

誘導操縱技術

朴贊斌, 宋澤烈
(正會員)
大田機械廠

I. 서론

지난 1982년도 세계인의 관심이 집중되었던 영국과 아르헨티나간의 Falkland 분쟁에서의 고도정밀 유도무기는 쌍방간에 가공할 무기로 등장하여 아르헨티나 항공기 Super Etendard에 탑재한 공대함 Exocet 유도탄이 영국 구축함 Sheffield호를 격침시켰고 영국 잠수함에서 발사된 유도어뢰 Tiger Fish는 아르헨티나 순양함 벨그리노호를 격침시키는 등 유도무기는 현대전의 전쟁양상을 변화시켰고 실전에서의 효용이 입증되었다.

일반적으로 유도무기는 주장비로서 유도탄, 발사대, 발사통제장비로 구성되어 있고 유도조정장치는 유도탄의 두뇌역할을 수행하는 부장비로서 유도장치와 조종장치로 구성되어 있다. 유도장치는 유도탄이 비행하여 목표물에 도달하기까지 유도지령을 계산하고 조종장치는 유도장치로부터 계산된 명령신호를 탄내에서 전달받아 제어보상회로를 통하여 유도탄의 조종익을 구동시켜 궁극적으로 유도탄이 목표물에 명중하도록 비행방향을 조종하는 장치이다.

유도조종기술은 현대 과학기술의 집합체로서 전자, 항공, 기계, 컴퓨터, 제어계측, 재료공학 등이 상호 밀접히 연관되어 있는 복합기술임으로, 주어진 설계 목표를 달성하기 위하여는 시스템적 설계접근방법이 필수적이며 유도조종장치의 성능평가도 시스템 관점에서 수행되어야 한다.

본 논문 II장 기술현황에서는 기존 유도무기에 적용되는 유도조종 시스템의 개념과 고전적방법에 의한 설계기술을 소개한다. III장의 현대설계기술 발전 추세에서는 실시간(real time) 계산처리가 가능한 군용 고직접 마이크로프로세서 기술이 발전되어 유도조종 장치가 요구하는 고속계산처리 조건을 만족하는 digi-

tal hardware가 구현가능함에 따라 현대 제어이론을 미래의 유도무기의 유도 및 조종장치의 design tool로 사용하고 있으며 이에 대한 기술발전 추세를 약속한다.

II. 기술 현황

1. 개요

유도무기에서 유도조종 기술은 그림1의 유도조종 시스템 개념도에서와 같이 목표물과 유도탄의 위치를 시간함수로 측정, 상대위치 및 상대속도 정보를 획득하고 획득된 정보를 이용, 컴퓨터로 유도명령을 계산, 유도탄내 조종회로 및 구동장치로 명령신호를 반복적으로 전달하되 궁극적으로 유도탄과 목표물과의 위치오차를 최소화하도록 하는 설계기법을 의미한다.

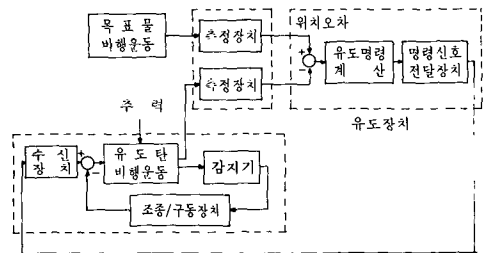


그림 1. 유도조종 시스템 개념도

유도방식은 목표물과 유도탄의 상대위치에 대한 정보획득방식 및 명령신호 전달방법에 따라 지령유도, 탐색기에 의한 호우밍유도 및 관성유도로 분류할 수 있다.¹⁾ 지령유도인 경우 목표물과 유도탄의 위치정보 획득은 지상레이다 혹은 지상광학장비 등

으로 수행하며 획득된 정보를 활용한 유도명령계산은 지상컴퓨터에서 수행된다. 계산된 유도명령신호는 지상에서 유도탄까지 무선 혹은 유선방식으로 전달한다. 그림 2는 레이더 추적 무선지령 유도방식을 개념적으로 표시한 것이다. 호우밍 유도인 경우 필요로 하는 상대위치정보를 유도탄에 탑재된 탐색기(상대위치 측정장치)에서 획득한다. 유도명령 계산은 탐색기에서 획득된 정보를 이용하여 탄내 컴퓨터에 내장된 유도 알고리즘에 의거 수행된다. 관성유도는 유도탄내에 장치된 관성항법장치에 의하여 스스로 유도탄의 위치, 속도정보를 일점 좌표계상에서 획득하고 탄내 컴퓨터에 미리 입력된 목표물의 위치정보를 이용하여 유도명령을 탄내에서 반복적으로 실시간 계산하는 방식이다.

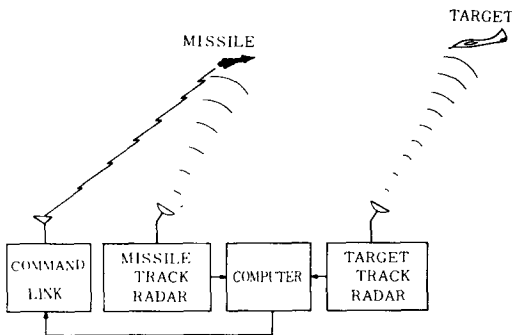


그림 2. 추적 무선지령 유도

실제 이러한 유도기술을 유도무기에 적용하기 위하여는 유도무기 시스템 설계 목표가 선행되어야 한다. 유도무기 시스템 설계에서는 수학적 모델을 근거로 광범위한 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하고 필요시 정보획득방식, 유도알고리즘방식, 저렴한 조종/구동장치 및 비행역학과 관련된 유도탄형상, 추진기관동副體系 설계조건을 변경시키는 조종통제를 하여야 한다. 그러나 본 논문의 기술현황에서는 유도무기 시스템 기술관점 보다는 유도조종 분야의 분야별 기술-정보획득, 유도 알고리즘 및 조종/구동 등 분야와 관련된 기술을 설명함으로써 독자에게 유도조종 기술을 이해시키고자 한다.

2. 정보획득

1) 관성항법장치

관성항법장치는 유도탄내에 장착하여 관성 감지기

인 자이로 및 가속도계를 이용하여 유도명령 계산에 필요한 유도탄의 위치, 속도 및 자세 정보를 제공하는 장치로서 안정대(gyro stabilized platform) 구조의 유무에 따라 김블형 관성항법장치(GINS : gimballed type INS)와 스트랩다운 관성항법장치(SDINS : strapdown INS)로 분류된다.

GINS는 정밀한 자이로를 이용하여 항법기준 좌표계를 안정화시킨 안정대에 장착된 가속도계로 비행체가 받는 관성력을 측정하여, 실시간으로 항법을 계산한다. 이 장치에 필요한 기술로는 고정밀(0.01~0.001 deg/hr) 자이로기술, 가속도계기술, 안정대기술, 항법 컴퓨터기술, 오차분석 및 오차보상기법 등을 들 수 있으며, 현재 사용되고 있는 자이로의 종류에는 float rate integrating gyro, dynamically tuned gyro(DTG) 및 electro-static gyro 등이 있다. GINS는 크고 가격이 고가인 단점이 있으나 위치오차가 0.1~1 nm/hr 정도로 정확한 항법이 가능하므로^[2] 정밀항법이 요구되는 장거리 유도탄(ICBM, SLBM, SLCM, ALCM 등)의 유도에 사용되고 있다.^[4]

안정대 구조가 없는 SDINS에서는 몸체 좌표계(body frame)에서 측정된 비행체의 각속도에 의하여 항법기준 좌표계에 대한 비행체의 자세를 실시간으로 계산함으로써 안정대의 기능을 대체하고, 몸체 좌표계에서 측정된 관성력을 항법기준 좌표계로 변환시킨 후 GINS와 같이 항법을 계산한다. SDINS는 고성능 소형 컴퓨터 기술의 발달에 따라 1960년대 후반에 개발되어 실용화되기 시작하였으며,^[5] GINS에 비하여 정밀도는 다소 낮으나 크기 및 가격면에서 유리한 응용분야인 단, 중거리 유도탄(지대공, 공대공, 공대지, 어뢰 등)의 전구간 또는 중기유도에 널리 사용되고 있다. GINS에 추가되는 SDINS 기술로는 극심한 동적환경에 적합한 자이로 기술, SDINS 알고리즘 및 동적오차보상기법 등이 있다. SDINS에 사용 가능한 자이로의 종류에는 기계식 자이로인 DTG가 널리 사용되고 있으며, 최근에는 극심한 동적환경에 따른 문제점을 해결하기 위하여 개발된 광학자이로인 ring laser gyro가 사용되기 시작하였으며, 또한 fiber optics gyro의 개발 및 실용화 연구가 활발히 진행되고 있다.^[6]

한편 장시간 사용에 따른 관성항법장치의 오차누적 효과를 억제하고, 비행중 감지기 오차를 보상하는 방법으로서 비관성 감지기를 이용하는 보정방법(aided navigation)이 있다. 대륙간 탄도탄(ICBM,

SLBM)에서는 별관측장치(star sighting system)를, 순항 유도탄(SLCM, ALCM)에서는 지형대조항법(TERCOM)을, 중거리 유도탄에서는 발사초기에 레이더를 어뢰 또는 무인항공기에서는 속도계(tachometer, air speedometer)를 보조장치로 이용하고 있다. 최근에는 소형컴퓨터 기술의 발달로 인하여 보조항법에 최적필터(optimal filter) 및 제어이론의 적용이 실용화되어 사용되고 있으며, 현재 이 분야에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.⁽⁷⁾

2) 탐색기

탐색기는 일반적으로 유도탄의 앞부분에 장착하여 표적에서 방사되는 신호를 수신, 신호처리하여 목표물에 대한 상대적 위치정보를 탐지하는 장치이다. 탐색기 특성은 표적신호 성질과 표적신호 획득방법에 따라 좌우된다. 표적신호는 주파수 대역에서 볼 때 적외선(근, 중, 원), 밀리메타, 초고주파 대역으로 크게 구분되고 표적신호 획득방법으로는 수동형, 능동형 및 반능동형으로 구분된다.⁽¹⁾ 수동형 탐색기는 표적자체가 보유한 고유신호를 표적원으로하여 표적신호를 획득, 목표물을 추적하는 장치이다. 목표물에 특정 전자파 에너지를 조사하여 표적에서 반사되는 에너지를 표적원으로 할 수도 있는데, 유도탄에 장치된 탐색기 스스로 전자파 에너지를 조사시키면 능동형 탐색기라 하고 탐색기 외부 예를 들어 지상에서 전자파 에너지를 표적을 향하여 조사하는 경우는 반능동형 탐색기라 부른다.⁽¹⁾

탐색기의 종류는 표적신호의 종류 및 표적신호 획득방법에 따라 여러 형태의 탐색기가 가능하며 이에 따른 소요기술도 형태에 따라 다양하다. 그러나 일반적으로 탐색기의 주요 구성은 목표물에서 방사되는 표적신호를 수신하는 표적신호 수신부, 수신된 표적신호를 전기신호로 변환시키는 표적신호 검출부, 전기신호로부터 표적의 위치를 도출하는 표적신호 처리부, 도출된 표적위치 신호에 따라 표적신호 수신부가 장착되어 있는 플랫폼을 표적원으로 향하도록 구동시키는 표적 정밀추적부로 구분할 수 있다. 표적신호수신부, 신호검출부, 신호처리부는 유도탄의 임무와 표적신호 종류에 따라 그 소요기술이 다양하다. 정밀추적부는 표적신호 수신부가 장착되는 플랫폼의 안정화 및 표적추적을 구현하기 위하여 제어기술이 필요하다. 탐색기를 성공적으로 개발하기 위하여는 대상표적의 신호특성, 탐색기가 탑재된 유도탄의 비행특성 등이 탐색기 시스템 개념설계 초기부터 심각히 고려되어야 한다.

3. 유도 계산

유도 알고리즘의 통일된 설계목표는 유도탄의 제한된 물리적 조건과 제한적으로 측정되는 정보를 이용하여 최종시간에 유도탄이 목표물을 명중 혹은 최소의 탄착오차(miss distance)를 수행하도록 유도명령을 실시간으로 계산하는 것이다. 유도 알고리즘의 구현 측면에서 볼 때 유도기술은 목표물과 유도탄의 상대위치에 대한 정보획득방식에 크게 좌우된다.

유도탄과 목표물의 위치를 지상 광학추적장치에서 측정하는 경우 지상에서 계산되는 대표적 유도법칙은 시선유도방식(command to line of sight)을 들 수 있다. 시선유도방식은 그림3에서 보는 것과 같이 목표물을 추적하는 광학추적장치의 광시선상(LOS)에 항상 유도탄이 존재하도록 유도지령을 실시간으로 계산, 유도탄내 조종장치에 송신하되 유도탄이 목표물을 명중하도록 하는 방식이다. 그림4의 시선지령유도의 블록선도에서 보는 바와 같이 유도탄이 목표물을 명중하기 위하여는 광시선상에서 벗어난 유도탄의 오차거리 y 및 오차거리의 시간 변화율 \dot{y} 를 주어진 시간내에 영으로 유지하면서 유도 폐회로

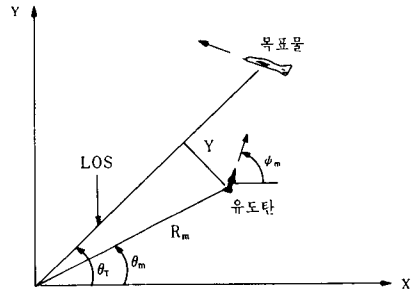


그림 3. 시선유도 개념도

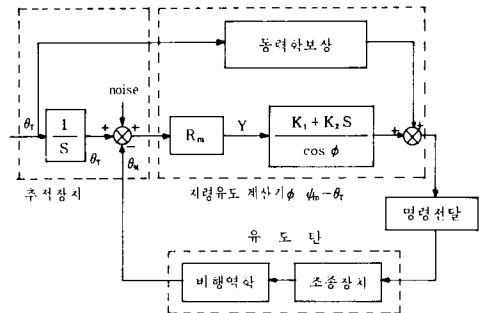


그림 4. 시선 유도지령의 블록 선도

가 안정하도록 제어이득 K_1, K_2 를 결정하면 된다. 제어이득 결정은 고전적 주파수 제어 설계 방법등에 의하여 필요한 유도시스템 주파수 대역폭을 만족하면서 Robust 유도를 위하여 통상 gain margin을 6dB 이상, phase margin을 30도 이상 유지하도록 한다. 지령유도 계산에서 필요한 거리정보 R_m , 즉 표적추적기에서 유도탄까지 거리는 탄추적레이다로 측정, 이용할 수도 있고 유도탄내 컴퓨터에서 비행거리를 시뮬레이션으로 예측하여 시간함수로 기억시켜 이용할 수도 있다. 지령유도 계산에서 추가된 feedforward항인 동력학 보상은¹²⁾ 표적추적기의 각속도 변화를 고려한 일종의 목표물 비행 선도각 추정에 해당된다.

시선유도방식 외에 유도탄내에 탑재된 탐색기에서 측정되는 목표물에 대한 상대위치 정보를 이용하는 호움잉 유도방식은 비례항법유도(PNG : proportional navigation guidance) 원리에 근거하고 있다.¹²⁾ 비례항법유도는 목표물을 포착한 탐색기가 목표물 운동에 의한 시선변화율(los rate)에 비례하는 명령신호를 도출하여 조종익을 구동시켜 유도탄이 종방향 양력을 받도록 하여 비행방향을 전환하되 시선변화율이 영이 되도록 하는 방식이다. 실제로 탐색기는 탄내에 탑재되어 있으나, 탄의 운동에는 목표물에 대한 시선이 변화되지 않도록 공간에 안정화되어 있어야 하고, 목표물 운동에 따른 변화량만을 측정하여야 한다. 비례항법의 단점은 목표물이 탄을 회피하는 운동을 할 때 명중율이 떨어진다는 점이다. 이와 같은 단점을 보완하기 위하여 제 3장에서 좀더 자세히 설명되겠지만, 목표물의 가속도를 추정하여 정밀유도에 사용되는 보완된 비례항법유도(APNG : augmented PNG)가 현대 제어이론의 발달과 함께 연구되고 있다.¹²⁾

4. 조종장치

조종장치의 기본 기능은 먼저 유도장치로부터 계산된 유도명령을 수신한 다음 수신된 유도명령을 조종회로를 거쳐 구동장치에 입력시켜 유도탄의 조종익을 조종하되 유도탄 비행을 안정시키면서 비행궤도를 원하는 방향으로 자동 수정하는 것이다. 조종방식은 조종익에 작용하는 조종력의 종류에 따라 유도탄이 대기중에 순항할 때 주로 사용하는 공기역학적 조종방식과 대기권 밖에서도 이용할 수 있는 추력방향 조종방식으로 구분된다. 조종장치의 기본구조는 그림 5에 도시되어 있으며, 유도명령 신호는

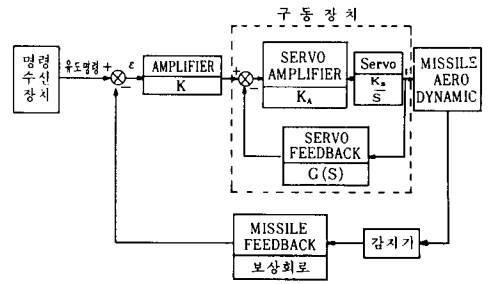


그림 5. 탄내 조종장치 구성도

pitch, yaw, roll로 구분되고, plant의 dynamics는 유도탄의 비선형 6 DOF model에서 주어진 비행속도, 비행자세 등의 평형점에서 선형화된 것이다. 조종회로의 feedback용 감지기로써 가속도 유도명령에 대하여는 가속도계를 그리고 자세명령에는 위치차이로써 유도탄에 장착하여 조종장치의 outer loop를 안정화하는데 이용한다. 조종장치의 안정성을 쉽게 유지하기 위하여 조종회로의 inner loop에 rate gyro 등을 유도탄에 장착하여 감지기로 활용한다.

조종회로의 이득 및 보상회로 설계는 고전적 방식인 주파수영역 해석방법에 의하여 수행할 수도 있으며 robust control을 위하여 통상 gain margin 6dB 이상, phase margin 30° 이상을 만족하면서 주어진 주파수 대역폭을 유지하도록 한다. 유도탄 비행영역의 불가피한 변화는(예를 들면 유도탄 속도변화를 음속의 0에서 4배까지) 조종하려는 plant dynamics의 과도한 변화를 의미한다. 이와 같은 plant의 변화를 수용하기 위하여는 고정된 조종회로 이득으로는 비행 조종의 안정성을 만족하기 힘들며 비행속도의 함수로 조종회로의 이득을 변화시켜 설계한다.

조종날개를 구동시키는 구동장치는 구동 원동력의 종류에 따라 전기식, 유압식, 공압식으로 분류되고 대형 torque, 고속 및 정밀도를 요구하는 전략 유도탄에는 주로 유압식을 이용하고 소형 전술 유도탄에는 저렴한 공압식/전기식을 이용하고 있다. 구동장치 성능의 주파수 대역폭은 유도탄 조종장치 대역폭의 3 배 이상으로 설계하고 있다.

5. 시뮬레이션(simulation)

설계된 유도조종회로의 성능분석은 실제 비행시험 전에 설계사양에 부합여부를 판단하기 위해서 필수적으로 행해져야 한다. 그리고 제작된 하드웨어가 설계사양을 만족하는지 여부를 판단하기 위해 hybrid

computer 또는 real-time digital computer를 통한 HILS (hardware in the loop simulation)를 해야 한다. 이러한 과정은 고가의 비행시험을 절감시키는 경제적 의미도 크다.

잡음환경에서의 성능분석의 해석적인 방법으로는 유도조종체계의 비선형요소를 확률적인 선형화를 행해 describing function을 얻은 후 리아프노프 공분산 전달 미분방정식의 해를 얻음으로서 시스템의 모든 오차요인들이 출력에 미치는 영향이 한번에 얻어지는 CADET (covariance analysis Describing function technique)가 있고,^[8] 각 오차요인들이 시스템 출력에 미치는 영향을 개별적으로 분석하는 SLAM (statistical linearization adjoint method)가 있다.^[9]

Nesline과 Zarchan은 SLAM을 이용하여 유도탄의 탐색기 오차 등이 호우밍 유도탄의 miss distance에 미치는 영향을 분석했다.^[10] 실제로 비선형요소가 많고 차수가 높은 유도조종체계에서는 몬테칼로 시뮬레이션을 통해 유도탄체계의 CEP (circular error probability)를 구하는 것이 일반적인 방법이다.

III. 현대 설계기술의 발전추세

앞 장에서 설명한 유도원리를 실현하기 위한 유도 및 조종체계의 설계기술의 발전추세를 다루고자 한다. 현재 세계적으로 배치된 유도무기의 성능으로 1990년대 이후의 적의 공격력 강화 등의 전장환경 요소의 변화에 대처하기엔 충분치 못하다는 점이 예상되고 있다.^[11] 예로서, 기동성이 뛰어난 목표물을 요격하는데 기존 비례항법유도(PNG)로서는 많은 control energy가 필요함에 비해, 목표물의 가속도를 추정하여 이를 유도명령에 응용하는 보완된 비례항법유도(APNG)는 적은 control energy로서도 PNG보다 우수한 성능을 갖는다.^[12] 이 APNG의 유도방정식을 산출하는데 있어서 상태변수공간(state vector space)을 이용한 최적확률제어(optimal stochastic control) 이론이 쓰여지고 있으며, 1960년대 이후에 급속도로 발전해 온 현대 제어이론이 유도무기의 효율 증대를 위해 많이 적용되고 있다. 현대 제어이론을 유도조종체계의 설계에 적용시킨 경우를 살펴보자.

1. 최적제어(Deterministic Case)

Bryson 등에 의해 체계가 잡힌 최적제어이론^[13]은 지대지 유도탄의 사거리 최대화, miss distance의 최소화 등에 쓰이며, 유도무기의 실제 비선형 동력학모델을 사용할 경우 2점 경계치문제(TPBVP: two-point

boundary value problem)에 귀착되어 단순한 모델일 지라도 수치해석방법에 의거 그 해를 구해야 한다. 따라서 실시간(real time) 실현은 어려우며 off-line simulation에 의한 기준궤도를 얻는데 사용되어진다. 이 기준궤도를 중심으로 실제의 비행궤도가 벗어난 정도를 선형화된 동력학 모델로 표시하고, quadratic form의 performance index를 최소화할 리카티 미분방정식의 해를 유도컴퓨터에 기억시킴으로써 실시간 유도가 가능해진다. 또한, 비선형 동력학 모델 중 시간응답이 느리고 빠른 상태변수를 구별하여 TPBVP의 근사해를 singular perturbation 방법으로 얻음으로써 컴퓨터의 계산량을 줄임으로써 실시간 계산이 용이하도록 해주는 방법도 쓰고 있다.^[14] 유도탄과 목표물간의 상대운동을 시불변 선형 미분방정식으로 모델할 경우의 LQ 문제는 closed form의 최적제어를 해석적으로 구할 수 있게 된다. 기존 PNG의 유도방정식도 이 closed form의 해로써 나타낼 수 있으며 목표물의 가속도를 동력학 모델에 고려할 경우 APNG의 유도방정식이 된다.^[15] 이 APNG의 실현에 있어서 유도종결시간(t_f)와 목표물의 가속도(A_T)의 계산이 가장 중요한 요소들이다. 유도종결시간은 능동호우밍일 경우 쉽게 산출될 수 있으나, 재밍 등의 잡음환경에서나 수동호우밍인 경우는 추정이론을 이용한 필터를 설계하여 산출해 낸다. 목표물의 가속도를 추정하는데 목표물의 동력학모델이 필요하며, Singer가 제시한 1차 마코프 프로세스 모델이 주로 많이 사용되고 있으며, 이를 변화시킨 형태들도 쓰이고 있다.^[16]

2. 필터링 기법

시스템이 stochastic 모델일 경우 가속도와 같은 상태변수의 추정치를 얻기 위해서 동력학 및 측정치 모델이 선형일 경우에 칼만필터^[17]가 쓰여지고, 비선형모델일 경우 유도조종체계에서 최적추정치는 무한차수의 확률변수가 계산되어야 함으로 실현이 불가능하여 근사적인 확장칼만필터^[18]가 주로 쓰이며 이의 성능 및 안정도를 향상시키기 위해 이의 변형된 형태들이 쓰이게 된다.

칼만필터는 아폴로 우주계획에 쓰여짐으로 인해 각광을 받게 되었으며^[19] 디지털 컴퓨터에서의 계산시 오차를 줄이고 계산의 안정도를 보장하기 위해 square root filtering 기법 및 UPU factorization 기법 등이 쓰이고 있다.^[19] 능동호우밍인 경우의 유도탄과 목표

물간의 상대운동의 상태변수 추정치는 Pearson과 Stear의 방법^[20]으로 구할 수 있으며, 각도정보만이 얻어지는 수동호우밍인 경우의 상태변수 추정치는 확장칼만필터에 의하거나^[21] 수정이득 확장칼만필터^[22]에 의해 얻어질 수 있다. 또한 가설검증(hypothesis test)에 의한 적응필터기법,^[23] x^2 검증에 의한 목표물의 기동으로 인한 상태변수의 변화를 감지하고, 그 변화량을 추정하는 input estimation기법^[24]이 제기되고 있으나 계산량이 많으므로 반응시간이 짧은 유도탄의 유도조종체계에 응용되기 위해서는 알고리즘의 수정이 필요하다.

3. 최적확률제어

잡음환경에서의 유도방정식을 산출하는데 있어서는 최적확률제어이론이 쓰여지고 있으며, 비선형계에서는 제어변수가 상태변수를 추정하는 과정 및 performance index의 기대치를 최소화하는 과정도 개선해야 하는 이중 목적을 가져야 하는데 이를 dual control^[25]이라 한다. 실제로 비선형계의 최적확률제어이론으로는 실현가능한 알고리즘을 얻기 힘들게 된다. 가우시안 잡음에 오염된 선형계에 있어서 quadratic performance index의 기대치를 최소화하는 문제를 LQG(linear-quadratic-gaussian) 문제라 하는데 이의 해는 dynamic programming기법에 의해 구하며, 결과는 칼만필터와 앞서의 deterministic 한 환경에서의 최적제어를 따로 구성하여 최적제어의 상태변수 대신에 칼만필터의 상태변수의 추정치로 대체하는 것이 되고, 이를 separation theorem이라 한다. 또한, 최적제어의 이득은 시스템잡음의 확률변수에 전혀 무관해지는데 이를 certainty equivalence principle이라 하며, LQG 문제는 Kwakernaak와 Sivan의 책^[26]에 상세히 다루어져 있다. 잡음환경에서의 APNG는 LQG 문제로 다룰 수 있다.^[27] Speyer^[28]는 가우시안 잡음환경에서 선형계에 대해 지수함수의 performance index를 최소화하는 LEG(linear exponential gaussian) 이론을 호우밍유도탄의 유도방정식의 산출에 적용시켜서 새로운 유도법칙을 얻었는데 LEG의 해는 certainty equivalence principle은 성립되지 않으나, miss distance의 공분산이 LQG해보다 훨씬 줄어들며, 재밍환경에서 상태변수 추정치의 불확실성에 비례하여 제어이득이 줄어드는 기민성을 보인다. 이 LQG와 LEG는 separation theorem의 성립에 따라 비선형계에서의 dual control이 적용되지 않는다. 실제로 비선형계에서는 준최적방식을 적용시

켜 확장칼만필터 등을 응용하여 certainty equivalence principle이 성립한다고 가정하여 제어변수를 구한다.^[21, 22]

시스템이 선형이고, 시불변이고 확률변수들이 시불변(stationary)일 경우 quadratic performance index의 final time이 ∞ 인 무한시간 최적확률제어 문제의 해는 리카티 대수방정식을 이용한 LQR(linear-quadratic-regulator)의 해와 정상상태(steady-state)의 칼만필터(위너필터)를 separation theorem에 의해 연결시키는 것이 된다. 이 무한시간 최적확률제어는 일반적으로 유도방정식의 산출에는 쓰이지 않고 있으며, 유도회로 및 조종회로의 안정도를 고려한 보상회로를 설계하는데 쓰인다.

시선지령유도(CLOS)의 유도탄과 목표물간의 상대운동을 선형시불변 동력학모델로 나타내어 유도회로의 보상회로를 설계하는 방법^[29]에서 다루고 있다. 조종회로의 설계에 있어서 bode plot와 root locus를 이용하는 실무진의 설계 engineer와 MIMO 시스템을 다루며 빨리 발전해 온 현대 제어이론을 연구해 온 이론가들과는 그 방식의 상호연결성이 결여된 관계로 갈등이 심화되어 왔었다. 무한시간 LQG 문제의 매력은 robustness가 결여된 LQG 문제를 이득 및 위상여유가 보장된 LQR의 특성으로 회로전달함수회복(LTR : loop transfer recovery) 기법을 통해 재생시킬 수 있다는데 있다.^[30] Stein과 Athans는 LQG/LTR 기법을 조종회로의 설계에 응용하기 위해 체계적인 절차를 [31]에 소개했으며, 앞에 언급한 실무진과 이론가 사이의 gap을 메워주는 역할을 하게 될 것이다. 이 LQG/LTR 기법은 주파수의 변화에 따른 시스템의 특이치(singular value)를 이용하게 되는데 너무 보수적인 안정도 측정기준이 되므로 이를 고유치 등을 이용, 완화하는 방법도 연구되고 있다.^[32] 또한 pass band 또는 고주파 영역중 어느 한 쪽의 robustness를 LQG의 경우보다 개선시키기 위해 Parseval's theorem을 이용해서 frequency shaped cost functional을 최소화하는 방법도 이용되고 있다.^[33]

4. 적응제어이론

불확실한 시스템의 모델을 식별하고 이 식별된 모델을 기초로하여 제어시스템의 성능을 개선시키기 위해 지속적으로 제어변수를 변화시키는 방법을 적응제어라 한다. 시불변 ARMAX 모델의 적응제어방법을 다룬 [34]등의 수 많은 논문이 있고, 지속적으로 변화하는 시스템 파라메타를 가지는 비행체의 조

중회로를 적응제어기법으로 설계하는 방법을 다룬 [35]가 있다. 실시간으로 계산되어야 하고 파라메타나 시스템차수의 실제와 모델의 상이성으로 인해 발생하는 robustness 문제¹⁶⁾를 극복하기 위해 많은 연구가 필요한 분야이다. 실제의 비행체에 적용되어 온 적응제어는 이득 및 위상여유를 고려하여 단지 조종회로의 이득을 조정하는 정도에서 벗어나지 않고 있다.

IV. 결 론

미래 전장환경에서 주도적 역할이 예상되는 고도정밀 유도무기의 탄착오차 최소화는 유도조종기술에 좌우된다. 고속 계산처리가 가능한 고적점회로(VH-SIC)가 가능해짐에 따라 선진국의 유도무기 연구소와 학계에서 최적제어와 상태변수 추정기술을 유도조종기술에 응용하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 이와같은 응용연구는 1990년대 이후에 출현할 고도정밀 유도무기의 유도기술에 핵심적 역할이 예상되며 국내 연구소와 학계, 산업계에서도 이에 부응하여 활발한 연구참여가 기대된다.

参 考 文 献

[1] A.S. Locke, *Guidance*, D. Van Nostrand Co. Inc, 1955.
 [2] P. Garnell, *Guided Weapon Control systems*, Pergamon Press, 1980.
 [3] M.M. Kwritsky and M.S. Goldstein, "Inertial navigation," *Proceedings of the IEEE*, vol. 71, pp. 1156-1176, 1983.
 [4] F.H. Lund, "Evolution of the pershing II missile system," proceedings of AIAA G&C Conference, pp. 693-703, 1984.
 [5] R.B. Schroer, "From autopilot to strapdown: electrotechnology in inertial guidance and control," *IEEE Trans. on AES*, vol. 20, pp. 445-454, 1984.
 [6] R.R. Ragan, "Inertial technology for the future," *IEEE Trans. on AES*, vol. 20, pp. 414-444, 1984.
 [7] S.C. Garg, L.L. Morrow and R. Mamen, "Strapdown navigation technology: a literature survey," *J. of Guidance and Control*, vol. 1, pp. 161-172, 1978.
 [8] A. Gelb and R.S. Warren, "Direct statistical analysis of nonlinear systems: CADET," *AIAA Journal*, vol. 11, no. 5, pp. 689-694, 1973.

[9] P. Zarchan, "Complete statistical analysis of nonlinear missile guidance systems-SLAM," *J. of Guidance and Control*, vol. 2, no. 1, pp. 71-78, 1979.
 [10] F.W. Nesline and P. Zarchan, "Miss distance dynamics in homing missiles," *Proceedings of AIAA G&C Conference*, pp. 84-98, 1984.
 [11] H.L. Pastrick, S.M. Seltzer and M.E. Warren, "Guidance law for short-range tactical missiles," *J. of Guidance and Control*, vol. 4, no. 2, pp. 98-108, 1981.
 [12] F.W. Nesline and P. Zarchan, "A new look at classical versus modern homing missile guidance," *Proceedings of AIAA G&C Conference*, pp. 230-242, 1979.
 [13] A.E. Bryson and Y. Ho, *Applied Optimal Control*, John Wiley and Sons Inc., 1975.
 [14] V.H.L. Cheng and N.K. Gupta, "Advanced midcourse guidance for air-to-air missiles," *J. of Guidance and Control*, vol. 9, no. 2, pp. 135-142, 1983.
 [15] R.A. Singer, "Estimating optimal tracking filter performance for manned maneuvering targets," *IEEE Trans. on AES*, vol. 6, no. 4, pp. 473-483, 1970.
 [16] R.J. Fitzgerald and P. Zarchan, "Shaping filters for randomly initiated target maneuvers," *Proceedings of AIAA G&C Conference*, pp. 424-430, 1978.
 [17] A.H. Jazwinsky, *Stochastic Processes and Filtering Theory*, Academic Press, 1970.
 [18] S.F. Schmidt, "The kalman filter: its recognition and development for aerospace applications," *J. of Guidance and Control*, vol. 4, no. 1, pp. 4-7, 1981.
 [19] G.L. Bierman, *Factorization Methods for Discrete Sequential Estumation*, Academic Press, 1977.
 [20] J.B. Pearson and E.B. Stear, "Kalman filter applications in airborne radar tracking," *IEEE Trans. on AES*, vol. 10, no. 3, pp. 319-329, 1974.
 [21] J.M. Sammons et. al., "Development and comparison of optimal filters," Rep. AFATL-TR-79-87. Air Force Armament Lab, U.S. Air Force Eglin Air Force Base, FL., Oct. 1979.
 [22] T.L. Song and J.L. Speyer, "A stochastic

- analysis of a modified gain extended kalman filter with application to estimation with bearings only measurements," *IEEE Trans. on Automatic control*, vol. 30, no. 10, pp. 940-949, 1985.
- [23] R.L. Moose et. al., "Modeling and estimation for tracking maneuvering targets", *IEEE Trans. on AES*, vol. 15, no. 3, pp. 448-456, 1979.
- [24] P.L. Bogler, "Tracking a maneuvering target using imput estimation", *IEEE Trans. on AES*, vol. 23, no. 3, pp. 298-310, 1987.
- [25] A.A. Fel'dbaum, *Optimal Control Systems*, Academic Press, 1967.
- [26] H. Kwakernaak and R. Sivan, *Linear Optimal Control Systems*, Wiley-Interscience, 1972.
- [27] J.K. Hammond, "Optimal and suboptimal laws for simple homing systems," Ministry of Defense /PE AT/2040/089/GC AASV Report 337, March 1975.
- [28] J.L. Speyer, "An adaptive terminal guidance scheme based on an exponential cost criterion with application to homing missile guidance," *IEEE Trans. on Automatic Control*, vol. 21, no. 3, pp. 371-375, June 1976.
- [29] R.J. Fleming and G.W. Irwin, "Filter controllers for bank-to-turn CLOS guidance," *IEEE Proceedings*, vol. 134, Pt.D, no. 1, pp. 17-25, 1987.
- [30] Special Issue on Linear Multivariable Control Systems, *IEEE Trans. on Automatic Control* vol. 26, no. 1, Feb. 1981.
- [31] G. Stein and M. Athans, "The LQG/LTR procedure for multivariable feedback control design," *IEEE Trans. on Automatic Control*, vol. 32, no. 2, pp. 105-114, 1987.
- [32] H. Yeh, D.B. Ridgely and S.S. Banda, "Non-conservative evaluation of uniform stability margins of multivariable feedback systems," *J. of Guidance and Control*, vol. 8, no. 2, pp. 167-174, 1985.
- [34] B.D.O. Anderson and D.L. Mingori, "Use of frequency dependence in linear quadratic control problems to frequency-shape robustness," *J. of Guidance and Control*, vol. 8, no. 3, pp. 397-401, 1985.
- [34] G.C. Goodwin, P.J. Ramadge and P.E. Caines, "Discrete time stochastic adaptive control," *SIAM J. of Control and Optimization*, vol. 19, pp. 829-853, 1981.
- [35] J.L. Speyer and E.Z. Crues, "On-line aircraft state and stability derivative estimation using the modified-gain extended kalman filter," *J. of Guidance and Control*, vol. 10, no. 3, pp. 262-268, 1987.
- [36] K.J. Åström, "Analysis of rohrs counterexample to adaptive control," *Proceedings of 22nd CDC, IEEE*, pp. 982-983, 1983.
- [37] A.E. Bryson Jr., "New concepts in control theory, 1959-1984," *J. of Guidance and Control*, vol. 8, no. 4, pp. 417-425, 1985. *

♣ 用語解説 ♣

Altimeter (고도계)

항공기 등에 설치하여 기압을 알아내어 해발로부터의 고도를 측정하는 계기와 바로 아래의 대지로부터의 고도를 측정하는 절대 고도계가 있다. 후자에는 일반적으로 전파 고도계가 사용되는데 이것에는 또 펄스식과 FM (frequency modulation) 식의 두가지가 있다.

Antenna aperture (안테나 개구)

전자 혼이나 렌즈 안테나와 같은 마이크로파 안테나의 開口面. 발사에너지의 송수신에 실제로 기여하는 유효면적은 이 개구 면적보다 작으며 그 비를 개구 효율로 나타낸다. 선형 안테나, 선형의 방향성 안테나의 경우도 비슷하다.