

자동 비행 조종 장치 기술 동향

송찬호

국방과학 연구소

1. 개 요

현존하는 비행체는 항공기에서 유도탄에 이르기까지 실로 그 종류가 다양하지만 대부분 비행체 운동 제어라는 공통된 기능과 특성을 갖는 자동비행조종장치가 장착되어 있다. 본考에서는 이러한 자동비행조종장치의 기술동향을 주로 Software 관점에서 살펴 보고자 한다.

2. 조종의 정의

비행체의 조종 개념을 설명하기 위해서는 우선 서로 연관되며 다른 의미를 갖는 유도, 항법, 조종의 개념을 함께 설명할 필요가 있다. 유도(Guidance)는 비행체를 목표물(적의 비행체나 함정과 같은 움직이는 표적)이나, 목표 지점(지상레이다 또는 공간상의 위치)에 도달시키기 위하여 필요한 비행체의 자세, 속도, 또는 가속도를 산출하는 행위이다. 유도 기능을 수행하기 위해서는 비행체 자신의 위치 및 속도를 알 필요가 있는데 이러한 정보를 산출하는 행위를 항법(Navigation)이라 부르고 그 기능을 수행하는 장치를 항법장치라 부른다. 일부 전술 유도탄에서는 항법기능없이 지상레이다에서 전송받은 자신의 위치 정보나, 표적에 대한 탐지기 정보(상대거리 또는 각도, 등)를 이용하여 직접 유도 기능을 수행하기도 한다. 한편, 조종(Control)은 유도명령(유도 알고리즘의 출력)으로 주어지는 자세, 속도, 또는 가속도 명령을 비행체가 안정성을 유지하면서, 가능한 한 신속하게 추종할 수 있도록 비행체의 조종수단(조종날개, 엔진제어장치, 추력방향 제어장치등)에 대한 적절한 구동명령을 산출하는 행위이다.

3. 비행체의 조종 수단

비행체의 조종은 주로 조종날개의 변위에 의해 공력학적 힘과 모멘트를 바꾸어 주거나, 추력 방향을 바꾸어 줌에 의해 이루어진다. 전자를 공력제어 방식, 후자를 추력벡타제어(Thrust Vector Control) 방식이라 부른다. 항공기의 경우는 공력제어방식이며, 일부 급격한 기동(Maneuver)이 요구되는 최신 전투기에서는 추력벡타제어가 보조 수단으로 이용되기도 한다. 한편 탄도탄(Ballistic Missile)의 경우는 항공기와 달리 추력벡타제어 방식이 주 조종 수단으로 이용된다.

4. 안정성과 제어 (Stability and Control)

1903년 Wright 형제가 12초동안 120ft의 비행에 성공할 때까지 동력비행기 형상의 변천과정 [1, 2]은 비행체 설계 문제에 관한 매우 흥미로운 사실을 시사해 준다. Wright 형제 이전에는 궤환제어가 없는 순수한 기체만으로 정적 안정(압력 중심이 중력 중심보다 뒤에 있음)을 가능한 한 충분히 유지시키도록 기체형상을 설계하려고 노력했으나 Wright 형제는 대신에 보통의 조종술로 비행기를 더욱 조종하기 쉽도록 하는데 중점을 두었던 것이다. 이러한 두 대립된 개념, 즉, 안정성(Stability)과 제어(Control)의 절충(Trade-off)은 비행체 설계의 중요한 사항 중의 하나이다. 오늘날의 유도탄이나 항공기중에는 일부 비행조건에서 정적으로 불안정하도록 설계된 것들이 많다.

5. 비행체의 운동학

비행체의 운동은 공간상에서 움직이는 물체를 묘사하는 6

개의 미분 방정식(6자유도 방정식이라 불리움)으로 수식화 될 수 있다. 즉, 비행체가 강제라고 가정하고, V 와 ω 를 동체좌표계(그림 1 참조)로 표현된 비행체의 각속도라 할 때 6자유도 방정식은 다음 식으로 표현된다[2, 3].

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

$$\Sigma M = I \dot{\omega} + \omega \times I \omega$$

윗 식에서 m 은 유도탄의 질량이고 ΣF 와 ΣM 은 공력, 추력, 중력 등에 의해 유도탄에 가해지는 힘과 모멘트를 의미한다. 조종수단에 의해 발생하는 힘과 모멘트도 여기에 포함된다. 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 Z 축이 북쪽, Y 축이 동쪽, Z 축이 아래 방향을 가르킴)로 잡을 때, 동체 좌표계가 X_R 축으로부터 수평면 상에서 틀어진 각도를 요(Yaw)각, 수평면으로부터 들린 각도를 피치(Pitch)각, 수평면에 대해 X_B 축을 중심으로 회전한 각도를 롤각으로 정의한다. 흔히, $X_B Z_B$ 평면과 $X_B Y_B$ 평면에서의 비행체 운동을 각각 피치 운동과 요 운동이라 부르며, X_B 축을 중심으로 회전하는 운동을 롤 운동이라 부른다.

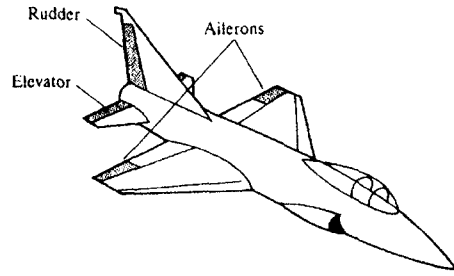


그림 2. 전통적인 비행기의 조종날개.

적 힘에 의해 그대로 유도탄이 움직이게 된다. 따라서, 조종날개 변위에 대한 유도탄의 반응이 매우 신속하다. 그러나 조종날개가 비교적 큰 토크를 필요로 하는 것이 흠이다. 꼬리 날개를 조종하는 경우, 꼬리날개 변위는 주로 양각(Angle of attack)을 변화시키는데 기여하며, 양각에 의해 항속속도가 얻어진다. 캐나다 제어의 경우, 비교적 적은 토크가 필요한 반면, 롤 제어가 용이하지 않은 흠이 있다. 꼬리 날개에 의한 제어 방식이 다른 방식에 비해 비교적 반응 속도가 느리지만 다른 여러 장점들(롤 제어 용이, 주날개에 의한 제어보다 작은 구동장치 사용 가능)로 인해 가장 보편적으로 사용되고 있다.

7. 자동비행조종장치

항공기가 개발되기 시작한 초기 단계에서는 조종사가 기계적인 연결에 의해 직접 조종날개를 움직였으나, 조종사의 부담을 덜어 주고 조종 성능을 높이기 위한 장치의 필요성이 점차 대두되었고 그 결과로 출현한 것이 자동비행조종장치이다. 그 후 오늘날까지 자동비행조종장치는 보조수단 이상의 복잡한 기능을 갖춘 제어 시스템으로 진화되어 왔다. 그림 4와 같은 CCV(Control Configured Vehicle)가 좋은 예가 될 것이다. 이러한 비행체는 전통적인 비행기에 비해 보다 향상된 기동성과 승차감을 제공할 수 있을 것이나 조종사가 모든 조종날개를 직접 조종할 수 없기 때문에 조종사의 간섭을 받지 않는 궤환 제어 시스템, 즉 자동비행조종장치가 반드시 필요하고 이러한 비행체의 자동비행조종장치 설계에는 고도의 제어 기술이 요구된다. 참고로 이러한 조종 기술을 조종사가 조종간을 이용하여 직접 조종날개를 움직이는 조종방식에 대비하여 Active Control Technology라 부른다.

8. 자동비행조종장치의 구성

자동비행조종장치는 그림 5에서 보는 바와 같이 비행체 운동을 측정하는 조종센서, 조종수단인 조종날개, 추력 노즐 등을 움직이기 위한 구동장치와 구동장치에 적절한 명령을

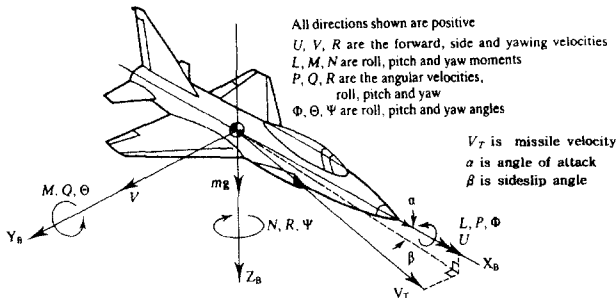


그림 1. 비행체의 동체 좌표계.

6. 공력제어를 위한 조종 날개

전통적인 비행기의 조종날개는 그림 2에서 보는 바와 같다. 비행기의 피치 운동은 Elevator, 요 운동은 Rudder, 롤 운동은 Aileron에 의해 이루어진다.

유도탄의 경우, 공력제어방식의 기체는 크게 그림 3과 같이 5 가지 유형으로 분류할 수 있다[4]. 그림에서 기체 유형을 표현한 B, T, W, C는 각각 동체(Body), 꼬리(Tail), 주날개(Wing) 및 카나드(Canard)를 의미하고, 첨자 C, L은 각각 기여하는 바가 제어(Control)인지, 양력(Lift) 인지를 나타낸다. 한편, 오른쪽 칸에는 이러한 유형을 택한 대표적인 유도탄 모델들이 적혀있다. 각 유형의 장단점을 살펴보면, 주날개를 조종날개로 사용하는 경우 조종날개가 중력 중심에 가까이 있으므로 조종날개에 의해 발생하는 공력학


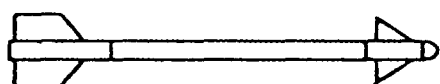
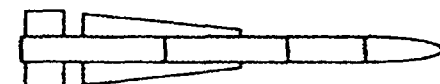
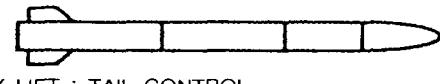
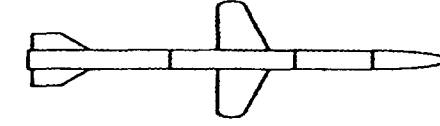
<p>CRUCIFORM $B_L T_L W_{CL}$</p>  <p>BODY, TAIL LIFT ; WING CONTROL</p>	<p>SPARROW AIM-7F AIM-7M/RIM-7M</p>
<p>CRUCIFORM $B_L T_L C_c$</p>  <p>BODY, TAIL LIFT ; CANARD CONTROL</p>	<p>SIDEWINDER AIM-9L AIM-9M CHAPARRAL MIM-72 GBU-15 STINGER REDEYE MIM-43 RAM</p>
<p>CRUCIFORM $B_L W_L T_c$</p>  <p>BODY, WING LIFT ; TAIL CONTROL</p>	<p>PHOENIX AIM-54A AIM-54C AMRAAM AIM-120A HARPOON AGM/RGM-81A STANDARD SM-2 MAVERICK AGM-65</p>
<p>CRUCIFORM $B_L T_c$</p>  <p>BODY LIFT ; TAIL CONTROL</p>	<p>PATRIOT MIM-104</p>
<p>PLANFORM BANK-TO-TURN $B_L W_L T_c$</p>  <p>BODY, WING LIFT ; TAIL CONTROL</p>	<p>TOMAHAWK</p>

그림 3. 공력제어방식 유도탄의 유효의 분류.

제공하는 오토파일럿(조종 알고리즘이 전자회로나 탑재 컴퓨터로 구현된 형태)으로 구성된다. 이와같이 구성되는 케 환 제어 루우프를 조종 루우프라 부르며 이중 제어기에 해당되는 부분을 오토파일럿이라고도 부른다. 조종 루우프는 제어하고자하는 유도탄의 출력에 따라 횡방향 가속도 제어,

속도 제어, 자세 (피치각, 요각, 롤각) 제어, 고도 제어 루우 프 등으로 분류되는데 횡방향 가속도 제어는 다시 피치 가 속도(동체 좌표계에서 Z_B 방향의 가속도)제어와 요 가속도 (동체 좌표계에서 Y_B 방향의 가속도)제어로 나눌 수 있다. 앞서 설명한 바와 같이 비행체 운동을 제어하는 제어력은 주로 조종날개 변위나 추력 방향을 바꾸어 줌에 의해 얻어 지는데 대부분의 비행체가 공력제어 방식을 택하고 있으나 전투기나 중·단거리 유도탄의 경우, 유도탄 성능을 향상시 키기 위해 추력벡터 제어 방식을 겸용하는 시스템이 점차 늘고 있는 추세이다.

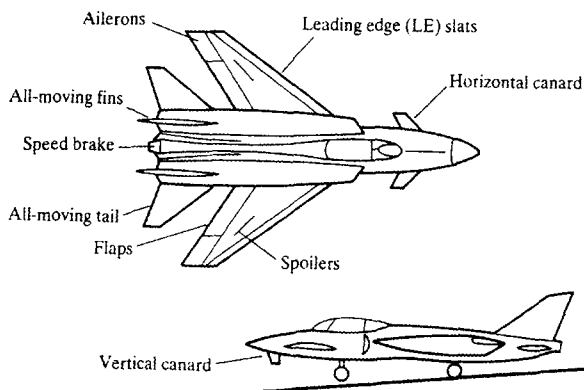


그림 4. Control configured vehicle의 한 예.

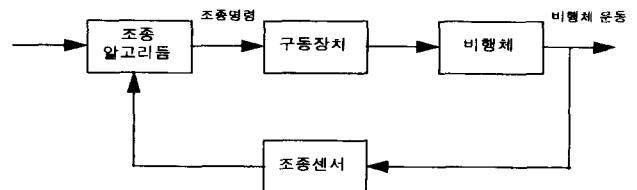


그림 5. 자동비행조종장치의 구성.

9. 고전적 설계 방식

여기서는 단거리 유도탄에서 주로 사용되는 횡방향 가속도 제어 루우프와 롤각 제어 루우프에 초점을 맞추어 조종 루우프를 설계하는 고전적 설계방식에 대해서 설명하기로 한다. 비행기의 경우 공력학이 유도탄에 비해 다소 복잡하지만 설계방식에 관한 한 기본적으로 유도탄의 경우와 크게 다르지 않다.

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. 선형화 과정이나 결과식에 대해서는 참고문헌 [2, 3, 5]를 참조하기 바란다. 선형화 작업을 통해 얻어진 결과를 다시 적절한 가정에 의해 피치 운동, 요 운동 및 롤 운동으로 분리(Decoupling)시킨다. 비행체가 십자형으로 $X_B Y_B$ 평면과 $X_B Z_B$ 평면에 대해 각각 대칭인 경우 이러한 작업이 대체로 유효하나, $X_B Y_B$ 평면에 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 경로의 커플링을 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. 이득 스케줄링(Gain Scheduling)이라 불리는 이러한 방법은 항공기나 유도탄의 조종 루우프 설계에 널리 사용되어 왔다. 설계가 끝나면 수학적으로 모델링이 가능한 모든 부분들을 6 자유도 방정식에 고려하여 컴퓨터 모의비행시험 프로그램을 작성하고 모의비행시험에 의해 원하는 성능이 나오는지 확인한다. 만족스럽지 못하면 제어 상수값을 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 6은 그러한 작업 흐름도를 보여준다. 모의비행시험은 순수한 소프트웨어 모의시험과 Hardware-In-The-Loop 모의시험으로 구분할 수 있는데 후자는 탑재 컴퓨터나 구동장치와 같은 실물로 연결이 가능한 하드웨어는 실물로 연결하여 실시간(Real Time)으로 수행하는 모의비행 시험을 말한다. 이 작업은 주로 하드웨어 제작이 완료된 후 실제 비행시험 전에

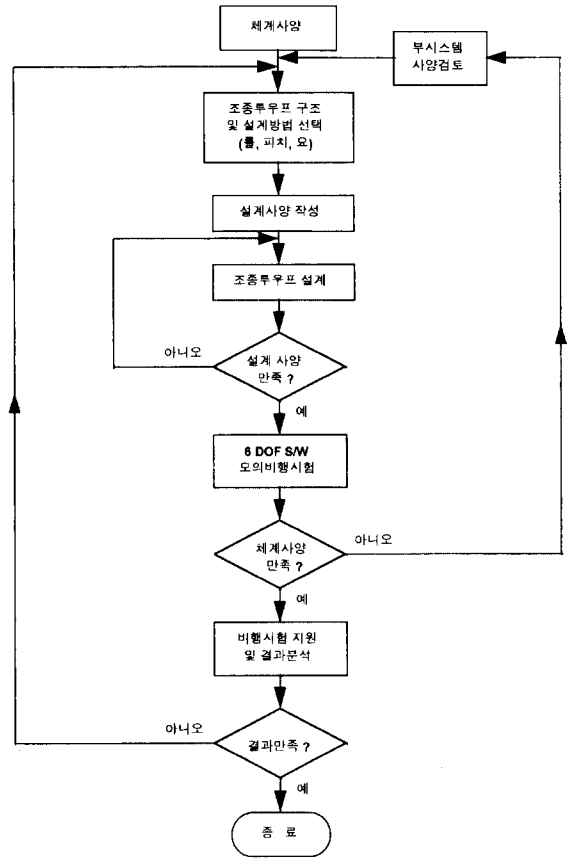


그림 6. 조종 루우프 설계 및 성능분석 작업 흐름도.

유도 조종 시스템의 성능을 최종 확인하는 단계에서 수행된다.

10. 유도탄 조종 루우프 설계기술 동향

표적에 대한 명중률을 높이기 위해서는 조종 루우프가 유도명령을 보다 신속하고 정확하게 추종해야 하는데 그러기 위해서 조종 루우프는 가능한 한 넓은 주파수 대역폭을 갖도록 설계되어야 한다. 전술 유도탄의 경우, 민첩성을 높이기 위해 유도탄의 형상을 가느다란(Slender) 형태로 만들거나 유도탄의 속도를 증가시키는 추세에 있으며 이로 인해 유도탄의 탄성 모드가 문제될 수 있다. 또한, 유도탄의 기동성을 높이기 위해 고양각(High angle of attack) 영역까지 사용할 경우 공력학적인 여러가지 문제(비선형성, 커플링, 꼬리날개의 Buffeting 등)들이 유발된다. 돌풍과 같은 예기치 못한 외란이나 수학적 모델의 불확실성에 대한 강인성 보장도 조종 루우프 설계에 고려되어야 할 사항이다.

이러한 기술적인 문제들은 앞에서 설명한 고전적 설계방식으로는 만족스럽게 해결되기 어려울 것으로 보인다. 대신 60년대 이후 출현한 최신 제어이론들을 적용하여 해를 구하려는 시도가 여러 각도로 이루어지고 있다(이러한 시도들을 종합적으로 파악할 수 있는 자료로서 참고문헌 [6]을 권한

다). 이제 앞서 언급한 문제들이 갖는 기술적인 어려움과 이를 해결하기 위해 어떤 접근 방법들이 시도되고 있는지 간단히 살펴 보기로 한다.

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, [7, 8] 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 불확실성이나 예기치 않은 변화에 대처하는 문제를 들 수 있다. 이 문제에 대한 접근방법으로는 강인제어이론에 근거한 설계(예로, [9, 10] 참조)와 적응능력을 갖는 조종루우프를 설계하는 것이다. 특히 전자의 경우는 비행체의 탄성 모드에 기인한 운동 모델의 불확실성이나 돌풍과 같은 외란에 대한 강인성도 설계의 고려 대상이 된다. 한편 적응제어, 전문가 제어, 신경회로망에 의한 제어 이론들을 적용한 연구는 후자의 범주에 속한다.

다음으로 피치, 요, 롤 운동간의 커플링 문제이다. 유도탄이 고양각으로 기동하게 되면 공력의 비선형성 뿐만아니라 각 경로 간의 커플링도 커지게 된다. 또한, 피치, 요, 롤 조종 루우프의 주파수 대역폭을 가능한 한 키우려면 각 경로 간의 커플링 문제가 심각하게 대두된다. 이러한 문제를 설계에 반영시키기 위해서는 다중 입출력 시스템 (Multivariable system) 에 근거한 설계가 이루어져야 한다 (예로, [11] 참조).

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. 시변시스템에 대한 제어기 설계이론이 아직도 다른 제어이론 분야에 비하여 여러 분야에 적용될 만큼 성숙되어 있지 않은 실정이므로 유도탄에의 응용연구는 앞으로 좀 더

시간이 걸릴 것으로 보인다.

이 외에도 여러가지 기술적인 어려움이 있겠으나 간과할 수 없는 것이 모의비행시험 기법이다. 앞에서 설명한 바와 같이 모의비행시험은 설계 제작된 유도조종시스템에 대한 최종 성능확인 뿐만 아니라 자동비행조종장치의 설계도구 자체로도 이용되기 때문에 모의비행시험 기법을 향상시키는 문제는 자동비행조종장치 설계의 질을 높이는 문제와 직결된다.

11. 비행기 자동비행조종장치 기술동향

여기서는 주로 전투기와 같은 고성능 비행기를 중심으로 비행기 자동비행조종장치의 기술동향을 간단히 살펴 보기로 한다. 전투기가 공중전에서 우위를 확보하기 위해서는 보다 우수한 기동성과 민첩성이 요구되는데 이는 곧 고양각 영역을 개척하는 문제로 귀결된다. 고양각에서는 유도탄의 경우와 마찬가지로 공력학적 비선형성이 심화되고 공력 특성의 불확실성이나 각 경로간의 커플링 또한 커지게 된다. 따라서, 고전적인 단일 입출력 제어 시스템 설계방법이나 이득 스케줄링 만으로는 원하는 성능을 얻기 어렵고 앞서 유도탄 자동비행조종장치 기술 동향에서 언급한 바와 같은 현대제어이론 즉, 비선형제어, 강인제어 또는 다중 입출력 시스템 제어 이론 등에서 해를 구해야 할 것이다 (예로, [12, 13] 참조).

둘째로, 자동비행조종장치 본연의 업무인 안정성 확장 (Stability augmentation)에 관한 연구를 들 수가 있다. 기동성을 높이기 위해 비행기 형상이 점차 정적 안정을 포기하는 추세에 있으므로 자동비행조종장치에 의해 안정성을 확보하는 문제는 상대적으로 더욱 중요한 의미를 갖는다. 셋째로, 기동성 향상 (Enhancement)을 위한 기술개발인데 이를 위해 비행기의 조종수단이 다양화되어 가고 있다 (CCV를 상기하기 바람). 따라서 이를 제어하기 위한 자동비행조종장치 역시 복잡하고 정밀한 형태로 발전해 갈 것이다. 다음으로, 꼬리 날개의 Buffet 이나 구동장치의 Flutter 문제, 기체의 탄성 모드 제어 문제, 기동시 또는 돌풍에 의해 야기되는 주날개 진동을 줄이기 위한 Load alleviation 문제 등에 대한 접근인데 현재 Active control technology 라는 이름하에 활발한 연구가 진행되고 있고 이분야 역시 현대제어이론이 그 해결책을 제공할 것으로 기대된다.

마지막으로, 적응 능력을 갖춘 자동비행조종장치 기술 동향에 대해 언급하고자 한다. 이 분야의 주목할 만한 연구 결과로, Josin [14]의 신경회로망을 이용한 비행기 오토파일럿 설계결과를 들 수 있다. 이미 모의비행시험을 통해 고성능 비행기를 위한 오토파일럿으로서의 개발 가능성을 확인하였고 이 연구 결과를 토대로 Neural System Inc.에서는 기존의 오토파일럿보다 더욱 확장된 성능을 갖는 신경회로

망 오토파일럿을 개발 중에 있다. 그외에 부시스템의 고장을 진단하고, 필요한 경우 임무 계획을 수정하거나 성능회복을 위해 오토파일럿의 구조를 적절히 변경할 수 있는 고장 허용제어 기술에 관한 연구도 이 범주에 속할 것이다.

12. 결 론

지금까지 자동비행조종장치의 기능, 구성, 고전적인 설계 방식과 함께, 현재의 기술동향을 살펴 보았다. 자동비행조종장치는 비행체 운동을 제어하는 제어 시스템이다. 민간 비행기의 경우, 보다 나은 안전과 승차감을 승객에게 제공하기 위해서, 유도탄이나 신예 전투기의 경우, 기동성과 민첩성을 최대한 증대시키기 위해서, 자동비행조종장치 분야는 유도, 항법 분야와 더불어 끊임없는 기술혁신을 요구하고 있다. 그 결과, 이 분야에는 제어이론의 작업장이라 해도 과언이 아닐 정도로 도전적인 과제들이 산재해 있다. 그 중 많은 부분은 현대제어이론에서 그 해결책을 얻을 것이고 또 한편으로는 제기된 문제가 자극이 되어 새로운 제어이론이 창출될 수도 있을 것이다. 이러한 자동조종장치 분야의 발전을 위해 제어 및 시스템 공학에 관심을 갖고 있는 많은 분들의 활약을 기대해 본다.

참고문헌

[1] J. D. Anderson, Jr., Introduction to Flight, McGraw-Hill Company, 1989.
 [2] D. McLean, Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall, 1990.
 [3] J. H. Blakelock, Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley & Sons, Inc., 1991.
 [4] E. J. Eichblatt, Jr., Test and Evaluation of the Tactical Missile, Martin Summerfield, Princeton Combustion Research Laboratories, Inc., 1989.

[5] P. Garnell, Guided Weapon Control Systems, 2nd Ed., Pergamon Press, Oxford, 1980.
 [6] C.-F. Lin, Advanced Control Systems Design, PTR Prentice Hall, Englewood Cliffs, 1994.
 [7] M. Tahk et al., "Applications of plant inversion via state feedback to missile autopilot design," Proc. IEEE CDC, Austin, TX, Dec., 1988.
 [8] J. Huang et al., "Robust feedback linearization approach to autopilot design," Proc. 1st IEEE Conf. Control Appl., pp. 220 - 225, 1992.
 [9] R. T. Reichert, "Robust autopilot design using -synthesis," Proc. Amer. Control Conf., pp. 2368 - 2373, June, 1990.
 [10] K. A. Wise et al., "Missile autopilot design using H_{∞} optimal control with -synthesis," Proc. Amer. Control Conf., pp. 2362 - 2367, June, 1990.
 [11] D. E. Williams et al., "Modern control theory for design of autopilots for bank-to-turn missiles," AIAA J. of Guidance, Control and Dynamics, vol. 10, no. 4, pp. 378 - 386, 1987.
 [12] G. J. Balas et al., "Robust dynamic inversion control laws for aircraft control," Proc. AIAA Guidance Navigation Control Conf., pp. 192 - 205, 1992.
 [13] D. J. Bugajski and D. F. Enns, "Nonlinear control laws with application to high angle-of-attack flight," AIAA J. of Guidance, Control and Dynamics, vol. 15, no. 3, pp. 761 - 767, 1992.
 [14] G. M. Josin, "Development of a neural network autopilot model for a high performance aircraft," Proc. Int'l Conf. on Neural Networks, Washington D. C., pp. 547 - 550, Jan., 1990.

저 자 소 개



송 찬 호

1953년 8월 30일생
 1975년 2월 서울대학교 전기공학과(학사)
 1977년 2월 서울대학교 전기공학과(석사)
 1989년 12월 미국 University of Florida 전기공학과(박사)
 1977년 3월~현재 국방과학 연구소(현재 책임 연구원)
 관심분야: 유도탄 조종 루우프 설계 및 성능 해석, 적응제어.
 TEL. 042) 821-4411 / FAX. 042) 821-2224.