

자동비행조종장치 설계 기술

송 찬 호
(국방과학 연구소)

1. 개 요

자동비행조종장치는 공간을 비행하는 물체가 원하는 자세나 가속도, 또는 속도를 유지하며 비행할 수 있도록 비행체의 운동을 제어하는 제어시스템을 말한다. 항공기와 같이 비행사(Pilot)가 있는 비행체의 경우에는 조종장치가 조종사에 대한 보조기능만을 수행할 수도 있으나, 유도탄과 같이 탄의 조종을 전적으로 제어장치에 의존해야 하는 경우에는 조종장치의 성능이 임무 수행에 결정적인 영향을 미치게 된다.

제어공학의 관점에서 보면, 조종장치 뿐만 아니라 유도장치, 항법장치, 구동장치 및 유도조종에 필요한 각종 센서도 비행체 제어시스템의 일부로 볼 수 있는데 그림 1은 이러한 각 부체계(Subsystem)의 상호 연관성을 보여 준다. 유도(Guidance)장치는 비행체를 이동 표적(적의 비행체나 함정 등) 또는 고정 표적에 도달시키기 위해 필요한 비행체의 자세, 속도, 또는 가속도 명령을 산출한다. 한편, 항법(Navigation)장치는 유도에 필요한 여러 정보, 즉 비행체 자신의 위치 및 속도 정보를 제공한다. 조종(Control)장치는 유도명령(유도 알고리즘의 출력)으로 주어지는 자세, 속도, 또는 가속도 명령을 비행체가 신속하고 정확하게 추종할 수 있도록 비행체의 조종수단(조종날개, 엔진제어장치, 추력방향제어장치등)에 대해 적절한 명령을 제공하며, 구동장치는 조종장치로부터 받은 명령에 따라 조종날개 또는 추력방향제어장치의 변위를 제어한다.

비행체의 조종은 주로 조종날개의 변위를 통해 공력학적 힘과 모멘트를 제어하거나 추력 방향을 제어함에 의해 이루어진다. 전자를 공력제어 방식, 후자를 추력방향제어(Thrust Vector Control) 방식이라 부른다. 항공기의 경우는 주로 공력제어방식이 사용되나, 일부 급격한 기동(Maneuver)이 요구되는 최신 전투기에서는 추력방향제어가 보조 수단으로 사용되기도 한다. 한편 유도탄의 경우에는 단거리 유도탄은 주로 공력제어방식을 사용하고, 탄도탄(Ballistic Missile)과 같은 장거리 유도탄은 추력방향제어 방식을 주 조종수단으로 사용하며, 중거리 유도탄은 성능 향상을

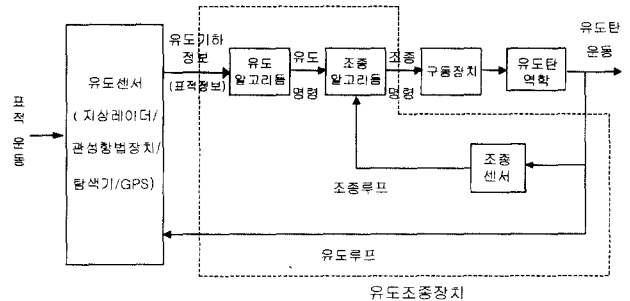


그림 1. 유도조종장치 구성도

을 위해 추력방향제어 방식과 공력제어 방식을 겸용하는 것이 현재의 추세이다. 한편, 공기가 희박한 고공이나 대기권 밖에서 소규모의 추진력을 이용하는 반동제어(Reaction Control) 방식이 있는데, 유도탄 발사 초기에 비행속도가 작아 공력제어를 수행하기 힘든 구간에서 보조적으로 고압기체 등을 이용하여 유도탄의 자세를 바꾸어 주거나, 고속 표적을 요격하는 종말단계에서 명중 확률을 증대시키기 위한 측추력(Side Jet Thrust)의 형태로 사용된다.

자동비행조종장치는 적용하고자하는 비행체의 종류와 임무에 따라 그 형태가 다양한데 본 고에서는 임무수행의 성공 여부가 전적으로 유도조종장치의 성능에 달려 있는 유도탄을 중심으로 그 설계기술을 살펴보기로 한다. 우선, 제어대상이 되는 비행체의 운동학을 살펴보고, 유도 기술을 간단히 살펴 본 후, 본 고의 본론인 조종장치 설계 기술을 다루기로 한다. 그림 1에서 보는 바와 같이 조종장치는 유도장치의 부체계이기 때문에 조종장치를 이해하기 위해서는 유도장치에 대한 어느 정도의 이해가 필요하기 때문이다.

2. 비행체의 운동학

비행체의 운동은 공간에서 움직이는 물체를 묘사하는 6-자유도 방정식이라 불리우는 6개의 미분 방정식으로 표현될 수 있다. 즉, 비행체가 강체라고 가정하고, V 와 ω 를

동체좌표계(그림 2 참조)로 표현된 비행체의 속도 및 각속도 벡터라 할 때 6-자유도 방정식은 다음 식으로 표현된다 [1,2].

$$\begin{aligned} \Sigma \mathbf{F} &= m \dot{\mathbf{V}} + m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}) \\ \Sigma \mathbf{M} &= I \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times I \boldsymbol{\omega} \end{aligned} \quad (1)$$

윗 식에서 m 은 유도탄의 질량이고 $\Sigma \mathbf{F}$ 와 $\Sigma \mathbf{M}$ 은 공력, 추력, 중력 등에 의해 유도탄에 가해지는 힘과 모멘트를 의미하는데, 조종수단에 의해 발생하는 힘과 모멘트도 여기에 포함된다. 공력은 비행고도에 따른 공기밀도 ρ , 각 축 방향의 비행속도 및 조종날개 변위 δ 의 함수이므로, 추진제 혹은 엔진에 의한 각 방향의 추력을 T , 외란을 ξ 라 할 때, $\Sigma \mathbf{F}$, $\Sigma \mathbf{M}$ 은 다음과 같은 형태의 비선형 함수로 볼 수 있다.

$$\begin{aligned} \Sigma \mathbf{F} &= f(\rho, \mathbf{V}, \delta, T, \xi) \\ \Sigma \mathbf{M} &= g(\rho, \mathbf{V}, \delta, T, \xi) \end{aligned} \quad (2)$$

(1) 및 (2)식으로 표시된 비행체의 운동은 운동학 및 공력의 비선형 특성과 비행속도 및 비행고도에 따라 동력학이 변하는 시변 특성을 가진 비선형 시변 시스템(Nonlinear Time-Varying System)이다[2].

한편 (1) 및 (2)식은 비행체가 강제라는 가정하에 세워진 동력학 모델이므로 비행체 구조의 공탄성(aeroelasticity)이 문제가 될 경우에는 비행체의 휨(bending) 및 비틀림(torsion) 모드를 추가하여야 하고[2, 3], 비행체의 자세 또는 위치가 제어대상이 될 경우에는 기준좌표계와 비행체 동체좌표계 사이의 관계식도 고려되어야 한다.

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 중력 방향을 가르키는 오른손 좌표계)로 잡을 때, 동체 좌표계가 X_R 축으로부터 수평면 상에서 틀어진 각도를 요(Yaw)각, 수평면으로부터 위로 들린 각도를 피치(Pitch)각, 그 상태에서 X_B 축을 중심으로 회전한 각도를 롤각으로 정의한다(그림 2 참조). 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. 비행체 자세각과 비행체 각속도 간에는 다음 식을 만족하는 가역함수 h 가 존재한다.

$$\mathbf{w} = h(\hat{\theta}, \hat{\phi}, \hat{\psi}) \quad (3)$$

한편, 받음각(Angle of Attack) α 와 옆미끄럼각(Sideslip Angle) β 는 비행체 공력학을 설명하는데 사용되는 주매개변수로서 그림에서 보는 바와 같이 $\alpha = \tan^{-1}(\frac{W}{U})$, $\beta = \sin^{-1}(\frac{V}{V_T})$ 로 정의된다.

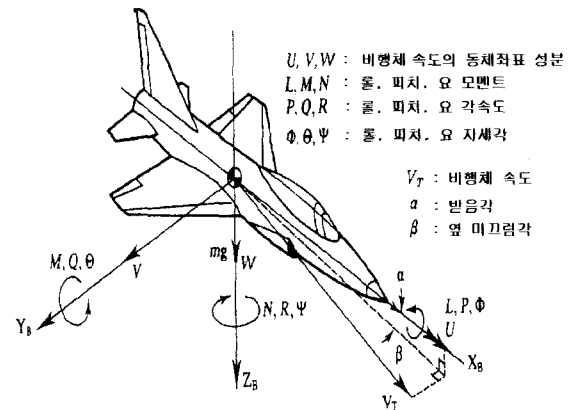


그림 2. 비행체의 동체 좌표계 및 변수 정의

그림 3은 전통적인 비행기의 조종날개를 보여 주는데 피치 운동은 Elevator, 요 운동은 Aileron, 롤 운동은 Rudder에 의해 이루어진다. 유도탄의 경우, 공력제어방식의 기체는 크게 3 가지 유형으로 분류할 수 있다 [4]. 첫 번째 유형은 주날개를 조종날개로 사용하는 경우인데, 조종날개가 중력 중심에 가까이 있으므로 조종날개에 의해 발생하는 공력학적 힘에 의해 그대로 유도탄의 위치를 이동시킬 수 있다. 따라서, 조종날개 변위에 대한 유도탄의 반응이 매우 신속하다. 그러나 조종날개가 비교적 큰 토오르크를 필요로 하는 것이 흠이다. 다음 유형은 꼬리 날개를 조종하는 경우인데, 꼬리날개 변위는 주로 받음각(Angle of attack)을 변화시키는데 기여하며, 받음각에 의해 비행체의 기동에 필요한 횡가속도가 얻어진다. 세 번째 유형은 비행체 머리 부분에 조종 날개를 장착하는 경우인데 이러한 조종날개를 흔히 카나드라 부른다. 이 경우, 비교적 적은 토오르크가 필요한 반면, 롤 제어가 용이하지 않은 흠이 있다. 꼬리 날개에 의한 제어 방식은 제어날개 변위에 의한 발생하는 공력의 방향이 유도탄이 기동하는 방향과 반대가 되어 유도탄의 가속도 제어서 동력학이 비최소위상(Non-minimum Phase) 특성을 보이는 단점이 있으나 다른 여러 장점들(롤 제어 용이, 주날개에 의한 제어보다 작은 구동장치 사용 가능)로 인해 가장 보편적으로 사용되고 있다.

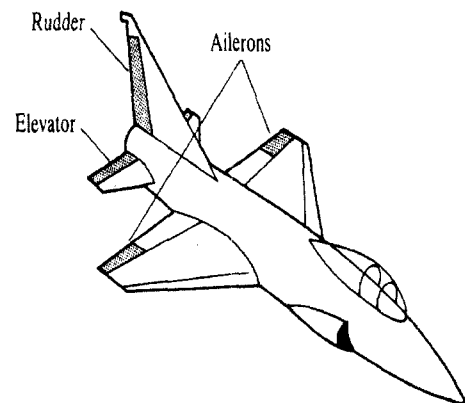


그림 3. 전통적인 비행기의 조종날개

3. 유도 기술

유도탄 유도의 궁극적인 목표는 표적에 대한 명중확률을 증대시키는데 있다. 유도탄의 유도는 크게 3점 유도방식과 2점 유도방식으로 구분할 수 있는데, 시선지령유도, Beam Riding 등이 전자에 속하고, 탐색기를 사용한 호밍유도는 후자에 속한다. (유도기술에 대한 자세한 내용은 참고문헌 [5,6,7]을 참조하기 바람) 호밍 유도법칙으로 가장 널리 알려진 것이 비례항법유도(Proportional Navigation Guidance) (그림 4 참조) 인데 구현이 용이하고 비교적 모델 불확실성에 강인한 특성 때문에 2차 세계대전 중에 개발되었음에도 불구하고 현재까지 널리 사용되고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 시선각 변화율에 비례하는 횡가속도 명령 A_c 를 유도탄에 주게 되면 충돌경로 (그림에서 유도탄과 표적 그리고 예상 명중점을 꼭지점으로 하는 삼각형의 한 변)를 따라 표적에 명중하게 된다. 그림에서 V_c 는 유도탄과 표적 간의 상대속도이고, 비례항법상수 N 값으로는 경험적으로 얻어진 수치인 3~4가 널리 사용되어 왔는데, 60년대 이후 급속히 발전해 온 최적제어 이론에 의해 선형화된 운동방정식과 적절한 종말구속조건 하에서 $N = 3$ 인 비례항법유도가 제어 에너지를 최소화하는 최적해임이 밝혀졌다.

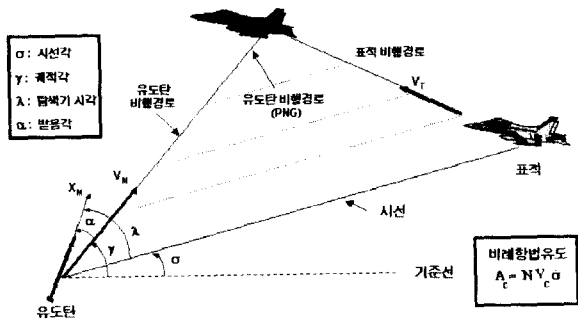


그림 4. 비례항법유도의 개념도

유도 문제는 크게 비행궤적 최적화 문제와 최적해가 개루우프 해인 경우 최적 해를 추종하기 위한 유도 루우프 설계 문제로 나눌 수 있다. 그러나, 비례항법유도와 같이 유도법칙이 폐 루우프 해인 경우에는 유도문제가 위와 같이 둘로 구분되지 않고 하나의 유도루우프 설계 문제가 된다. 이제 비례항법유도를 중심으로 하여 유도 루우프 설계에 관련된 기술적인 몇 가지 문제들을 살펴보기로 한다. 우선, 유도루우프가 본질적으로 시변 시스템이라는 점을 들 수 있다. 그림 5는 단순화된 유도 루우프의 블록 선도인데 그림에서 R_{TM} 은 유도탄과 표적 간의 거리를 의미하는 변수로서 시간이 흐를수록 0에 수렴하게 된다. 이것은 시간이 흐를수록 유도 루우프 이득이 무한대로 커짐을 의미한다. 이로 인해, 유도탄이 표적에 접근할수록 유도 루우프는 급변하는 시변 시스템이 되며, 아무리 유도 루우프를 잘 설계한다해도 언젠가는 유도명령이 발산하는 (또는 유도탄과 표적간의 거리가 증가하는) 시점이 존재하게 된다. 그림에

도 불구하고 유도루우프를 선형 시불변 시스템으로 가정하고, 즉 R_{TM} 을 상수로 놓고 유도 루우프를 설계하는 것이 전통적인 유도 루우프 설계방법이었다. 이 경우, 우선 조종 루우프를 설계하고 유도 루우프는 조종 루우프의 주파수 대역폭보다 훨씬 작게 (1/3 이하) 설계한다. 그러나, 최근에 들어 새로운 접근방법들이 시도되고 있는데, 한 예가 유한 시간 안정도 (Finite Time Stability)와 같은 새로운 개념을 도입하여 무기동 유도오차(Zero Effort Miss)의 감소가 보장되는 시점을 찾는 연구를 들 수 있다[8].

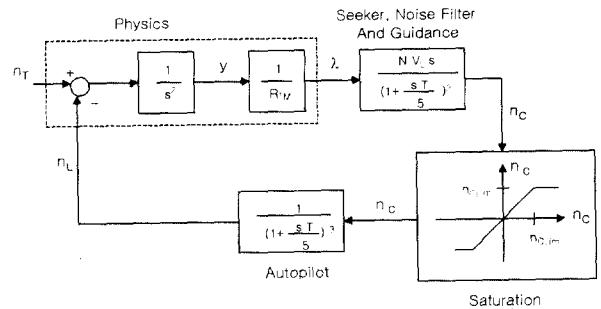


그림 5. 단순화된 유도 루우프

또 다른 유도 문제로, 탐색기와 유도탄 운동간의 상호 작용으로 인해 탐색기 정보를 사용하는 유도의 정확도가 저하되거나 심지어는 유도 루우프가 불안정해지는 문제를 들 수 있다. 그림 6은 마이크로 웨이브 탐색기를 사용할 때의 단순화된 비례항법유도 루우프를 그린 것인데 그림에서 γ 은 래들의 전자과 굴절 오차(Aberration)를 나타낸다. 이 루우프에 대한 안정도 해석을 해 보면, 유도탄과 표적간의 상대거리 R_{TM} (또는 표적도달 시간 t_{go})이 작을 때, 안정도가 감소됨을 알 수 있다. 한편, 탐색기의 안정화 루우프에 사용되는 레이트 자이로나 탐색기 자체의 장착오차가 존재할 때 유도탄 롤 각속도가 래들 굴절 오차와 같이 탐색기 루우프의 성능과 안정도에 영향을 미치게 되고, 특히 롤 각속도가 클 경우 그 영향이 심각할 수 있으므로 유도 루우프 설계에 이러한 영향들이 고려되어야 한다. 그 외에도 여러 가지 기술적인 문제들이 있었으나, 본 고의 주제가 아니므로 생략하기로 한다.

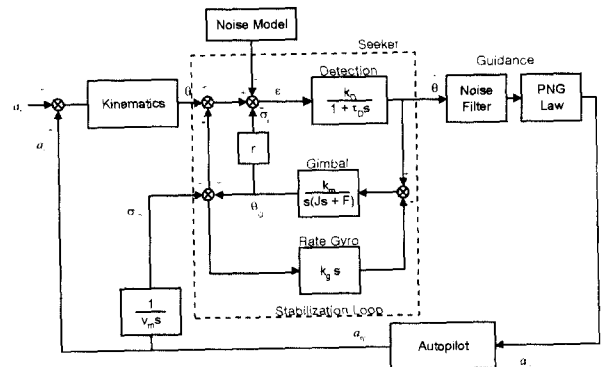


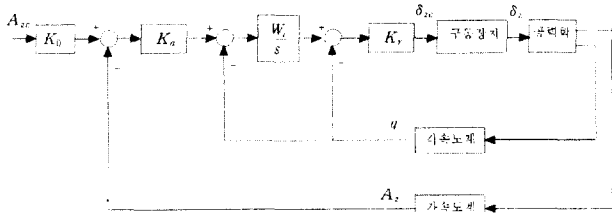
그림 6. 전형적인 비례항법유도 루우프

4. 조종장치 및 조종방식의 종류

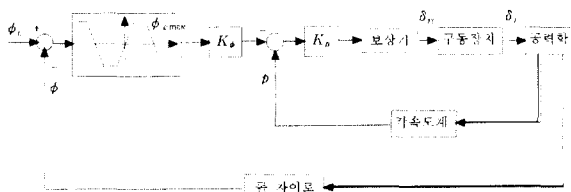
항공기가 개발되기 시작한 초기 단계에서는 조종사가 기계적인 연결에 의해 직접 조종날개를 움직였으나, 조종사의 부담을 덜어 주고 조종 성능을 높이기 위한 장치의 필요성이 점차 대두되었고 그 결과로 출현한 것이 자동비행조종장치이다. 그 후 오늘날까지 자동비행조종장치는 보조수단 이상의 복잡한 기능을 갖춘 제어 시스템으로 진화되어 왔다.

자동비행조종장치는 그림 1에서 보는 바와 같이 비행체 운동을 측정하는 조종센서, 조종수단인 조종날개나 추력 노즐 등을 움직이기 위한 구동장치와 구동장치에 적절한 명령을 제공하는 오토파일럿(조종 알고리즘, 또는 자동비행조종장치라는 의미로 사용됨)으로 구성된다. 오토파일럿은 제어하고자하는 유도탄의 출력에 따라 횡방향 가속도 제어기, 속도 제어기, 자세(피치각, 요각, 롤각) 제어기, 고도 제어기 등으로 분류되고, 횡방향 가속도 제어기는 다시 피치 가속도(동체 좌표계에서 Z_B 방향의 가속도) 제어기와 요 가속도(동체 좌표계에서 Y_B 방향의 가속도) 제어기로 분류될 수 있다.

흔히 유도탄에서 사용되는 조종방식은 횡방향 기동을 위하여 가속도 제어를 수행하고 롤축에 대해서는 롤 자세 혹은 롤 각속도를 안정화 시키는 방법인데, 전형적인 구조는 그림 7과 같다. 한편, 제트엔진을 탑재한 유도탄의 경우에는 유도탄의 속도제어기가 필요하며, 적의 탐지장비로부터의 은닉을 목적으로 하는 지형추종(Terrain Following) 혹은 해면밀착(Sea Skimming) 비행을 위해서는 적절한 고도 제어기의 설계가 요구된다. 또한 대기권을 이탈하였다가 재진입하는 탄도탄의 경우에는 재진입시의 적절한 자세를 유지하기 위한 자세제어를 수행할 수도 있다.



A_{zc} : 피치 가속도 명령, A_z : 피치 가속도, q : 피치 레이트
 δ_{zc} : 피치 조종날개 명령, δ_z : 피치 조종날개 변위
 (a) 피치 가속도 제어기



ϕ_c : 롤 각 명령, ϕ : 롤 각, p : 롤 레이트,
 δ_{zc} : 롤 조종날개 명령, δ_z : 롤 조종날개 변위
 (b) 롤 각 제어기

그림 7. 유도탄 오토파일럿의 예

한편, 휴대용 유도탄(MANPADS)과 같은 소형 유도탄의 경우에는 비용절감을 위해 유도탄이 비행 중에 동체축 방향으로 빠르게 회전하도록 설계(약 20 Hz 정도)하고 횡방향의 한축만을 조종하는 방식이 널리 사용되고 있다. 횡방향의 한 축에 대한 조종기능 만 있어도 유도탄이 고속으로 회전하고 있으면 공간상의 임의의 방향으로 기동을 할 수 있기 때문이다. 또한 일부 유도탄의 경우에는 롤 운동을 제어하지 않고 원하는 기동을 위해 필요한 가속도 명령을 롤각에 의해 피치 및 요 가속도 제어기에 분배(Resolving)해주는 방식을 사용하기도 한다. 이 경우 유도탄은 자신의 롤각을 알아야 한다.

5. 조종 루우프 설계

여기서는 단거리 유도탄에서 주로 사용되는 횡방향 가속도 제어 루우프와 롤각 제어 루우프에 초점을 맞추어 조종 루우프를 설계하는 방식에 대해서 설명하기로 한다. 조종 루우프 설계에 필요한 동력학 모델은 (1) 및 (2)식으로 주어진 강체(Rigid Body) 모델에 대한 6자유도 방정식과 (3)식으로 주어진 동체좌표계와 기준좌표계 사이의 관계식, 조종 루우프를 구성하는 부시스템인 구동장치 및 감지기 모델, 그 외에 각종 잡음 필터 들이고, 필요한 경우 공탄성 동력학이 추가되어야 한다. 이러한 식들은 비선형 미분 방정식을 포함하고 있기 때문에 조종 루우프 설계에 그대로 사용하기는 매우 어렵다. 따라서, 지금까지 널리 사용되어 온 방법은 주어진 여러 비행 조건에서 이 식들을 선형화시킨 후 선형제어 이론에 근거한 설계 도구들을 사용하는 것이다. 선형화 과정이나 결과식에 대해서는 참고문헌 [1,2,9,10]을 참조하기 바란다.

선형화된 시스템을 다음과 같이 표현하자.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \tag{4}$$

이렇게 만들어진 선형화 방정식으로부터, 피치, 요 및 롤 오토파일럿 설계를 용이하게 하기 위해, 다시 적절한 가정을 사용하여 피치 운동, 요 운동 및 롤 운동이 분리(Decoupling)된 식을 만든다. 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 되는데, 지금까지 이러한 설계 작업은 주로 고전적 설계 방법에 의존해 왔다. 즉, 주어진 시간 응답과 안정도 여유 사양을 만족하도록 궤환 이득이나 보상기를 설계하는 것이다. 궤환 루우프가 여러 개인 경우에는 빠른 응답을 요

구하는 안쪽 루우프에서부터 제어상수를 결정해 나가는데, 설계된 페루우프 시스템의 주파수 대역폭이 구동장치 대역폭의 1/3 정도가 되도록 하는 것이 알려진 경험규칙이나 경우에 따라서는 1/2 정도까지 접근시킬 수도 있다. 이 방식은 유도탄의 반응각이 크지 않은 경우에는 대체로 타당한 접근법이다. 각 제어기 설계에는 근궤적(Root Locus), 보드선도(Bode Plot), 나이퀴스트 선도(Nyquist Diagram) 등의 고전적 설계 도구[2,11,12]가 주로 사용되나, 근배치(Pole Assignment), LQ(Linear Quadratic), LQG/LTR(Linear Quadratic Gaussian/Loop Transfer Recovery), H_{∞} 제어 등의 현대제어 이론[10,13,14,15,16,17], 퍼지논리(Fuzzy Logic), 인공신경망(Artificial Neural Networks), 유전알고리즘(Genetic Algorithm) 등의 지능제어(Intelligent Control) [10,18] 기법들도 다양하게 사용될 수 있을 것이다. 고전적 설계 방법들이 아직도 주로 사용되고 있는 이유는 설계 시에 고려해야 할 설계 사양들이 고전적 방법을 통해 오랫동안 축적되어 온 설계 경험에 바탕을 두고 있기 때문이다. 고정된 동작점에 대하여 설계된 제어기가 비행체 동역학 및 모든 부시스템의 동력학을 최대한 고려한 상태에서 제어 루우프의 이득 변화에 대해서는 ± 6 dB, 제어 신호의 위상변화에 대해서는 $\pm 30^{\circ}$ 이상의 안정도 여유를 가져야 한다는 것이 그러한 경험규칙(Rule of Thumb)의 한 예이다. 현대제어 이론에 근거한 설계 도구들이 실무에 뿌리를 내리기 위해서는 그러한 도구에 부합되는 신뢰할 만한 설계 사양들이 만들어져야 할 것이다.

유도탄 오토파일럿을 설계할 때 고려해야 할 또 하나의 항목은 비행체 구조의 공탄성 문제이다. 대체로 세장비(직경에 대한 길이의 비)가 작아서 공탄성의 영향이 크지 않은 기존 유도탄의 경우에는 조종루우프에 공탄성 모드를 감소시키는 노치필터(Notch Filter)를 달아 공탄성 문제를 해결할 수 있다[19]. 그러나 민첩성 증대를 위해 유도탄의 형상이 점차 가늘어져(Slender)가는 추세를 감안할 때 장차 개발할 유도탄에서는 공탄성의 영향이 더욱 크게 나타날 것이고, 따라서 강제 동력학에 공탄성을 포함시킨 모델을 근거로 제어기를 설계하는 것이 점차 일반화 될 것이다[17].

초기 단계의 설계가 끝나면 피치, 요 및 롤 경로 간의 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. 이 기법의 문제점은 스케줄링 파라미터로 사용되는 비행고도나 속도 값이 상태변수(각속도, 반응각, 옆미끄럼각 등)에 비해 충분히 느리게 변할 경우에 한하여 조종루우프의 안정성이 보장되고 그렇지 않은 경우에는 안정성에 대한 이론적 근거가 없다는 점이다[16]. 이득 스케줄링에서는 선형보간(Linear Interpolation) 혹은 저차 다항식화(Low-Order Polynomial Fitting)가 널리 사용되어 왔으나, 최근

에는 QFT(Quantative Feedback Theory) 혹은 유전알고리즘(Genetic Algorithm) 등을 이용한 동작점의 선정 및 동작점 이외의 영역에서의 조종오차 등을 개선하려는 연구가 시도되고 있다[20,18]. 또한 전역제어기 구성을 위한 이득 스케줄링 단계에서는 각 운동간의 결합특성, 비행상태에 따른 비선형성, 조종 혹은 유도단계의 변화, 부시스템의 포화 [21]와 같은 비선형 요소 등이 추가로 고려되어야 한다.

설계가 끝나면 수학적으로 모델링이 가능한 모든 부분들을 6 자유도 방정식에 고려하여 컴퓨터 모의비행시험 프로그램을 작성하고 모의비행시험에 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. 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 유도 조종 시스템의 성능을 최종 확인하는 단계에서 수행된다. 최종적으로 비행시험을 실시하고 그 결과를 토대로 조종루우프 수정 혹은 보완 작업을 수행한다. 그림 8은 전체적인 작업 흐름도를 보여준다.

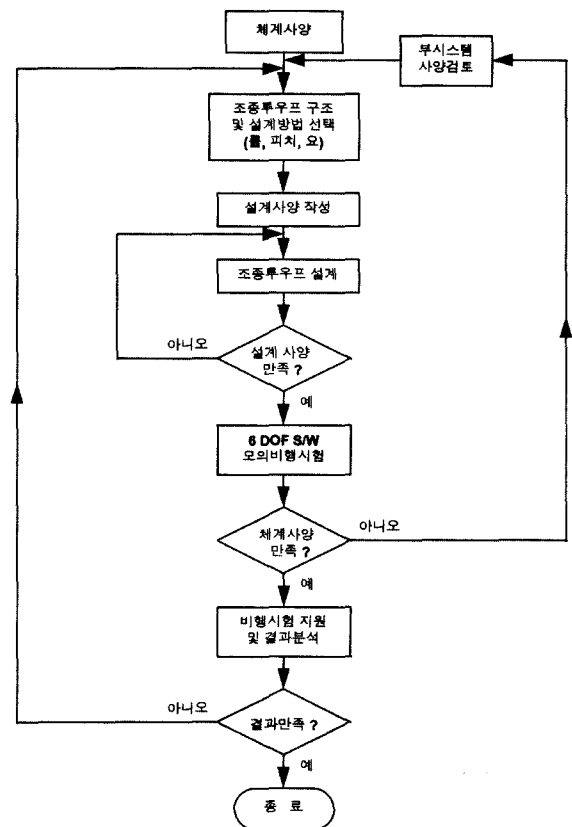


그림 8. 조종 루우프 설계 및 성능분석 작업 흐름도

6. 유도탄 조종 루우프 설계기술 발전 추세

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 유도탄 구조의 공탄성이 문제될 수 있다. 또한, 유도탄의 기동성을 높이기 위해 높은 받음각 (High Angle of Attack) 영역까지 사용할 경우 공력학적 비선형성과 피치, 요 및 롤 경로 간의 상호작용(Coupling)이 커질 뿐만 아니라, 꼬리날개의 Buffeting 등의 문제가 유발될 수 있다. 이러한 문제들을 전통적 설계방식으로 만족스럽게 해결하기는 어려울 것으로 보인다. 이러한 문제들을 해결하기 위해 60년대 이후 출현한 최신 제어이론들을 토대로 어떤 접근 방법들이 시도되고 있는지 간단히 살펴 보기로 한다 (이러한 시도들을 종합적으로 파악할 수 있는 자료로서 참고문헌 [10]을 권한다).

우선 공력학 및 운동방정식이 갖는 비선형성의 문제를 해결하기 위하여 다음과 같은 접근이 시도되고 있다. 첫째는 이득 스케줄링 방법을 개선하려는 노력이다. 한 예로, 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. 다음은 선형 시변 시스템에 의한 접근이다. 비행체의 동력학 (1) 및 (2)식에서 비행조건을 구속하지 않고 비선형 요소를 선형화 하면 다음과 같은 선형시변시스템(Linear Time-Varying System)을 얻는다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A(t)x + B(t)u \\ y &= C(t)x + D(t)u \end{aligned} \quad (5)$$

최근에 개발되고 있는 유도탄들은 고기동성과 높은 속도가 요구되고 있기 때문에 공력학을 매순간 시불변 시스템으로 보고 조종루우프를 설계하는 것보다는 시변 시스템으로 놓고 제어를 설계할 수 있다면 보다 나은 결과를 얻을 수 있을 것이다. 그러나 시변시스템에 대한 제어기 설계 이론이 아직도 실제 문제에 적용될 수 있을 만큼 성숙되어 있지 않은 실정으므로 유도탄에의 응용연구는 앞으로 좀 더 시간이 걸릴 것으로 보인다. 이 분야에서의 최근 연구결과로는 선형시변시스템에서 선형시불변시스템의 고유치(Eigenvalue)에 대응되는 시변 SD 고유치(Time-Varying Series D-Eigenvalue)를 정의하고, 복소수 평면상의 좌반면에 폐 루우프에 대한 SD 고유치를 배치하는 EMA (Extended Mean Assignment) 기법을 조종루우프 설계에 적용한 예를 들 수 있다[22].

(4)식에서 시스템 행렬의 시변 요소를 비행조건에 따라 변하는 파라미터($\theta(t)$ 로 표시하자)의 함수로 재구성하거나, (1) 및 (2)식의 선형화 과정에서 비행조건에 따라 변화하는

파라미터를 시스템 행렬에 포함시키면 다음과 같은 선형 가변 파라미터 시스템(Linear Parameter-Varying System)이 얻어진다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A[\theta(t)]x + B[\theta(t)]u \\ y &= C[\theta(t)]x + D[\theta(t)]u \end{aligned} \quad (6)$$

(5)식과 같은 선형 가변파라미터 시스템에 대하여 설계된 제어기도 선형 시변시스템에 대한 제어기와 마찬가지로 전역제어기를 제공하게 된다. 최근에 이렇게 선형 가변파라미터 시스템으로 모델링된 유도탄 운동모델에 μ -합성(μ -Synthesis), LMI(Linear Matrix Inequality) 등의 강인제어 기법들을 적용하여 조종루우프를 설계한 예가 보고되고 있다[13,16].

위와 같은 세 가지 방법들은 모두 비선형식을 선형식으로 단순화한 다음에 선형제어기를 설계하는 접근 방법이나, 이와는 달리 비선형 동력학을 그대로 이용하여 조종루우프를 설계하는 방법에 대한 연구도 활발히 진행되고 있다 (예로, [10,23,24,25] 참조). 대표적인 방법으로 푸환선형화(Feedback Linearization) 기법을 들 수 있는데, 이 방법을 사용하면 엄밀한 수학적 변환을 통해 선형 모델이 얻을 수 있다. 일단 선형화가 이루어지면 그 이후의 설계과정이 매우 간단해 지나, 공력 데이터에 오차가 존재하거나 제어를 디지털로 구현할 때 안정도에 대한 강인성이 문제될 수 있다. 이러한 강인성 문제는 현재 계속 연구되고 있으며, 이 이론에 근거한 조종루우프가 실용단계에 이르기까지는 좀 더 시간이 걸릴 것으로 보인다. 최근의 주목할만한 연구결과로는 비선형 공력을 부분적으로 선형화하고 비행시간 및 제어변수를 동압 및 비행속도로 스케일링하여 최종적으로 비행체 동력학을 공기밀도만이 가변 파라미터인 시스템으로 변환한 후 안정도 조건을 만족하는 전역제어기 설계 방법을 제시한 연구를 들 수 있다[26]. 한편, 가변구조제어(Variable Structure Control) 이론에 근거한 설계 예[10]도 이 범주에 속하는 연구로 볼 수 있다.

비선형성 문제 다음으로는 공력 특성과 비행조건 불확실성이나 예기치 않은 변화에 대처하는 문제를 들 수 있다. 이 문제를 해결하기 위한 연구의 한 방향은 강인제어이론에 근거하여 제어를 설계하는 것이다 (예로, [27,28] 참조). 이 경우, 비행체의 탄성 모드에 기인한 운동 모델의 불확실성이나 돌풍과 같은 외란에 대한 강인성도 설계의 고려 대상이 된다. 다른 흐름으로는 적응제어 또는 퍼지논리, 신경망, 유전알고리즘 등의 지능제어 기법을 조종루우프 설계에 도입하여 단독으로 혹은 기존의 제어기법과 혼용하여 조종성능을 개선하려는 노력이다[10,18].

또 다른 문제로 피치, 요, 롤운동간의 커플링 문제를 들 수 있다. 유도탄이 높은 받음각으로 기동하게 되면 공력의 비선형성 뿐만 아니라 각 경로 간의 커플링도 커지게 된다. 또한, 피치, 요, 롤 조종 루우프의 주파수 대역폭을 가능한 키우려면 각 경로 간의 커플링 문제가 심각하게 대두된다. 이러한 문제를 설계에 반영시키기 위해서는 다중 입력력 시스템 (Multivariable system)에 근거한 설계가 이루어

어려야 할 것이 (예로, [29] 참조).

그 외에, 발사초기 및 종말단계에서 조종성능을 개선하기 위하여 공력제어와 측추력(Side Jet) 제어를 함께 사용하는 유도탄 체계가 개발되고 있는데, 이러한 제어기 설계는 하나의 출력을 제어하기 위해 여러개의 입력을 가진 제어시스템 설계 문제가 된다 [25]. 또한 유도제어기와 조종제어기를 분리하여 설계하던 기존의 개념에서 벗어나 유도조종을 통합하여 설계함으로써 유도조종의 궁극적인 목표인 유도오차를 최소화 하고자 하는 연구도 진행되고 있다[10].

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.

7. 비행기 조종장치 설계기술 발전추세

비행기의 경우 공력학이 유도탄에 비해 다소 복잡하지만 설계방식에 관한 한 기본적으로 유도탄의 경우와 크게 다르지 않다. 여기서는 주로 전투기와 같은 고성능 비행기를 중심으로 비행기 조종 루우프 설계기술 발전 추세를 간단히 살펴 보기로 한다. 전투기가 공중전에서 우위를 확보하기 위해서는 보다 우수한 기동성과 민첩성이 요구되는데 이는 곧 높은 받음각 영역을 개척하는 문제로 귀결된다. 높은 받음각에서는 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 조종루우프 설계기술 발전추세에서 언급한 바와 같이 비선형제어, 강인제어 또는 다중 입출력 시스템 제어 이론과 같은 현대제어이론의 힘을 빌어 해를 찾아야 할 것이다 (예로, [30,31] 참조).

둘째로, 자동비행조종장치 본연의 기능인 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 있으므로 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 Technology라는 이름하에 활발한 연구가 진행되고 있고 이분야 역시 현대제어이론이 그 해결책을 제공할 것으로 기대된다.

마지막으로, 적용 능력을 갖춘 자동비행조종장치 기술 동향에 대해 언급하고자 한다. 이 분야의 주목할 만한 연구

결과로, Josin [32]의 신경회로망을 이용한 비행기 오토파일럿 설계결과를 들 수 있다. 이미 모의비행시험을 통해 고성능 비행기를 위한 오토파일럿으로서의 개발 가능성을 확인하였고 이 연구 결과를 토대로 기존의 오토파일럿보다 더욱 확장된 성능을 갖는 신경회로망 오토파일럿이 개발되고 있다. 그 외에 부시스템의 고장을 진단하고, 필요한 경우 임무 계획을 수정하거나 성능회복을 위해 오토파일럿의 구조를 적절히 변경할 수 있는 고장허용제어 기술에 관한 연구도 이 범주에 속할 것이다.

8. 결 론

지금까지 자동비행조종장치의 설계방법과 기술발전 추세를 살펴 보았다. 과거에는 유도탄이나 비행기의 조종장치를 설계할 때, 비행체 운동이나 공력을 선형화하거나 비행체를 강체로 모델링하여도 큰 무리가 없었으나, 앞으로는 이러한 전통적 설계 방법 만으로는 만족스러운 결과를 얻기가 매우 어려울 것으로 보인다. 유도탄은 현대전에 있어서의 정밀 유도무기의 역할이 크게 증대되면서, 전투기의 경우에는 공중전에서의 우위 확보를 위해서, 비행속도, 민첩성 및 기동성의 증대가 요구되고 있고, 따라서 비행체 동력학의 비선형성, 시변성 및 공탄성 영향이 점차 커지고 있기 때문이다. 이것은 결국 조종장치에서 떠맡아야 할 역할의 증대를 의미하고, 그러한 조종장치를 설계하기 위해서 극복해야 할 도전적인 과제들 중 많은 부분이 현대제어이론에서 그 해결책을 얻을 것으로 예상되고 또 한편으로는 제기된 문제가 자극이 되어 새로운 제어이론이 창출될 수도 있을 것이다.

결국, 미래의 자동비행조종장치는 복수의 조종수단을 사용하고, 비선형 제어, 적응제어 및 강인제어, 또는 새로운 제어기술이 효율적으로 복합된 복잡한 형태로 진화될 것이다. 따라서, 비행체 동력학의 정확한 모델링 및 시뮬레이션 기술, 복잡한 특성을 갖는 시스템을 대상으로 하는 제어기 설계 및 해석기술이 그 설계기술의 핵심이 될 것이다.

참 고 문 헌

- [1] D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, 1990.
- [2] J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons, Inc., 1991.
- [3] A. L. Greensite, *Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems*, Spartan Books, 1970.
- [4] E. J. Eichblatt, Jr., *Test and Evaluation of the Tactical Missile*, Martin Summerfield, Princeton Combustion Research Laboratories, Inc., 1989.
- [5] 조항주, 송찬호, "유도조종루우프 설계기술", 전자공학회지, 23권 10호, pp. 1190-1198, 1996. 10.
- [6] 조항주, "실용적 첨단 유도법칙 개발을 위한 고려사항", '01년 자동제어학술회의, 제주, 2001. 10.
- [7] C. F. Lin, *Modern Navigation, Guidance and Control Processing*, 1991, Prentice-Hall.

- [8] D.-Y. Rew, M.-J. Tahk and H. Cho, "Short Time Stability of Proportional Navigation Guidance Loop," *IEEE Transactions on AES*, Vol. 32, No. 3, pp. 1107-1115, Jul. 1996.
- [9] P. Garnell, *Guided Weapon Control Systems*, 2nd Ed., Pergamon Press, Oxford, 1980.
- [10] C.-F. Lin, *Advanced Control Systems Design*, PTR Prentice Hall, Englewood Cliffs, 1994.
- [11] F. W. Nesline and M. L. Nesline, "How Autopilot Requirements Constrain the Aerodynamic Design of Homing Missiles," *Proceedings of American Control Conference*, Vol. 2, pp. 716-730, 1984.
- [12] F. W. Nesline and P. Zarchan, "Robust Instrumentation Configuration for Homing Missile Flight Control," *AIAA Guidance and Control Conference*, AIAA-80-1749, pp. 209-219, 1980.
- [13] P. Apkarian and Journal-M. Biannic, "Self-Scheduled H_∞ Control of Missile via Linear Matrix Inequalities," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 18, No. 3, pp. 532-538, May-June 1995.
- [14] G. Ferreres and M. M'Saad, "Parametric Robustness Evaluation of a H_∞ Missile Autopilot," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 3, pp. 621-627, May-June 1996.
- [15] R. A. Nichols, R. T. Reichert and W. J. Rugh, "Gain Scheduling for H-Infinity Controllers: A Flight Control Example," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 1, No. 2, pp. 69-78, June 1993.
- [16] J. S. Shamma and J. R. Cloutier, "Gain-Scheduled Missile Autopilot Design using Linear Parameter Varying Transformations," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 16, No. 2, pp. 256-263, March-April 1993.
- [17] S. M. Yang and N. H. Huang, "Application of H_∞ Control to Pitch Autopilot of Missiles," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 32, No. 1, pp. 426-433, January 1996.
- [18] S. C. Kramer and R. C. Martin IV, "Direct Optimization of Gain Scheduled Controllers via Genetic Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 3, pp. 636-642, May-June 1996.
- [19] B. H. Wells, "Tactical Missile Structural Testing and Model Verification for Autopilot Design," *AIAA Guidance and Control Conference*, AIAA-91-2616-CP, pp. 146-155, 1991.
- [20] D. G. Benshabat and Y. Chait, "Application of Quantitative Feedback Theory to a Class of Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 16, No. 1, pp. 47-52, January-February 1993.
- [21] A. A. Rodriguez and J. R. Cloutier, "Performance Enhancement of a Missile in the Presence of Saturation Actuators," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 1, pp. 39-46, January-February 1996.
- [22] J. J. Zhu and M. C. Mickle, "Missile Autopilot Design using a New Linear Time-Varying Control Technique," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 1, pp. 150-157, January-February 1997.
- [23] M. Tahk et al., "Applications of Plant Inversion via State Feedback to Missile Autopilot Design," *Proc. IEEE CDC*, Austin, TX, Dec. 1988.
- [24] J. Huang et al., "Robust Feedback Linearization Approach to Autopilot Design," *Proc. 1st IEEE Conf. Control Appl.*, pp. 220 - 225, 1992.
- [25] K. A. Wise and J. L. Sedwick, "Nonlinear H_∞ Optimal Control for Agile Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 1, pp. 157-165, January-February 1996.
- [26] J.-H. Oh and I.-J. Ha, "Missile Autopilot Design via Functional Inversion and Time-scaled Transformation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 33, No. 1, pp. 64-76, January 1997.
- [27] R. T. Reichert, "Robust Autopilot Design Using μ -Synthesis," *Proc. Amer. Control Conf.*, pp. 2368-2373, June 1990.
- [28] K. A. Wise et al., "Missile Autopilot Design Using H_∞ Optimal Control With μ -Synthesis," *Proc. Amer. Control Conf.*, pp. 2362-2367, June 1990.
- [29] 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.
- [30] G. J. Balas et al., "Robust Dynamic Inversion Control Laws for Aircraft Control," *Proc. AIAA Guidance Navigation Control Conf.*, pp. 192-205, 1992.
- [31] 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.
- [32] 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.