

3-루프 가속도 오토파일럿 구조를 갖는 유도탄의 공력특성 연구

Study on Missile Aerodynamic Characteristics with Three Loop Acceleration Autopilot Structure

김 윤 식, 김 승 환
(Yoon-Sik Kim and Seung-Hwan Kim)

Abstract : We study how the missile autopilot with three loop acceleration structure is related to the aerodynamic characteristics. First, the relationships between the response characteristics of wingless-tail controlled missile and aerodynamics are derived. Next the maximum allowable performance limit of autopilot and the design direction for a missile shape are indicated using the property of zero. The method proposed in this paper may give a help to the missile autopilot system design and determination of the shape of aerodynamic. Also, the validity of proposed method is demonstrated via numerical example.

Keywords : three loop autopilot, aerodynamic characteristics, zero properties, wingless-tail control missile

I. 서론

유도탄의 공력 특성은 오토파일럿 구조와 밀접한 관계를 가지고 있다. 그러나 지금까지의 유도탄의 형상 설계는 오토파일럿의 구조를 배제시킨 상태로 유도탄의 안정성과 기동성 등을 고려하여 이루어졌다. 주어진 공력데이터에서 가장 이상적인 오토파일럿의 구조를 찾거나[1] 유도탄의 형상에서 얻어지는 공력데이터의 비선형성을 다양한 형태의 현대 제어이론을 이용하여 극복하려는 노력[2]-[4]이 주로 이루어졌을 뿐 오토파일럿 설계에 적합한 유도탄의 공력설계 방향에 대하여 제시된 예가 전무하다.

본 논문에서는 가속도 오토파일럿 구조로 가장 널리 사용되고 있는 3-루프 구조[5]를 갖는 wingless-tail 제어 유도탄의 응답특성과 공력과의 상호 관계를 유도하여, 응답성능의 한계와 유도탄 형상 설계 방향을 제시하고자 한다.

Wingless-tail 제어 유도탄은 wing을 가지지 않으므로 유도탄의 항력과 속도 및 무게 감소 측면에서 유리하며 롤 제어가 가능하다. 반면에 tail 제어 유도탄은 가속도 제어방식을 채택할 경우 비최소 위상(non-minimum phase) 특성을 가지게 되어 최신 제어 이론의 적용이 곤란하며 이로 인한 undershoot는 시간응답 특성을 저하시키는 단점을 가지고 있다. 지금까지 오토파일럿 설계시 유도탄 응답성능의 한계는 구동장치의 대역폭에 의하여 결정되어졌으며, 오토파일럿의 대역폭을 구동장치 대역폭보다 작은 크기로 제한하여 구동장치의 동특성이 유도탄 특성에 영향을 주지 않는 범위로 응답특성을 설정하였다. 그러나 구동장치의 발달과 더불어 이 제한 요소는 어느 정도 완화되었으며 대역폭이 큰 구동장치를 가지는 경우 유도탄의 응답을 어느 정도까지 개선시킬 수 있는가 하는 문제는 지금까지 검토된 바 없다. 본 논문에서는 유도탄의 동특성 중 영점을 이용하여 유도탄의 응답성능의 한계를 설정하였고, 유도된 관계식에 특정 공력데이터를

적용하여 타당성을 검증하고 이를 기반으로 유도탄 형상 설계방향을 제시하였다.

II. 극점, 영점 검토

유도탄의 극점과 영점의 위치를 구하여 각 공력 미계수가 극점과 영점에 어떻게 영향을 미치는가를 살펴보기로 하자. 피치채널의 선형화된 유도탄 운동방정식은 (1)과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} Z_{\alpha} & 1 \\ M_{\alpha} & M_{\dot{q}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta} \\ M_{\delta} \end{bmatrix} \delta_p \\ [A_z] &= \frac{V}{g} (\dot{\alpha} - q) \\ &= [Z_{\alpha}^g \ 0] \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + Z_{\delta}^g \delta_p \\ Z_{\alpha}^g &= \frac{V}{g} Z_{\alpha}, \quad Z_{\delta}^g = \frac{V}{g} Z_{\delta} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, α , q 는 받음각 및 피치 가속도를, g 와 V 는 유도탄의 속도와 중력가속도를 의미하며 δ_p 는 제어날개 변위를 나타낸다. 가속도계는 C.G.(Center of Gravity) 점에 위치한다고 가정한다. 한편, (1)에서의 M_{α} , $M_{\dot{q}}$, Z_{α} , Z_{δ} , M_q 는 차원 공력미계수로 각각 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} M_{\alpha} &= \frac{QSD}{I_y} C_{M_{\alpha}}, \quad M_{\dot{q}} = \frac{QSD}{I_y} C_{M_{\dot{q}}} \\ Z_{\alpha} &= \frac{QS}{mV} C_{Z_{\alpha}}, \quad Z_{\delta} = \frac{QS}{mV} C_{Z_{\delta}} \\ M_q &= \frac{QSD^2}{2I_y V} C_{M_q} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, Q 는 동압, S 는 유도탄 단면적, D 는 직경, I_y 는 관성모멘트, V 는 유도탄 속도를 나타내며, C_x 는 무차원 공력 미계수들을 나타낸다.

선형화된 모델을 이용한 가속도, 각속도 전달함수는 각각

다음과 같이 구해진다.

$$\frac{A_z(s)}{\delta_p(s)} = \frac{d_2s^2 + d_1s + d_0}{s^2 + a_1s + a_0} \quad (3)$$

$$\frac{q(s)}{\delta_p(s)} = \frac{b_1s + b_0}{s^2 + a_1s + a_0} \quad (4)$$

여기서,

$$a_1 = -(Z_a + M_q)$$

$$a_0 = Z_a M_q - M_a$$

$$b_1 = M_\delta$$

$$b_0 = M_a Z_\delta - Z_a M_\delta$$

$$d_2 = \frac{V}{9.8} Z_\delta$$

$$d_1 = -\frac{V}{9.8} Z_\delta M_q$$

$$d_0 = \frac{U}{9.8} (Z_a M_\delta - Z_\delta M_a)$$

(3)의 구동장치 입력에 대한 가속도 전달함수 식을 나타낸 블럭선도는 그림 1과 같다.

(3)과 (4)의 전달함수 식을 이용하면 극점과 영점을 다음과 같이 계산할 수 있다.

극점

$$\begin{aligned} \Delta_p &= s^2 + a_1s + a_0 \\ &= s^2 - (Z_a + M_q)s + Z_a M_q - M_a \end{aligned}$$

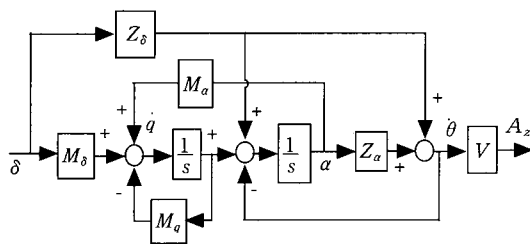


그림 1. 구동장치 입력에 대한 가속도 출력 선형화 모델 블럭선도.

Fig. 1. Linearized model block diagram of acceleration output for actuator input.

M_q 를 무시하면,

$$\begin{aligned} \Delta_p &= s^2 - Z_a s - M_a \\ s &= \frac{Z_a \pm \sqrt{Z_a^2 + 4M_a}}{2} \approx \pm \sqrt{M_a} \end{aligned} \quad (5)$$

영점(가속도)

$$\begin{aligned} \Delta_{z1} &= d_2s^2 + d_1s + d_0 \\ &= \frac{U}{9.8} (Z_\delta s^2 - Z_\delta M_q s + Z_a M_\delta - Z_\delta M_a) \\ &= \frac{U}{9.8} Z_\delta (s^2 - M_q s + \frac{Z_a M_\delta - Z_\delta M_a}{Z_\delta}) \end{aligned}$$

M_q 를 무시하면

$$s = \pm \sqrt{-\frac{Z_a M_\delta - Z_\delta M_a}{Z_\delta}}$$

$M_\delta = kZ_\delta$ 라 표시하면,

$$s = \pm \sqrt{-kZ_a + M_a} \quad (6)$$

k 는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} C_{M_\delta} &= C_{Z_\delta} \times \frac{l}{D} \\ M_\delta &= \frac{QSD}{I_y} \frac{l}{D} C_{Z_\delta} = \frac{QSD}{I_y} \frac{l}{D} \frac{mV}{QS} Z_\delta = \frac{l}{I_y} mV Z_\delta \quad (7) \\ k &= \frac{l}{I_y} mV \end{aligned}$$

여기서, l 은 유도탄의 무게중심에서 제어날개(tail)의 공력 중심점까지의 거리이다.

(6)을 무차원 미계수 형태로 영점의 위치를 표현하면 아래 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \sqrt{-kZ_a + M_a} &= \sqrt{-\frac{l}{I_y} mV \frac{QS}{mV} C_{Z_\delta} + \frac{QS}{I_y} DC_{M_\delta}} \\ &= \sqrt{-\frac{l}{I_y} QSC_{Z_\delta} + \frac{QS}{I_y} DC_{M_\delta}} \quad (8) \\ &= \sqrt{\frac{QS}{I_y} (-lC_{Z_\delta} + DC_{M_\delta})} \end{aligned}$$

영점(가속도)

$$\begin{aligned} \Delta_{z2} &= b_1s + b_0 \\ &= M_\delta s + M_a Z_\delta - Z_a M_\delta \\ s &= -\frac{M_a Z_\delta - Z_a M_\delta}{M_\delta} \quad (9) \\ &= -\frac{M_a Z_\delta - Z_a M_\delta}{kZ_\delta} \\ &= \frac{1}{k} M_a - Z_a \end{aligned}$$

극점과 영점의 위치는 공력 미계수 중 주로 M_a 와 Z_a 만 이 영향을 미치고 있다. 즉, Z_δ 는 극점과 영점의 위치에 영향을 미치지 않는다. 이는 Z_δ 의 변화가 wingless-tail 제어 유도탄의 under shoot에 영향을 주지 않음을 알 수 있다.

III. 3-루프 가속도 오토파일럿 구조

3-루프 구조는 대공 유도탄 가속도 오토파일럿에 가장 널리 사용되는 구조로 그림 2와 같다[5].

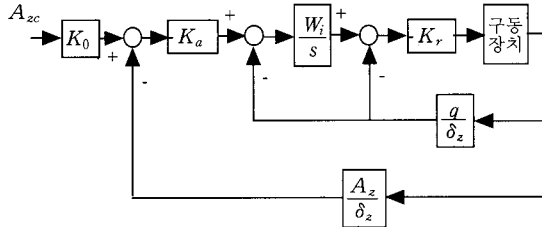


그림 2. 3-루프 구조를 갖는 가속도 오토파일럿.
Fig. 2. The acceleration autopilot with 3-loop structure.

3-루프 구조를 이용한 전체 페루프 시스템의 전달함수는 다음 식과 같다.

$$\frac{q(s)}{a_c(s)} = \frac{(b_1s + b_0)W_iK_r}{s^3 + (a_1 - K_r b_1)s^2 + (a_0 - K_r b_0 - K_r W_i b_1)s - K_r W_i b_0} \quad (10)$$

$$\frac{A_z(s)}{A_{zc}(s)} = \frac{(d_2s^2 + d_1s + d_0)K_a'K_0W_iK_r}{\Delta(s)} \quad (11)$$

여기서,

$$\Delta(s) = s^3 + (a_1 - K_r b_1 + K_a'W_iK_r d_2)s^2 + (a_0 - K_r b_0 - K_r W_i b_1 + K_a'W_iK_r d_1)s + (-K_r W_i b_0 + K_a'W_iK_r d_0)$$

가속도 명령에 대한 전달함수는 3차 시스템으로 2차는 유도탄 자체의 동특성에 의한 것이고 나머지 1차는 제어기의 적분기에 의한 것이다.

IV. 페 루프 관점에서의 응답특성

주어진 공력 데이터로부터 오토파일럿 측면에서 설계 가능한 최선의 응답특성을 파악하는 것은 공력의 사용 여부를 결정할 수 있는 주요 지표가 될 수 있다. 오토파일럿의 설계 한계는 앞서 기술한 바와 같이 구동장치의 대역폭을 근거로 하여 설정할 수 있으나 wingless-tail 제어 유도탄의 경우 유도탄의 영점을 설계의 한계로 설정하는 것이 좀 더 바람직하다. 영점보다 빠른 동특성을 가지도록 페 루프를 설계하는 것은 거의 불가능하므로 이 값을 오토파일럿 설계의 한계로 설정하는 것은 타당하다.

3루프 구조를 갖는 전체 시스템의 페루프 전달함수는 (11)에서 \$d_1\$을 무시하면 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{A_z(s)}{A_{zc}(s)} = \frac{s^2 - \omega_z^2}{(s + r)(s^2 + 2\xi\omega_p s + \omega_p^2)} \quad (12)$$

이제 일반적인 영점과 극점의 위치에 대한 응답특성을 이용하여 영점을 이용한 응답특성의 한계를 설정해보자. (12)

의 단위 계단 응답 특성의 형태는 \$r, \zeta, \omega_p\$ 및 \$\omega_z\$의 값의 상호관계에 의하여 결정된다. 그러므로 \$\omega_z\$를 1로 가정하고 \$r, \zeta, \omega_p\$를 변화시키면서 20%의 under shoot가 되는 점을 구할 수 있다. 그 결과는 그림 3과 같다. 그림 3의 결과를 이용하여 \$r, \zeta, \omega_p\$의 값을 curve fitting 방법을 이용하여 표시하면 (13)과 같이 간략히 표시된다. 그러므로 20% 이하의 under shoot를 얻기 위하여, 주어진 영점에서 배치 가능한 극점 위치는 다음의 관계를 만족하여야 한다.

$$\omega_z > (-0.2929\zeta - 0.1672r^2 + 0.7208r + 0.7607)\omega_p \quad (13)$$

or

$$\omega_z > (-0.2929\zeta + 0.3864r + 0.9)\omega_p$$

20% 이하의 under shoot를 확보를 위한 극점은 \$r\$의 값이 큰 경우에는 주로 \$r\$값에 의하여 한정될 수 있으며 \$r\$의 값이 작은 경우에는 \$\omega_p\$에 값에 의하여 한정됨을 알 수 있다. 수용 가능한 오토파일럿의 응답특성을 고려하여 \$\zeta\$의 값을 0.5로 설정하고 \$r = \omega_p\$인 경우를 생각해 보자. (13)을 이용하면 다음과 같은 관계를 얻을 수 있다.

$$\omega_z > 1.17\omega_p \quad (14)$$

이 관계식을 이용하여 영점의 크기에 따른 오토파일럿의 상승시간을 실제 설계과정을 거치지 않고도 계산할 수 있다. \$\omega_z\$가 주어지면 (14)를 이용하여 \$\omega_p\$를 계산할 수 있으며 \$\zeta\$를 0.5로 가정하였으므로 (12)의 전달함수를 이용하면 상승시간을 계산할 수 있으며 그 결과는 그림 4와 같다. 그림에서 상승시간은 영점의 역수에 비례하는 것을 알 수 있으며 다음과 같이 간략히 표시된다.

$$t_r = \frac{1}{0.29612\omega_z} \quad (15)$$

여기서 알 수 있는 바와 같이 공력 설계의 방향은 시스템의 영점을 가능하면 허수 축에서 멀어지도록 설계하는 것이 바람직하다. 위의 관계를 이용하여 공력 설계 결과에 적당한 구동장치 규격에 대하여 살펴보자. 구동장치의 대역폭은 일반적으로 오토파일럿의 대역폭의 3배 정도로 결정할 수 있

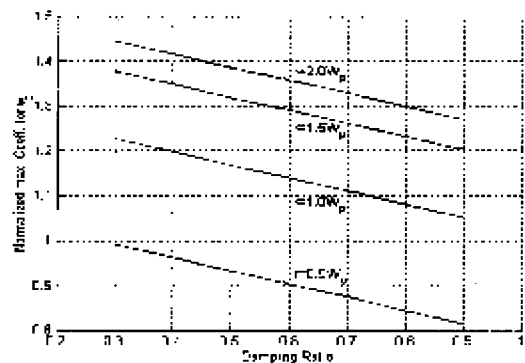


그림 3. 페 루프 극점 배치를 위한 정규화된 계수.
Fig. 3. Normalized coefficient for closed-loop pole placement.

다. 오토파일럿의 가장 빠른 응답특성을 갖는 추진제 연소 후, 해면고도에서 최고속도 조건에서 발생한다. 이 조건에서의 영점의 위치를 고려하여 오토파일럿의 대역폭 ω_{cr} 을 결정할 수 있다.

그림 5는 특정 공력 데이터에 대한 오토파일럿의 주파수 특성을 나타낸 것으로 약 84.5rad/s의 대역폭을 갖는다.

구동장치 대역폭 ω_{act} 을 오토파일럿 대역폭의 3배로 설정하면

$$\omega_{act} = 3 \cdot \omega_{cr} = 3 \cdot 84.5 = 253.5 \text{ rad/s} = 40.4 \text{ Hz}$$

이 된다. 그러므로 주어진 공력을 최대한 활용하기 위해서는 약 40Hz의 대역폭을 갖는 구동장치를 필요로 하게 되며 구동 장치가 이 규격을 만족시키지 못하면 오토파일럿의 응답

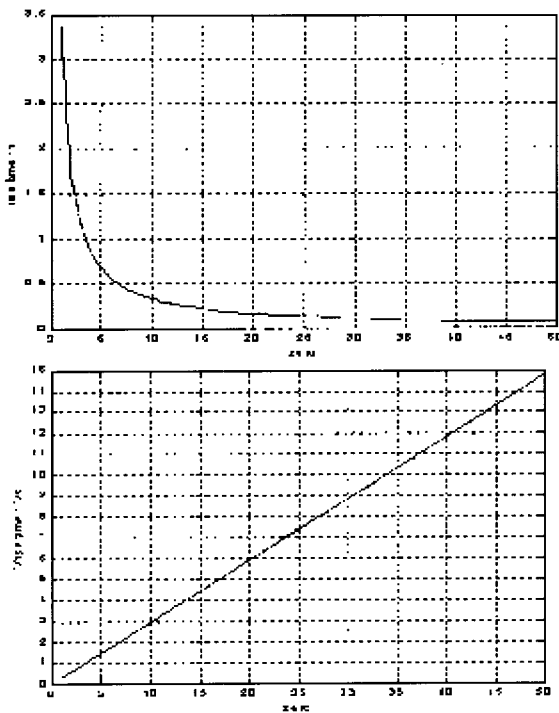


그림 4. 영점의 위치에 따른 상승시간.
Fig. 4. Rising time with zero location.

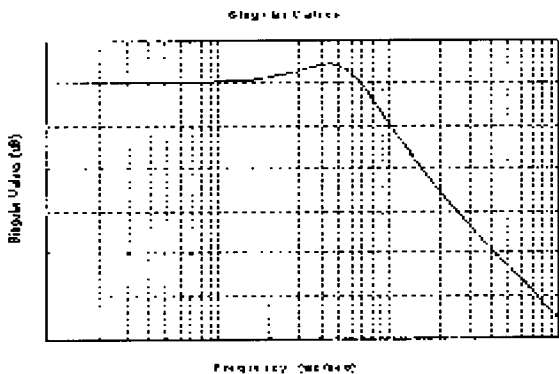


그림 5. 오토파일럿의 주파수 응답특성.
Fig. 5. Frequency response of autopilot.

특성의 한계는 공력 특성이 아닌 구동장치 특성에 의하여 제한된다.

V. 공력설계 방향

공력설계 방향을 설정해 보자. Z_a 는 wingless-tail 제어 유도탄의 경우 거의 일정하다고 생각할 수 있다. 즉 꼬리날개의 위치 및 형상에 의해 거의 바뀌지 않는다. 그러므로 고정된 Z_a 에서 M_a 의 변화를 어떻게 설정하면 유도탄의 영점이 허수축에서 멀어질 수 있는가로 문제를 간략화 할 수 있다. 시스템의 영점은 앞서 기술한 바와 같이 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$s = \pm \sqrt{-kZ_a + M_a}$$

$-kZ_a$ 는 Z_a 가 항상 음이므로 항상 양의 값이 된다. M_a 는 유도탄이 안정한 경우 음의 값을 가지고 유도탄이 불안정한 경우 양의 값을 가진다. 유도탄이 불안정한 경우 M_a 의 값이 양이므로 영점의 값은 커지게 된다. 유도탄이 안정된 경우 M_a 의 값이 음이 되어 영점이 값아지게 되며 이는 응답특성을 제한하게 된다. 그림 6은 특정 공력데이터를 이용하여 Z_a 의 값과 M_a 의 값의 변화에 대한 영점의 위치를 그린 것이다.

그림에서 알 수 있는 바와 같이 Z_a 의 절대값이 큰 경우는 M_a 가 변화여도 영점이 비교적 큰 값을 가지므로 이 값에 의하여 시간응답이 제한되지 않으나, Z_a 의 절대값이 작은 경우 M_a 의 변화에 따라 영점의 값이 매우 작아지게 되며 작아진 영점은 전체 시스템의 응답을 제한하게 된다. 즉, Z_a 가 절대값이 작으면서 지나치게 안정되게 설계하면 시스템의 응답이 매우 저하됨을 보여준다.

이제 불안정한 정도를 설정해보자. 시스템의 불안정 정도는 다음과 같이 제한된다. 오토파일럿 설계의 제한의 주요 요소 중의 하나는 구동장치이다. 앞서 언급한바와 같이 3-루프 구조의 오토파일럿을 사용하는 경우 구동장치의 대역폭의 1/3정도를 3-루프 구조의 이득교차 주파수(Gain Crossover Frequency)로 설정하는 것이 일반적이다.

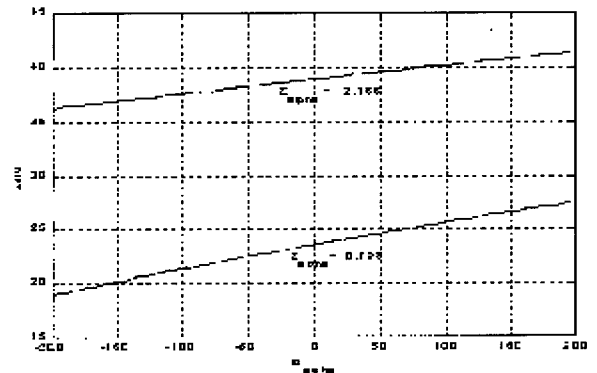


그림 6. M_a 변화에 대한 영점의 위치.
Fig. 6. Zero location with respect to M_a variation.

$$\omega_{cr} = \frac{1}{3} \omega_{act}$$

여기서, ω_{cr} 은 3루프 구조의 이득교차 주파수이고, ω_{act} 는 구동장치 대역폭이다.

3-루프 구조에서 ω_{cr} 은 다음 식으로 근사화된다.

$$\omega_{cr} = K_r |M_\delta| \tag{16}$$

또한, 루프 구조를 이용하여 안정된 오토파일럿을 설계할 수 있는 조건은 다음과 같이 나타낼 수 있다. (10)의 각속도 루프 전달함수 식에서 시스템이 안정하기 위한 조건은 다음과 같다.

$$a_0 - K_r b_0 - K_r W_i b_1 > 0 \tag{17}$$

위 식에 (3)과 (4)의 a_0 , b_0 , b_1 값을 대입하고, $M_\delta = kZ_\delta$ 식을 이용하여 정리하면,

$$M_\alpha < \frac{-k W_i \omega_{cr} + k Z_\alpha \omega_{cr}}{-k + \omega_{cr}} \tag{18}$$

위 식에서 $k \gg \omega_{cr}$ 이라고 가정하면 다음과 같이 간략화된 식을 얻게 된다.

$$M_\alpha < \omega_{cr} (W_i - Z_\alpha) \tag{19}$$

결론적으로, (19)에서 ω_{cr} , W_i 의 값이 주어지면 M_α 값의 범위를 구할 수 있게 된다. 이 식에서 알 수 있듯이 공력이 불안정 (M_α 가 양의 값인 경우)하면서 Z_α 값이 작은 경우 시스템을 안정시키기 위해서는 3-루프 구조의 적분기 이득 W_i 가 매우 커져야 함을 알 수 있다.

VI. 오토파일럿 응답특성 예측

이제 영점의 변화 폭을 이용하여 다시 한번 공력 설계 결과에 대한 오토파일럿의 응답 특성 한계를 생각해 보자. 고정된 마하수에서 하나의 이득 조합으로 공력변화 범위를 모두 고려하는 경우(기존 유도탄 오토파일럿 설계에 사용되는 가장 일반적인 방법) 응답특성의 한계는 다음과 같이 설정할 수 있다. 오토파일럿은 먼저 가장 빠른 영점 동력학을 갖는 곳에서 설계된다. 이 설계 결과를 가장 느린 영점에 적용하게 되면(전체 전달함수에서 영점의 위치만 바꿈) 응답특성이 매우 좋지 않을 것이다. 그러나 이러한 개념의 적용을 위해서는 빠른 응답특성에서의 극점의 위치는 플랜트 자체의 극점과 이득이 고려된 것이어야 한다. 그러므로 시간응답의 차이를 알기 위해서는 극점의 위치를 고려해야만 한다.

동일한 속도에서의 응답차이는 Z_α 가 비교적 큰 경우 M_α 와 변화가 주요 원인이 된다. 그러나 동일한 M_α 의 변화에서도 다른 공력계수의 상관관계에 의하여 시스템의 응답속도가 차이 나고 있다. 이러한 응답속도의 차이가 작도록 하려면

공력 미계수 중 어떤 것이 변화해야 하는가를 검토해 보자. 페루프 전달함수의 분모는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\Delta = s^3 + p_2 s^2 + p_1 s + p_0 \tag{20}$$

여기서,

$$p_2 = a_1 - K_1 b_1 + K_3 d_2 = -(Z_\alpha + M_\alpha) - K_1 M_\delta + K_3 Z_\delta \left(\frac{V}{9.8}\right)$$

$$p_1 = a_0 - K_1 b_0 - K_2 b_1 + K_3 d_1 = Z_\alpha M_\alpha - M_\alpha - K_1 \lambda - K_2 M_\delta + K_3 Z_\delta M_\alpha \left(-\frac{V}{9.8}\right)$$

$$p_0 = -K_2 b_0 + K_3 d_0 = -K_2 \lambda + K_3 (-\lambda) \frac{V}{9.8}$$

$$\lambda = M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta$$

$$K_1 = K_r$$

$$K_2 = K_r W_i$$

$$K_3 = K_r W_i K_\alpha'$$

고정된 속도에서 공력 미계수는 M_α 를 제외하고는 거의 일정하므로, 시스템이 벅크각이나 받음각에 관계없이 일정한 응답을 나타내려면 p_1 , p_0 항이 M_α 에 관계없이 일정하면 된다.

$$p_0 = -K_2 \lambda - K_3 \lambda \frac{V}{9.8} = (-K_2 - K_3 \frac{V}{9.8})(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)$$

$$p_1 = Z_\alpha M_\alpha - M_\alpha - K_1 \lambda - K_2 M_\delta + K_3 Z_\delta M_\alpha \left(-\frac{V}{9.8}\right) \approx -M_\alpha - K_1 \lambda - K_2 M_\delta = -M_\alpha - K_1 (M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta) - K_2 M_\delta = -M_\alpha (1 + K_1 Z_\delta) + K_1 Z_\alpha M_\delta - K_2 M_\delta$$

p_0 와 p_1 의 값이 M_α 의 변화에 영향을 적게 받도록 다른 공력 미계수들이 설정되어야 한다. 그림 7은 M_α 와 Z_α 의 변화에 대한 실근의 변화를 나타낸 것이다. 속도가 일정한 경우

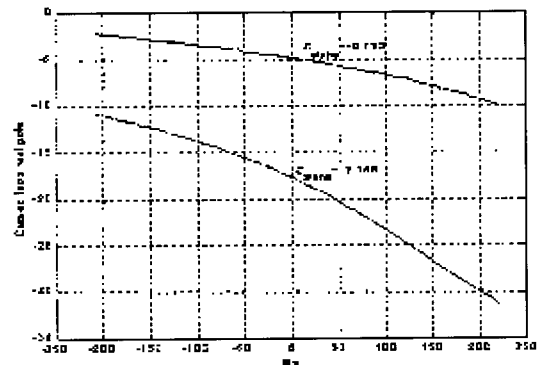


그림 7. Z_α 와 M_α 의 변화에 의한 페루프 실 극점.
Fig. 7. Closed-loop real pole with respect to Z_α and M_α variations.

에 가장 느린 응답특성은 페 루프 응답특성은 실근의 위치에 따라 결정되므로 실근의 위치가 음의 방향으로 커지는 것이 유리하다. Z_a 가 작을수록 M_a 가 음의 방향으로 클 수록(안정 할수록) 전체 시스템의 응답은 매우 느린 특성을 나타낸다. 또, 동일한 속도에서 하나의 이득 세트에 제어하는 경우 응답특성의 차이는 Z_a 값의 차에 따라 좌우된다.

VII. 결론

본 논문에서는 유도탄의 동특성 중 영점을 이용하여 유도탄의 응답성능의 한계를 설정하였고, 이를 기반으로 공력 특성을 검토하였으며 유도탄 형상 설계방향을 제시하였다.

안정된 쪽의 M_a 의 값은 Z_a 와 관련된 영점의 위치에 의해서 결정되고, 이 영점은 시간응답 특성에 제한을 가하게 된다. 한편, 불안정한 쪽의 M_a 의 값은 3-루프 구조의 이득교차 주파수 제한 조건에서 한정되며 결과적으로 이 값 역시 Z_a 의 값에 의하여 결정된다. Z_a 는 거의 일정한 wingless-tail 제어 유도탄의 경우, 빠른 시간응답을 얻기 위해서는 불안정한 쪽으로 공력설계가 이루어져야 하며 불안정한 정도 역시 3-루프 구조에 의해서 제한된다. 또한, 유도탄의 turning rate는 각속도 루프의 영점으로 이 값 역시 Z_a 에 의하여 좌우된다. 그러므로 Z_a 가 작은 경우 저속, 고고도에서의 wingless-tail 제어 유도탄의 응답 특성은 제한될 수 밖에 없다.

본 연구에서 제시한 유도탄 응답특성과 공력과의 관계를 이용하면 구체적인 오토파일럿 설계 없이 유도탄의 응답특성을 예측할 수 있을 뿐 아니라 구동장치 규격 결정에도 사용될 수 있다. 또 유도탄 공력 설계 및 형상 설계에 많은 도움이 될 것이다.

참고문헌

- [1] Kenneth E. Cockeham, "The effect of autopilot configuration on missile response," *Naval Postgraduate School*, 1989.
- [2] P. Apkarian and Journal-M. Biannic, "Self-scheduled H_∞ control of missile via linear matrix inequalities," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 18, No. 3, pp. 532-538, May-June 1995.
- [3] J. J. Zhu and M. C. Mickle, "Missile autopilot design using a new linear time-varying control technique," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 1, pp. 150-157, January-February 1997.
- [4] J.-H. Oh and I.-J. Ha, "Missile autopilot design via functional inversion and time-scaled transformation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 33, No. 1, pp. 64-76, January 1997.
- [5] F. W. Nesline and M. L. Nesline, "How autopilot requirements constrain the aerodynamic design of homing missiles," *Proceedings of American Control Conference*, Vol. 2, pp. 716-730, 1984.



김 윤 식

1961년 1월 1일생. 1984년 성균관대학교 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1986), 동대학원 박사(2000), 1986~현재 국방과학연구소 유도조종기법팀 선임연구원, 관심분야는 비행체의 지능제어, 비선형 제어, 강인제어.



김 승 환

1966년 8월 29일생. 1989년 인하대학교 전기공학과 졸업. 동대학원 석사(1991), 1991~현재 국방과학연구소 유도조종기법팀 선임연구원, 관심분야는 비행체의 비선형 제어, 적응제어, 강인제어.