

論文

지향각 구속조건을 갖는 원형 목표구역 도달 유도 법칙

전인수*, 이진익*

Guidance Law to Reach Circular Target Area
With Grazing Angle Constraint

In-Soo Jeon* and Jin-Ik Lee*

ABSTRACT

A new guidance law to reach circular target area with grazing angle constraint is proposed as one of midcourse guidance laws of unmanned air vehicles. The purpose of the law is to control the grazing angle between the velocity vector of the vehicle and the line of sight to the aiming point, the center of the circular target area, when the vehicle passes any point on the circle. The optimal solution is derived based on the optimal control theory minimizing a range weighted control energy subject to the nonlinear dynamic equations of the vehicle approaching to the circular target area with grazing angle constraint. The major properties including a convergence of the solution are examined and the performance of the law applied to some typical scenarios is shown by the numerical simulation.

초 록

본 논문에서는 원형 목표구역에 무인 비행체가 도달할 때 비행체의 지향각, 즉 속도 벡터의 방향과 비행체와 목표점과의 시선이 이루는 사이 각을 제어할 수 있는 일반화된 중기 유도법칙을 제안한다. 유도법칙의 도출을 위해 비행체의 운동을 비선형 미분 방정식으로 모델링하고 거리함수 가중치를 갖는 제어 에너지 최소화 문제로 접근하여 최적제어이론을 적용하였다. 결과적으로 원형 목표구역 도달 시 지향각 구속조건을 만족시킬 수 있는 최적해를 도출한다. 해의 수렴성을 비롯하여 제안한 유도법칙의 특성에 대해 고찰한다. 수치적인 시뮬레이션을 통해 전형적인 시나리오에 대해 제안한 유도법칙의 성능을 시범적으로 보인다.

Key Words : Circular Target Area(원형 목표구역), Midcourse Guidance(중기 유도), Grazing Angle(지향각), Optimal Control(최적 제어)

I. 서 론

무인 비행체가 할당받은 목표점 또는 표적에 대한 최종 임무를 수행하기 위해서는 임무의 중

†2008년 6월 19일 접수 ~ 2008년 8월 11일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : isjeon@fdcl.kaist.ac.kr

대전시 유성우체국사서함 35-3

류에 따라 다양한 방식으로 목표점 또는 표적 근방으로 접근하여야 한다. 일반적으로 목표점은 비행체의 입장에서는 촬영, 통신, 공격 대상이 되며 비행 전 사전 입력되거나 비행 중 데이터 링크로 실시간 입력되기도 한다. 또한 무인 비행체가 비행 전 할당받은 임무 이외에도 경로 비행 중 돌발적으로 나타난 위협에 대해 비행 중 회피 비행을 해야 하는 경우도 있으며 이때는 특정 위

협이 목표점이 된다. 이러한 다양한 목적의 수행을 위해 목표점을 원점으로 한 원형의 구역을 원형 목표구역으로 설정하고 이 목표구역의 경계에 도달할 때 특정한 구속조건을 만족할 수 있도록 하는 중기 유도법칙이 필요하다.

비행체의 속도 벡터 방향을 제어하기 위한 호밍유도법칙으로 충돌각 제어 유도법칙에 대한 다양한 연구([1]~[3])가 진행되었다. 이러한 연구들은 표적의 위치가 고정되어 있고 공간 상에서 절대적으로 규정된 충돌각을 맞추기 위한 방안이었다. 하지만 새롭게 요구되는 중기 유도법칙은 기존 충돌각 호밍 유도와 달리 종말 구속 조건이 고정된 위치나 이 위치에서의 비행 방향이 아니라, 표적을 중심으로 하는 원 위의 임의의 위치, 그리고 그 점에서의 상대적인 비행 방향이 목표치로 규정된다는 점에서 큰 차이가 있다.

비행체의 운동을 비선형 미분 방정식으로 모델링하고 이를 선형화한 뒤 최적제어이론을 적용함으로써 원형 목표구역에 도달할 때 비행체의 속도 벡터를 중심의 목표점으로 정 지향시키는 유도법칙[4]이 제안되었다. 이는 비행체의 비행 방향을 임의로 제어하는 문제의 특수한 한 경우에 대해서만 해를 제시한 것으로 볼 수 있다.

본 논문에서는 목표점을 원점으로 한 원형 구역을 원형 목표구역이라고 명명하고 비행체가 이 원형 목표구역으로 도달할 때 비행체의 비행 방향 즉 속도 벡터의 방향을 임의의 원하는 값으로 제어할 수 있는 보다 일반화된 중기 유도법칙을 제안한다. 이를 위해 비행체의 운동을 비선형 미분 방정식으로 모델링하고 최적제어이론을 적용하여 원형 목표구역 도달시 비행체 속도 벡터 방향에 대한 구속조건을 만족시킬 수 있는 최적 해를 구하고 해의 특성을 고찰한다.

본 논문은 문제의 설정을 II장에서 정리하였고, 유도 법칙의 도출 과정을 설명하고 해의 특성을 III장에서 기술하였다. 그리고 수치적인 시뮬레이션 결과를 IV장에 수록하였으며, 결론을 마지막 V장에서 정리하였다.

II. 문제 설정

수평면 상의 임의의 표적 또는 목표점을 향해 비행하는 비행체를 고려하자. 비행체의 속도 벡터가 비행체와 목표점의 시선과 이루는 각(σ)을 지향각이라고 정의하자. 비행체가 목표점 기준 반경(r_d) 위치에 도달할 때 원하는 지향각(σ_d)을 갖도록 하는 것이 본 유도의 목적이다. 목표점을 원점으로 하는 상대 좌표계를 도입하여 유도기하를 나타내면 Fig. 1과 같다.

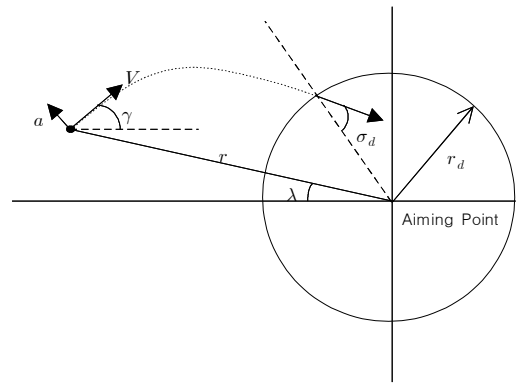


Fig. 1. Guidance Geometry

Fig.1로부터 비행체의 운동 방정식은 다음과 같이 기술된다.

$$\dot{r} = -V \cos(\gamma - \lambda) \tag{1}$$

$$\dot{\lambda} = -\frac{V}{r} \sin(\gamma - \lambda) \tag{2}$$

$$\dot{\gamma} = a/V \tag{3}$$

여기서 r 은 비행체와 목표점과의 거리, V 는 비행체의 속도, γ 는 비행경로각, λ 는 비행체와 목표점의 시선각, 그리고 a 는 비행체 속도 벡터에 수직인 제어 입력이다. 비행체의 속력은 유도 과정에서 일정하게 유지된다고 가정한다. 식(1)~(3)을 지향각($\sigma = \gamma - \lambda$)을 이용해 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{r} = -V \cos \sigma \tag{4}$$

$$\dot{\sigma} = \dot{\gamma} - \dot{\lambda} = \frac{a}{V} + \frac{V}{r} \sin \sigma \tag{5}$$

유도의 목적은 언급한 바와 같이 $r = r_d$ 에서 $\sigma = \sigma_d$ 조건이 만족되도록 하는 것이다. 여기서 무인 비행체 또는 유도탄의 임무를 고려할 때 σ_d 의 범위는 ± 90 도 이내라고 상정하는 것이 자연스럽다.

표적거리(r)에 대한 역수 형태의 가중치를 갖는 제어 에너지 성능지수를 다음과 같이 정의하자.

$$J = \frac{1}{2} \int_{r_0}^{r_d} \frac{a^2}{(r - r_d)^n} dr, \quad n \geq 0 \text{ (정수)} \tag{6}$$

여기서 r_0 는 r 의 초기치를 의미한다. 가중함수가 거리에 대한 함수로 되어 유도 과정에서 제어 에너지를 거리에 대해 분배할 수 있게 되어 있다.

즉, 지수(n)이 크게 설정될수록 유도 초반에 상대적으로 큰 제어력을 사용하여 유도 목적을 조기에 달성하려 하고 대신 유도 후반에는 비교적 완만한 기동을 하게 될 것임을 알 수 있다. 특히 $r \rightarrow r_d$ 일 때 가속도 명령을 억제하여 도달 유도가 완료되어 최종 임무로 전환된 직후 사용할 가속도의 여유를 확보한다는 의미를 포함하고 있다. 본 논문에서 제기하는 문제는 식(4), (5)의 구속조건을 가지고 식(6)의 성능지수를 최소화하며 유도 목적을 달성하는 유도 법칙을 찾는 것이다.

III. 원형 목표구역 도달 유도 법칙

3.1 유도법칙의 도출

위 식(4), (5)에서 r 이 시간에 따라 단조 감소한다는 조건 하에 독립변수를 시간 대신 r 을 사용하여 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{d\sigma}{dr} = -\frac{a}{V^2 \cos\sigma} - \frac{1}{r} \tan\sigma \quad (7)$$

양변에 $\cos\sigma$ 를 곱하면 식(7)은 다음과 같이 표현된다.

$$\cos\sigma \frac{d\sigma}{dr} = -\frac{a}{V^2} - \frac{1}{r} \sin\sigma \quad (8)$$

좌변의 항을 정리하여 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\frac{d \sin\sigma}{dr} = -\frac{a}{V^2} - \frac{1}{r} \sin\sigma \quad (9)$$

여기서 새로운 변수 $\eta = \sin\sigma$ 를 도입하면 식(9)는 다음과 같이 η 에 대한 미분 방정식 형태가 된다.

$$\frac{d\eta}{dr} = -\frac{a}{V^2} - \frac{\eta}{r} \quad (10)$$

이제 유도의 목적은 $\eta(r_d) = \sin\sigma_d$ 로 표현될 수 있다.

이러한 유도 문제에 Pontryagin의 minimum principle을 적용하기 위하여 다음과 같이 해밀토니언(H)을 정의하자.[5]

$$H = \frac{a^2}{2(r-r_d)^n} + \lambda_\eta \left(-\frac{a}{V^2} - \frac{\eta}{r} \right) \quad (11)$$

여기서 λ_η 는 costate이며 다음과 같은 식을 따를 움직인다.

$$\frac{d\lambda_\eta}{dr} = -H_\eta = \frac{\lambda_\eta}{r} \quad (12)$$

여기서 $\eta(r_d) = \sin\sigma_d$ 라는 종말 구속조건에 의해 $\lambda_{\eta f} = \nu_\eta (\nu_\eta$: 상수)로 둘 수 있다. 따라서 식(12)을 풀면 다음과 같이 표현된다.

$$\lambda_\eta = \frac{\nu_\eta}{r_d} r \quad (13)$$

한편 최적제어 입력은 다음의 관계식을 만족한다.

$$H_a = \frac{a}{(r-r_d)^n} - \frac{\lambda_\eta}{V^2} = 0 \quad (14)$$

따라서 최적 제어 입력은 식(13)을 이용하면 다음과 같이 표현된다.

$$a = \frac{\nu_\eta}{V^2 r_d} r (r-r_d)^n \quad (15)$$

(15)의 제어입력을 식(10)에 대입하면 다음과 같은 미분방정식으로 표현될 수 있다.

$$\frac{d\eta}{dr} + \frac{\eta}{r} = -\frac{\nu_\eta}{V^4 r_d} r (r-r_d)^n \quad (16)$$

위 미분방정식의 해는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\eta = \frac{C}{r} - \frac{\nu_\eta}{V^4 r_d} \frac{g(r)}{r} \quad (17)$$

여기서

$$g(r) = \frac{(r-r_d)^{n+3}}{n+3} + 2r_d \frac{(r-r_d)^{n+2}}{n+2} + r_d^2 \frac{(r-r_d)^{n+1}}{n+1} \quad (18)$$

적분상수 C 는 초기조건($\eta_0(r_0)$)에 의해 구해지며 따라서 해는 다음과 같이 표현된다.

$$\eta = \left(\eta_0 r_0 + \frac{\nu_\eta}{V^4 r_d} g(r_0) \right) \frac{1}{r} - \frac{\nu_\eta}{V^4 r_d} \frac{g(r)}{r} \quad (19)$$

여기서 종말조건($\eta_d = \sin\sigma_d$)을 적용하면 상수 ν_η 를 다음과 같이 결정할 수 있다.

$$\nu_\eta = \frac{V^4 r_d (\eta_d r_d - r_0 \eta_0)}{g(r_0)} \quad (20)$$

따라서 최종 해의 형태를 정리하면 다음과 같다.

$$\eta = \frac{\eta_d r_d}{r} - \frac{(\eta_d r_d - r_0 \eta_0)}{g(r_0)} \frac{g(r)}{r} \quad (21)$$

또한 식(20)을 식(15)에 대입하면 다음과 같은 개루프 최적 해를 구할 수 있다.

$$a(r) = \frac{V^2(\eta_d r_d - r_0 \eta_0) r (r - r_d)^n}{g(r_0)} \quad (22)$$

여기서 현재의 상태를 초기조건으로 보면 다음과 같은 페루프 최적 해를 구할 수 있다.

$$a(r, \eta) = \frac{V^2(\eta_d r_d - r \eta) r (r - r_d)^n}{g(r)} \quad (23)$$

각(σ)을 이용하여 해를 표현하면 다음과 같다.

$$a(r, \sigma) = \frac{V^2(r_d \sin \sigma_d - r \sin \sigma) r (r - r_d)^n}{g(r)} \quad (24)$$

식(24)의 유도명령은 식(6)의 성능지수를 최소화시키며 유도 목적을 달성할 수 있는 최적 유도명령이다.

마지막으로 해의 수렴성과 관련하여 해의 도출과정에서 가정한 ‘ r 이 시간에 따라 단조 감소’하는 조건이 타당한 초기 조건에 대해 검토하자.

식(21)은 식(24)의 유도법칙에 의한 $\eta(r)$ 궤적을 나타내는데 이를 지향각(σ)을 이용하여 표현하면 다음과 같다.

$$\sin \sigma(r) = \frac{\alpha}{r} + \beta \frac{g(r)}{r} \quad (25)$$

여기서 두 계수 α, β 는 다음과 같이 정의된다.

$$\alpha = \eta_d r_d, \quad \beta = \frac{\eta_0 r_0 - r_d \eta_d}{g(r_0)} \quad (26)$$

거리(r)가 시간에 따라 단조 증가 또는 감소하지 않는다는 것은, 식(4)에서 알 수 있듯이 $\cos \sigma(r) = 0$ 또는 $\sin \sigma(r) = \pm 1$ 을 만족하는 r 이 범위 $[r_d, r_0]$ 내에 존재한다는 것을 의미한다. 여기서는 만약 초기조건 $|\sigma_0| < \pi/2$ 과 종말조건 $|\sigma_d| < \pi/2$ 을 만족하면 식(25)에서 $|\sin \sigma(r)| < 1$ 임을 보임으로써 거리(r)는 식(4)에 의해 단조 감소함을 보인다. 즉, 두 조건 $|\sigma_0| < \pi/2$ 과 $|\sigma_d| < \pi/2$ 이 r 이 단조 감소하는 조건임을 보이고자 한다.

식(25)의 형태에서 알 수 있듯이 $\sin \sigma$ 는 연속 함수 $1/r$ 와 $g(r)/r$ 의 선형 결합으로 구성되어 있다. 특히 $g(r)/r$ 은 $r \geq r_d$ 에서 단조 증가하는 함수들의 곱으로 표현되어 결국 단조 증가하는 함수임을 알 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{g(r)}{r} &= \frac{g(r)}{r - r_d} \frac{r - r_d}{r} \\ &= (r - r_d)^n \left(\frac{(r - r_d)^2}{n + 3} + 2r_d \frac{(r - r_d)}{n + 2} + \frac{r_d^2}{n + 1} \right) \left(1 - \frac{r_d}{r} \right) \end{aligned} \quad (27)$$

즉, $\sin \sigma$ 는 r 에 대해 단조 감소 또는 증가하는 두 함수의 선형 결합임을 알 수 있다.

먼저, 곡선 $\sin \sigma$ 은 두 계수의 부호가 다를 경우 단조 증가 또는 단조 감소하는 형태가 되어 $\sin \sigma$ 절대치의 최대치는 경계조건($\sigma(r_d)$ 또는 $\sigma(r_0)$)에서만 발생함을 알 수 있다.

다음으로 두 계수 부호가 같을 경우에는 $\sin \sigma$ 은 한 개의 변곡점을 갖는 연속함수 형태가 된다. 이 경우 모든 함수 값의 부호는 동일하다. 즉, 두 계수의 부호가 양이면 1사분면, 두 계수의 부호가 음이면 3사분면에만 함수가 존재하게 되고 변곡점에서의 함수의 절대치가 최소가 된다. 따라서 이 경우에도 $\sin \sigma$ 절대치의 최대치는 경계조건($\sigma(r_d)$ 또는 $\sigma(r_0)$)에서만 발생한다.

두 계수의 부호에 상관없이 $\sin \sigma$ 절대치의 최대치는 경계조건($\sigma(r_d)$ 또는 $\sigma(r_0)$)에서만 발생하므로 만약 두 조건 $|\sigma_0| < \pi/2$ 과 $|\sigma_d| < \pi/2$ 이 만족되면 $r \in [r_d, r_0]$ 에서 $|\sigma| < \pi/2$ 이 항상 만족된다. 이는 r 이 범위 $[r_d, r_0]$ 내에 항상 $|\sin \sigma(r)| < 1$ 임을 의미한다.

이상에서 살펴본 바와 같이 r 이 시간에 따라 단조 감소하는 조건에서 유도 초기에 대한 조건은 유도 시작시점에서 비행체가 목표점과 멀어지고 있거나 목표점에 수직으로 비행하고 있지 않아야 한다는 것을 의미하므로 운용상 크게 제한적인 조건이 아니다. 종말에 대한 조건 또한 도입부에 언급했던 자연스러운 가정이다. 일반적인 무인 비행체와 유도탄의 운용조건을 고려했을 때 이상의 두 조건은 큰 제약조건이 아니며 충분히 넓은 운용범위를 포함하는 것으로 볼 수 있다.

3.2 유도법칙의 특성 고찰

유도명령의 크기 관점에서 살펴보면 최적 해(22)에서 알 수 있듯이 지수 n 이 클수록 유도명령의 크기가 $r = r_0$ 일 때는 커지고 반대로 $r = r_d$ 일 때는 작아짐을 알 수 있다. 즉 성능지수를 설정할 때 예측한 바와 같이 지수 n 이 클수록 초기에 큰 유도명령을 사용하여 유도 목적을 달성하도록 유도명령이 생성됨을 알 수 있다.

다음으로 $r_d \rightarrow 0$ 일 때의 해의 특성을 살펴보자. $r_d \rightarrow 0$ 이면 원형 목표구역 도달 유도법칙은 중심에 있는 목표점 또는 절점 표적에 대한 호밍유도의 의미를 갖게 된다. 식(24)에서 $r_d \rightarrow 0$ 인 경우 해는 식(2)을 적용하면 다음과 같이 비례항법상수($n+3$)를 갖는 비례항법 유도법칙이 됨을 알 수 있다.

$$\lim_{r_d \rightarrow 0} a(r, \sigma) = (n+3) V \dot{\lambda} \quad (28)$$

지수 n 이 0이면 비례항법상수 3, 1이면 4, 2이면 5에 해당하는 것으로 비례항법상수를 N 이라고 표현하면 비례항법 유도법칙의 비례항법상수는 다음과 같은 성능지수를 최소화하는 최적화 문제의 해라는 일반적인 결과에 대응한다.

$$J = \frac{1}{2} \int_{r_0}^0 \frac{a^2}{r^{N-3}} dr, \quad N = 3, 4, 5, \dots \quad (29)$$

다음은 식(24)의 일반해 중 실용적인 의미가 큰 두 가지 해를 고찰해 보자. 첫 번째, 식(24)에서 $\sigma_d=0$ 인 경우($r=r_d$ 에서 유도탄 속도 벡터가 목표점을 정확히 지향하는 것이 유도목적인 경우)의 해 중에서 특히 $n=0$ 이고 $\sin \sigma \approx \sigma$ 인 경우에 대한 결과는 참고문헌[4]의 결과와 일치함을 알 수 있다.

$$a(r, \sigma) \approx \frac{3V^2 r^2 \sigma}{(r_d^3 - r^3)} \quad (30)$$

즉, 식(24)의 해는 참고문헌[4]의 목표점 지향 유도법칙을 포괄하는 보다 일반화 된 해라는 것을 알 수 있다.

두 번째로 식(24)에서 $\sigma_d = \pm \pi/2$ 인 경우, 즉 $r=r_d$ 에서 유도탄 속도 벡터가 목표점과 수직을 이루는 것이 유도 목적인 경우의 해는 비행체를 목표점 기준 반경 r_d 인 원에 접하는 방향으로 진입시켜준다. 따라서 일반적으로 이러한 유도법칙을 접선 유도법칙이라고 부를 수 있을 것이다.

식(24)의 유도법칙은 일반적인 목표점 지향 유도법칙과 접선 유도법칙을 포함하고 제어 에너지 분배가 가능한 원형 목표구역 도달 유도법칙의 일반해라고 할 수 있다.

IV. 시뮬레이션 결과

제시한 유도법칙의 특성을 고찰해 보기 위해 식(1)~(3)의 지배를 받는 질점 비행체를 가정하고 식(23)의 유도법칙을 적용한 시뮬레이션을 수행한다. 목표점은 원점에 위치하며 원형 목표구역 반경(r_d)는 1km, 비행체는 목표점과 6km 거리에 위치하며, 비행체의 속력은 200m/s로 가정한다.

먼저 경우1로서 초기 지향각(σ_0)은 45도이고 최종 목표각(σ_d)을 각각 0도, ± 45 도, ± 90 도로 설정하였을 때 수평면 궤적과 주요 비행 상태들을

살펴보면 다음 Fig.2~4와 같다. 여기서 $n=0$ 으로 고정하였다. Fig.2는 최종 목표각에 따른 수평면 비행궤적을 도시하고 있으며 Fig.3에서 볼 수 있

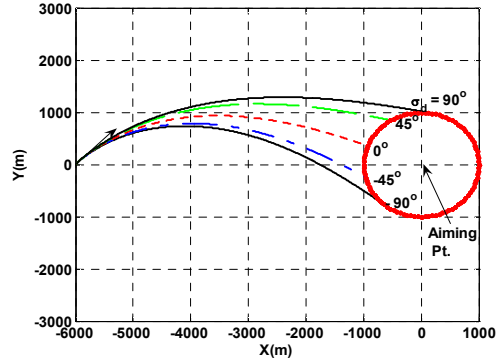


Fig. 2. Flight trajectories(Case 1)

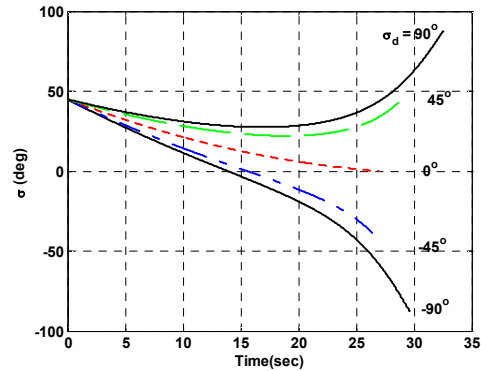


Fig. 3. Time history of grazing angle(Case 1)

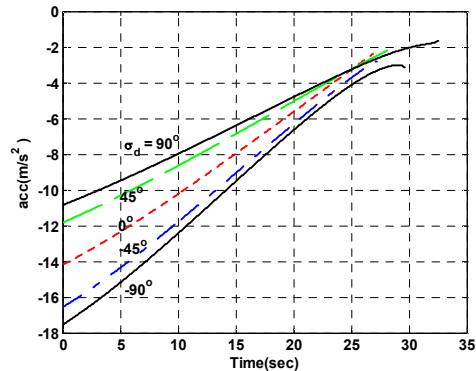


Fig. 4. Control profiles(Case 1)

듯이 각 목표각에 대응하는 제어 입력 프로파일은 $n=0$ 이므로 식(25)에서 언급했듯이 $N=3$ 인 비례항법유도의 제어 입력 프로파일과 유사한 형태임을 알 수 있다. 목표점에 호밍하는 비례항법 유도와 달리 이 경우에는 유도의 최종단계에서 가속도 명령이 0이 아님을 알 수 있다.

두 번째 경우로서 최종 목표각이 45도로 주어졌을 때 초기 지향각(σ_0)을 각각 0도, ± 45 도, ± 90 도라고 가정하였을 때의 수평면 궤적과 주요 비

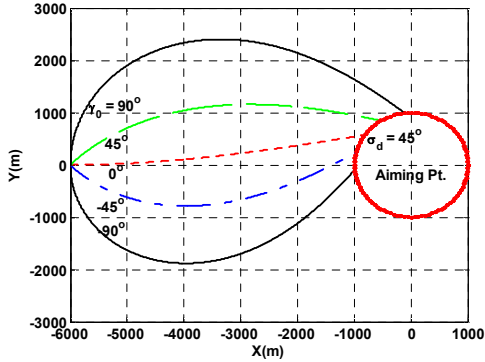


Fig. 5. Flight trajectories(Case 2)

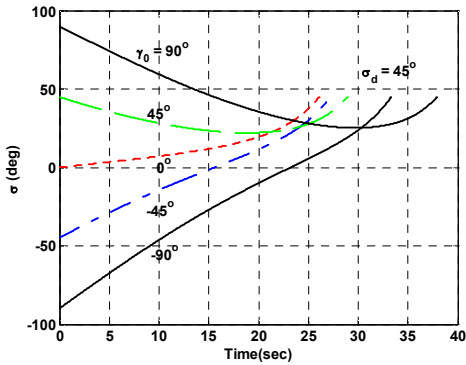


Fig. 6. Time history of grazing angle(Case 2)

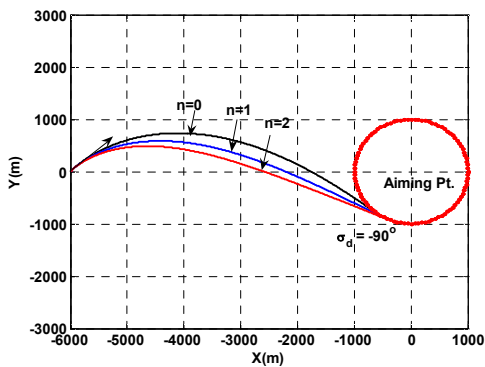


Fig. 7. Fight trajectories(Case 3)

행 상태를 도시하면 Fig. 5~6과 같다. Fig. 5는 초기 지향각에 따른 수평면 비행궤적을 도시하고 있으며 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 초기 조건에 무관하게 목표각에 안정적으로 도달하고 있다.

세 번째 경우로서 초기 지향각은 45도, 최종

목표각이 -90도로 주어지고 지수 n 이 각각 0, 1, 2의 값을 가질 때 수평면 비행궤적과 가속도 프로파일을 도시하면 Fig. 7~8과 같다. 지수 n 의 증가에 따라 상대적으로 유도 초기에 큰 가속도 명

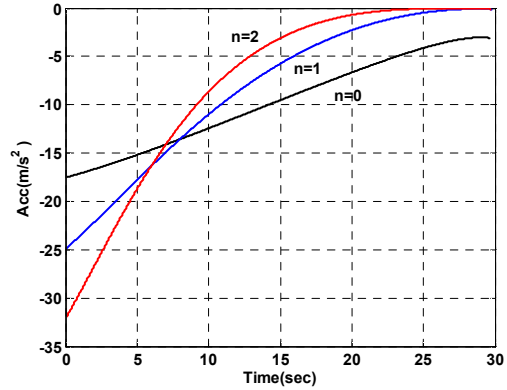


Fig. 8. Control profiles(Case 3)

령이 증가되고 있음을 확인할 수 있다. 또한 $n \geq 1$ 에서는 유도 최종단계에서 가속도 명령이 0으로 줄어들음을 확인할 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 무인 비행체나 유도탄이 원형 목표구역 도달 시점에서 비행체 속도 벡터의 방향에 대한 구속조건을 갖는 경우에 대한 최적 제어기반의 중기유도법칙을 제안하였다. 제안한 원형 목표구역 도달 유도법칙은 목표점 지향 유도나 접선 유도를 포함한 보다 일반적인 문제의 해를 제공하고 있으며, 유도과정에서 비선형 모델을 사용하여 해를 구하였다. 제안한 유도법칙은 무인 비행체나 유도탄의 목표점에 대한 통신, 촬영, 공격, 또는 위협 회피, 동시 공격을 위한 대기 임무 등 다양한 분야에서 응용 가능할 것으로 판단된다. 본 연구는 표적 또는 목표점이 고정되어 있는 경우에 대한 것이며, 움직이는 표적에 대한 연구로 확장하면 그 유용성이 더욱 커질 것으로 판단된다.

참고문헌

1) C. K. Ryoo, H. Cho, and M. J. Tahk, "Time-to-go Weighted Optimal Guidance Law With Impact Angle Constraints", IEEE Trans. on Contr. Sys. Tech., Vol.14, No.3, pp. 483-492,

2006.

2) 이진익, 이용인, "충돌각 제어 호밍 유도법
칙의 역최적 문제", 한국항공우주학회지, 35권 5
호, pp. 412-418, 2007.

3) J. I. Lee, I. S. Jeon, and M. J. Tahk,
"Guidance Law to Control Impact Time and
Angle", IEEE Trans. on Aerospace Electronic
Systems, Vol. 43. No. 1, pp. 301~310, Jan. 2007.

4) 황익호, "최적제어를 이용한 목표점 지향

유도", 전기학회 논문지, 대한전기학회, 7, pp.
881-888, 1999.

5) A. E. Bryson, Jr., Y. C. Ho, *Applied
Optimal Control*, Hemisphere Publishing Co.,
1975.