기가 없는 조준경 안정화 시스템의 고각 위치 오차와 고각 각속도 오차를 나타낸 것이다. 시간이 경과함에도 불구하고 두 오차 성분이 소멸하지 않음을 알 수 있다. 그러므로 본 논문에서는 시스템의 총체적 점근적 안정성을 보장하기 위해 가변구조제어시스템을 설계한다.

가변구조 제어제에서는 제어입력을 상태변수의 함수로 정의하며 슬라이딩 레짐의 스위칭 논리에 의해 받아 부호가 바뀌므로 계의 구조를 변화시킨다⁽¹⁰⁻¹²⁾.

다음과 같은 상태방정식을 고려한다.

$$\dot{X} = AX + Bu \quad (19)$$

가변구조 제어제에서 스위칭평면과 제어법칙은 다음식으로 정의된다.⁽¹⁰⁻¹²⁾

$$\sigma(x) = \sum_{i=1}^n c_i x_i = CX = 0 \quad (20)$$

$$u = \left(- \sum_{i=1}^n \varphi_i |x_i| \right) \operatorname{sign}(\sigma(x)) \quad (21)$$

여기서

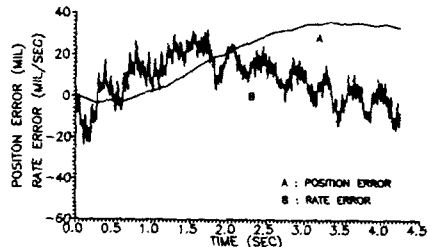


Fig. 3 The time trajectories of the elevation angular position error(mil) and rate error(mil/sec) (command rate=0 mil/sec).

$$\text{sign}(\sigma(x)) = \begin{cases} +1 & \text{if } \sigma(x) > 0 \\ -1 & \text{if } \sigma(x) < 0 \end{cases} \quad (22)$$

상태변수가 스위칭평면에서 이상적으로 슬라이딩 운동을 하면 다음식이 성립한다.

$$\sigma(x) = 0 \quad (23)$$

$$\dot{\sigma}(x) = \frac{\partial \sigma}{\partial x} \dot{X} = CAX + CBu = 0 \quad (24)$$

식 (24)에서 등가입력 u_{eq} 를 구할 수 있다.

$$u_{eq} = -(CB)^{-1} CAX, \text{ 단 } |CB| \neq 0 \quad (25)$$

식(25)을 식 (19)에 대입하면 다음과 같은 등가 상태방정식을 구할 수 있다.

$$\dot{X} = (I - B(CB)^{-1} C) AX = A_{eq}X \quad (26)$$

식 (26)에서 A_{eq} 의 모든 고유치의 실수부가 음의 값을 갖도록 C 를 선택하면 시스템이 안정해짐을 알 수 있다.

조준경 고각 안정화 시스템의 상태방정식 (11)과 식(18)을 이용하여 가변구조제어기를 설계함에 있어서 다른 시스템과 구별되는 큰 특징은 자이로의 상태변수 x_1, x_2 를 이용하여 조준경의 상태변수 x_3, x_4 를 제어하는 것이다. 그러므로 가변구조제어기의 스위칭평면과 제어법칙은 상태변수 x_1, x_2 로만 구성되어야 한다.

스위칭 평면을 다음과 같이 정의한다.

$$\sigma(x) = c_1x_1 + c_2x_2 \quad (27)$$

여기서 일반적으로 C_2 는 1로 두었고 c_1 은 식(26)과 가변구조제어계의 특성을 고려하여 50으로 선택하였다⁽¹⁴⁾.

스위칭 논리는 일반적으로 부호함수논리를 많이 사용하여 왔으나 본 연구에서는 Slotine이 제안한 다음식을 사용하였다⁽¹⁵⁾.

$$\text{sat}(z) = \begin{cases} z & \text{if } |z| < 1 \\ \text{sign}(z) & \text{if } |z| \geq 1 \end{cases} \quad (28)$$

$$\text{여기서 } z = \sigma(x) / (|x_1| + |x_2|) \quad (29)$$

제어법칙은 다음식으로 정의하였다.

$$u = -[\Psi_1|x_1| + \Psi_2|x_2|] \text{sat}(z) \quad (30)$$

여기서 Ψ_1 과 Ψ_2 의 결정 과정은 다음과 같다. 상태변수가 상태공간에 놓여 있는 스위칭평면에서 멀리 떨어져 있는 경우를 가정할 수 있다. 이 때에 제어법칙을 다음과 같이 들 수 있다.

$$u = -\Psi_1x_1 - \Psi_2x_2 \quad (31)$$

또는

$$u = [-\Psi_1 \quad -\Psi_2 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} \quad (32)$$

또는

$$u = \Psi X \quad (33)$$

식(33)를 식(19)에 대입하면 다음과 같은 등가 상태방정식이 유도된다.

$$\dot{X} = A_{eq} \cdot X \quad (34)$$

여기서

$$A_{eq} = A + B\Psi \quad (35)$$

등가행렬 A_{eq} 가 Hurwitz행렬이 되도록 Ψ 를 선택하면 가변구조제어 시스템은 안정해진다. 본 연구에서는 Ψ_1 을 -32545.467, Ψ_2 를 -254.8359로 선택하였다.

4. 시뮬레이션 및 고찰

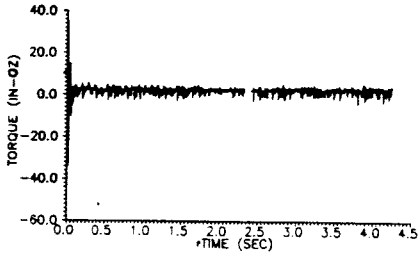
고각 안정화 시스템의 시뮬레이션을 위하여 사용된 파라미터의 값을 다음과 같이 선택하였다.

$$\begin{aligned} \tau_g &= J_g / C_g = 0.00087 \\ J_g &= 24.36 \\ K_g &= K_p = 8 \\ C_g &= H_g = 28000 \end{aligned}$$

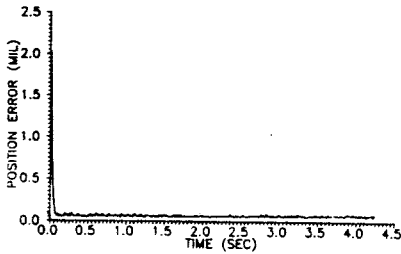
컴퓨터 시뮬레이션 조건은 Table 1과 같다.

Table 1 Conditions for simulation.

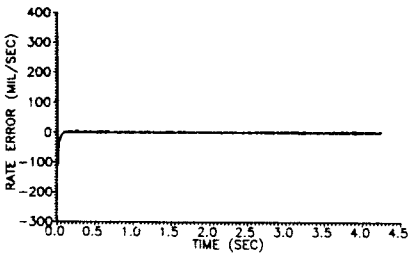
Conditions	Command	Velocity	Elevation angle
1	20 deg/sec	8km/h	0°
2	20 deg/sec	24km/h	0°
3	20 deg/sec	30km/h	90°



(a)



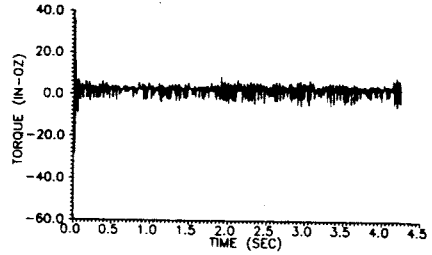
(b)



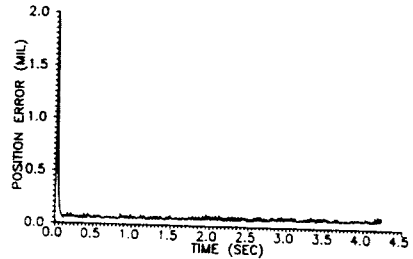
(c)

Fig. 4 (a) Gimbal driving torque.
(b) Elevation angular position error.
(c) Elevation angular rate error.

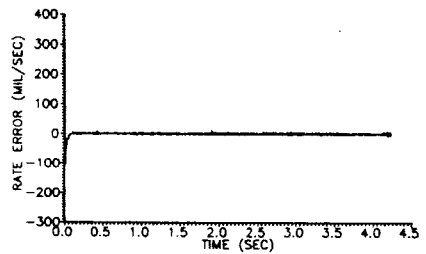
고각 안정화 시스템의 성능요구조건으로 동적정확도는 0.1243 mill rms이다. 여기서 $2\pi \text{ rad} = 6400\text{mil}$ 이고, rms는 root mean square를 의미한다. 고각 안정화 시스템에 인가되는 외란은 기동중 차량에 부착된 센서로부터 검출된 데이터를 사용하였다. 이 데이터는 거의 50Hz 정도까지 에너지를 갖는 외란이었다.



(a)



(b)



(c)

Fig. 5 (a) Gimbal driving torque.
(b) Elevation angular position error.
(c) Elevation angular rate error.

조건 1의 시뮬레이션 결과를 Fig. 4에 도시하였다. Fig. 4(a)는 김벌 구동 토크를 도시한 것으로 김벌 구동 토크의 한계치는 35(in-oz)이나 그림에서 보듯이 게어 초기에만 포화됨을 알 수 있다. Fig. 4(b)는 고각의 각 위치 오차를 나타내며 약 0.1초에서 시스템이 안정되며 외란에도 불구하고 동적정확도를 충족시킴을 볼 수 있다. Fig. 4(c)에 고각의 각속도 오차를 나타내었다. 정상상태에서 외란의 영향을 보상하기 위한 움직임이 매우 활발함을 알 수 있다.

조건 2의 시뮬레이션 결과를 Fig. 5에 도시하였다. Fig. 5(a)는 김벌 구동 토크를 나타낸다. Fig. 4(a)에 비하여 토크의 폭이 전반적으로 큰 것은 차량속도가 조건 1에 비하여 매우 빠르고 이에 따라 외란도 강하게 인가 되었기 때문이다. Fig.

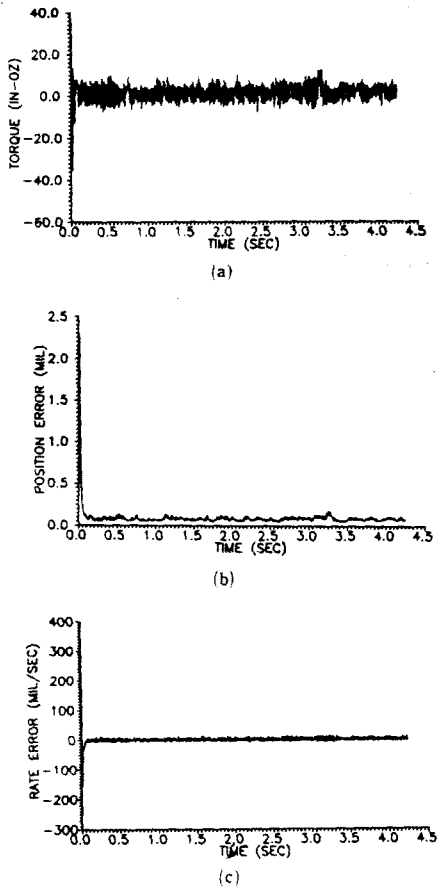


Fig. 6 (a) Gimbal driving torque.
 (b) Elevation angular position error.
 (c) Elevation angular rate error.

5(b)는 고각의 각위차 오차를 나타내며 Fig. 5(c)는 고각의 각속도 오차를 나타낸다. 차량속도가 조건 1에 비하여 매우 빠름에도 불구하고 조건 1과 같이 약 0.1초에서 시스템이 안정되었고 동적 정확도도 마찬가지로 충족되었음을 알 수 있다.

레도차량의 속도가 가장 빠르고 포각이 90°인 조건 3의 시뮬레이션 결과를 각각 Fig. 6(a), (b), (c)에 도시하였다. 김벌 구동 토크는 비교적 큰 진폭을 갖지만 시스템의 안정상태 도달시간은 조건 1 및 조건 2의 결과와 동일하였다. 여기서 가변구조제어의 외란에 대한 강인성을 확인할 수 있다. 고각 위치 오차와 고각 각속도 오차는 Fig. 6(b), 6(c)에 비하여 약간 크지만 고각 안정화의 동적안정도를 충분히 만족하고 있다.

5. 결 론

가변구조제어에 의한 조준경 고각 안정화를 위하여 조준경 고각 안정화 시스템에 대한 운동방정식과 상태방정식을 유도하고 가변구조 제어기를 설계하고 실제 측정된 토크외란을 인가하여 시뮬레이션한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 가변구조제어에 의하여 불안정한 조준경 고각 안정화 시스템이 안정한 시스템으로 바뀌었다.
- (2) 가변구조제어에 의하여 고각 안정화 시스템에 가해지는 토크 외란에도 불구하고 고각조준이 안정화되었다.
- (3) 가변구조제어에 의하여 고각안정화의 동적정확도를 충분히 만족한다.
- (4) 가변구조제어에 의하여 안정상태에 이르는 시간은 약 0.1초이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 UD890004ED의 지원으로 수행되었으며 관계자여러분에게 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Harrison, T., 1979, "Computer Simulation and Studies of the Behavior of Stabilized Gun Systems Subject to Hull Disturbance," The royal Military College of Science, Dept. of Mechanical Engineering, Report No. 7MVT/4, October.
- (2) Texas Instruments, 1984, Proposal for a Gunner's Primary Tank Thermal Sight (GPTTS) for the XK-1 Tank, October.
- (3) Baykin, W.H., et al., 1974, Derivation and Analysis of the Complete Nonlinear Dynamic Equation of the Microm Stabilized Mirror Systems, Technical Report RG-75-11, Army Missile Research, Development, and Engineering Laboratory, September.
- (4) Texas Instruments, 1984, Gunner's Primary Tank Thermal Sight (GPTTS) for the Korean XK-1 Tank.
- (5) 1987, Gunner's Primary Tank Thermal Sight

- (GPTTS) Part Number 2830000, November.
- (6) Texas Instruments, Fire Control System Methodology Analysis and Results.
- (7) Mil-R-23750A (AS), 1963, Rate Integrating Gyro MS3391, July.
- (8) 이만형, 1990, 조준경의 제어 및 안정화 특성 연구, 국방과학연구소 위탁연구 최종보고서.
- (9) 박용운 외 2인, 1988, "Mirror 안정화장치의 제어기 설계", 한국자동제어학술회의 논문집.
- (10) 김중완, 이만형, 1989, "가변구조 제어계의 시변슬라이딩메짐에 관한 연구", 한국정밀공학회지, 제6권, 제2호, pp30~39호.
- (11) 김중완, 이만형, 1989, "가변구조 제어계의 채터링현상의 제거를 위한 연속입력 제어법칙의 개선", 전기학회 논문지, 제38권, 제1호, pp.60~67.
- (12) 김중완, 1989, "가변구조제어계의 시변 슬라이딩메짐에 관한 연구", 부산대학교 대학원 박사학위논문.
- (13) 김용관 등, 1990, "조준경 안정화 시스템의 설계 및 특성분석", '90韓國自動制御學術會議論文集, Vol.1 of 2, pp.327~332.
- (14) Itkis, U., 1976, Control Systems of Variable Structure, John Wiley & Sons, pp.1~18.
- (15) Slotine J.J. and Sastry, S.S., 1983, "Tracking Control of Nonlinear Systems Using Sliding Surfaces with Application to Robot Manipulators," Int. J. Control, Vol.38, No.2, pp.465~492.
- (16) 이병호, 1984, 동력학 특론, 민음사.
- (17) Basics of Gyroscopes, TR-6026
- (18) Greenwood, D.T., 1980, Principles of Dynamics, Prentice-Hall Inc.