

실용적 첨단유도법칙 개발을 위한 고려사항

Considerations in Practical Advanced Guidance Law Development

조 항 주*
Cho, Hangju

ABSTRACT

Many modern guided weapon systems employ sophisticated target sensors as well as powerful computing systems. Due to such advanced features, they are required to achieve better guidance accuracy, and at the same time other guidance objectives for better weapon effectiveness and survivability. In this paper, we overview some of the technical considerations in such advanced guidance algorithm development, and briefly look at some related research works. More specifically, we discuss impact angle control, time-varying nature of the guidance system, time-to-go estimation, guidance loop stability, effect of autopilot lag and physical limitations in control variables, parasitic paths in guidance loops, etc. We also briefly look at some advanced concepts such as integrated guidance and control loop design, target adaptive guidance, guidance law development based on dual control concept, and terminal evasive maneuver.

주요기술용어 : Guidance(유도), Advanced Guidance Concept

1. 서 론

유도방식 또는 유도법칙은 유도단계에 따라 초기 유도, 중기유도(Midcourse Guidance)와 종말유도(Terminal Guidance)로 나눌 수 있으며, 유도기하를 구성하는 구성요소 수에 따라서 3점 유도방식(3 Point Guidance 또는 Line of Sight(LOS) Guidance)과 2점 유도방식(2 Point Guidance 또는 호밍유도)으로 나눌 수 있다. 중기유도는 주로 특정 운용조건을 고려

한 비행궤적 최적화 문제가 주요 고려사항이 되며 컴퓨터의 발달로 비행 중 실시간 최적화가 가능해지는 등 흥미로운 요소가 많지만 본고에서는 유도성능에 가장 중요한 역할을 하는 종말유도문제만을 살펴보고자 하며, 특히 첨단 유도탄의 탐색기 적용 증가 추세를 감안하여 2점 유도방식인 호밍유도방식에 한정하여 토의하고자 한다.

호밍유도법칙으로는 2차 세계대전 중에 연구가 시작된 이래 현재까지 비례항법유도(PNG, Proportional Navigation Guidance) 법칙이 가장 널리 사용되고 있으며, 이러한 PNG의 보편적 사용은 적용의 용이성

* 국방과학연구소 책임연구원

과 각종 불확실성에 대한 유도성능이 비교적 강건하다는 점을 들 수 가 있다. 그러나 현대의 유도탄은 파괴효과 증대를 위해 단순한 표적으로의 유도뿐만 아니라 표적충돌시의 충돌각 제어, 속도최대화 등 부가적인 유도목표의 성취가 요구되고 있으며, 유도탄의 생존성 증대를 위한 부가적인 종말기동 등도 요구되고 있다(표 1 참조). 또한 표적파괴 효과 증대뿐만 아니라 불필요한 파괴를 최소화하기 위해 고도의 정확도가 요구되고 있다. 한편, 컴퓨터의 급속한 발달은 복잡한 연산의 실시간 수행을 가능하게 하여 현재 유도법칙의 적용을 용이하게 하고 있다.

본 고에서는 위와 같은 첨단 유도법칙을 설계하고 해석하기 위하여 고려해야 할 사항들 중 중요하다고 생각되는 몇 가지에 대하여 기술하고자 한다. 구체적으로, 먼저 현재까지도 가장 많이 사용되고 있는 PNG에 대하여 살펴보고, 충돌각 제어의 필요성과 문제점, 본질적으로 시변 특성을 갖는 유도루프의 고려

필요성, Time-to-go 산정, RF 탐색기의 Radome Aberration이나 유도탄 동체운동 Coupling과 같은 유도루프의 Parasitic Loop 고려의 필요성, 유도루프의 안정도 해석, 주요 유도변수의 물리적 제한 요소 등 실제적이고 첨단 유도법칙을 개발할 때 고려해야 될 사항들을 제시하고 일부 관련 연구결과들을 제시하고자 한다. 또한, 유도조종루프의 통합설계, 표적 적응유도, 표적상태 추정과 유도의 Dual Control 문제, 종말 회피기동 등과 같은 첨단개념에 대하여도 살펴본다.

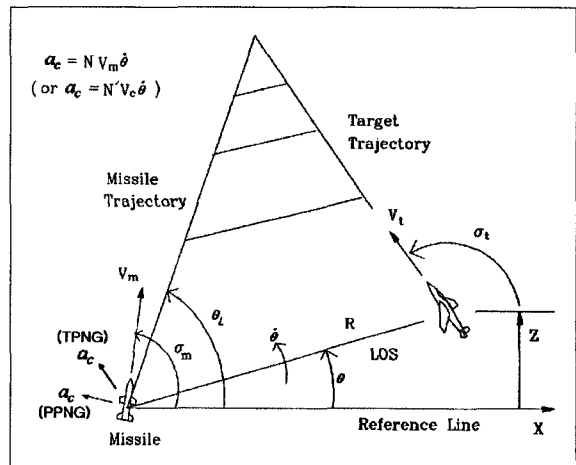
2. 첨단 호밍유도법칙 개발을 위한 고려사항

2.1 TPNG 인가, PPNG 인가?

PNG 유도법칙은 그 오랜 적용 역사에도 불구하고 최근까지 계속 해석이 시도되고 다양한 변형법칙 개발을 통해 발전되고 있는 추세이다. 따라서 PNG 및 그 변형법칙들은 아직도 고성능 유도법칙을 개발할 때에 우선적으로 그 적용을 고려해 보아야 할 유도법칙이다.

[표 1] Kill Probability 증대를 위한 주요요소

주요요소	방안
Hit Probability 증대 · 유도오차 최소화 · 생존성 증대	- 첨단 표적/항법센서 및 첨단 종말유도법칙, Side Thruster 사용 - Mission Planning, 종말 회피기동, Terrain Following/Avoidance
종말속도 증대	비행궤적 성형, 최적유도법칙
충돌각 증대	충돌각제어 유도법칙
교전시간 최소화	수직발사, 발사초기 추력제어
취약부위 타격	표적적응유도, 전차상부공격, 함정의 Water Line 타격



[그림 1] TPNG와 PPNG

PNG는 유도명령의 방향에 따라 TPNG(True PNG ; 비례항법 유도명령을 LOS에 수직인 방향으로 인가)와 PPNG(Pure PNG ; 비례항법 유도명령을 유도탄 속도벡터에 수직인 방향으로 인가)의 두 가지 형태가 전통적으로 고려되고 있다(그림 1).

유도탄과 표적의 속도가 일정할 경우, 선형화된 운동방정식을 고려할 때 TPNG가 제어에너지 최소화 관점에서 최적유도법칙이 된다는 것은 잘 알려진 사실이다. 즉, 그림 1에서 유도탄 횡가속도의 z 방향성분을 a_c 라 할 때,

$$\begin{aligned} \dot{z} &= -V_m \sin \sigma_m + V_t \sin \sigma_t \equiv V_z \\ \dot{V}_z &= -a_c \end{aligned} \quad (1)$$

이므로, $z(t_f) = 0$ 의 종말구속조건을 만족하고

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} \frac{1}{(t_f - t)^{N-3}} a_c^2 dt \quad (2)$$

을 최소화하는 최적화문제를 풀면

$$a_c = \frac{N}{t_{go}^2} ZEM \quad (3)$$

(여기에서 $t_{go} = t_f - t$, $ZEM = \text{Zero Effort Miss}$; 위 문제의 경우 $ZEM = z + t_{go} V_z$). 식 (3)은 θ 가 작고 $\dot{R} \equiv -V_c \approx \text{constant}$ 일 때,

$$a_c \approx N V_c \theta$$

이고, 이때의 시간에 따른 유도명령 궤적은

$$a_c \approx N V_c \dot{\theta}(0) \left(\frac{t_{go}}{t_f}\right)^{N-2} \quad (4)$$

로 표현할 수 있다. 식 (4)에서 $N > 2$ 이면 유도명령이 표적에 접근함에 따라 0으로 감소하는 특성을 가지고 있음을 알 수 있다. PPNG의 경우에는 이 유도법칙의 최적성에 관한 결과가 미흡한 실정이나, 최근 Time-to-go를 고정시켰을 때 표적기동 불확실성에 대한 Robust Stability 관점에서 PPNG가 최적^[1]임을 입증하는 연구결과가 발표되는 등 PNG를 현대 제어 이론으로 해석해 보려는 시도가 꾸준히 이어지고 있다.

한편, PNG의 구현 방식으로 위에 언급된 TPNG와 PPNG 중 어느 법칙이 효율적인가 하는 문제에 대하여는 논란이 있으며^[2], 지속적인 연구가 필요한 분야로 생각된다. 표 2에 PPNG와 TPNG를 비교하였다.

2.2 충돌각 제어

유도탄의 표적에 대한 효과도(Effectiveness) 극대화를 위한 충돌각 제어의 필요성은 여러 예에서 찾아볼 수 있다. 즉, 유도탄이 운반하는 탄두가 표적에 충돌한 후 튕겨 나오지 않기 위해서는 일정한 각도 이상의 충돌각이 필요하며, 전차의 취약부위인 상부에 대한 공격도 전차에 대한 충돌각을 제어함으로써 이루어질 수 있다.

충돌각을 고려한 유도법칙은 최근 활발히 연구되고 있으며, 시변 BPNG(Biased PNG) 형태^[3]를 찾아볼 수 있고, 선형화된 운동방정식을 이용한 최적유도법칙 형태^[4]도 발표되고 있다. 한가지 주의가 필요한 것은 여러 충돌각 고려 유도법칙들은 등속표적운동 및 오토파일럿 응답 지연 0의 이상적인 경우에도 유도말기에 0이 아닌 큰 유도명령을 요구하는 경향이 있다는 사실이며, 이 점이 충돌각 제어가 없는 경우와 크게 다른 점이다. 그러나 유도탄 횡가속도에 제한이 있는 실제적 상황을 고려하면, 이러한 유도말기의 큰 유도

[표 2] PPNG와 TPNG의 비교

구 분	PPNG	TPNG
유도명령	$a_c = NV_m \dot{\theta}$ (\vec{V}_m 에 수직 인가)	$a_c = N' V_c \dot{\theta}$ (LOS에 수직 인가)
유도명령 구현시 고려사항	<ul style="list-style-type: none"> · 실제로는 유도탄 Body Axis에서 횡가속도로 구현되므로 위 개념과 받음각만큼 차가 있음. · 탐색기 정보외에 추가로 V_m 정보 필요. 	<ul style="list-style-type: none"> · 실제 횡가속도명령은 일정 유도탄 속도일 때 $a_c = \frac{N' V_c \dot{\theta}}{\cos \theta_g}$ <ul style="list-style-type: none"> · 이에 의해 LOS 방향 가속도가 생기므로 TPNG 구현 불가능. · 수동탐색기의 경우 V_c 추정치 필요.
단한 해 (등속표적)	'90년 Becker에 의해 단한 해가 구해짐 ^[24] , 해 복잡.	단한 해 산출 용이, 해 비교적 간단.
Capture Region	큼.	작음.
최적성	Time-to-go를 고정시켰을 때, 표적기동 불확실성에 대한 최적의 강인 제어법칙.	Collision Triangle에 대해 선형화된 Kinematics 고려할 때 제어에너지 최소화 법칙이 $N' = 3$ 의 TPNG 와 같음.

N : Navigation Ratio(Navigation Constant),
 N' : Effective Navigation Ratio,
 $V_c (= -\dot{R})$: Closing Velocity,
 θ_g : Seeker Gimbal Angle($\approx \sigma_m - \theta$, Look Angle)

명령은 큰 유도오차로 이어질 수 있으므로 적용시에 세심한 검토가 필요하다.

충돌각 제어시의 유도말기 유도명령 포화를 방지할 수 있는 방법의 예로는 유도말기 유도명령이 포화되지 않는 유도기하가 만들어 질 때까지 유도초기단계에서 최대 유도명령을 주는 방법([5] 참조)이 있으며, 충돌각 제어 최적유도법칙을 유도할 때에 식 (2)와 같이 가격함수 J 에 $1/(t_f - t)^{N-3}$ 의 가중치를 사용하는 방법이 있다. 후자의 경우에는 $N > 3$ 의 경우에 유도명령이 표적에 접근함에 따라 0 으로 감소함

을 보일 수 있다^[25]. 그러나 유도탄 횡가속도 제한을 고려한 실용적인 충돌각 제어 유도법칙에 대하여는 보다 많은 체계적 연구가 요구된다.

2.3 유도탄 속도의 시변성

대부분의 지대공 유도탄은 발사초기 수 초간만 고체추진기관에 의해 일정량의 추력을 얻게 되고, 이 이후부터는 추력없이 순항을 하게 된다. 따라서 유도탄의 속도는 비행초기 수 초간 선형적으로 증가하다가 이후에 공기에 의한 항력에 의해 지수적으로 감소하

는 급격한 변화를 겪게 된다. 따라서 이러한 유도탄 속도변화를 고려하지 않을 경우, 바람직한 유도 성능을 성취할 수 없다. 예를 들어, 완벽한 Collision Course(유도탄이 기동하지 않아도 표적을 요격할 수 있는 직선 비행경로)로 유도탄이 비행하고 있었다고 하더라도 PNG를 적용하면 유도탄은 Collision Course를 이탈하게 되며 종말유도명령도 0 이 아닌 큰 값이 될 수 있다. 이와 같은 유도탄의 속도변화는 근사적으로 비행 전 예측이 가능하며, 비행 중 갱신도 가능하다^[6]. 따라서 속도변화를 고려한 유도법칙(예를 들어 [7] ; 이 경우, 유도법칙은 식 (3)과 같은 형태로 표현할 수 있으나, N 이 시변함수가 되고 t_{go} 대신 유사함수인 $t_g \equiv \int_t^{t_f} V_m(s) ds / V_m(t)$ 가 사용됨)도 활용 가능성이 클 것이다.

유도탄 속도변화는 실제적 운용 제한조건 중 하나인 유도탄 횡가속도 제한치가 비행 중 변화한다는 것을 의미한다. 즉, 대부분의 공력제어방식 유도탄에서는 유도탄 기동능력 한계가 ρV_m^2 (ρ 는 공기밀도, V_m 은 유도탄 속도)에 비례하게 되며, 따라서 속도가 낮은 비행영역에서 큰 유도명령을 요구하는 것은 바람직하지 않다. 그러므로 실용적인 첨단 유도법칙 개발을 위하여는 기동능력 제한치의 시변 특성이 고려되어야 한다. 또 하나의 고려대상은 추력비행 이후의 속도변화 요인이 항력과 중력이라는 점이며, 이 중 항력은 유도탄 횡가속도와 ρ, V_m 의 함수로 주어진다. 따라서 항력최소화 관점에서의 유도탄 횡가속도 명령을 생성하는 유도법칙 개발은 유도탄 종말 속도를 증대시키고, 이러한 종말속도 증대는 표적요격영역 확대를 가져올 수 있다는 점에서 연구의 가치가 있다. 기동능력 제한치의 시변특성 및 항력최소화를 고려한 유도법칙의 예로서 [8]을 들 수 있다.

2.4 Time-to-go 추정

선형 최적화 문제의 해로 제시되는 여러 현대 유도법칙의 적용에 있어서 가장 어려운 점의 하나는 유도법칙의 주요변수로서 time-to-go t_{go} 가 사용되며, t_{go} 추정치의 정확도에 따라 유도성능이 크게 좌우된다는 것이다.

가장 간단한 형태의 t_{go} 추정식은 Range/Closing Velocity(= R / V_c)로 주어질 수 있으나, 이 추정식은 유도탄과 표적이 등속비행을 하고 유도탄이 Collision Path에 있을 경우 정확한 해를 제공할 뿐 대개의 경우 큰 오차를 포함한다. 물론 그 오차요인 중 하나는 앞 절에서 언급한 유도탄의 속도변화이다. 따라서 유도탄의 속도변화를 고려하고 실시간으로 recursive한 방법을 사용하여 보다 정확한 t_{go} 추정을 하려는 노력이 계속되고 있다(예를 들어 [9], 또는 Accelerated Range Over Closing Velocity [26]). 한편, 표적이 고정되고 유도탄의 속도변화가 크지 않을 경우에는 일부 선형 최적유도법칙의 적용에 필요한 t_{go} 를 비교적 정확하게 산출할 수 있는데, 이는 최적 비행계획이 유도기하 변수에 대한 다항식 형태가 되기 때문이다^[10].

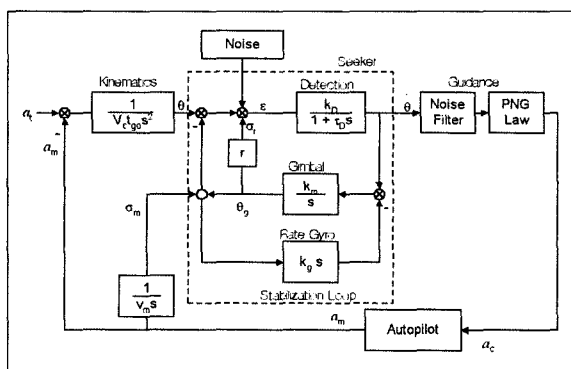
t_{go} 추정에 대한 또 다른 접근 방법은 t_{go} 를 최적화 대상이 되는 변수로 간주하여 최적문제의 해로 산출하는 것이다. 이 방향의 최근 논문으로는 [11]이 있으나, t_{go} 를 구하기 위하여는 매우 복잡한 비선형 방정식을 풀어야 하는 어려움이 있다.

2.5 유도루프 안정도 해석

유도루프도 제어루프이기 때문에 안정도 문제에 관하여는 검토가 필요하다. 그러나 호밍유도루프에 대한 안정도 해석에는 전통적인 방법이 아닌 새로운 개념

이 필요하다. 그 이유는 첫째 유도시스템에는 평형점이 없고(유도탄이 표적에 머무를 수 없음), 둘째 유도루프의 동작은 한시적이며, 셋째, 호밍유도루프에는 $1/t_{go}$ 와 같은 급격한 시변요소가 존재(식 (3) 또는 그림 2 참조; 전통적인 PNG 유도루프에도 $1/t_{go}$ 의 함수가 포함됨)하기 때문이다. 여기에서 한 가지 주목할 것은, CLOS(Command to Line-Of-Sight) 유도 와 같은 3점 유도방식은 제 3의 표적추적장치와 표적과의 시선(LOS)상에 유도탄을 유지시키는 방식이기 때문에, 이 시선을 평형점으로 하는 Regulation 문제로 유도문제를 고려할 수 있어 전통적인 안정도 해석이 가능하다는 사실이다. 또한, 호밍유도 방식에서도 고려대상 유도변수를 잘 선택(즉, 평형점이 존재하도록 각도관련 변수들만 유도변수로 취하는 방법 등)한다면, 평형점이 있는 동력학적 시스템으로 고려할 수 있으나, $1/t_{go}$ 와 같은 급격한 시변요소 때문에 전통적 안정도 해석방법을 적용하기 어렵다.

유도루프의 안정도는 결국 유도오차가 계속 감소하는가의 여부를 묻는 것으로 볼 수 있기 때문에 다음 두 방향으로의 접근이 시도되고 있다.



[그림 2] A typical PNG loop with rate gyro stabilized seeker

1) 표적 요격 가능성(Capturability) 또는 요격가능영역(Capture Region) 해석

탐색기나 조종루프의 시간지연이 없고 유도탄 횡가속도 제한이 없는 경우에는 유도탄과 표적의 속도비 등에 대한 일정 조건이 만족되면 유도오차 0을 성취할 수 있기 때문에, 유도오차 0이 될 수 있는 조건 또는 교전초기 유도변수들의 허용범위(즉, 요격가능영역)를 밝혀내는 연구가 활발한 상태이다(예를 들어 [12]). 그러나 실제적인 상황에서는 각 유도루프 구성요소의 시간지연과 탐색기 신호의 잡음 및 유도탄 횡가속도 제한 등으로 항상 유도오차가 발생하므로, 탄두의 근접신관 작동범위 이내의 유도오차가 발생하는 교전초기 유도변수 영역을 컴퓨터 시뮬레이션에 의존하여 산출하는 것이 일반적인 방법이다.

2) 유한시간 안정도 해석

탐색기나 조종루프의 시간지연 및 잡음 등에 대한 완벽한 보상이 불가능한 현실에서는 유도오차는 반드시 존재하기 마련이며, 실제로 많은 경우에 표적과 유도탄간의 거리가 증가하는 시점 또는 유도탄 횡가속도 명령이 발산하게 되는 시점이 존재한다. 따라서 유도탄 횡가속도, 유도탄과 표적과의 상대거리 등 유도조종변수의 발산이 일어나지 않고 무기동 유도오차(Zero Effort Miss)의 감소가 보장되는 시점을 찾아내기 위한 연구가 유한시간 안정도(Finite Time Stability), 또는 단시간 안정도(Short-Time Stability) 등의 새로운 안정도 개념을 도입하여 진행되어 왔다.

이러한 연구에서의 어려움은 전술한 바와 같이 호밍유도루프가 본질적으로 $1/V_c t_{go}$ (또는 $1/R$)로 표현되는 운동방정식 블록을 포함하고 있다는 사실에 기인하며, 따라서 이 분야에서의 안정도 해석은

Popov Criterion이나 Circle Criterion 등을 적용하여 수행되어 왔다. 최근의 연구결과로는 [13]이 있다.

유한시간 안정도 해석은 유도명령이 유도오차를 줄이는 역할을 해 줄 수 있는 한계시점을 제시할 수 있기 때문에 두 가지 방향으로의 응용이 가능하다고 보여진다. 하나는 안정도가 보장되는 한계시점을 가능한 길게 할 수 있도록, 따라서 궁극적 유도오차가 최소화 될 수 있도록 유도법칙을 개발하는 데에 활용될 수 있을 것이며, 또 하나는 안정도가 보장되지 않는 시점 이후에는 다른 종류의 유도법칙으로 전환하여 표적 교차시까지 지속적인 유도오차 감소노력이 가능하도록 하는 새로운 개념의 복합 유도법칙 개발에도 활용될 수 있을 것이다.

2.6 조종루프 응답시간지연 및 주요변수의 물리적 제한

실제 유도루프에는 탐색기의 표적추적루프(그림 2 참조)와 조종루프에 상당량의 응답시간지연이 있고 이러한 시간지연은 앞 절에서 살펴본 바와 같이 유도오차를 유발시키는 주요 요소로서 작용한다. 이를 극복하기 위한 방법으로 조종루프 시간지연을 고려한 선형최적제어 문제의 해를 유도법칙으로 사용할 수 있으나, 고차의 조종루프를 고려하는 경우에는 해가 매우 복잡하며 또한 조종루프의 특성자체가 시변 특성을 갖기 때문에 완벽한 고려가 불가능하다는 점이 숙제로 남는다.

조종루프 시간지연을 고려한 유도법칙으로 최근에 발표된 ZMD-PNG 유도법칙^[14]은 선형 최적제어 문제의 해와는 달리 시선변화율 $\dot{\theta}$ 을 사용하는 전통적인 PNG 유도법칙과 선형 시불변 보상기만을 사용하여 완벽하게 조종루프 또는 탐색기루프 시간지연을 보상한다는 점에서 주목할 필요가 있다. 그러나 적용

되는 보상기가 PD 제어기 형태가 된다는 점에서 잡음이 심한 실제 환경에서의 성능에 대하여 더 연구가 필요하다고 생각된다.

조종루프의 시간지연과 함께 유도법칙 개발 또는 적용시 중요한 고려사항은 횡가속도의 제한, 탐색기 시선변화율 및 김발각의 제한 등 물리적인 제한 요소이다. 횡가속도의 제한은 충돌각 제어 유도법칙 사용시 반드시 고려해야 할 사항으로 이미 언급한 바 있으며, 표적과의 충돌 직전에 유도명령이 횡가속도 제한치를 초과하면 큰 유도오차를 발생시킬 수 있다. 따라서 유도법칙을 개발할 때에는 잡음이나 표적 기동에 대한 불확실성을 고려하여 충돌시점의 유도명령이 최소화될 수 있도록 노력할 필요가 있다. 또한, 탐색기 시선변화율이나 김발각은 제한치를 초과할 경우 표적을 놓치게 된다는 점에서 치명적이며, 이러한 제한치 이내 운용을 보장할 수 있는 유도법칙 또는 체계적인 교전방안 등에 대한 연구가 요구되고 있다. 이 방향의 최근 논문으로 [15]를 들 수 있으며, 여기에서는 PNG 유도법칙의 항법상수 N 과 PD 보상기를 적절히 선정함으로써 위와 같은 물리적 제한치를 초과하지 않도록 하는 방법을 제시하고 있다.

2.7 유도루프의 Parasitic Loop

마이크로웨이브 탐색기를 사용할 때, 유도루프 성능 해석에서 필수적으로 고려하여야 할 사항은 Radome에서의 전자파 굴절로 인한 탐색기 안테나의 표적지향 오차이다. 이 오차 σ_r 을 Radome Aberration이라 하며, $\sigma_r = r\theta_g$ (θ_g 는 김발각)로 쓸 수 있고 r 을 Radome Slope라 한다. 이 Radome Slope는 그림 2에서 보는 바와 같이 유도루프 내에 별도의 궤환루프를 형성하여 유도오차 유발은 물론 내부루프의 불안정성까지 초래할 수 있다. 이에 대한 대응방법으로 r

에 대한 정밀측정 결과를 Look-Up Table로 만들어 σ_r 을 실시간으로 보상하는 것을 고려할 수 있고, 또한 안정도 해석을 통해 r 의 허용 범위를 산정하고 이 허용범위 이내로 Radome을 정밀 가공하는 방법도 사용할 수 있다.

또 하나 중요한 Parasitic Loop는 유도탄 동체의 운동과 탐색기 김발 운동과의 coupling이다. 유도탄 동체의 운동은 그림 2에 표시된 바와 같이 탐색기의 안정화 루프에 의해 decouple 되지만, 이 decoupling 성능이 만족스럽지 못할 경우 유도루프의 불안정성을 초래할 수 있다. 특히 대부분의 탐색기가 피치와 요의 두 개의 김발만을 가지고 있어서 유도탄의 롤 방향 회전운동은 직접적으로 탐색기 김발 운동을 유발시키므로 세밀한 검토가 필요하다. 관련 논문으로는 [16] 및 [17]이 있다.

3. 기타 첨단 유도개념

이 절에서는 향후 많은 연구가 기대되는 몇 가지 첨단 유도개념에 관하여 살펴본다.

3.1 유도조종루프 통합 설계

현재까지의 통상적인 유도조종루프 설계방법은 조종루프 설계 후 유도루프(유도법칙)를 설계하는 것이다. 따라서 조종루프는 유도성능 또는 유도진행상황과 관계없이 일정한 안정도를 유지하며 유도탄 기동을 제어하게 된다. 그러나 유도루프가 표적과의 교전말기에 불안정해짐을 고려하면, 또는 교전말기에 빠른 유도탄 기동이 절실히 요구됨을 고려하면, 조종루프가 교전말기에는 안정성보다 빠른 응답을 낼 수 있도록 설계되는 것이 바람직할 수도 있을 것이다. 이와 같이

조종루프를 유도루프와 분리하지 않고 함께 통합설계하면 유도 진행단계에 따라 조종루프 대역폭을 최적으로 변화시키는 것이 가능해지며, 향후 많은 연구가 기대되는 분야이다. [27, Section 19.2.1]에서는 유도탄과 표적간의 상대거리 등 유도변수와 유도탄 동력학이 포함된 유도조종 시스템에 대하여 최적화 문제를 설정하고, 이 문제의 해로 조종날개 변위 δ 명령을 산출하는 방법을 제시하고 있다.

3.2 표적 적응유도

적외선 탐색기를 사용하여 전투기 표적을 추적할 경우 그 추적점은 표적의 열원인 전투기 동체후미의 엔진 노즐 부분이 되기 때문에 유도탄의 표적의 후미로 유도된다. 그러나 표적 파괴확률을 높이기 위해서는 유도탄을 표적 중심으로 유도하는 것이 바람직하므로 통상적인 유도명령 외에 부가적인 유도명령이 필요하다. 이러한 부가적 유도명령은 유도탄 진행방향에 대한 표적의 자세와 관련이 있으므로 표적 적응유도(Target Adaptive Guidance)라 부른다. 그러나 탐색기에서 제공되는 정보가 제한되어 있어 고성능의 표적 적응유도는 쉽지 않다. 근사적 표적 적응유도에 관한 논문의 예로 [18]이 있으며, 표적상대 추정치를 이용한 표적 적응유도 방식으로 [19]가 있다.

3.3 Dual Control 개념에 의한 유도법칙

유도법칙에 사용되는 유도변수들 중 직접 센서에 의해 측정되지 않는 변수들은 스토캐스틱 필터 등을 이용하여 추정한 후 유도명령 산출에 사용되게 되는데, 양호한 유도성능을 위해서는 유도변수 추정성능이 좋아야 하는 반면에 좋은 추정필터 성능을 위해서는 유도시스템이 교란되어 유도성능이 저하되는 것이 요구되는 양면성이 있다. 이와 같은 양면성을 지닌 유도

변수 (통상 표적상태변수) 추정필터 문제와 유도문제를 동시에 고려하고자 하는 것이 Dual Control 유도 개념이며, 표적에 대한 가관측성 문제가 본질적으로 내재되어 있는 수동 탐색기 호밍유도의 경우에 특히 고려가 필요한 분야이다.

문제해결을 위한 근본적인 접근 방법으로 Stochastic Optimal Control 방식이 있으나, 해를 구하기가 쉽지 않기 때문에 다른 여러 가지 다양한 방식이 연구되고 있다. 즉, 최적제어문제의 가격함수에 표적과의 거리에 대한 Negative Penalty를 주어 유도탄을 끊임없이 움직이게 하는 방법^[20], 유도법칙에 궤적진동을 유발시키도록 부가항을 넣는 방법^[19], 유도를 간헐적으로 off하여 표적 가관측성을 개선하는 방법^[21] 등을 찾아볼 수 있다.

3.4 종말 회피기동

이 분야에서는 다가오는 유도탄에 대한 전투기의 최적 회피기동 관련 연구, 그리고 전투기와 유도탄 사이의 미분게임 등이 전통적인 연구과제로 고려되어 왔지만 최근 함대함 유도탄이 함정의 대공 근접 방어 무기(CIWS; Close-In Weapon System)로부터의 피격확률을 최소화하기 위해 종말 회피기동을 채택하면서 연구범위가 확대되고 있다. [22]에서는 CIWS의 Effective Range가 2~3g의 유도탄 기동에 의해서도 수 백 m 이내로 감소함을 보여주고 있으며, 향후 고성능의 유도탄 추적시스템을 갖춘 CIWS에 대한 최적 회피기동 관련 연구가 기대된다.

이 밖에 대함 유도탄과 함정을 방어하기 위한 유도탄과의 미분게임과 관련 최적 유도전략 등에 관한 연구가 더 진행되어야 할 것으로 보인다(예를 들어 [23]).

4. 결 론

본 고에서는 실용적인 첨단 유도법칙 개발을 위해 고려해야 한다고 생각되는 사항들에 관하여 정리해 보았으며, 향후 연구가 더 필요한 첨단 유도개념에 관하여도 몇 가지 기술하였다. 실제 유도알고리즘의 적용에는 표적 상태변수 추정을 위한 필터 설계가 또 하나의 큰 연구분야가 되지만, 본 고에서는 유도법칙에 한정하여 기술하였다. 유도법칙 개발분야는 현재까지는 많은 발전이 있었으나, 앞으로도 새로운 개념의 도출과 보다 진보된 해석/설계 방법의 창출 등 발전이 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

- [1] J.Wang and X.Xie, "A Derivation of Pure Proportional Navigation", Proc. American Control Conf., San Diego, California, pp.3758~3759, Jun. 1999.
- [2] U.S.Shukla and P.R.Mahapatra, "The Proportional Navigation Dilemma-Pure or True?", IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., Vol.26, No.2, pp.382~392, Mar. 1990.
- [3] B.S.Kim, J.G.Lee, and H.S.Han, "Biased PNG Law for Impact with Angular Constraint", IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., Vol.34, No.1, pp.277~288, Jan. 1998.
- [4] T.L.Song, S.J.Shin, and H.Cho, "Impact Angle Control for Planar Engagement", IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., Vol.35, No.4, pp.1439~1444, Oct. 1999.

- [5] 류창경, 조항주, “표적 충돌각과 최대가속도 제한을 고려한 최적유도기법”, '92 한국자동제어학술회의 논문집, 서울, pp.601~606, 1992.
- [6] C.K.Ryoo, H.Cho, and M.-J.Tahk, “Performance Characteristics of Linear Optimal Guidance Laws for Varying Velocity Missiles”, *Proc. 2nd Asian Control Conf.*, Seoul, Korea, Vol.II, pp.395~398, July 22-25, 1997.
- [7] H.Cho, C.K.Ryoo, and M.-J. Tahk, “Closed-Form Optimal Guidance Law for Missiles of Time-Varying Velocity”, *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.19, No.5, pp.1017~1022, Sep.-Oct. 1996.
- [8] H.Cho, C.K.Ryoo, and M.-J. Tahk, “Implementation of Optimal Guidance Laws Using Predicted Missile Velocity Profiles”, *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.22, No.4, pp.579~588, July-Aug. 1999.
- [9] M.-J.Tahk, C.K.Ryoo, and H.Cho, “Recursive Time-To-Go Estimation for Homing Guidance”, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.38, No.1, Jan. 2002.
- [10] 김을곤, 이용인, “비례항법상수 N에 따른 개루프 궤적 및 Time-to-go 특성”, *한국항공우주학회지*, 제27권, 제4호, pp.115~120, 6, 1999.
- [11] I.Rusnak, “Optimal Guidance Laws with Uncertain Time-of-flight”, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.36, No.2, pp.721~725, Apr. 2000.
- [12] J.-H.Oh and I.-J.Ha, “Capturability of the 3-Dimensional Pure PNG Law”, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.35, No.2, pp.491~503, Apr. 1999.
- [13] D.-Y.Rew, M.-J.Tahk, and H.Cho, “Short-Time Stability of Proportional Navigation Guidance Loop”, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.32, No.3, pp.1107~1115, Jul. 1996.
- [14] P.Gurfil, M.Jodorkovsky, and M. Guelman, “Neoclassical Guidance for Homing Missiles”, *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.24, No.3, pp.452~459, May-Jun., 2001.
- [15] P.Gurfil, M.Jodorkovsky, and M. Guelman, “Design of Nonsaturating Guidance Systems”, *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.23, No.4, pp.693~700, Jul.-Aug., 2000.
- [16] W.A.Kaufmann, “Design Issues for Bank-to-Turn Control”, Workshop on Bank-to-Turn Controlled Terminal Homing Missiles, GACIAC PR 85-01, pp.31~55, 19-20 Sep. 1984.
- [17] 황익호, 황태원, “2축 김발 호밍 탐색기를 위한 시선변화를 추정기법”, *제어, 자동화, 시스템 공학 논문지* 게재예정.
- [18] 김필성, 조항주, “Time-to-go 추정치를 이용한 근사적 표적적응유도”, *제 7차 유도무기 학술대회 논문집*, 대전, pp.249~253, 1997.
- [19] T.L.Song, “Target Adaptive Guidance for Passive Homing Missiles”, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.33, No.1, pp.312~316, Jan. 1997.
- [20] D.G.Hull, J.L.Speyer, and D.B.Burris, “Linear-Quadratic Guidance Law for Dual Control

- of Homing Missiles”, *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.13, No.1, pp.137~144, Jan.-Feb. 1990; also in *Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf.*, AIAA Paper 87-2381, pp.551~559, 1987.
- [21] H.-I.Lee, M.-J.Tahk, and B.-C.Sun, “Practical Dual Control Guidance Using Adaptive Intermittent Maneuver Strategy”, *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.24, No.5, Sep.-Oct., 2001.
- [22] *Technologies for Future Precision Strike Missile Systems(RTO Lecture Series 221)*, RTO-EN-018, Research and Technology Organization/NATO, 2001.
- [23] Y.Lipman and J.Shinar, “Mixed- strategy Guidance in Future Ship Defense”, *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.19, No.2, pp.334~339, Mar.-Apr. 1996.
- [24] K.Becker, “Closed-form solution of pure proportional navigation,” *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.26, No.3, pp.526~533, May 1990.
- [25] 조항주, “PNG의 항법상수와 이와 관련된 최적제어 문제”, '92 한국자동제어학술회의 논문집, 서울, pp.578~583, 1992.
- [26] D.G.Hull, J.J. Radke, and R.E.Mack, “Time-to-go prediction for homing missiles based on minimum-time intercepts”, *J. Guidance*. Vol. 14, No.5, pp.865~871, Sept.-Oct., 1991.
- [27] C.-F.Lin, *Advanced Control Systems Design*, Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1993.