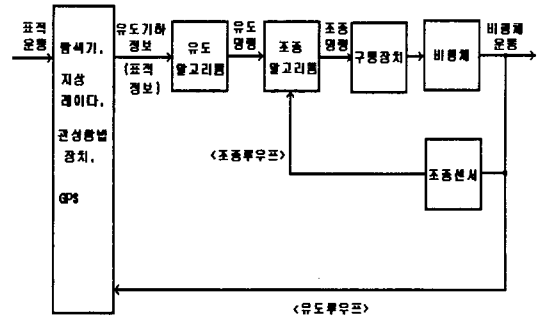


# 誘導操縱루우프 設計 技術

## I. 유도조종시스템 개요

비행체에 대한 유도(Guidance)는 그 비행체를 목표물(적의 비행체나 함정과 같은 움직이는 표적이나, 지상레이다 또는 공간상의 중간 목표점과 같은 고정된 표적)에 주어진 목적(통상적으로, 최소한의 거리오차)을 달성하면서 도달시키기 위하여 필요한 비행체의 자세, 속도, 또는 가속도 궤적을 결정하는 행위로 정의할 수 있으며, 일반적으로 궤환루우프를 구성하는 유도알고리즘의 형태로 구현된다. 또한, 조종(Control)은 유도명령으로 주어지는 자세, 속도, 또는 가속도 명령을 비행체가 안정되고 빠르게 성취할 수 있도록 비행체의 조종수단(조종날개, 엔진추력 또는 추력방향 조종노즐 등)에 대한 적절한 구동명령을 산출하는 행위이며, 역시 대부분 궤환루우프의 형태로 구현된다. 그림 1에 전형적인 유도조종 블록선도를 그렸다. 여기에서 바깥 루우프가 유도루우프이며, 안쪽 루우프가 조종루우프이다.



〈그림 1〉 전형적인 유도조종 블록선도

그림 1에서 보는 바와 같이 유도알고리즘에 의해 비행체 가속도명령 등의 유도명령을 산출하기 위하여는 비행체와 표적의 공간상 위치 및 속도 또는 가속도 등의 유도기하 (Guidance Geometry)에 대한 정보가 필요하며, 이러한 유도기하정보는 무기체계에 따라서 지상레이다 등의 유도탄 및 표적추적장치, 유도탄탐재 탐색기 (Seeker), 또는 유도탄탐재 항법장치(관성항법장치, 천체항법장치, GPS 등)로부터 제공된다. 조종

趙 亢 柱, 宋 贊 鎬  
國防科學研究所

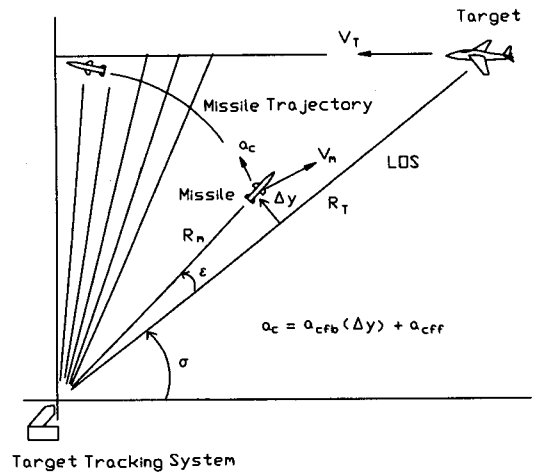
알고리즘 역시 비행체 운동을 감지하는 관성센서(자이로 및 가속도계)로부터의 비행체 운동정보를 필요로 한다. 본고에서는 위에 설명한 유도조종루우프의 설계기술, 즉 유도알고리즘 및 조종알고리즘의 설계기술에 대하여 고전적으로 수행되어온 방식과 현재 기술동향을 살펴보기로 한다. 또한 너무 다양한 내용을 다룸으로써 기술동향에 대한 흐름 파악이 흐트러지는 것을 피하기 위하여 단거리 전술유도탄을 중심으로 기술한다.

## II. 유도루우프 설계기술

전술유도탄의 유도방식은 관점에 따라 여러 방법으로 구분된다. 예를 들어, 유도탄의 표적도달까지의 진행단계에 따라 추력비행단계유도(보통 미리 정해진 기동명령 수행), 중기유도 및 종말유도로 구분할 수도 있으며, 유도기하를 형성하는 구성요소 수에 따라 3점 유도방식(3-Point Guidance; 지상 표적추적장치, 유도탄 및 표적으로 이루어지는 유도기하에서의 유도방식)과 2점유도방식(2-Point Guidance 또는 호밍유도; 유도탄과 표적간의 유도기하만을 고려) 등으로 구분할 수도 있다. 이 밖에 탐색기 운용방식이나 사용하는 항법장치 종류에 따라 구분되기도 한다. 유도알고리즘 설계 관점에서 보면 적용되는 유도법칙 형태에 따라 유도방식을 구분하는 것이 적절하며, 이 장에서는 이러한 관점에서 유도방식을 구분하여 살펴보도록 한다.

### 1. 고전적 유도법칙

고전적 유도법칙은 복잡한 이론의 배경이 없이 직관적이고 경험적인 원리에 의해 태동한 유도법칙이라는 데에 특징이 있으며, 이들 중 현재까지 여러 유도무기체계에 적용되고 있고 또한 이론적인 해석과 보완 작업이 계속 이루어지고 있는 주요한 것들만 중점적으로 설명한다(상세한 내용은 「1」 참조). 먼저 단거리 지대공 유도탄이나 대전차 유도탄에 적용되고 있는 시선유도(LOS Guidance)방식에 대하여 기술한다. 시선유도는 그

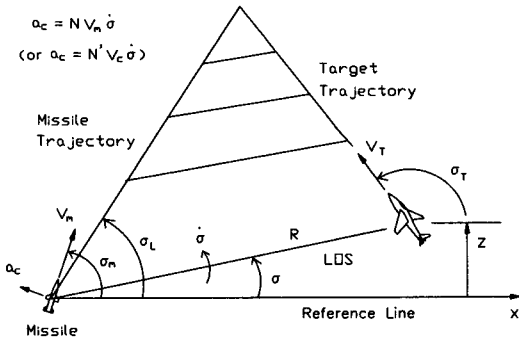


(그림 2) 시선유도방식 유도기하 및 유도원리

림 2에서 보는 바와 같이 3점 유도방식이며, 지상 추적장치에서 보는 표적과의 시선(LOS; Line of Sight)상에 유도탄이 계속 위치하도록 하면 궁극적으로 표적을 맞게 된다는 원리에 근거한 것이다.

따라서 시선유도명령  $a_c$ 는 시선으로부터의 유도탄이 벗어난 거리  $\Delta y$ (또는 벗어난 각도  $\epsilon$ )를 없애 주기 위한 유도명령  $a_{cfb}$ 와 유도탄이 시선상에 계속 잔존하기 위해 필요한 유도명령  $a_{cff}$ 의 합이 된다. 여기서 유도명령  $a_c$ 는 유도탄의 공력제어날개와 추력제어노즐 등과 같은 제어수단을 통해 내주어야 하는 횡방향 가속도(Lateral Acceleration) 명령이며, 유도탄의 종방향 가속도는 통상적으로 제어 가능하지 않으므로 유도명령의 대상이 되지 않는다. 시선유도시 유도탄의 전형적인 궤적은 그림 2에 보인 바와 같으며, 표적에 근접할수록 큰 횡방향 가속도를 필요로 한다. 유도오차는 지상의 표적추적장치의 추적정확도에 크게 좌우되며, 따라서 사거리가 멀수록 유도 정확도가 떨어진다.

고전적 유도법칙으로서 가장 잘 알려져 있는 것은 2차 대전 중 연구되어 현재까지 여러 무기체계에 널리 사용되고 있는 PNG(Proportional Navigation Guidance)법칙일 것이다. PNG 법칙은 2점 유도방식으로서 유도탄이 직접 탐색기 등을 탑재하여 표적에 대한 정보를 획득하고 이를 이용하여 표적 도달시까지 유도하며, 그림 3에 보인 바와 같이 유도탄으로부터 표적까지의 시선이



(그림 3) PNG 법칙에서의 유도기하 및 유도원리

계속 변화하지 않으면 유도탄과 표적이 충돌하게 된다는 원리에 근거하고 있다. 따라서 PNG 법칙은  $a_c = N V_m \dot{\sigma}$  (또는  $a_c = N' V_c \dot{\sigma}$ ) (1) 와 같이 주어지고 시선각변화를  $\dot{\sigma}$ 를 제거하려는 노력을 수행하게 된다. 여기서  $N$  및  $N'$ 은 항범상수라 불리는 유도명령이득이며, 보통 3-5의 값을 취한다.  $V_c$ 는 LOS 방향의 유도탄과 표적의 상대속도 성분으로서 접근속도(Closing Velocity)라 한다. 식 (1)에 표현한 바와 같이 PNG 법칙의 구현에는 전통적으로 두가지 방법이 있으며, 그 하나는 가속도명령을 유도탄 속도벡터  $V_m$ 에 수직인 방향으로 인가하는 방식(Pure PNG; 이때,  $a_c = N V_m \dot{\sigma}$ ) 이고, 다른 하나는 가속도명령을 시선에 수직인 방향으로 인가하는 방식(True PNG; 이때,  $a_c = N' V_c \dot{\sigma}$ )이다. 그림 3에 표현한 바와 같이 유도탄의 속도 벡터가 적절한 방향(그림에서  $\sigma_L$ )으로 놓였을 때 이후 횡방향 가속도를 사용하지 않고 표적에 명중할 수 있다면, 이때의 유도탄 궤적은 직선이 된다. 이때 이 직선과 일정속도비행을 가정한 직선의 표적궤적, 그리고 현 시점의 시선(LOS)이 삼각형을 이루게 되며, 이를 Collision Triangle이라고 부른다. 표적가속도가 0 이고 유도탄의 가속도 명령에 대한 반응이 즉각적이면 PNG 법칙을 사용할 때에는 유도 후반부에서 유도탄과 표적궤적이 Collision Triangle을 형성하며, 따라서 유도 후반부에서의 유도탄에 대한 요구가속도가 시선유도시와는 달리 거의 0 에 가까운 특성을 갖는다. 유도탄에 요구되는 가속도  $a_c$ 의 양이 작다는 것은 가속도명령에 대한 유도탄의 응답지연이나 표적의 갑

작스러운 기동 또는 탐색기의 잡음 등의 불확실한 요소들에 대하여 대응할 수 있는 유도탄 가속도가 충분히 확보된다는 점에서 유도법칙의 바람직한 특성 중 하나가 된다. 이상 설명한 PNG 법칙은 그 구현을 위하여 기본적으로 탐색기에서 측정하는 시선각 변화율만을 필요로 한다는 간편함 때문에 현재까지도 여러 무기체계에 다양하게 적용되고 있다.

## 2. 현대적 유도루우프 설계

앞 절의 고전적인 유도법칙 이래 최근까지 연구되고 있는 유도법칙분야의 줄기는 크게 둘로 볼 수 있다. 그 첫 번째는 고전적 유도법칙들에 대한 이론적인 해석 및 보완작업이다. 여기서 주목할 것은, 많은 유도법칙이 공간상 회전하는 시선(LOS)을 이용하여 구현되며 또한 유도탄이 성취할 수 있는 가속도 성분이 유도탄 속도벡터에 수직인 횡방향가속도뿐이라는 점 때문에 근본적으로 전체 유도루우프가 비선형 미분방정식으로 표현되므로 유도성능에 대한 이론적인 해석은 매우 어렵다는 사실이다. 따라서 1945년도에 처음 PNG 법칙이 알려진 이래 1990년에 와서야 비로소 Pure PNG 법칙에 의한 유도루우프 지배방정식이 닫힌 해의 형태로 풀렸다는 것이 놀랄만한 일은 아니다<sup>[2]</sup>. 그러나 이 해 역시 즉각적인 유도탄 가속도 반응 및 기동하지 않는 표적이라는 전제하에 얻어졌다. True PNG의 경우에는 최근 기동표적까지 고려한 표적격추영역 연구가 활발히 진행되고 있다. PNG 법칙에서 또 하나 활발한 연구방향은 시선각 변화율  $\dot{\sigma}$ 을 0 로 보내기 위한 가속도 명령을 유도탄의 어느 방향으로 인가하느냐 하는 것이며, 고전적인 Pure PNG 와 True PNG 외에 다양한 방식이 제안되어 왔다. 시선유도의 경우에도 현대제어이론 중 하나인 궤환선형화(Feedback Linearization) 기법을 적용하여 유도루우프의 비선형방정식을 선형화하여 보다 완벽한 시선유도의 원리를 구현하도록 유도법칙을 산출하는 등의 연구활동이 있다<sup>[3]</sup>.

한편, 고전적인 유도법칙과는 달리 2점 유도방식에서의 유도문제를 최적제어문제로 만들어 이의 해를 산출함으로써 새로운 형태의 유도법칙을 창안해내려는 시도가 있어 왔으며, 이러한 결과가 소

위 현대 유도법칙(Modern Guidance Law)으로 불리워지며 현재 활발한 연구활동이 전개되는 분야이다. 그림 3의 유도기하에서 유도탄과 함께 움직이는 기준선에 수직인 방향으로의 운동방정식은 이 기준선에 수직인 방향으로의 유도탄 및 표적 가속도를  $a_{cz}$  및  $a_{Tz}$ 라 할 때,

$$\left. \begin{aligned} \dot{z} &= V_z \\ \dot{V}_z &= a_{Tz} - a_{cz} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

와 같다. 이제 유도탄과 표적이 같은  $x$  좌표에 이르는 시점을  $t_f$ 라 할 때,

$$J = az^2(t_f) + \int_0^{t_f} a_{cz}^2 dt \quad (3)$$

의 가격함수를 최소화하는 문제로 유도문제를 고려할 수 있으며 이 문제는 잘 알려진 LQ(Linear Quadratic) 최적제어문제가 된다. 위 문제는 유도탄 속도 및 표적속도가 일정하고 유도오차  $z(t_f)$ 에 대한 하중계수  $a$ 가  $\infty$ 로 주어진 경우 그 해를 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$a_{cz} = \frac{3}{t_{go}^2}(z + t_{go}V_z) \approx 3V_c\sigma$$

$$(t_{go} \equiv t_f - t; \text{time-to-go}) \quad (4)$$

식 (4)의 유도법칙은 다름아닌 항법상수가 3인 True PNG 법칙임을 알 수 있다. 즉, True PNG 법칙은  $N=3$ 일 때 제어에너지를 최소화하는 최적 유도법칙으로도 해석할 수 있다. 그러나 식 (2)와 (3)으로 주어지는 최적제어문제는 PNG 법칙과는 달리 표적가속도뿐만 아니라 유도탄 속도벡터까지 고려되는 다양한 유도법칙들을 산출할 수 있어서 고전적인 PNG 유도법칙의 한계(특히 기동표적에 취약함)를 극복할 수 있는 방안들을 쉽게 제시할 수 있다. 특히, 식 (3)의 가격함수를 유도목적에 따라 다양하게 변화시켜 고려할 수 있다는 점도 위와 같은 최적제어이론을 이용하는 데에서 얻을 수 있는 강점이다.

최적제어형태로 유도문제를 다루는 방법에는 위에 설명한 방법 이외에 또 한가지 중요한 흐름이 있다. 그것은 유도문제를 추적자(Pursuer)와 도피자(Evader) 간의 미분게임(Differential Game)으로 취급하는 것이며, 이 경우 가격함수로서

$$J = az^2(t_f) + \int_0^{t_f} (a_{cz}^2 - \beta a_{Tz}^2) dt \quad (5)$$

를 고려하고 이 가격함수를  $a_{cz}$ 에 대하여는 최소화하고  $a_{Tz}$ 에 대하여는 최대화하는 최적화문제가 된다. 이러한 미분게임 접근방법은 미래의 표적기동에 대한 가정이 없이 표적의 기동능력에 대한 정보만을 사용하게 되기 때문에 미래의 표적기동에 대한 불확실성에 대하여 덜 민감한 경향이 있다<sup>[4]</sup>. 또한 현대의 표적은 격추를 피하기 위하여 여러가지 형태의 회피기동(정현파 형태의 단순한 Weaving이나 나선형의 Barrel Roll 기동 또는 불규칙 회피기동)을 수행할 수 있도록 하는 추세이기 때문에, 이러한 회피기동에 대처할 수 있는 미분게임 형태로서의 유도문제 접근(예를 들어, <sup>[5]</sup> 참조)이 중요한 최근 연구방향중 하나이다.

표적 기동가속도 등을 고려하는 현대 유도법칙을 적용하는 데에 있어서 걸림돌은 현대 유도법칙이 복잡하게 주어짐에 따라 유도명령 산출에 많은 계산이 요구된다는 점과 표적가속도 등 탐색기나 기타 표적추적장치에서 직접 얻을 수 없는 추가적인 정보를 필요로 한다는 점이다. 그러나 최근 컴퓨터의 발달로 유도명령 계산에 필요한 계산량은 별 부담이 되지 않고 있으며, 따라서 활발한 연구 대상이 되고 있는 분야는 기동표적의 경우 유도성을 크게 좌우하는 표적기동정보를 어떻게 얻느냐 하는 표적추적필터 분야이다<sup>[6]</sup>. 이 분야에서 특기할 것은, 표적운동 모델은 직각좌표계에서 선형으로 표현되는 반면에, 표적추적모델은 탐색기가 유도탄과 표적간의 시선에 관련된 정보( $\sigma, \dot{\sigma}$ , 그리고 능동형 탐색기의 경우 추가적으로  $R$  및  $\dot{R}$ )를 주기 때문에 구좌표계에서 선형이라는 사실이다. 따라서 직각좌표계나 구좌표계 중 어느 하나에서 표적추적문제를 고려하게 될 때 필연적으로 비선형 추정문제가 된다. 그러므로 표적추적필터로서 EKF(Extended Kalman Filter), Modified Gain EKF, 그리고 Pseudomeasurement를 이용하여 선형화 한 뒤 Kalman Filter를 적용하는 방법 등이 연구되었으며, 이 외에 Maximum Likelihood 필터 등도 고려되었다. 그러나 표적추적필터 분야에서 주목할 것은 한 가지의 표적기동모델로서는 보통

만족할 만한 추적성능을 보장할 수 없다는 사실이다. 이것은 표적의 기동이 임의의 순간에 크게 변화할 수 있다는 점 때문이며, 따라서 표적의 기동 변화에 따라 표적추적필터의 구조나 변수들을 변화시켜 주는 적응표적추적필터가 최근 중요한 연구분야가 되어 왔다. 이러한 적응표적추적필터의 첫 번째 부류로는 한 가지 표적기동모델을 기본필터로서 사용하며, 기동변화량 및 시간의 추정을 추가로 수행하고 그 결과에 따라 기본필터의 변수를 조정하거나 필터개선치를 보정해 주는 단일모델 적응필터를 들 수 있다. 또 하나는 여러 개의 표적기동모델에 대한 필터군(Filter Bank)을 사용하며, 표적의 기동변화에 따라 각 필터 추정치에 대한 가중치를 Bayes 법칙에 따라 변화시켜 그 평균값을 표적상태 추정치로 산출하는 등의 다수모델 적응필터가 있다.

### III. 조종 루우프 설계 기술

#### 1. 개요

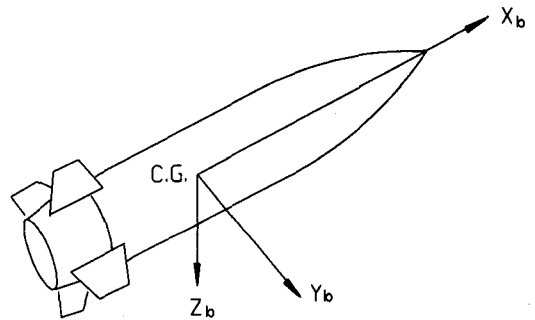
조종 시스템은 그림 1에서 보는 바와 같이 유도탄 운동을 측정하는 관성센서, 조종수단인 조종날개, 추력 노즐 등을 움직이기 위한 구동장치와 구동장치에 적절한 명령을 제공하는 오토파일럿(조종 알고리즘이 전자회로나 탑재 컴퓨터로 구현된 형태)으로 구성된다. 이와같이 구성되는 궤환 제어 루우프를 조종 루우프라 부르며 이중 오토파일럿이 제어기에 해당되는 부분이다. 유도탄 운동을 제어하는 제어력은 주로 조종날개 변위나 추력 방향을 바꾸어 줌에 의해 얻어진다. 전자의 경우는 조종날개 변위에 의해 유도탄에 작용하는 공력학적 힘과 모멘트를 제어하는 방식이므로 공력제어(Aerodynamic Control)라 부르며, 후자는 추력벡터 제어(thrust Vector Control)라 부른다. 현존하는 중·단거리용 유도탄은 주로 공력제어 방식을 택하고 있으나 유도탄 성능을 향상시키기 위해 추력벡터 제어 방식을 겸용하는 시스템이 점차 늘고 있는 추세이다. 유도탄 유도조종 시스템을 개괄적으

로 파악하고자 하는 분에게는 참고문헌 [7]을 권한다. 유도탄 운동은 공간상에서 움직이는 물체를 묘사하는 6개의 미분 방정식(6자유도 방정식이라 불리움)으로 수식화될 수 있다. 즉,  $V$ 와  $\omega$ 를 동체좌표계(그림 4 참조)로 표현된 유도탄의 각속도라 할 때 6자유도 방정식은 다음 식으로 표현된다.

$$\Sigma F = m V + m(\omega \times V) \tag{6}$$

$$\Sigma M = I \omega + \omega \times I \omega$$

윗 식에서  $m$ 은 유도탄의 질량이고  $\Sigma F$ 와  $\Sigma M$ 은 공력, 추력, 중력 등에 의해 유도탄에 가해지는 힘과 모멘트를 의미하며 제어력도 여기에 포함된다.



〈그림 4〉 유도탄의 동체 좌표계

한편, 유도탄의 자세는 기준좌표계( $X_r, Y_r, Z_r$ )에 대해 동체좌표계( $X_b, Y_b, Z_b$ )가 갖는 소위 Euler 각이라고 하는 3개의 각도에 의해 정의될 수 있다. 예로, 기준 좌표계를 NED 좌표계( $XY$ 평면이 수평면을 이루며  $X$ 축이 북쪽,  $Y$ 축이 동쪽,  $Z$ 축이 아래 방향을 가르킴)로 잡을 때, 동체 좌표계가  $X_r$ 축으로부터 수평면 상에서 틀어진 각도를 요각, 수평면으로부터 들린 각도를 피치각, 동체의  $X$ 축을 중심으로 회전한 각도를 롤각으로 정의한다. 조종 루우프는 제어하고자하는 유도탄의 출력에 따라 횡방향 가속도 제어, 속도 제어, 자세(피치각, 요각, 롤각) 제어, 고도 제어 루우프 등으로 분류되는데 횡방향 가속도 제어는 다시 피치 가속도(동체 좌표계에서  $Z$  방향의 가속도)와 요 가속도(동체 좌표계에서  $Y$  방향의 가속도)로 나눌 수 있다. 본고에서는 단거리 유도탄에서 주로 사용되는 횡방향 가속도 제어 루우프와 롤각 제어 루우

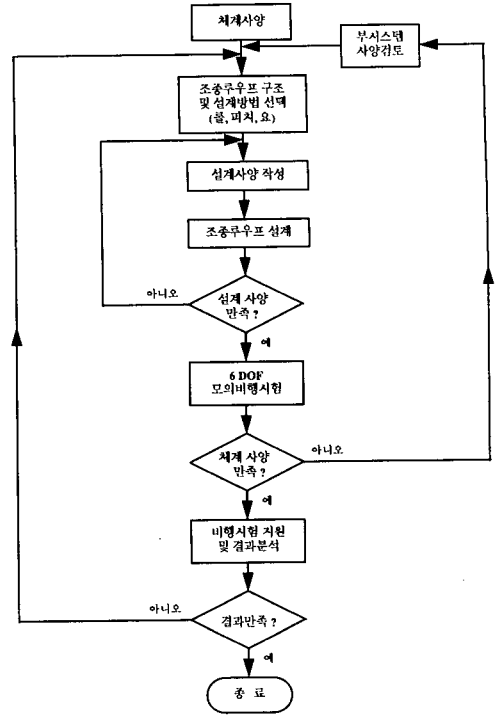
프에 초점을 맞추어 설명하기로 한다.

## 2. 고전적 설계 방식

6 자유도 방정식은 비선형 미분 방정식이므로 이러한 식들을 그대로 사용해서 조종 루우프를 설계하기는 매우 어렵다. 따라서, 지금까지 널리 사용되어 온 방법은 주어진 여러 비행 조건에서 이 식들을 선형화시키는 것이다. 얻어진 결과를 다시 적절한 가정에 의해 피치 운동, 요 운동 및 롤 운동으로 분리(Decoupling)시킨다. 비행체가 십자형으로 XY평면과 XZ평면에 대해 각각 대칭인 경우 이러한 작업이 대체로 유효하나, XY평면에 대해 비대칭인 경우에는 요 운동과 롤 운동을 분리시킬 수 없는 경우도 있다. 분리 작업이 끝나면, 분리된 선형화 방정식들을 사용하여 피치 및 요 가속도 제어 루우프와 롤각 제어 루우프를 각각 설계한다. 조종 루우프 설계 문제는 일반적인 제어 시스템 설계 문제가 되며, 지금까지 이러한 설계 작업은 주로 고전적 설계 방법에 의존해 왔다. 즉, 주어진 시간 응답과 안정도 여유 사양을 만족하도록 궤환 이득이나 보상기를 설계하는 것이다.

이러한 초기 단계의 설계가 끝나면 피치, 요 및 롤 경로 간의 상호 결합(Coupling)을 고려하여 오토파일럿 설계 결과를 보완한다. 대개의 경우, 유도탄 전 비행영역에서 고도 및 속도의 변화가 크므로 이러한 비행 조건의 변화에 대응하기 위해 일반적으로 제어 상수들을 동압 또는 고도와 속도의 함수로 만든다. 이러한 방법은 이득 스케줄링(Gain Scheduling)이라 불리우며 항공기나 유도탄의 조종 루우프 설계에 널리 사용되어 왔다.

설계가 끝나면 수학적으로 모델링이 가능한 모든 부분들을 6 자유도 방정식에 모두 고려하여 컴퓨터 모의비행 시험 프로그램을 작성하고 모의 비행 시험에 의해 원하는 성능이 나오는지 확인한다. 만족스럽지 못하면 제어 상수 값을 조정하거나, 필요한 경우 오토파일럿의 구조를 수정한다. 이러한 모든 작업이 끝나면, 설계된 조종 루우프를 하드웨어(탑재 컴퓨터 또는 아날로그 회로)로 구현하고 그에 부수되는 전자회로(필터 등)를 제작하게 된다. 그림 5는 그러한 작업 흐름도를 보여준다. 모



(그림 5) 조종 루우프 설계 및 성능 분석 작업 흐름도

의비행 시험은 순수한 소프트웨어 모의시험과 Hardware-In-The-Loop 모의시험으로 나눌 수 있는데 후자는 실물로 연결이 가능한 하드웨어 예로, 탑재 컴퓨터나 구동장치는 실물로 연결하여 실시간(Real Time)으로 수행하는 모의비행 시험을 말한다. 이 작업은 하드웨어 작업이 완료된 후 실제 비행시험 전에 유도 조종 시스템의 최종 성능 확인 단계에서 수행된다.

## 3. 현대제어 이론의 적용

지금까지의 조종루우프 설계는 앞에서 설명한 고전적 설계방식에 의존해 왔기 때문에 조종성능 역시 고전적 제어이론이 갖는 한계를 벗어날 수 없었다. 그러나 60년대 이후 제어이론 분야는 양적, 질적으로 비약적인 성장을 거듭해 왔고, 따라서 제안된 현대제어 이론을 적용하여 조종성능을 개선하고자 하는 시도가 여러 각도로 이루어지고 있다(이러한 시도들을 종합적으로 파악할 수 있는 자료로서 참고문헌 [8]을 권한다). 이제 고전적 설

계방식으로 해결하기 어려운 기술적 어려움을 알아보고, 그 해결을 위해 현대제어이론을 근거로 어떠한 접근방법들이 시도되고 있는지 살펴본다.

우선 오토파일럿 설계에 있어서의 본질적인 어려움으로서 공력학 및 운동방정식이 갖는 비선형성을 들 수 있다. 이러한 비선형성은 유도탄의 기동성을 증가시킬수록 커지게 된다. 이 문제를 해결하기 위한 시도는 크게 두 유형으로 구분할 수 있다. 첫째는 이득 스케줄링 방법의 개선이고, 둘째는 궤환선형화(Feedback Linearization) 기법으로 대표되는 비선형 제어이론을 적용하여 조종루우프를 설계하는 것이다 (예로, [9]참조). 전자의 경우, 이득 스케줄링의 매개변수 갯수를 증가시키고 측정할 수 없는 매개변수에 대하여는 추정기를 설계한다. 그러나 이 방법으로는 전체시스템의 안정도나 강인성을 보장할 수 없다는 한계가 여전히 남아 있다. 후자의 장점은 궤환선형화기법에 의해 일단 선형화가 이루어지면 그 이후의 설계과정이 매우 간단해 진다는 점이다. 그러나 공력데이터가 갖는 오차나 디지털 구현시 발생하는 선형화 오차등에 대한 강인성이 문제될 수 있다. 이러한 강인성 문제는 현재 계속 연구되고 있으며, 이 이론에 근거한 조종루우프가 실용단계에 이르기까지는 좀 더 시간이 걸릴 것으로 보인다.

비선형성 문제 다음으로는 공력특성과 비행조건 의 예기치 않은 변화에 대처하는 문제를 들 수 있다. 이 문제에 대한 접근방법으로는 강인제어이론에 근거한 설계(예로, [10]참조)와 적응능력을 갖는 조종루우프를 설계하는 것이며, 양쪽 모두 활발한 연구가 진행되고 있다. 적응제어, 전문가제어, 신경회로망에 의한 제어 등이 후자의 범주에 속한다. 또 하나 주요 문제로서 공력학의 시변특성에 대처하는 문제를 들 수 있다. 최근에 개발되고 있는 유도탄들은 고기동성과 높은 속도가 요구되고 있기 때문에 공력학을 매순간 시불변 시스템으로 보고 조종루우프를 설계하는 기존 방법으로는 점차 만족스러운 성능을 얻기가 어려워질 것으로 생각된다. 또한, 앞 장에서 기술한 유도루우프 역시 본질적으로 표적충돌시점이 다가오며 따라 급격히 변화하는 시변시스템이나 아직 이러한 시변특성을

고려한 이론적 성능해석 등은 미진한 상태이다. 현재 시변시스템의 제어기 설계이론이 아직도 다른 제어이론 분야에 비하여 여러 분야에 적용될 만큼 성숙되어 있지 않은 실정이므로 유도탄에의 응용 연구는 아직 활발하지 않다. 이 외에도 조종성능 개선을 위해 대처해야 할 여러가지 기술적인 어려움이 있겠으나 간과할 수 없는 것이 모의비행시험 기법이다. 앞에서 설명한 바와 같이 설계 제작된 유도조종시스템에 대한 최종 성능확인이 모의비행시험을 통해 이루어지므로 모의비행시험기법을 향상시키는 문제는 매우 중요하다.

#### IV. 결론 및 발전추세

현대전에 있어서 정밀 유도무기의 역할은 크게 증대되고 있으며, 따라서 유도조종 성능 극대화를 위한 소프트웨어 측면에서의 연구활동도 앞 장들에서 언급한 분야들을 중심으로 더욱 활발해 질 전망이다. 앞 장에서 언급한 대표적인 분야들 이외에 앞으로 활발한 연구활동이 기대되는 분야로서는 표적상태 추정문제와 유도법칙을 동시에 고려하는 Dual Control 개념으로서의 유도문제(특히 시선각 관련 정보만을 제공하는 수동형 탐색기의 적용시에는 표적추적필터의 성능을 높이기 위하여는 유도탄 궤적이 출렁되어 표적에 대한 관측성을 향상시키는 것이 필요하나 지나친 유도탄 궤적변화를 야기시키는 유도법칙을 사용하면 유도성능은 떨어지는 양면성이 있음), 그리고 유도 및 조종문제를 분리하지 않고 동시에 고려함으로써 유도말기의 유도 및 조종루우프 대역폭 접근에 의한 성능저하를 방지하고자 하는 총체적 유도조종루우프(Integrated Guidance and Control Loop<sup>[8]</sup>) 설계방식 등을 들 수 있다. 이 밖에 두 종류 이상의 탐색기를 사용함으로써 표적추적 정확도 향상 및 표적의 유도탄 탐색기 무력화전술에 대응하고자 하는 추세이므로 다중센서 추적문제가 더욱 중요해 질 전망이다. 한편, 고도로 발달한 컴퓨터기술을 바탕으로, 비행체 내부의 센서 고장이나 비행체 손상에

의한 공력학적 변화 등의 내부교란이나 기후변화, 돌발적인 장애물과 같은 외부교란에 능동적으로 대처할 수 있는 지능형 유도조종시스템에 대한 연구도 이미 진행되고 있으며, 여러 개의 정보 자원 및 유도탄을 비롯한 여러 비행체를 운영하는 분산 유도조종시스템에 대한 연구도 전망되고 있다<sup>[11]</sup>.

#### 참 고 문 헌

- [1] H.L.Patrick, S.M.Seltzer, and M.E. Warren, "Guidance laws for short-range tactical missiles," *J.Guid. Contr.*, Vol.4, No.2, pp.98-108, Mar.-Apr. 1981.
- [2] K.Becker, "Closed-form solution of pure proportional navigation," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.26, No.3, pp. 526-533, May 1990.
- [3] I.Ha, and S.Chong, "Design of a CLOS guidance law via feedback Linearization," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Vol.28, No.1, pp.51-63, Jan. 1992.
- [4] G.M.Anderson, "Comparison of optimal control and differential game intercept missile guidance laws," *J. Guid. Contr.*, Vol.4, No.2, pp.109-115, Mar.-Apr. 1981.
- [5] 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.
- [6] J.R.Cloutier, J.H.Evers, and J.J.Feeley, "Assessment of air-to-air missile guidance and control technology," *IEEE Contr. Syst. Magaz.*, Vol.9, No.6, pp.27-34, Oct. 1989.
- [7] P.Garnell, *Guided Weapon Control Systems*, 2nd Ed., Pergamon Press, Oxford, 1980.
- [8] C.-F.Lin, *Advanced Control Systems Design*, PTR Prentice Hall, Englewood Cliffs, 1994.
- [9] M.Tahk, M.M.Briggs, and P.K.A.Menon, "Applications of Plant Inversion via State Feedback to Missile Autopilot Design," *Proc. IEEE CDC*, Austin, TX, Dec. 1988.
- [10] R.T.Reichert, "Robust Autopilot Design Using  $\mu$ -Synthesis," *Proc. Amer. Control Conf.*, pp.2368-2373, June 1990.
- [11] E. Gai, "Guidance, navigation, and control from instrumentation to information management," *J. Guid. Contr. Dynam.*, Vol.19, No.1, pp.10-14, Jan.-Feb. 1996.



## 저 자 소개



趙 允 柱

1951年 8月 19日生

1974年 2月 서울대학교 전기공학과(학사)

1985年 12月 미국 텍사스 주립대(오스틴) 전기 및 컴퓨터공학과(석사)

1988年 8月 미국 텍사스 주립대(오스틴) 전기 및 컴퓨터공학과(박사)

1976年 8月~현재 국방과학연구소(현재 책임연구원)

주관심 분야: 유도탄 유도, 조종 및 항법, 스토캐스틱 시스템 시뮬레이션, 이산현상  
시스템제어



宋 贊 鎬

1953年 8月 30日生

1975年 2月 서울대학교 전기공학과(학사)

1977年 2月 서울대학교 전기공학과(석사)

1989年 12月 미국 플로리다 주립대(게인즈빌) 전기공학과(박사)

1977年 3月~현재 국방과학연구소(현재 책임연구원)

주관심 분야: 유도탄 조종 루우프설계 및 성능해석, 적응제어