

# STT 방식의 유도탄에 대한 결합 자동조종장치 설계

송 찬 호, 김 윤 식  
국방과학연구소

## Coupled Autopilot Design for STT Missiles

Chanho Song, Yoon Sik Kim  
Agency for Defense Development

### Abstract

In this paper, we present a method to design a coupled autopilot for STT missiles which have severe aerodynamic cross-coupling. The aerodynamic model is derived in the maneuver plane and, based on that model, an autopilot scheduled by the normal acceleration and the estimated bank angle is designed. Bank angle is obtained by a simple estimator. With the proposed autopilot, it is shown by computer simulations that induced moments are properly compensated and the performance is superior to the conventional autopilot.

### 1. 서 론

STT(Skid-To-Turn) 방식의 유도탄에 대한 제어기 설계는 일반적으로 롤과 피치, 요 경로간의 상호 결합(Cross-Coupling)을 무시한채 이루어진다. 그러나 일정한 뱅크각(전형적인 값은 0도)을 유지하도록 제어하는 비행기나 BTT(Bank-TO-Turn) 유도탄과 달리 STT 유도탄에서는 목표물의 움직임에 따라 유도탄의 뱅크각이 임의로 변할 수 있으므로 롤과 피치, 요 경로간에는 여러 형태의 커플링이 존재하며, 이러한 커플링은 각 경로의 안정도를 감소시키는 요인이 된다. 특히 공력 커플링은 총 받음각의 크기에 따라 증가하는 특성을 갖고므로 총 받음각의 크기(따라서 기동성)를 제한하거나 피치, 요 루프의 대역폭을 롤 제어 루프보다 훨씬 작게 함으로써 그 영향을 줄일 수 있다. 그러나 이러한 방법들은 유도탄의 기동성을 제한하거나 피치, 요 루프의 시간 응답을 느리게 하는 것이므로 유도탄 성능을 최적화 하는 방법들이 아니다. [1]

일반적으로 STT 유도탄의 경우 기체가 대칭 형상이며 피치 오토파일럿과 요 오토파일럿이 동일한 구조를 갖도록 설계된다. 즉, 기동평면(속도 벡터와 동체의 X 축이 이루는 평면)상에 동체 좌표계의 X-Z 평면 또는 X-Y 평면이 놓여 있다고 보고 피치(또는 요) 오토파일럿을 설계한다. 이러한 방법은 뱅크각에 따른 공력학의 변화가 무시할만 할때 유효하다. 그러나 기체가 대칭형상인 경우에도 일반적으로 기동평면에 대하여 공기의 흐름이 비대칭이므로 기동 평면상의

힘과 모멘트가 달라지고 기동평면에 수직인 방향과 롤 축에 원치 않는 힘과 모멘트가 야기된다. 이를 Induced Force 및 모멘트라 부른다. 이러한 Induced Force 및 모멘트는 뱅크각에 따라 변하며 십자형 유도탄의 경우 45° 의 주기를 갖는다. 따라서 Induced Force 및 모멘트의 영향을 무시할 수 없는 경우, 앞서 언급한 설계 방법에 의해서는 만족스러운 결과를 기대하기 어렵다.

다른 설계 방법으로는, Induced Force 및 모멘트를 고려하여 동체 좌표계에서 직접 공력학에 대한 모델을 유도하고 피치-요가 결합된 오토파일럿을 설계하는 것이다. [2] 이 방법 또한 설계 및 구조의 복잡성에 비해 이득이 커 보이지 않는다.

본 논문에서는 공력 커플링의 변화가 심한 STT 유도탄의 오토파일럿을 설계하는 보다 효과적인 한 방법을 제시한다. 먼저, 앞서 언급한 설계 방법과 달리 유도탄의 기동 평면상에서 좌표계를 정의하고 이 좌표계(기동좌표계라 부르기로 하자)에서 유도탄의 공력학 모델을 유도한다. 이렇게 함으로써 공력 모델에 대한 뱅크각의 주기성은 45° 로 줄어들게 되며, Induced Force 와 모멘트는 이 좌표계에서 총받음각과 뱅크각의 함수로 표현된다. 이렇게 유도된 모델을 사용하여 기동좌표계에서 뱅크각과 총 수직 가속도에 의해 스케 들되는 오토파일럿을 설계하고 또한 뱅크각 추정기를 설계한다. 설계된 결합 오토파일럿의 성능을 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 확인하고 그 결과를 기존의 방법과 비교해 본다.

### 2. 좌표계 정의 [3]

그림 1 에서  $X_b, Y_b, Z_b$  는 유도탄 동체 좌표계(Body Coordinate) 의 기준축을 나타낸다.  $\Gamma$  를 뱅크각이라 할때 유도탄 동체축중  $X_b$  축을 기준으로  $-\Gamma$  만큼 회전한 좌표계를 유도탄의 기동 좌표계(Maneuver Coordinate) 로 정의하기로 한다. 바람 좌표계는 위에서 정의한 유도탄의 기동좌표계에서  $Y_b$  축을 기준으로  $-\alpha$  만큼 회전시킨 좌표계로서 X축이 속도 벡터 방향과 일치한다. 여기서  $\alpha$  는 총받음각을 의미한다.

유도탄의 동체 좌표계를 B, 기동 좌표계를 M, 바람 좌표계를 W 라하고 각 좌표계간의 변환 관계를 정리하면 다음과 같다.

$$B \xrightarrow{\quad} M \xrightarrow{\quad} W$$

$$[-\Gamma]x \quad [-a_t]y$$

즉,  $C_B^M$ ,  $C_B^W$  를 각각 동체 좌표계에서 기동좌표계 및 바람 좌표계로의 변환 행렬이라 할때,

$$C_B^M = [-\Gamma]x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\Gamma & -S\Gamma \\ 0 & S\Gamma & C\Gamma \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$C_B^W = [-a_t]y \quad C_B^M = \begin{bmatrix} Ca_t & 0 & Sa_t \\ 0 & 1 & 0 \\ -Sa_t & 0 & Ca_t \end{bmatrix} C_B^M$$

$$= \begin{bmatrix} Ca_t & Sa_t S\Gamma & Sa_t C\Gamma \\ 0 & C\Gamma & -S\Gamma \\ -Sa_t & Ca_t S\Gamma & Ca_t C\Gamma \end{bmatrix} \quad (2)$$

윗식에서 S, C 는 각각 Sine, Cosine을 의미한다.

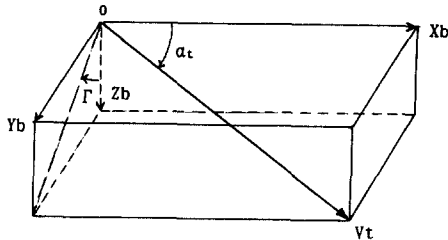


그림 1. 유도탄 좌표계 정의

### 3. 유도탄의 비선형 모델링

이 절에서는 대칭형태의 유도탄에 대한 기동 좌표계에서의 수학적 모델을 기술한다. 먼저 유도탄에 작용하는 공력학적 힘을 기동 좌표계에서 다음과 같이 표현한다.

$$a_x = F_x/m = Vt[X_0(a_t, \Gamma) + X_1(a_t, \Gamma, \delta_y, \delta_z)] \quad (\text{m/sec}^2) \quad (3)$$

$$a_y = F_y/m = Vt[Y_0(a_t, \Gamma) + Y_1(a_t, \Gamma, \delta_y)] \quad (\text{m/sec}^2) \quad (4)$$

$$a_z = F_z/m = Vt[Z_0(a_t, \Gamma) + Z_1(a_t, \Gamma, \delta_z)] \quad (\text{m/sec}^2) \quad (5)$$

여기서,  $Vt$  는 유도탄의 속도이며  $Q$  는 동압,  $m$  은 유도탄의 무게,  $S$  는 기준 면적을 의미하고,  $X_0$ ,  $Y_0$ ,  $Z_0$  는 제어 날개의 변위가 0 일때의 힘을,  $X_1$ ,  $Y_1$ ,  $Z_1$  은 제어 날개의 변위에 의한 힘을 나타내는 항으로 다음과 같은 무차원 계수와의 관계식을 만족한다.

$$X_0 = \frac{QS}{m Vt} C_{x0} \quad , \quad X_1 = \frac{QS}{m Vt} C_{x1}$$

$$Y_0 = \frac{QS}{m Vt} C_{y0} \quad , \quad Y_1 = \frac{QS}{m Vt} C_{y1}$$

$$Z_0 = \frac{QS}{m Vt} C_{z0} \quad , \quad Z_1 = \frac{QS}{m Vt} C_{z1}$$

한편, 바람 좌표계에서 유도탄에 대한 힘의 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$F_xw = m (\dot{U}_w + q_w W_w - r_w V_w) \quad (6)$$

$$F_yw = m (\dot{V}_w + r_w U_w - p_w W_w) \quad (7)$$

$$F_zw = m (\dot{W}_w + p_w V_w - q_w U_w) \quad (8)$$

윗식에서 아랫첨자  $w$  는 바람 좌표계에서의 성분을 나타낸다. 바람 좌표계에서의  $V_w$ ,  $W_w$ ,  $\dot{V}_w$ ,  $\dot{W}_w$  는 모두 0 이 되며  $U_w$  는  $Vt$  가 되므로 다음식이 얻어진다.

$$\dot{V}_t = a_x \cos a_t + a_z \sin a_t \quad (9)$$

$$r_w = a_y / Vt \quad (10)$$

$$q_w = -1/Vt (-a_x \sin a_t + a_z \cos a_t) \quad (11)$$

바람 좌표계의  $p_w$ ,  $q_w$ ,  $r_w$  와 기동 좌표계의  $p_m$ ,  $q_m$ ,  $r_m$  은 다음식을 만족한다.

$$\begin{bmatrix} p_w \\ q_w \\ r_w \end{bmatrix} = C_B^W \begin{bmatrix} p_m \\ q_m \\ r_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\dot{a}_t \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_m Ca_t + r_m Sa_t \\ q_m - \dot{a}_t \\ -p_m Sa_t + r_m Ca_t \end{bmatrix} \quad (12)$$

따라서

$$\dot{a}_t = q_m - q_w$$

$$= q_m + 1/Vt (-a_x \sin a_t + a_z \cos a_t) \quad (13)$$

식 (3), (5) 로 부터

$$\dot{a}_t = q_m - (X_0(a_t, \Gamma) + X_1(a_t, \Gamma, \delta_y, \delta_z)) \sin a_t$$

$$+ (Z_0(a_t, \Gamma) + Z_1(a_t, \Gamma, \delta_z)) \cos a_t \quad (14)$$

한편, 운동 좌표계의  $p_m$ ,  $q_m$ ,  $r_m$  은 동체 좌표계의  $p$ ,  $q$ ,  $r$  을 이용하여 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} p_m \\ q_m \\ r_m \end{bmatrix} = C_B^M \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\Gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p - \dot{\Gamma} \\ q C\Gamma - r S\Gamma \\ q S\Gamma + r C\Gamma \end{bmatrix} \quad (15)$$

식 (12), (15) 로 부터

$$\dot{\Gamma} = p - p_m = p + (r_w - r_m \cos a_t) / \sin a_t$$

$$= p + (a_y / Vt - r_m \cos a_t) / \sin a_t \quad (16)$$

따라서

$$\dot{\Gamma} = p - r_m \cot a_t +$$

$$(Y_0(a_t, \Gamma) + Y_1(a_t, \Gamma, \delta_y)) / \sin a_t \quad (17)$$

유도탄에 대한 모멘트 방정식 역시 기동 좌표계에서 유도하자. 단, X 축에 대한 방정식은 동체 좌표계를 이용한다. 식을 간단히 하기 위해 모든 기동 좌표계에 대해 다음

과 같이 가정한다.

- 가정 1  $I_{yy} = I_{zz}$   
 가정 2 Product of Inertia 는 0 이다.  
 가정 3 주어진 마하수에서 동적 안정도 미계수  $M_q$ ,  $N_r$  은 일정하다.

주날개와 조종날개가 Inertia 에 미치는 영향이 작을수록 위의 가정은 유효하다. 이러한 가정 하에서 다음과 같은 식이 유도된다.

$$\dot{p} = L_0(\alpha_t, \Gamma) + L_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_z) + L_p p \quad (18)$$

$$\dot{q}_m = M_0(\alpha_t, \Gamma) + M_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_z) + M_q q_m + r_m(p - \dot{\Gamma}) \quad (19)$$

$$\dot{r}_m = N_0(\alpha_t, \Gamma) + N_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_y) + N_r r_m - q_m(p - \dot{\Gamma}) \quad (20)$$

단,

$$L_0 = \frac{QSD}{I_{xx}} C_{l0}, \quad L_1 = \frac{QSD}{I_{xx}} C_{l1}, \quad L_p = \frac{QSD^2}{2I_{xx} Vt} C_{lp}$$

$$M_0 = \frac{QSD}{I_{yy}} C_{m0}, \quad M_1 = \frac{QSD}{I_{yy}} C_{m1}, \quad M_q = \frac{QSD^2}{2I_{yy} Vt} C_{mq}$$

$$N_0 = \frac{QSD}{I_{zz}} C_{n0}, \quad N_1 = \frac{QSD}{I_{zz}} C_{n1}, \quad N_r = \frac{QSD^2}{2I_{zz} Vt} C_{nr}$$

여기서  $C_{xy}, x=1, m, n \quad y=0, 1, p, q, r$  는 무차원 안정도 미계수를 나타내며  $L_0, M_0, N_0$  는 제어 날개 변위가 0 일때의 모멘트,  $L_1, M_1, N_1$  은 제어 날개에 의한 모멘트를 나타낸다. 또한  $L_0$  는 Induced 를 모멘트,  $N_0$  는 Induced Yaw 모멘트를 나타내는 항이다.

정리하면 기동좌표계에서의 유도탄 공력학 모델은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\alpha}_t = q_m + (-X_0(\alpha_t, \Gamma) + X_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_y, \delta_z)) \sin \alpha_t + (Z_0(\alpha_t, \Gamma) + Z_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_z)) \cos \alpha_t \quad (14)$$

$$\dot{q}_m = M_0(\alpha_t, \Gamma) + M_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_z) + M_q q_m + r_m(p - \dot{\Gamma}) \quad (19)$$

$$\dot{\Gamma} = p - r_m \cos \alpha_t + (Y_0(\alpha_t, \Gamma) + Y_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_y)) / \sin \alpha_t \quad (17)$$

$$\dot{r}_m = N_0(\alpha_t, \Gamma) + N_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_y) + N_r r_m - q_m(p - \dot{\Gamma}) \quad (20)$$

$$\dot{p} = L_0(\alpha_t, \Gamma) + L_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_x) + L_p p \quad (18)$$

한편, 관성 좌표계와 동체 좌표계 간의 표준화된 Euler 각의 정의[3]로부터

$$\dot{\phi} = p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \quad (21)$$

#### 4. 기동좌표계에서의 오토파일럿 설계

본 절에서는 앞 절에서 유도된 공력학 모델을 이용하여 오토파일럿을 설계하는 방법을 기술한다. 유도탄 기동 좌

표축중 X-Z 평면에 대한 운동을 피치, X-Y 평면에 대한 운동은 요 운동이라 정의한다. 또한 X 축에 대한 회전운동을 롤 운동이라 정의한다.

#### 가. 피치 오토파일럿 설계

피치 오토파일럿 설계를 위해 다음과 같이 선형화 식을 유도한다. 식(14)로부터

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_t &= q_m + (-a_x \sin \alpha_t + a_z \cos \alpha_t) / Vt \\ &\approx q_m + (a_z \cos \alpha_t) / Vt \\ &= q_m + (Z_0(\alpha_t, \Gamma) + Z_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_z)) \end{aligned} \quad (22)$$

또한 식 (19)로부터,  $r_m(p - \dot{\Gamma})$  항을 무시하면

$$\dot{q}_m = M_0(\alpha_t, \Gamma) + M_1(\alpha_t, \Gamma, \delta_z) + M_q q_m \quad (23)$$

식(22), (23) 을  $\Gamma = 22.5^\circ$  의 Trim 상태에서 선형화하고,  $a_z$  단위를  $g$ 로 바꾸면 다음과 같은 선형화 모델을 얻을 수 있다.

$$\dot{\alpha}_t = q_m + Z_\alpha \alpha_t + Z_\delta \delta_z + Z_\Gamma(\Gamma - 22.5^\circ) \quad (24)$$

$$\dot{q}_m = M_\alpha \alpha_t + M_\delta \delta_z + M_q q + M_\Gamma(\Gamma - 22.5^\circ) \quad (25)$$

$$a_z = (\dot{\alpha}_t - q_m) Vt / 9.8 \quad [g] \quad (26)$$

이제 피치 오토파일럿의 구조를 그림 2 와 같이 정한다. 그림 2 에서  $\hat{\Gamma}$  는 벡크각 추정치를 의미한다.

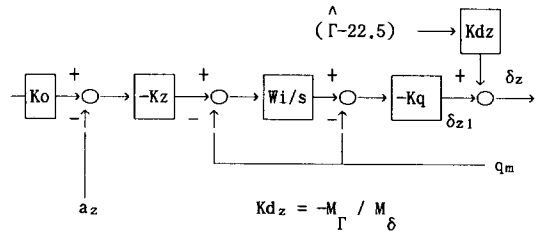


그림 2. 피치 오토파일럿의 구조

우선  $Z_\Gamma$  와  $M_\Gamma$  항은 무시하고 벡크각을  $22.5^\circ$  로 고정후 주어진 마하수, 고도에서  $\alpha_t$  를 변화 시켜가며 설계를 반복한다. 설계 완료후  $M_\Gamma$  에 의한 영향을

$$Kdz (= -M_\Gamma / M_\delta)$$

로 보정한다.  $Z_\Gamma$  항은 영향이 작으므로 무시한다.

피치 오토파일럿 제어 파라미터중  $K_0, W_i, K_q$  는 고정된 마하수에서 상수로 결정되고  $K_z$  와  $K_{dz}$  는 총가속도  $a_t(a_t = \sqrt{a_{zb}^2 + a_{yb}^2})$  에 의하여 스케줄 된다. ( $a_{zb}, a_{yb}$  는 유도탄 동체 좌표계로부터 측정된 가속도이다.) 벡크각 추정에는 다음과 같은 간단한 추정기를 사용한다. [2]

$$\hat{\Gamma} = \tan^{-1} \left( \frac{-a_{yb}}{-a_{zb}} \right) \quad (27)$$

나. 요 오토파일럿

식(20) 을 이용하여 요 오토파일럿에 대한 선형화식을 구한다.  $q_m(p-\Gamma)$  항을 무시하고 (20)식을 다음과 같이 부분 선형화 한다.

$$\dot{\Gamma}_m = N \frac{\alpha_t}{\alpha} + N \frac{\delta}{\delta} + N_i \sin 4\Gamma \quad (28)$$

여기서,  $N_i$  는 Induced 요 모멘트를 나타낸다. 이제, 유도탄에 대한 가속도 명령 벡터와 동체 좌표계의 X 축이 이루는 평면을 명령 평면이라 할때, 다음과 같이 가정한다.

가정. 4 명령 평면과 기동 평면간의 차이는 무시할 만하다.

이러한 가정하에서는 기본적으로 X-Y 평면에 대한 가속도 제어가 불필요 하다. 따라서 요 오토파일럿은 다음과 같은 간단한 각속도 루우프만으로 구성될수 있다.

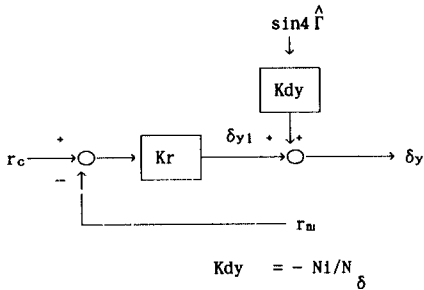


그림 3. 요 오토파일럿의 구조

주어진 마하수에서  $K_r$  은 상수로 주어질수 있으며 Induced 요 모멘트는  $K_{dy} \sin 4\Gamma$  에 의하여 보상된다.

다. 롤 오토파일럿

식(18) 을 부분 선형화 하고 식(21) 에서  $(q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi)$  항을 무시하면 다음식이 얻어진다.

$$\dot{p} = L_p p + L_\delta \delta + L_i \sin 4\Gamma \quad (29)$$

$$\dot{\phi} = p \quad (30)$$

여기서  $L_i$  는 Induced 롤 모멘트를 나타낸다. 롤 오토파일럿의 구조를 그림 4 와 같이 정한다.

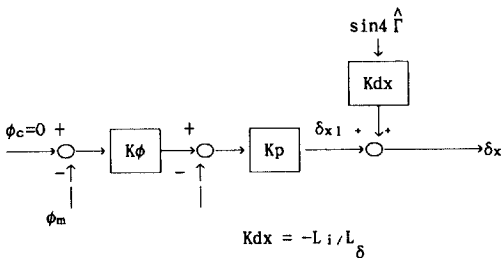


그림 4 롤 오토파일럿의 구조

$K_p, K_\phi$  역시 주어진 마하수에서 상수로 주어질수 있으며 Induced 롤 모멘트는  $K_{dx} \sin 4\Gamma$  에 의하여 보상된다.

라. 결합 오토파일럿의 구성

결합 오토파일럿의 구성은 그림 5 와 같다. 그림에서 보는 바와 같이 우선 유도 좌표계에서의  $a_{zco}, a_{yco}$  명령이 현재의 물각에 의하여 동체 좌표계의 명령  $a_{zci}, a_{yci}$  으로 변환된다. 이제 피치 오토파일럿이 기동 평면 대신 명령 평면에 있다고 생각하고  $a_{ci}$  를 계산하여 피치 오토파일럿에 공급한다. 이 경우 기동 평면이 명령 평면을 추종하게 되므로 가정 4 가 유효해 진다. 기동좌표계의 오토파일럿에서는 추정된 뱅크각과 감지기로부터 측정된 값을 이용하여 기동 좌표계에서의 제어날개변위  $\delta_x, \delta_y, \delta_z$  를 계산한다. 계산된  $\delta_x, \delta_y, \delta_z$  는 다시  $\Gamma_c$  ( $\Gamma_c = \tan^{-1}(a_{yci}/a_{zci})$ ) 에 의하여 동체 좌표계의  $\delta_p, \delta_q, \delta_r$  로 변환 (변환 행렬  $C_B^B = [\Gamma_c]_x$ ) 인후 Fin Mixing 을 거쳐 최종적으로 제어 날개 변위에 대한 명령이 계산된다.

유도탄 동체에 부착된 감지기로부터 측정된  $a_z, a_y$  와 각속도 성분  $q, r$  은  $\Gamma_c$  에 의하여 명령 평면으로 변환 (변환 행렬  $C_B^C = [-\Gamma_c]_x$ ) 되어 각 오토파일럿에서 사용되어야 한다. 이러한 결합 오토파일럿(그림 5)은 동체 좌표계에서의 피치, 요 오토파일럿으로 등가 변환 할 수 있는데 그 과정은 다음과 같다. Induced 모멘트를 고려하지 않고 기동 좌표계에서 피치 오토파일럿을 설계한 후, 그 결과를 동체 좌표계에서의 피치 및 요 오토파일럿의 기본 구조로 택한다. 다음에 기동 좌표계에서 Induced 모멘트에 대한 보상항을 유도탄 동체 좌표계로 다음과 같이 변환한다.

$$\begin{bmatrix} \delta p_1 \\ \delta y_1 \end{bmatrix} = [\Gamma + 180^\circ]_x \begin{bmatrix} -M_\Gamma / M_\delta (\hat{\Gamma} - 22.5^\circ) \\ -N_i / N_\delta \sin 4\hat{\Gamma} \end{bmatrix}$$

편의상 그림 5 의 결합 오토파일럿을 구조 I, 동체 좌표계로 등가 변환된 오토파일럿을 구조 II 라 부르기로 한다.

4. 선형화 모델에 대한 설계 결과 및 성능해석

본 절에서는 3절에서 기술한 선형화된 식을 이용하여 설계된 피치, 요, 롤 오토파일럿의 설계 결과를 기술한다. 추진체가 연소된후 마하수 2.6, 뱅크각 22.5°, 총기속도가 1, 10, 20, 30 g 가 되는 비행조건을 택하여 오토파일럿을 설계하였다. 주어진 g에 따른 피치 오토파일럿의 설계 결과는 그림 6 과 같다. 뱅크각 변화에 따른 영향을 관찰하기 위하여 뱅크각 22.5° 에서 선정된 제어 파라미터에 의해 뱅크각 0°, 45° 에서의 응답특성을 관찰하였다. 그림 7 은  $K_{dz}(\Gamma - 22.5)$  항이 없을때의 응답을 나타내고, 그림 8 은  $K_{dz}(\Gamma - 22.5)$  가 있을때의 응답을 나타낸다. 뱅크각 변화에 따른 Induced 모멘트의 영향이 적절히 보상됨을 볼수 있다.

요, 롤 오토파일럿에서도 피치 오토파일럿의 경우와 같이  $K_{dy}, K_{dx}$  항에 의해 Induced 모멘트가 적절히 보상되는 것이 확인 되었다.

또한 피치, 요, 롤 경도가 상호 결합된 선형화 모델을 이용하여 설계된 점에서의 안정도를 살펴 보았다. 해석을 위하여 사용한 선형화 모델은 아래와 같다. 구동장치 동특성은 간단히 1차로 가정 하였다.

$$\dot{a}_t = q_m + Z_a a_t + Z_\delta \delta_z + Z_\Gamma \Gamma \quad (31)$$

$$\dot{q}_m = M_q q + M_a a_t + M_\delta \delta_z + M_\Gamma \Gamma \quad (32)$$

$$\dot{r}_m = N_r r + N_a a_t + N_\delta \delta_y + N_\Gamma \Gamma \quad (33)$$

$$\dot{p} = L_p p + L_\delta \delta_x + L_\Gamma \Gamma \quad (34)$$

$$\dot{\phi} = p \quad (30)$$

$$\dot{\Gamma} = p + K1 r_m + K2 a_t + K3 \delta_y + K4 \Gamma \quad (35)$$

$$\dot{\delta}_z = -\omega \delta_z + \omega (\delta_{z1} - M_\Gamma / M_\delta) \Gamma \quad (36)$$

$$\dot{\delta}_y = -\omega \delta_y + \omega (\delta_{y1} - N_\delta / N_\delta 4\cos 4\Gamma_0) \Gamma \quad (37)$$

$$\dot{\delta}_x = -\omega \delta_x + \omega (\delta_{x1} - L_\delta / L_\delta 4\cos 4\Gamma_0) \Gamma \quad (38)$$

윗식에서  $\Gamma_0$  는 Trim 상태에서의 뱅크각을 의미하고 상태 변수들은 모두 주어진 Trim 상태에서 섭동 변수를 나타낸다.  $\omega$  는 구동장치의 주파수 대역폭이다. 식 (35) 에서,

$$K1 = -\cot(a_t)$$

$$K2 = K1/\sin(a_t)(Y_\delta + Y_\Gamma) + 1/\sin(a_t)Y_a$$

$$K3 = 1/\sin(a_t)Y_\delta$$

$$K4 = 1/\sin(a_t)Y_\Gamma$$

피치 오토파일럿의 경우 GM 10 dB, PM 40도 이상을 확보할 수 있었으며, 요, 롤 루우프 역시 만족할만한 안정도 여유를 확보할수 있었다.

### 5. 6-DOF 시뮬레이션

주어진 마하수 고도에서 설계 결과에 대한 6-DOF 시뮬레이션을 수행하여 기존의 설계 방법과 그 성능을 비교하였다.

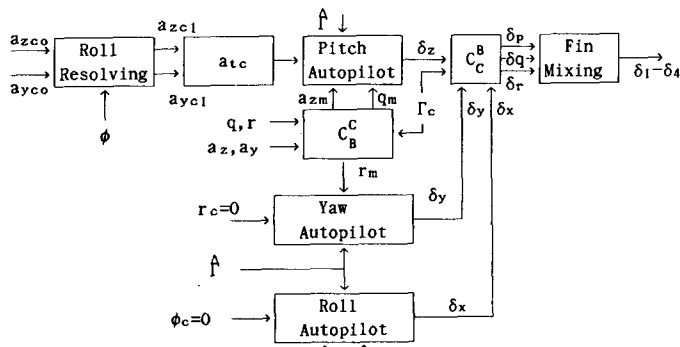


그림 5. 결합 오토파일럿의 구성

먼저 기존의 설계 방법으로서 유도탄 동체 좌표계의 고정된 마하수에서 뱅크각과 하중배수에 관계없이 오토파일럿을 모 안정하게 설계한 경우(case1)와 앞에서 제시된 방법에 의해 설계된 구조 I(case 2) 을 비교하였다. case 3 은 등가 변환된 동체 좌표계에서의 오토파일럿(구조 II) 의 성능을 보여준다. 그림 9, 10, 11 은 각 뱅크각에 대하여 피치, 요 응답을 비교한 것이고 그림 12 는 롤 응답을 비교한 것이다.

case 2 와 caes 3 이 case 1 보다 그 성능이 월등히 우수함을 알 수 있다. 또 case 2 와 case 3 은 예상한 대로 그 결과가 매우 흡사하다.

### 6 결론 및 앞으로의 연구방향

STT 유도탄의 피치, 요, 롤 오토파일럿을 설계하는 한 방법을 제시하였다. 기존의 설계 방법과 달리 유도탄의 공력학 모델을 유도탄 동체 좌표계에서 유도하지 않고, 유도탄의 기동 좌표계에서 유도하였다. 이렇게 유도된 모델과 간단한 뱅크각 추정기를 사용하여 기동 좌표계에서의 오토파일럿을 설계하고, 설계된 오토파일럿의 성능을 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 확인 함으로서 기존의 설계 방법에 의하여 설계된 결과보다 우수함을 보였다.

뱅크각 추정오차가 전체 시스템의 안정도에 미치는 영향은 앞으로의 연구 과제로 남겨둔다.

### 참고 문헌

1. A Arrow and D.J. Yost, "Large Angle-of-Attack Control Concepts for Aerodynamically Controlled Missiles," J. SPACECRAFT, Vol.14, No.10, 1977, pp.606-613
2. 송찬호, 김윤식 "유도탄 제어기의 이득-스케줄링에 관한 연구," '91 한국자동제어학술대회논문집, Vol.1, pp.355-360
3. John H. Blakelock, Automatic Control of Aircraft and Missiles, 2nd Edition, John Wiley & Sons, Inc., 1991

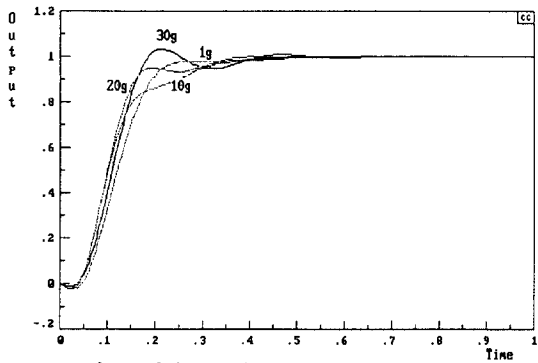


그림 6. 피치 오토파일럿 설계 결과(뱅크각 22.5°)

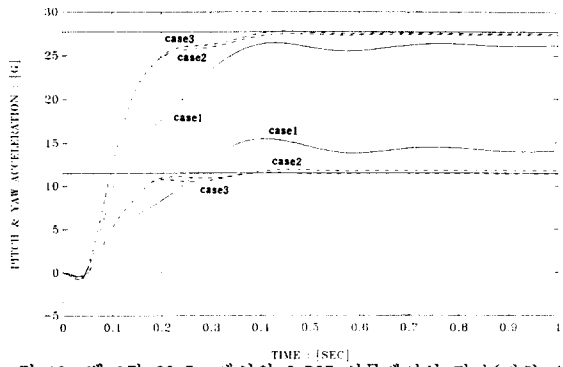


그림 10. 뱅크각 22.5° 에서의 6-DOF 시뮬레이션 결과(피치,요)

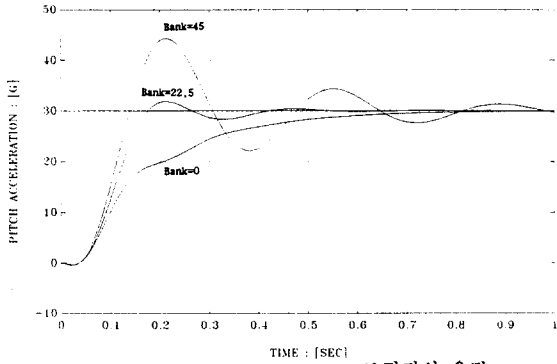


그림 7. Induced Moment 보정전의 응답

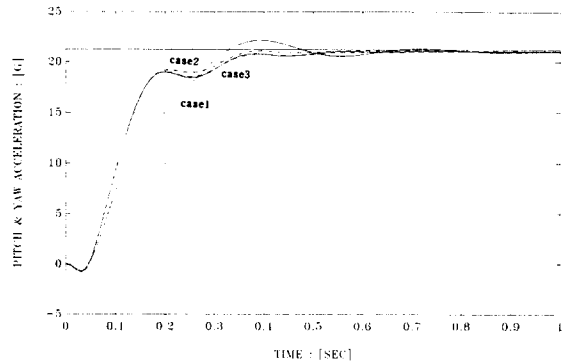


그림 11. 뱅크각 45° 에서의 6-DOF 시뮬레이션 결과(피치,요)

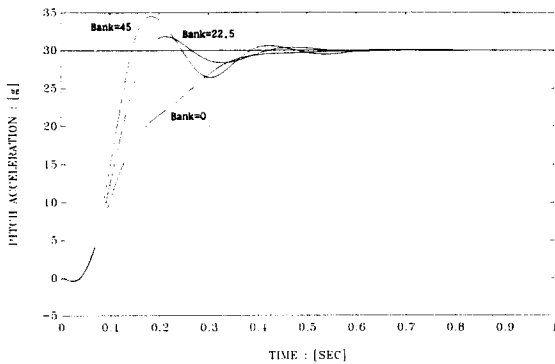


그림 8. Induced Moment 보정후의 응답

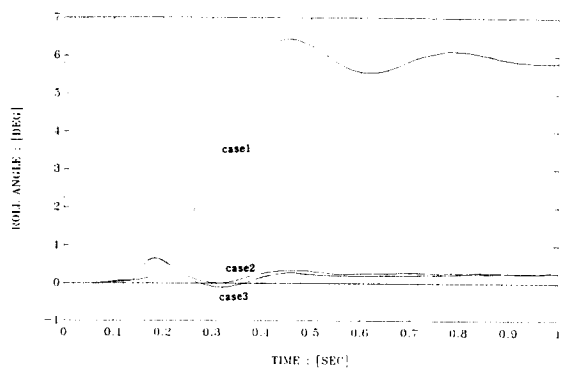


그림 12. 뱅크각 22.5° 에서의 6-DOF 시뮬레이션 결과(롤)

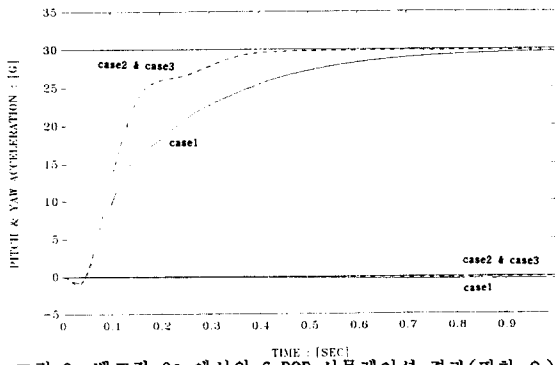


그림 9. 뱅크각 0° 에서의 6-DOF 시뮬레이션 결과(피치,요)