'93 한국자동제어학술회의논문집 (1993.10.20~22)

자세제어방식 유도탄에 대한 유도법칙의 적분기 초기치 선정

°윤원식, 류창경, 조항주
국방과학연구소

Integrator Initial Value Selection in the Guidance Laws for Attitude Controlled Missile

°Won-Sik Yun, Chang-Kyung Ryoo, Hangju Cho
Agency for Defense Development

Abstract

Guidance commands for attitude controlled missiles inevitably take the form of attitude angle commands. On the other hand, many guidance laws compute the accelerations required to achieve their goals. Therefore some integrators must be in use for the attitude controlled missiles to implement the guidance laws. Naturally, the use of the integrator raises the problem of choosing a proper initial value. In this paper, we compute the integrator initial value which minimizes the terminal miss and show that if the total flight time of the mission is long enough, the "optimal" initial value becomes some multiple of the initial heading error or of the given impact angle to the target. We demonstrate the validity of the analysis by showing some linear and nonlinear simulation results.

1. 서론

최적제어 이론을 적용하여 얻어지는 많은 유도법칙들은 유도명령이 가속도 형태로 산출된다. 자세제어방식 유도탄에 가속도 형태의 명령을 산출하는 유도법칙을 적용하기 위해서는 산출된 유도명령을 자세각 명령으로 변환시켜 주어야 한다. 유도탄 속도가 일정한 경우에는 가속도의 적분치가 자세각의 증감분에 비례하므로, 가속도 명령으로부터 자세각 명령을 얻는 과정에서 적분기가 필요하다. 이 경우 이 적분기 초기치는 종말 유도오차에 영향을 미치며, 유도시스템 설계자에게 추가 설계 파라미터로서 주어진다.

본 논문에서는 유도오차를 최소화하는 관점에서 두 가지 유도법칙에 대한 적분기 초기치 선정문제를 다루었다. 이 유도법칙들 중 하나는 유도탄 유도에 널리 사용되고 있는 PNG 법칙이며(2 장), 다른 하나는 충돌각과 조종장치 1 차 응답 시간지연을 고려하여 산출된 최적유도법칙이다(3 장). 이 논문에서는 고정된 목표물에 대한 유도문제만을 고려한다. 유도오차를 최소화하기 위한 적분기 초기치를 결정하기 위해 적분기 초기치 및 초기헤딩(Heading)오차 그리고 주어진 충돌각에 따른 유도오차를 해석적으로 산출하고, 이 산출 결과들로부터 총 유도오차를 최소화할 수 있는 적분기 초기치를 선정하였다. 이렇게 선정된 적분기 초기치는 여러 파라미터들의 복잡한 함수로 주어지나, 총 비행시간이 큰 경우에는 초기헤딩오차 또는 충돌각의 배수로 간략화 될 수 있다. 위와 같은 해석결과의 정당성을 보이기 위하여 조종장치 1 차 응답시간 지연을 고려한 Adjoint 기법에 의한 시뮬레이션 결과와 비선형 Kinematics 와 가속도제한을 고려한 비선형 시뮬레이션 결과를 아울러 도시한다.

2. PNG 법칙 사용시의 σ_{c0} 선정

이 절에서는 고정된 목표물에 대하여 PNG 유도법칙을 적분하여 자세각 유도명령으로 사용할 경우, 유도거리오차를 최소화하는 적분기의 초기치 선정방법에 대하여 살펴본다. 먼저 유도탄과 목표물 사이의 Engagement Geometry 를 나타내면 그림 1 과 같다.

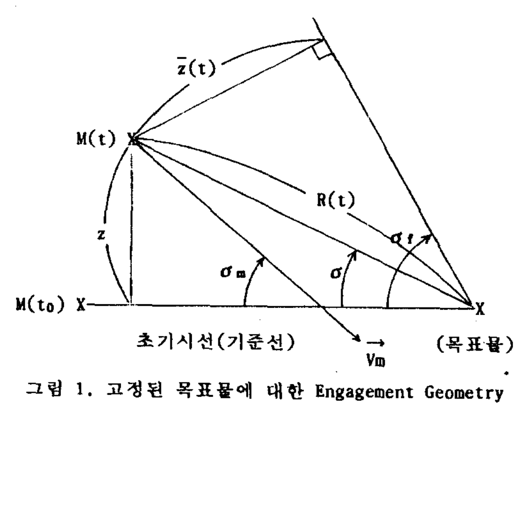


그림 1. 고정된 목표물에 대한 Engagement Geometry

유도탄의 속도크기 V_m 이 일정하다고 가정하면 그림 1 로부터

$$\dot{R}(t) = -V_m \cos(\sigma_m(t)-\sigma(t))$$

$$\dot{\sigma}(t) = V_m \sin(\sigma(t)-\sigma_m(t))/R(t) \qquad (1)$$

$$\dot{y}(t) \equiv \dot{z}(t)/V_m = -\sin\sigma_m(t)$$

이고, 식 (1) 은 σ, σ_m 이 작은 경우 $R(t) \simeq V_m t_{go}$ 이므로

$$\dot{y}(t) = -\sigma_m(t), \qquad y(0)=y_0$$
$$\dot{\sigma}(t) = (\sigma-\sigma_m)/t_{go}, \qquad \sigma(0)=\sigma_0 \qquad (2)$$

와 같이 선형화 할 수 있다(여기서 $t_{go}=t_f-t$, t_f 는 목표물과의 충돌시점).

또한, 그림 1 에서 $y(t) = R(t)/V_m \sin\sigma(t)$ 이므로 $y(t) = (t_f-t)\ \sigma(t)$ 로 간략화할 수 있다. 이제 PNG 유도법칙은

$$a_c(t) = N\ V_m\ \dot{\sigma}(t) \qquad (3)$$

와 같이 주어진다([2]). 여기서 N 은 항법상수이며, 통상적으로 3~5 사이의 값이 사용된다. 식 (3) 의 PNG 유도명령 a_c 는 가속도명령이므로 자세제어방식 유도탄에 적용하려면 자세각명령의 형태로 계산해 주어야 한다. 자세각명령을 σ_c 라 할 때, $a_c(t) = V_m\dot{\sigma}_c(t)$ 가 되므로 식 (3) 의 PNG 법칙은

$$\dot{\sigma}_c(t) = N\ \dot{\sigma}(t) \qquad (4)$$

과 같다. $\sigma(0) = 0$ 이므로 윗 식을 적분하면

$$\sigma_c(t) = N\ \sigma(t) + \sigma_{c0} \qquad (5)$$

이 되며 여기에서 σ_{c0} 는 PNG 유도명령 $\dot{\sigma}_c$ 에 대한 적분기의 초기치이다. 이제 식 (5) 의 유도명령을 시정수가 $1/\alpha$ 인 1 차 응답시간지연을 갖는 자세제어방식 유도탄에 적용할 경우에 유도거리오차를 고려하여 보자. 유도거리오차를 해석적으로 구하기 위하여 다음과 같이 선형화된 유도시스템을 고려한다.

$$\dot{y}(t) = -\sigma_m(t), \qquad y(0)=0$$
$$\dot{\sigma}_m(t)= -\alpha\ \sigma_m(t)+\alpha\ \sigma_c(t), \qquad \sigma_m(0)=\sigma_{m0} \qquad (6)$$
$$\sigma_c(t)= N\sigma(t)+\sigma_{c0} = N\ y(t)/(t_f-t)+\sigma_{c0}$$

여러 t_f 값에 따른 유도거리오차 $y(t_f)$ 를 살펴보기 위하여 Adjoint 기법을 사용하자(아래에 설명하는 해석방법은 [2] 에 기술된 가속도제어방식 유도탄에 대한 PNG 유도오차 해석방법을 응용한 것이다). 식 (6) 에 대한 Adjoint System 은 그림 2 와 같다

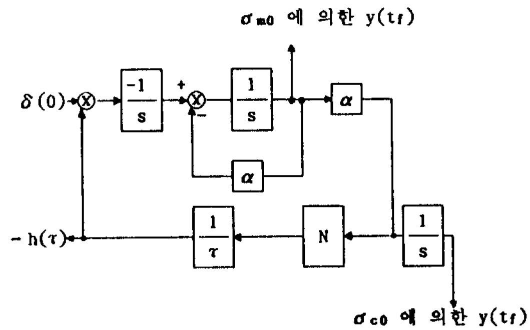


그림 2. PNG 유도법칙에 대한 Adjoint System

그림 2 는 그림 3 과 같이 간략하게 표현할 수 있다. 따라서

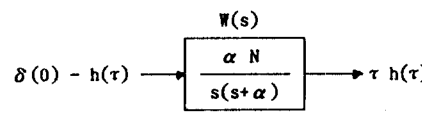


그림 3. 간략하게 표현한 블록선도

$$\tau\ h(\tau) = \int_0^\tau W(x)[\delta(\tau-x)-h(\tau-x)]\ dx \qquad (7)$$

의 관계식을 얻을 수 있고, 이를 Laplace 변환하면

$$-\frac{d}{ds}H(s) = W(s)\ [1-H(s)] \qquad (8)$$

와 같다. 식 (8) 의 미분방정식을 풀면

$$H(s) - 1 = -\left(\frac{s}{s+\alpha}\right)^N \qquad (9)$$

가 된다([2] 참조). σ_{m0} 와 σ_{c0} 에 의한 $y(t_f)$ 를 각각 MD_{m0}, MD_{c0} 라 하면 식 (9) 과 그림 2 로부터

$$MD_{m0}(s)=-\frac{s^{N-1}}{(s+\alpha)^{N+1}}, \quad MD_{c0}(s)=-\frac{\alpha s^{N-2}}{(s+\alpha)^{N+1}} \qquad (10)$$

가 되며, t_f 에 따른 $MD_{m0}(t_f)$ 및 $MD_{c0}(t_f)$ 는 식 (10) 을 역 Laplace 변환을 하여 쉽게 구해진다. 예를 들어, N=3 인 경우에는

$$MD_{m0}(t_f)=-\exp(-\alpha t_f)[\alpha t_f-(\alpha t_f)^2+(\alpha t_f)^3/6]/\alpha$$
$$MD_{c0}(t_f)= \exp(-\alpha t_f)[-(\alpha t_f)^2/2+(\alpha t_f)^3/6]/\alpha \tag{11}$$

이다. 따라서, $MD_{m0}(t_f) + MD_{c0}(t_f)=0$ 가 되는 σ_{c0} 는

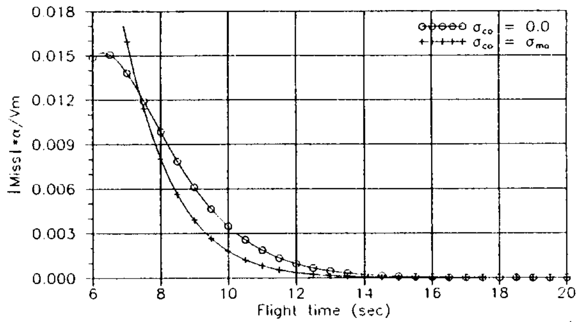
$$\sigma_{c0} = \frac{-6 + 6\alpha t_f - \alpha^2 t_f^2}{3\alpha t_f - \alpha^2 t_f^2}\sigma_{m0} \tag{12}$$

과 같이 주어진다. 그러나, 식 (12) 을 실제로 적용하려면 총 비행시간 t_f 를 비행 전에 예측하여야 하는 문제점이 있으며, t_f 의 정확한 추정은 일반적으로 쉽지 않다. $N \geq 2$ 인 경우에 식 (10) 을 Partial Fraction 으로 전개하면 $1/(s+\alpha)^{N+1}$ 항의 계수가 $MD_{m0}(t_f)$ 와 $MD_{c0}(t_f)$ 의 경우에 크기가 같고 부호가 반대됨을 알 수 있다. 따라서 역 Laplace 변환을 하였을 때 t_f 의 최고 차항의 크기가 역시 크기가 같고 부호가 반대가 된다. 따라서 t_f 가 충분히 큰 경우에는 유도거리오차를 최소화하기 위하여

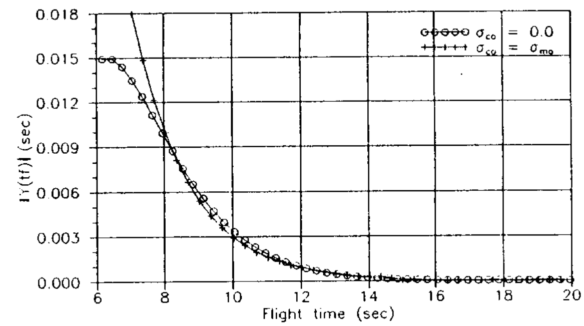
$$\sigma_{c0} = \sigma_{m0} \tag{13}$$

와 같이 근사적으로 설정하여도 됨을 알 수 있다. 그러나 N=1 인 Pursuit Guidance 의 경우에는 총 유도거리오차가 $MD_{c0} \simeq -1/\alpha$ 이므로($MD_{m0} \simeq 0$ for $t_f \gg 1$) $\sigma_{c0} = 0$ 으로 하여야 할 것이다. t_f 가 큰 경우에 유도명령의 적분기 초기값 σ_{c0} 를 σ_{m0} 와 같게 설정하는 것이 타당한 것인지 살펴보기 위하여 N=3 인 경우에 식 (10) 에서 구한 Closed-Form Solution 을 이용한 유도거리오차와 비선형 Kinematics(식(1)) 를 사용한 유도거리오차를 비교하여 보았다.

그림 4 의 결과를 보면 두 가지 경우의 결과가 거의 비슷한 경향을 보인다. (b) 의 결과에서는 $\sigma_{c0} = 0$ 인 경우와 $\sigma_{c0} = \sigma_{m0}$ 인 경우의 차이가 (a) 에 비해 매우 미미한 것으로 보이나 유도탄의 속도와 시간지연이 매우 큰 경우를 고려하면 그에 비례하여 유도거리오차도 커지므로 $\sigma_{c0} = \sigma_{m0}$ 로 하는 것이 바람직하리라 본다. 더우기, 그림 5 의 결과에서 보듯이 t_f 에 대하여 유도거리오차의 경향을 보는 대신에 유도거리에 대한 유도거리오차의 경향을 본다면 $\sigma_{c0} = \sigma_{m0}$ 로 하는 것이 유도거리오차를 줄일 수 있는 방안이 된다. 그 이유는 $\sigma_{c0} = \sigma_{m0}$ 인 경우가 $\sigma_{c0} = 0$ 인 경우에 비해 동일한 초기 유도거리를 놓고 볼 때 총 비행시간 t_f 가 증가하기 때문에 같은 t_f 에 대하여 비교하는 것보다 유도거리오차가 감소하기 때문이다. 가속도명령에 제한을 가하는 경우에는 그림 6 에서 보는 바와 같이 $\sigma_{c0} = \sigma_{m0}$ 인 경우가 $\sigma_{c0} = 0$ 인 경우에 비해서 유도거리오차가 크게 감소하였다.



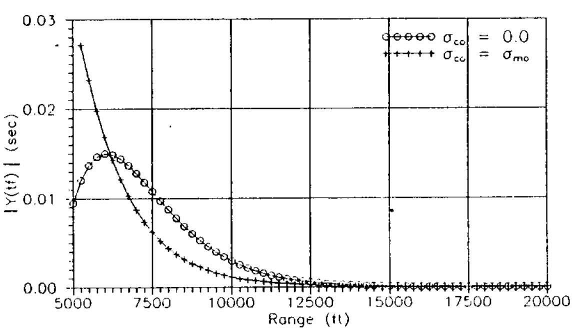
(a) Closed-Form Solution (σ_{m0}=1)



σ_{m0}=1, Vm=1000 (ft/sec), α=1

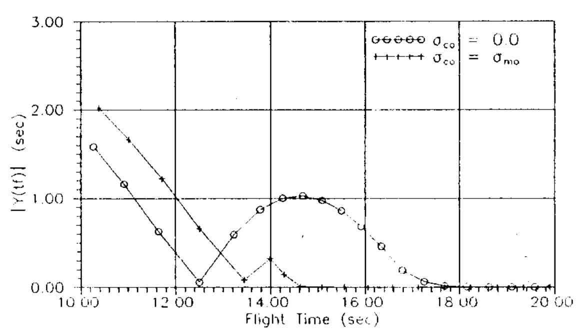
(b) 비선형 Kinematics 를 고려한 경우

그림 4. PNG 를 사용하였을 때 유도거리오차

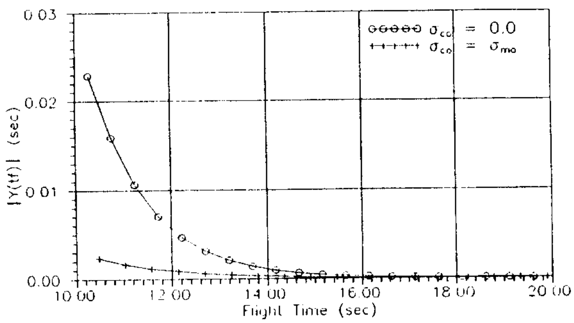


σ_{m0}=1, Vm=1000 (ft/sec), α=1

그림 5. 초기유도거리에 따른 유도거리오차 (비선형)



(a) 가속도 제한이 5g 인 경우



(b) 가속도 제한이 10g 인 경우

$\sigma_{m0}=1$, $V_m=1000$ (ft/sec), $\alpha=1$

그림 6. 가속도 제한에 따른 유도거리오차 비교

3. 충돌각을 고려한 최적유도법칙 적용시의 선정

Soft Constraint 로서 거리유도오차 이외에 표적충돌각을 고려하는 최적유도법칙은 여러 유도상황에 적절하도록 각 구속조건의 가중치를 조절할 수 있다는 장점을 가진다. 표적충돌각을 고려한 최적유도법칙 또한 가속도 형태의 유도명령을 산출하므로 이를 자세제어방식 유도탄에 적용하기 위해서는 적분기를 필요로 하며, 이에 따른 적분기 초기값 선정문제가 대두된다. 본 절에서는 종말 거리유도오차와 충돌각오차를 최소화 할 수 있는 적분기 초기치 선정방법과 총 유도에너지를 최소화 할 수 있는 적분기 초기치 선정에 관하여 알아보고 종말 구속조건 가중치와의 관계를 기술한다.

운동방정식

식 (6) 에서 조종장치에 대한 자세각명령식을 다음과 같이 바꾸고

$$\dot{\sigma}_c(t) = u(t) \ (= a_c/V_m) \tag{14}$$

이를 $\sigma_m - \sigma_f = 0$ 부근에서 선형화하면 다음과 같다.

$$\dot{\overline{\sigma}}_m(t) = -\alpha\overline{\sigma}_m(t) + \alpha\overline{\sigma}_c, \quad \overline{\sigma}_m(0) = \overline{\sigma}_{m0}$$

$$\dot{\overline{\sigma}}_c(t) = u(t) \qquad , \ \overline{\sigma}_c(0) = \overline{\sigma}_{c0} \tag{15}$$

$$\dot{\overline{y}}(t) = -\overline{\sigma}_m(t) \qquad , \ \overline{y}(0) = \overline{y}_0$$

여기서

$\overline{\sigma}_m = \sigma_m - \sigma_f$, $\overline{\sigma}_c = \sigma_c - \sigma_f$, $\overline{y} \simeq R(\sigma - \sigma_f)/V_m$

로 주어지며, σ_f, σ_c, σ 는 각각 표적충돌각과 자세각명령 그리고 시선각이다.

최적유도법칙([3], [4])

$\overline{y}(t_f)$ 와 $\overline{\sigma}_m(t_f)$ 를 Soft Constraint 로 고려하는 최적제어문제는 다음과 같다.

Given t_f, minimize

$$J = \frac{a}{2}\overline{\sigma}_m(t_f)^2 + \frac{b}{2}\overline{y}(t_f)^2 + \frac{1}{2}\int_0^{t_f} u^2 dt \tag{16}$$

subject to the system equation (15)

여기서 a, b 는 종말 충돌각오차와 거리유도오차 구속조건에 주어지는 가중치들이다. 위 최적제어문제를 풀면 다음과 같은 최적제어해를 얻을 수 있다.

$$u(t) = \frac{b}{\alpha}\overline{y}(t_f)\{\alpha t_{go} - 1 + \exp(-\alpha t_{go})\} - a\overline{\sigma}_m(t_f)\{1 - \exp(-\alpha t_{go})\} \tag{17}$$

여기서

$t_{go} = t_f - t$,

$$\overline{y}(t_f) = \frac{1}{\Delta(t_f)}\Big\{-\frac{\overline{y}_0}{2\alpha}(2\alpha + aG(t_f)) + \frac{\overline{\sigma}_{m0}}{2\alpha^2}\Big[(2\alpha + aG(t_f))h_2(t_f) - aG_1(t_f)\exp(-\alpha t_f)\Big] + \frac{\overline{\sigma}_{c0}}{2\alpha^2}\Big[(2\alpha + aG(t_f))h_1(t_f) - aG_1(t_f)h_2(t_f)\Big]\Big\} \tag{18}$$

$$\overline{\sigma}_m(t_f) = \frac{1}{\Delta(t_f)}\Big\{-\frac{\overline{y}_0}{2\alpha^2} b F(t_f) + \frac{\overline{\sigma}_{m0}}{2\alpha^3}\Big[bF(t_f)h_2(t_f) - (2\alpha^3 + bF_1(t_f))\exp(-\alpha t_f)\Big] + \frac{\overline{\sigma}_{c0}}{2\alpha^3}\Big[bF(t_f)h_1(t_f) - (2\alpha^3 + bF_1(t_f))h^2(t_f)\Big]\Big\} \tag{19}$$

$\beta = \alpha t_f$

$h_1(t_f) = 1 + \beta + \exp(-\beta)$

$h_2(t_f) = 1 - \exp(-\beta)$

$F(t_f) = 1-2\beta+\beta^2-2(1-\beta)\exp(-\beta)+\exp(-2\beta)$

$G(t_f) = -3 + 2\beta + 4\exp(-\beta) - \exp(-2\beta)$

$F_1(t_f) = 1+2\beta-2\beta^2+\frac{2}{3}\beta^3-4\beta\exp(-\beta)-\exp(-2\beta)$

$G_1(t_f) = F(t_f)$

$$\Delta(t_f) = -\{1+\frac{bF_1(t_f)}{2\alpha^3} + \frac{aG(t_f)}{2\alpha} + \frac{ab}{4\alpha^4}(F_1(t_f)G(t_f) - F(t_f)G_1(t_f))\}$$

실제 유도시스템에 적용하는 상태변수 궤환 형태의 식은 위에 기술된 식을 이용하여 얻을 수 있다[3].

종말오차를 최소화하는 σ_{co} 선정

자세제어방식 조종장치에 대한 유도명령은 자세각명령 σ_c 이며, 식 (17) 로 계산되는 u 는 한번 적분된 후 조종장치에 제공된다. 따라서 자세제어방식 조종장치를 사용하는 경우 유도명령 계산에 적분기가 존재하게 되며, 이 적분기의 초기치 σ_{co} 는 궁극적인 유도성능에 영향을 미친다.

일반적으로 만족할 만한 유도오차를 얻기 위해서는 조종장치 시정수의 7 ~ 8 배의 t_f 가 확보되어야 하며,

따라서 $t_f \gg 1$ 인 가정하에서 식 (18) 와 식 (19) 은 다음과 같이 근사화 할 수 있다.

$$\bar{y}(t_f) \simeq \frac{12}{b t_f^2}\left\{ \frac{\bar{y}_0}{t_f} - \frac{1}{2}\,\overline{\sigma}_{c0} \right\}$$

$$\overline{\sigma}_m(t_f) \simeq \frac{6}{a t_f}\left\{ \frac{\bar{y}_0}{t_f} - \frac{1}{3}\,\overline{\sigma}_{c0} \right\}$$

여기에서

$$\bar{y} = \frac{R}{V_m}\sin(\sigma - \sigma_f) \simeq t_{go}(\sigma - \sigma_f)$$

로 근사할 수 있다. 그리고 $\overline{\sigma}_{co} = \sigma_{co} - \sigma_f$ 이며 $\sigma(0) = 0$ 에 대해서 $\bar{y_o} \simeq -t_f \sigma_f$ 로 쓸 수 있으므로 이를 정리하면

$$\bar{y}(t_f) \simeq -\frac{6}{b t_f^2}\left\{ \sigma_f + \sigma_{c0} \right\} \tag{20}$$

$$\overline{\sigma}_m(t_f) \simeq -\frac{2}{a t_f}\left\{ 2\sigma_f + \sigma_{c0} \right\}$$

로 쓸 수 있다. 따라서 $\bar{y}(t_f)$ 또는 $\overline{\sigma}_m(t_f)$ 를 0 으로 하는 적분기 초기치는 다음과 같이 개략적으로 주어진다.

$$\sigma_{co} \simeq -\sigma_f \ \text{for}\ y(t_f) = 0$$
$$\sigma_{co} \simeq -2\sigma_f \ \text{for}\ \sigma_m(t_f) = \sigma_f \tag{21}$$

총 유도에너지를 최소화하는 σ_{co} 선정

식 (20) 으로 근사된 거리유도오차와 충돌각오차를 식 (17) 에 대입하면 근사적인 가속도 유도명령을 얻을 수 있다.

$$u(t) \simeq -\frac{6}{\alpha t_f^2}\left\{\sigma_f + \sigma_{c0}\right\}\{\alpha t_{go} - 1 + \exp(-\alpha t_{go})\} + \frac{2}{t_f}\left\{2\sigma_f + \sigma_{c0}\right\}\{1 - \exp(-\alpha t_{go})\} \tag{22}$$

총 유도에너지를 최소화하는 적분기 초기치는 다음과 같이 계산된다.

$$\frac{\partial}{\partial \sigma_{co}}\left[\int_0^{t_f} u^2 dt \right] = 0 \longrightarrow \sigma_{co} \simeq -\sigma_f \tag{23}$$

이 결과는 종말 거리유도오차를 최소화하는 적분기 초기치와 동일하다.

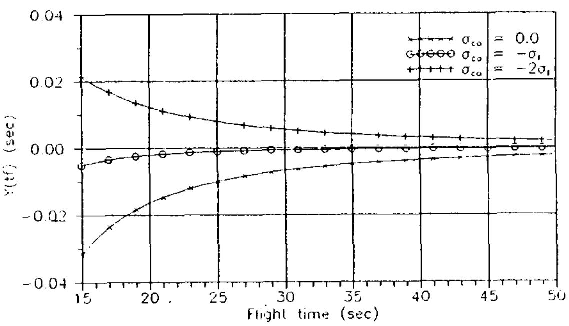
이상에서 언급한 바와 같이 $t_f \gg 1$ 인 경우 종말오차를 최소화하는 적분기 초기치나 총 유도에너지를 최소화하는 적분기 초기치는 2 절에서 설명한 PNG 의 경우와는 달리 유도탄의 초기헤딩오차 σ_{mo} 나, 각 구속조건의 가중치 a, b 의 영향보다 σ_f 에 의하여 크게 좌우된다. 가중치를 증가시키면 이론상 동일한 t_f 에 대해 유도오차나 충돌각오차를 모두 감소시킬 수 있으며 이 경우에도 동일한 경향을 나타낸다.

시뮬레이션

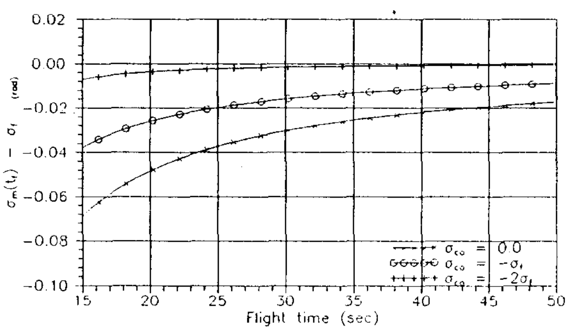
이상에서 설정한 적분기 초기치 설정의 타당성을 검증하기 위하여 선형화된 시스템 방정식의 Adjoint 시뮬레이션과 가속도명령제한을 포함하는 비선형 Kinematics 에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션을 위한 각 파라미터들은 다음과 같은 조건을 갖는다고 하였다.

$$\alpha = 1,\ a = 5,\ b = 1.2,\ \sigma_m(0) = \sigma_f,\ \sigma_f = 1\ \text{rad.}$$

그림 7 에 나타낸 바와 같이 Adjoint 시뮬레이션 결과는 $t_f \gg 10$ sec 이면 $\sigma_{co} = -\sigma_f$ 일 경우 $y(t_f)$ 를 가장 작게 하고, $\sigma_{co} = -2\sigma_f$ 일 경우 $\sigma_m(t_f)$ 를 σ_f 에 가장 근접하게 함을 알 수 있다. 그림 8 와 그림 9 에 나타낸 가속도명령제한을 포함하는 비선형 시스템에 대한 시뮬레이션 결과 또한 동일한 경향을 보여 준다. 특히 가속도명령제한값이 클 수록 Adjoint 시뮬레이션 결과에 근접하고 있음을 알 수 있다. 위 시뮬레이션 조건의 $\sigma_m(0)$ 를 변화시켜도 유사한 경향을 볼 수 있다.

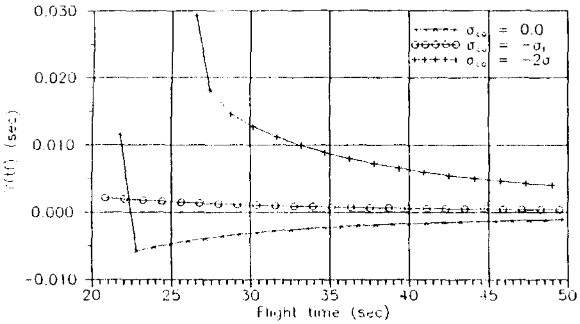


(a) $y(t_f)$ 의 Adjoint 시뮬레이션

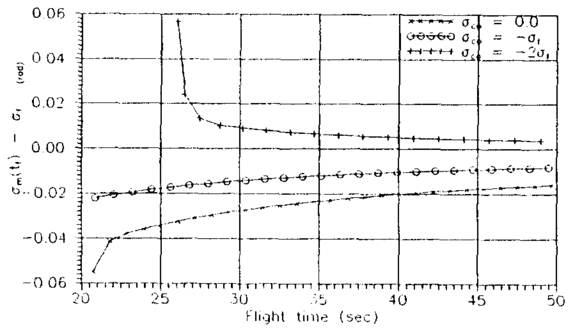


(b) $\sigma_m(t_f)$ 의 Adjoint 시뮬레이션

그림 7. 적분기 초기값 변화에 따른 최적유도법칙의 Adjoint 시뮬레이션 결과 비교

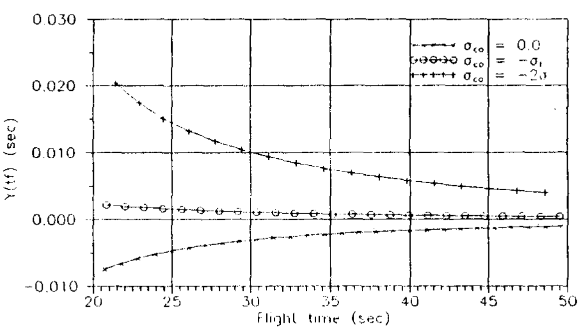


(a) 5g Limiter 를 가질 경우 y(tf)

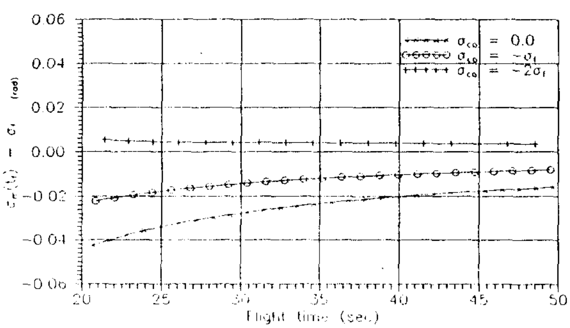


(b) 5g Limiter 를 가질 경우 $\sigma_m(t_f)$

그림 8. 5g 가속도명령제한을 고려할때 유도오차 비교



(a) 10g Limiter 를 가질 경우 y(tf)



(b) 10g Limiter 를 가질 경우 $\sigma_m(t_f)$

그림 9. 10g 가속도명령제한을 고려할때 유도오차 비교

4. 결론

이 논문에서는 자세제어방식 유도탄의 유도명령 계산에 사용되는 적분기 초기값을 적절히 선택함으로써 유도오차를 개선할 수 있음을 보였다. PNG 일 경우에는 유도명령의 초기값을 초기헤딩오차와 같게 놓음으로써 (즉 $\sigma_{co} = \sigma_{mo}$) 유도오차를 개선할 수 있음을 보였고, 충돌각을 고려한 최적제어유도법칙을 사용할 때에는 거리유도오차를 줄이기 위하여 적분기의 초기값을 충돌각의 -1 배로, 충돌각오차를 줄이기 위해서는 충돌각의 -2 배로 함으로써 유도오차를 개선할 수 있음을 보였다.

위에서 제시한 방법들은 유도루우프의 구조에 변화가 없는 상태에서 손쉽게 적분기 초기치의 적절한 선정만으로 유도성능을 향상시킬 수 있다는 점에서 유용한 결과로 생각된다.

참고문헌

[1] A. E. Bryson, Jr., Y. C. Ho, Applied Optimal Control, John Wiley & Sons, 1975.

[2] P. Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance, AIAA, Inc., 1990.

[3] 류창경, 조항주, "표적충돌각과 최대가속도제한을 고려한 최적유도기법," '92 한국자동제어 학술회의 논문집, 1992.

[4] M. Kim, K. V. Grider, "Terminal Guidance for Impact Attitude Angle constrained Flight Trajectories," IEEE Tr. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-9, No. 6, 1973, PP 852-859.