

유도탄 오토파일롯의 기술 현황



宋 贊 鎬 / 국방과학연구소
선임연구원, 공학박사

현존하는 유도탄은 대륙간탄도탄(ICBM)과 같은 유도탄(Ballistic Missile)에서부터 비행기에 흡사한 순항유도탄(Cruise Missile)에 이르기까지 종류가 다양하다

유도탄은 사용목적에 따라 전략유도탄과 전술유도탄으로 구분되는데, 전략유도탄은 핵탄두를 갖고 있으며 전쟁억제를 목적으로 하고, 전술유도탄은 실전에 사용하기 위해 만들어진 것이다. 이 글에서는 주로 전술유도탄을 중심으로 흔히 오토파일롯(Automatic Pilot)이라 부르는 기술현황과 그 개발추세를 살펴보기로 한다

오토 파일롯이란 Automatic Pilot의 준말로 비행기 조종사의 부담을 덜어주기 위해 개발된 제어장치를 일컫는 말로 사용되기 시작했으나, 현재는 비행기 뿐만 아니라 유도탄, 선박 등의 조종장치를 의미한 용어로 광범위하게 사용되고 있다.

유도탄의 副시스템

전술유도탄 副시스템(Subsystem)의 일반적인 배치를 살펴보면, 탄두 부분은 유도시스템 뒤, 추진기관 앞에 위치한다. 개발단계에서는 비행시험시 각종 데이터를 얻기 위해 원격 측정장치를 탄두 위치에 장착한다.

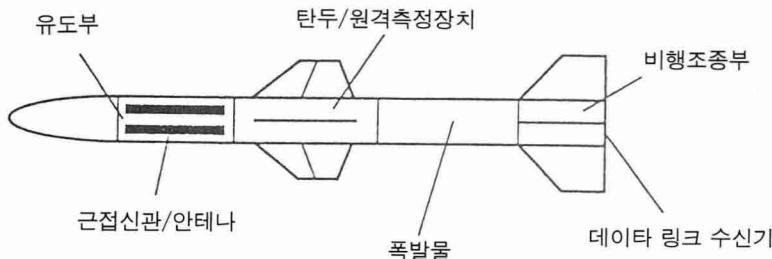
비행 조종장치의 일부인 구동장치는 조종날개가 있는 근처에 위치하는데, 꼬리날개에 의해 조동되는 경우 추진기관 뒤에 붙어 있다. 데이터 링크가 필요한 경우 송수신기 위치는 일반적으로 유도탄의 후미부가 된다.

유도 시스템 및 신관(Fuze) 부분은 기체 전방부에 위치하고 목표물에 대한 정보를 얻는 탐색기를 보호하기 위한 레이돔(Radome : 탐색기 보호용 덮개)이 유도 시스템 부분의 머리에 위치한다.

유도 시스템은 탐색기와 유도법칙을 구현한 유도 컴퓨터 및 그에 부수되는 전자회로로 구성되며, 탐색기가 주는 목표물에 대한 정보를 이용하여 유도탄이 목표물에 접근하기 위해 필요한 가속도 명령을 계산하여 비행조종장치에 제공한다.

비행조종장치는 주어진 가속도 명령대로 유도탄이 동작하도록 조종날개를 움직여 준다. 비행조종장치는 다시 탑재 컴퓨터, 감지기 및 부수되는 전자회로와 구동장치로 구분할 수 있다.

감지기는 기체의 각속도, 가속도 또는 자세 정보를 측정하여 탑재 컴퓨터에 제공하고, 탑재 컴퓨터는 유도탄이 원하는 운동을 하기 위해 필요한 조종날개 변위를 매순간 계산하는 일을 담당한다.



전술 유도탄의 副시스템 배치도

과거에는 이러한 기능을 구현하기 위해 아날로그 전자회로를 사용하였으나, 컴퓨터 기술이 급속히 발달하면서 점차 마이크로 프로세서에 의한 구현이 보편화 되어가고 있다.

구동장치는 공압 또는 유압을 이용하거나 전기식 모터를 이용하여, 계산된 조종날개 변위대로 조종날개를 움직이는 역할을 담당한다. 흔히 구동장치를 제외한 탑재 컴퓨터, 감지기 및 부수되는 전자회로 만을 오토파일롯이라 부른다.

조종방식

오토파일롯의 구조는 기본적으로 되먹임 제어(Feedback Control)방식이나, 유도탄의 운용 목적과 이에 따른 조종방식의 적절한 선택에 의해 그 구체적인 구조가 결정된다.

유도탄의 조종(Steering)은 주로 추력(Thrust)방향을 바꾸어 주거나 유도탄에 가해지는 공력학적 힘과 모멘트를 바꾸어 줌으로써 이루어진다. 이들을 추력백터제어(Thrust Vector Control)방식과 공력제어(Aerodynamic control)방식이라고도 한다. 오른쪽 아래 그림은 액체추진제를 사용하는 경우에 대한 추력백터제어 방식의 한 예를 보인 것이다.

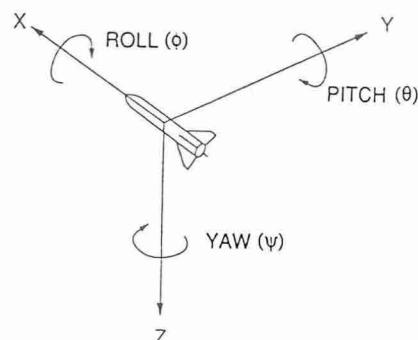
연소실이 김발(Gimbal)에 붙어 있으며, 추력이 원하는 방향을 갖도록 김발의 각도를 바꾸어 준다. 1쌍의 김발을 각각 달리 움직여 주면 롤(Roll)각에 대한 제어도 가능하다.

● 좌표계의 정의

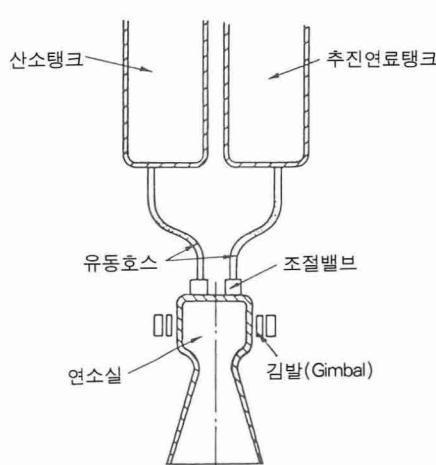
공력제어방식을 설명하기 전에, 먼저 설명에 필요한 좌표계를 정의 하기로 하자.

유도 좌표계(X, Y, Z)는 아래의 〈그림〉

▼ 유도 좌표계



김발(Gimbal)을 이용한 추력백터제어(TVC) 방식



과 같이 X-Y 평면은 수평면이고, Z 축은 수평면에서 아래 방향으로 수직이 되도록 잡게 된다.

또한 수평면에서 기준 방향에 대해 유도탄이 갖는 각도를 요(Yaw), 수평면에서 위로 들린 각도를 피치(Pitch), 기체가 동체축을 중심으로 회전한 각도를 롤(Roll)이라 정의한다.

동체 좌표계(Body Coordinates System) x, y, z는 유도탄 동체에 부착된 좌표계를 말하며, 십자형 꼬리 날개를 갖는 유도탄의 경우, 통상 45° 의 롤각을 유지하도록 제어한다.

● 공력제어 방식

공력제어 방식의 기체(Airframe)는 크게 오른 아래의 <그림>과 같이 5가지 유형으로 분류 할 수 있다. 그림에서 기체 유형을 표현한 B, T, W는 각각 동체(Body), 꼬리(Tail), 주날개(Wing)를 의미하고, 첨자 C, L은 각각 기여하는 바가 제어(Control)인지 양력(Lift) 인지를 나타낸다.

오른편에는 이러한 유형을 택한 대표적인 유도탄 모델들을 적은 것이다. $B_L T_L W_C L$ 은 주날개의 일부를 조종날개로 사용한다.

조종날개가 중력 중심(Center of Gravity ; 통상 cg라 부름)에 가까이 있으므로 조종날개 변위에 의해 발생되는 공력학적 힘에 의해 그대로 유도탄이 움직이게 된다.

따라서 조종날개 변위에 유도탄의 반응이 매우 신속하다. 그러나 조종날개가 비교적 큰 토크(Torque)를 필요로 하는 것이 흔이다.

꼬리 날개에 의해 제어되는 $B_L T_C$ 나 $B_L W_L T_C$ 에서는 꼬리 날개 변위는 주로 앙각(Angle of Attack)을 변화시키는데 기여하며, 앙각에 의해 가속도가 얻어진다.

꼬리날개에 의한 제어 방식이 다른 방식(주날개나 카나드에 의한 방식)에 비해 비교적 반응속도가 느리지만 롤제어가 용이하며, 주날개에 의한 제어보다 작은 구동장치의 사용이 가능하다는 장점들로 인해 가장 보편적으로 사용되고 있으며, 앞으로도 당분간은 그러한 추세가 계속될 것으로 보인다.

공력제어 방식은 가속도 제어와 비행자세 제어로 구분되며, 가속도 제어 방식은 다시 STT(Skid-To-Turn)방식과 BTT(Bank-To-Turn)방식으로 분류될수 있다.

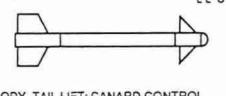
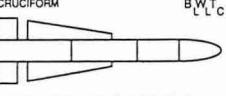
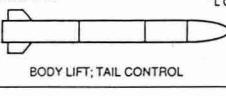
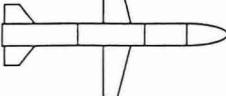
STT 방식은 지금까지 개발된 대부분의 유도탄이 택하고 있는 방식으로서, 유도탄이 롤각을 그대로 유지한 채로 미끌어지듯이 원하는 방향으로 움직이게 하는 것을 말한다.

한편 BTT방식에서는 동체좌표계 y-z 평면상의 한 방향으로만 양력을 내도록 되어 있다. 따라서 목표물까지 비행하기 위해서는 우선 양력 백터와 목표물이 한 평면상에 놓이도록 롤각을 제어하고 필요한 가속도를 그 방향으로 넣수 있도록 피치/요 오토파일럿을 작동시켜야 한다.

유도탄의 경우 STT 방식이 대부분인 것과는 대조적으로 항공기의 경우에는 거의 대부분이 선회 비행시 BTT 방식을 택하고 있다.

유도탄에 BTT방식을 적용하기 위한 연구는 비교적 최근에 시도된 일로서, 美공군 무기연구소(Armament Lab.)에 의해 1976년에 시작된 연구가 그 시초가 아닌가 생각된다.

공력제어방식 유도탄 기체 유형 분류

 CRUCIFORM BODY, TAIL LIFT, WING CONTROL	$B_L T_W CL$ Sparrow aim-7F aim-7m/rim-7m
 CRUCIFORM BODY, TAIL LIFT; CANARD CONTROL	$B_L C$ Sidewinder aim-9l, aim-9m Chaparral mím-72 Gbu-15 gbu-15 Stinger Pedeye min-43 ram
 CRUCIFORM BODY, WING LIFT; TAIL CONTROL	$B_W T_C$ Phoenix aim-54a, aim-54c Amraam aim-120a Harpoon agm/rgm-81a Standard sm-2 Maverick agm-65
 CRUCIFORM BODY LIFT; TAIL CONTROL	$B_T C$ Patriot min-104
 PLANFORM BANK-TO-TURN	$B_W T_C$ Tomahawk

미국에서 BTT 방식의 유도탄 연구에 관심을 갖게된 이유로는 우선 램제트(Ramjet) 개발의 성공을 들수 있다.

램제트 엔진을 사용하게 되면 장거리에서의 발사가 가능하고 공대공 유도탄의 경우 모기(母機)에 적재할수 있는 유도탄의 수량을 늘릴수가 있으나, 엔진의 공기 흡입구(Inlet)에 의해 횡전각(Side slip Angle)이 제한되므로 STT방식은 사용할수 없고 BTT방식을 택해야 한다.

BTT방식을 택하게 되면 동체 좌표계의 $y-z$ 평면에서 정해진 한 방향으로만 양력을 내주면 되므로 공력학적으로 효율적인 기체 형상 설계가 가능하기 때문에 기동성을 크게 증가 시킬수 있다.

재래식인 STT 유도탄이 최대 30~40g의 기동성을 갖는데 비해 미국에서 연구중인 한 BTT 단거리 공대공 유도탄은 1백g 이상의 기동성을 갖는 것으로 알려져 있다.

따라서 STT 방식의 유도탄과는 달리 BTT 방식의 유도탄은 일반적으로 비대칭의 기체 형상을 갖게 된다.

오토파일롯 설계방법

공간상에서 움직이는 유도탄의 운동은 흔히 6 자유도 방정식이라고 불리우는 6개의 비선형 미분 방정식에 의해 묘사될수 있다.

그러나 오토파이롯을 설계할 때는 주어진 비행조건 근방에서만 유효한 선형 공력학 모델을 사용하는 것이 일반화된 방법이다.

우선 피치, 요 및 롤 경로에 대한 동특성(Dynamics)이 서로 영향을 주지 않는다고 가정하여 단일 입출력 시스템을 만들고, 시간 응답 및 안정도 여유 사양을 만족하도록 각 경로에 대한 오토파일롯을 설계한다.

이러한 초기단계의 설계가 끝나면 피치, 요 및 롤 경로간의 상호 결합을 고려하여 설계된 오토파일롯의 성능을 다시 분석하고 설계 결과를 보완한다.

이 단계에서는 기술적인 어려움이 따르는데, 각 경로간 상호결합의 영향을 어떻게 해석하고 설계에 반영하는가에 따라 오토파일롯의 성능이 좌우되기 때문이다.

단거리 유도탄의 경우 비행영역에서 속도 및 고도의 변화가 심하므로 이러한 비행 조건의 변화에 대응하기 위해 일반적으로 제어 파라미터들을 동압(Dynamic Pressure)의 함수로 만든다.

이러한 방법은 항공기나 유도탄 오토파일롯 설계에 널리 사용되어 왔으며, 이득 스케줄링(Gain Scheduling)이라 부른다.

설계가 끝나면 6자유도 방정식을 모두 고려한 컴퓨터 모의비행시험에 의해 원하는 성능이 나오는지 확인하고, 만족스럽지 못하면 제어파라미터 값을 조정하거나 보상기를 수정한다.

설계가 끝나면 설계된 제어 알고리즘을 탑재 컴퓨터에 구현하고 그에 부수되는 전자회로를 설계하게 된다.

오토파일롯 개발 추세

선진국의 전술 유도탄 개발 추세를 보면 다음과 같은 특징을 발견하게 된다.

공대공 유도탄의 경우 램제트 추진기관을 사용하는 BTT 유도탄 개발에 대한 연구가 매우 활발하다는 점이다. EMRAAT나 Hughes社가 설계한 AMRAAM 등은 모두 이러한 연구의 일환으로 보여진다.

램제트 추진기관이 공대공 유도탄에 적합한 이유는, 램제트 추진기관이 추력을 내기 위해서는 초음속 영역까지 가속되어야 하는데, 그러기 위해서는 운반체가 필요하기 때문인 것으로 생각된다.

지대공 유도탄은 정지상태에서 발사되므로 그러한 속도를 얻기 위해서는 보조장치인 부스터(Booster)가 필요하다.

지대공 유도탄의 경우는 주날개가 없는 기체를 택하여 무게를 줄이고 추진기관의

성능을 더욱 향상시켜 최대속도를 증가시키려 한다는 점이다.

유럽의 Aerospatiale, Matra, MBB社가 공동으로 개발을 추진하고 있는 단거리 지대공 유도탄 Roland Mach5가 이 범주에 속한다. Roland Mach5는 이름 그대로 마하 5의 속도를 목표로 하고 있다.

오른쪽의 사진은 '80년대 후반에 British Aerospace社가 개발한 단거리 지대공 유도탄 Rapier 2000의 부시스템배치도이다.

Rapier 2000은 60년대에 개발되어 그동안 사용되어온 Rapier를 개량한 것으로 이동성(Mobility)과 목표 명중능력이 크게 향상된 것으로 알려져 있다.

이러한 전술 유도탄의 개발 추세 속에서, 오토파일롯 개발은 어떤 추세에 있는지를 하드웨어와 소프트웨어로 구분하여 주로 소프트웨어의 관점에서 살펴보기로 한다.

● 하드웨어의 발전 추세

하드웨어란 구동장치, 감지기, 탑재 컴퓨터 등을 의미하는데, 오토파일롯의 성능은 전적으로 이러한 하드웨어의 성능에 좌우된다.

예를 들면 오토파일롯의 주파수 대역폭은 통상 그 부시스템인 구동장치 주파수 대역폭의 반을 넘을수 없다.

제어 알고리즘의 복잡성이나 감지기에서 측정한 값들로부터 유용한 정보를 이끌어 내기 위한 처리능력 또한 탑재 컴퓨터의 용량과 계산속도에 의해 제한된다.

따라서 소프트웨어 개발의 목표는 주어진 하드웨어의 한계 내에서 오토파일롯의 성능을 극대화하는 것이다.

구동장치의 기술발전 추세를 살펴보면 희토류(Rare-Earth) 자성체를 이용한 전기모터 분야와 동력 전자 분야 기술의 발전으로 전기모터 구동장치의 활용이 점차 증대되어 온 반면, 유압 구동장치가 퇴조되어가고 있음을 알수 있다.

한편 고온 기체 공압 구동장치는 상온 기체 공압 구동장치로 대체되고 있다.

탑재 컴퓨터의 경우, 선진국의 고성능 단거리 전술 유도탄에 사용되는 마이크로 프로세서가 Motorola 68000 계열정도인 것으로 알려져 있다.

예를 들면 유럽에서 FSAF(Future Surface-to-Air Family) 프로그램하에 개발중인 모든 시스템은 Selenia社의 MARA 컴퓨터를 사용하도록 되어 있는데 MARA는 Intel 80286을 기초로 한 멀티프로세서 컴퓨터이다.

그러나 앞으로 그보다 우수한 Intel 80960과 같은 마이크로 프로세서(또는 콘트롤러)로 점차 대체되어갈 것으로 생각된다.

단거리 지대공 유도탄이나 공대공 유도탄의 경우, 부시스템의 부피나 무게를 줄일수 있으면 그 만큼 탄두나 추진기관이 커질수 있으므로, 선진국에서는 하드웨어를 소형 경량화하기 위한 노력을 계속하고 있다.

이에 따라 전자회로들이 좀더 작은 부피를 차지하도록 AS IC(Application Specific IC)화나 다층 기판화 되어가고 있다.

● 소프트웨어의 개발 추세

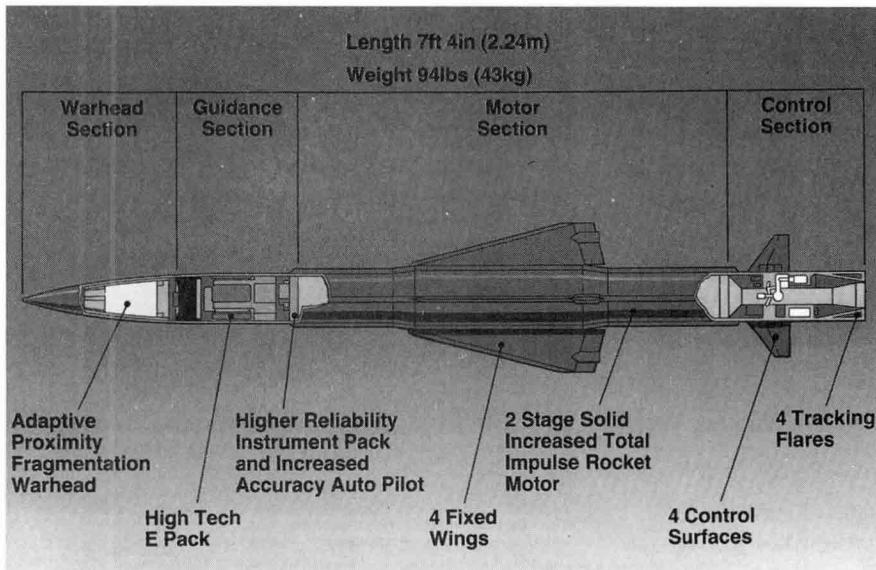
이미 개발이 완료되어 군에 배치되었거나 현재 개발중인 유도탄 기술의 대부분, 특히 오토파일롯의 소프트웨어 부분인 제어 알고리즘은 비밀로 분류되어 있기 때문에, 그 내용을 파악하기가 매우 어렵다.

단지 유도탄의 외형을 보고 오토파일롯의 형태나 구조를 미루어 짐작할수밖에 없는 설정이다.

따라서 주로 학술지에 발표된 내용을 중심으로 유도탄 오토파일롯의 소프트웨어 개발 추세를 살펴보기로 한다.

우선 공력 커플링(Aerodynamic coupling)을 포함한 공력학의 비선형성 및 운동방정식의 비선형성이 주는 기술적인 어려움과 그 해결을 위해 어떠한 접근 방법들이 시도되고 있는지 살펴보기로 한다.

STT 방식의 유도탄에 대한 오토파일롯 설계는 일반적으로 룰과 피치/요 경로간의 상호 결합을 무시한채 이루어진다.



사진은 1980년대 후반에 영국의 BAe社가 개발한 Rapier 2000 단거리 지대공 유도탄의 주요 부품을 보여주는 것이다. Rapier 2000은 1960년대에 개발되어 그동안 사용되어온 Rapier를 개량한 것으로, 이동성과 목표 명중률이 크게 향상된 것으로 알려져 있다.

그러나 롤과 피치/요 경로간에는 여러 형태의 커플링이 존재하며, 이러한 커플링은 총 앙각(Total Angle of Attack)의 크기에 따라 증가하는 특성을 갖기 때문에 총 앙각의 크기(따라서 기동성)를 제한하거나 피치/요 루프의 대역폭을 롤 제어 루프 보다 훨씬 작게 함으로써 영향을 줄일 수 있다.

그러나 이러한 방법들은 유도탄의 기동성을 제한하거나 피치/요 루프의 시간응답을 저연시키는 것이므로, 성능을 최적화하는 방법들이 아니다.

이러한 문제에 대한 한 접근방법은, 롤과 피치/요 경로간에 서로 결합된 오토파일럿을 설계하는 것이다.

즉 롤 경로에서는 피치/요 경로의, 피치/요 경로에서는 롤 경로의 신호들을 더 이용하여 공력 커플링의 영향을 효과적으로 감소시킴으로써 비행체의 기동성능을 개선시킨다.

비행기의 경우 이와 같은 개념의 롤과 요가 결합된 오토파일럿이 이미 횡운동 제어의 전형적인 형태로서 지금까지 사용되어 왔다.

그러나 항공기 BTT 유도탄은 기본적으로 일정한 뱅크각(전형적인 값은 0도)을 유지하도록 제어되지만, STT 유도탄에서는 목표물의 움직임에 따라 유도탄의 뱅크각이 변하고,

일반적으로 뱅크각에 따라 공력특성이 변하기 때문에 뱅크각에 의해 야기되는 공력 커플링의 문제는 STT 유도탄이 비행기나 BTT 유도탄에 비해 더 복잡하다.

한편 운동방정식의 비선형성에 의해 야기되는 문제는 STT 유도탄 보다 BTT 유도탄의 경우 더 심각하다.

를 각속도(Roll Rate)증가와 비대칭 형상으로 인해 피치, 요, 롤 간의 관성결합 및 운동 결합이 더 심하기 때문이다.

이를 해결하기 위해서는 를 루우프의 주파수 대역을 피치, 요 루우프의 주파수 대역보다 훨씬 크게(적어도 2배 이상) 설계해야 하는데, 각 루우프의 주파수 대역은 구동 장치의 주파수 대역에 의해 제한을 받으므로 를 루우프의 주파수 대역을 임의로 키울 수 없다.

특히 Coordinated Turn의 경우 를 경로의 한쪽에 요 각속도 루우프가 들어가므로 공력 학적 상호 결합문제는 더욱 심각해진다.

현재까지의 개발 결과에 의하면 아직은 BTT 유도탄이 기존의 STT 유도탄이 갖는 시간응답에 미치지 못하고 있으며, BTT 유도탄 성능의 개선 여부는 비선형 결합 방정식을 어떻게 BTT 구조의 오토파일럿 설계에 반영할 수 있느냐에 달려있다.

공력학 및 운동방정식의 비선형성에 의해 야기되는 문제를 해결하기 위한 연구개발 추세는 크게 2가지 유형으로 구분할수 있다.

첫째는 이득 스케줄링의 방법 개선이고, 둘째는 비선형 제어이론에 근거하여 비선형 특성을 그대로 이용하여 오토파일롯을 설계하는 것이다.

이득 스케줄링은 공학의 여러 분야에서 성공적인 설계방법으로 사용되어 왔다. 특히 유도탄을 포함한 비행체 제어기 설계의 경우, 가장 널리 사용되어 온 방법중의 하나이다.

그러나 알려진바와 같이 이 방법은 신중히 사용하지 않으면 성능이나 강인성, 심지어 전체 시스템의 안정도 조차 보장되지 않을수 있다. 일반적으로 STT(Skid-To-Turn) 방식의 유도탄의 제어 이득은 마하수, 고도 및 하중 배수(Load Factor)의 함수로 스케줄 된다.

그러나 주의이 있는 유도탄의 경우 뱅크각에 따라 공력 특성이 크게 변할수 있으므로, 뱅크각에 의한 적절한 이득-스케줄링이 가능하다면 유도탄 성능은 더욱 개선될 것이다.

일반적으로 뱅크각은 직접 측정할수 있는 값이 아니므로 예측기 설계가 필요하며, 이 경우 뱅크각 예측치에 포함된 오차가 전체 시스템의 안정도, 강인성에 영향을 미친다.

비선형성 제어이론에 근거한 오토파일롯 설계의 장점은 일단 선형화가 이루어지면 그 이후의 설계과정이 아주 간단해 진다는 점을 들수 있으나, 사용되는 공력 데이터가 정확해야 한다.

우리가 사용하는 공력 데이터는 어느 정도 오차를 포함하게 마련인데 이러한 오차가 존재해도 설계된 오토파일롯이 만족스럽게 동작할 것인가에 대한 연구가 좀더 필요하다.

따라서 이러한 이론에 근거한 오토파일롯이 실용 단계에 이르기까지는 좀더 시간이 걸릴 것으로 보인다.

비선형성 문제 다음으로는 공력특성과 비행조건의 예기치 못한 변이에 대처하는 문제이다.



시선지령방식과 빔 라이딩 방식을 복합사용하는 ADATS 지대공 시스템의 발사장면

이 문제에 대한 접근 방법으로는 강인제어 이론에 근거하여 오토파일롯을 설계하는 방법과 오토파일롯에 自習(Self-Learning) 능력을 주는 방법을 들수 있다.

강인제어 이론은 '70년대 후반에 개발되기 시작해 '80년대 들면서 현대 제어이론의 큰 지류로 자리잡게 되었다.

자습능력을 주는 방법은 오토파일롯이 스스로 새로운 환경에 적응하거나 환경으로부터 새로운 정보를 학습하는 능력을 갖도록 오토파일롯을 설계하는 것이다. 적응제어, 전문가제어, 신경 회로망에 의한 제어기 설계 등에 입각한 연구들이 이 범주에 속한다.

오토파일롯 설계에 적응제어기법을 적용하기 위한 시도는 과거에도 있었으나, 안정도/강인성에 대한 이론적 근거가 제공된 것은 '80년대초의 일이다.

한편 1990년에 Josin은 신경회로망을 이용한 항공기의 오토파일롯 설계결과를 발표하였는데, 이미 모의비행시험을 통해 고성능 항공기를 위한 오토파일롯으로서의 개발 가능성을 확인하였다. 이 연구를 토대로 Neural System Inc.에서는 기능이 더욱 확장된 신경회로망 오토파일롯을 개발중에 있다.

신경회로망을 유도탄 오토파일롯 설계에 응용하고자 하는 연구 또한 앞으로 활발하게 이루어질 것으로 기대된다.

다음으로는 공력학의 시변 특성에 대처하는 문제이다.

최근의 유도탄 개발 추세가 고기동성과 고속을 목표로 하기 때문에 공력학을 매순간 시불변 시스템으로 보고 오토파일롯을 설계하는 기존 방법에 의해서는 점차 만족스러운 성능을 얻기가 힘들 뿐만 아니라 전체 시스템의 안정도 조차 보장되지 않을 수 있다.

그러나 시변 시스템의 제어기 설계에 대한 이론적 연구가 아직도 여러 분야에 응용될 만큼 성숙되어 있지 않은 실정이다.

또한 일본 국립방위대의 Kanai 교수와 미쓰비시전기 중앙연구소의 Imado팀에 의해 연구되고 있는 전방 조종날개(Canard)와 꼬리 조종날개를 함께 이용하는 제어방식도 흥미 있는 접근 방법이다.

전방 조종날개와 꼬리 조종날개를 독립적으로 움직일 수 있으므로 둘 중의 하나만을 사용하는 재래적인 방식보다 더욱 성능을 개선 시킬 수 있을 것으로 생각되나, 두 조종날개 변위에 의해 야기되는 공력학적 상호 결합이 재래적인 방식에 비해 훨씬 더 복잡한 양상을 띠게 될 것이므로, 이에 대한 해결책이 이러한 제어방식 개발의 기술적인 어려움이 될 것이다.

그 외에도 오토파일롯 개발에 따르는 기술적인 어려움이 많으나 몇 가지만을 열거해 보면, 기체의 탄성의 영향을 고려한 오토파일롯 설계, 디지털 오토파일롯을 효과적으로 구현하는 문제, 설계 결과에 대한 평가 방법의 개선, 특히 수학적 모델링 및 모의비행시험 기법 개발 등을 들 수가 있다.

맺는 말

유도탄, 특히 전술 유도탄의 경우 목표물에 대한 명중률을 높이기 위해서는 우수한 성능의 오토파일롯을 개발하는 것이 필수적이다.

우리나라도 선진국과 같은 고성능 유도탄을 목표로 하여, 우수한 성능의 오토파일롯을

개발하기 위해서 하드웨어와 소프트웨어 기술을 서로 균형있게 발전시켜 나아가야 할 것이다.

양쪽 모두 극복해야 할 기술적인 어려움들이 많으나 특히 소프트웨어 분야는 스스로 개발해야만 하는 어려움이 있다.

오토파일롯 분야는 제어 이론이 가장 활발히 적용될 수 있는 응용 분야의 하나이므로, 제어공학에 관심이 있는 많은 연구가들의 적극적인 연구활동을 기대해본다. *

참고 자료

- ▲ 문의준, 「유도무기체계 구동장치의 기술 현황」, 〈제1차 유도무기 유도조종 학술대회 논문집〉, 국방과학연구소, 1991년 8월
- ▲ 송찬호, 「Autopilot 설계」 유도 항법 제어 심포지움, 유성, 1991년 2월
- ▲ 이태호, 「램제트(Ramjet) 추진기관에 대한 전망」, 월간 〈국방과 기술〉, 1992년 2월호(제156호)
- ▲ Arrow A., 「Status and Concerns for Bank-to-Turn control of Tactical Missiles」, 〈J. of Guidance〉, Vol. 8, No. 2, 1985년
- ▲ Arrow A. and Stevens T.R., 「Preliminary Autopilot Study for the US Air force EMRAAT Configuration Bank-to-Turn Missile」 Johns Hopkins University Applied Physics Lab., 1987년 6월
- ▲ Eichblatt, Jr. E. J., 「Test and Evaluation of the Tactical Missile」, Martin Summerfield, 1989년
- ▲ Garnell P. and East D. J., 〈Guided Weapon Control Systems〉, Pergamon Press, 1977년
- ▲ Kanai K., Imado F. 외, 「A Design of Normal Acceleration Control Systems for a Missile Having Front and Rear Control Surfaces」, Proc. of AIAA GNC Conf., New Orleans, LA, 1991년
- ▲ Kovach M. J. et al., 「Bank-to-Turn Autopilot Design for an Advanced Air-to-Air Interceptor」, Proc. of AIAA GNC Conf., Monterey, CA, 1987년
- ▲ McGehee R.M., 「Bank-To-Turn Technology」, Proc. of AIAA GNC Conf., 1979년
- ▲ Nesline F.W. and Nesline M.L. 「How Autopilot Requirements Constrain the Aerodynamic Design of Homing Missiles」 Proc. of ACC, 1984년