

## 적응제어 기법을 이용한 항공기 비행제어

김진호

인하대학교 항공우주공학과

### 1. 개요

항공우주분야의 제어는 크게 항공기, 헬리콥터, 발사체, 미사일, 인공위성 등으로 비행체의 특성에 따라 크게 구분된다. 이러한 항공우주 시스템 설계시에는 다른 시스템 설계시와 동일하게 성능 요구조건을 설정한 후에 자동조종 장치를 설계하게 된다. 항공기의 경우에는 비행성과 조종성으로 크게 구분하여 요구조건이 주어진다. 본 고에서는 항공기 비행제어에 적응제어가 어떻게 사용되었는가에 대하여 소개하였다[1].

### 2. 비행동역학의 특성

모든 비행체는 광범위한 비행영역(Flight Envelop)에서 운용된다. 이러한 이유에서 모든 비행영역을 제어기 한 개로 일정한 성능을 유지한다는 것은 매우 어렵다. 이러한 연유에서 적응제어의 가장 기본적인 형태인 Gain Scheduling이 이용되어 왔다. 비행영역 내에서의 비행상태를 동압(Dynamics Pressure)과 받음각과 옆미끄럼각 등으로 비행조건을 이용하여 구분한 후에, 비행체의 동적인 운동을 각 비행 조건에 대하여 선형화 한 후에 제어기의 이득을 구한 뒤, 비행상태가 변함에 따라 제어기의 이득을 변화시켜 주는 방법이 Gain Scheduling이다. 이러한 과정에서 이론적으로 이득이 변하는 과정에 대한 안정성과 성능 등의 문제를 확인하기 위하여서는 많은 시뮬레이션과 비행시험을 통한 검증하게 된다.

다음과 같은 비행조건시에 Gain Scheduling으로는 성능 요구조건을 만족시키기 어렵다.

- 고공에서의 급상승비행 또는 급하강비행 :  
속도와 밀도가 동시에 빠르게 변함으로 동압이 매우 빠르게 변하게 된다.
- 높은 받음각이 일어나는 급격한 기동비행 :  
받음각이 빠르고 커다란 양으로 변하면 비행체의 동특성을 결정하는 동적 안정미계수의 변화가 커지고, 비선형 특성에 의해 미사일의 동적반응이 크게 변한다.
- 질량이 큰 외부장착물이 이탈되는 경우 :  
외부장착물이 이탈하면 무게 중심의 변화가 생기면서 동적 안정미계수의 변화가 일어나게 되어 동특성을 변화시킨다.
- 지구대기권을 빠르게 상승하는 경우 :  
동압이 빠르게 변하고, 연료 소비율이 커므로 비행체의 질량이 변하게 된다.

이의 경우와 같은 급격한 변화는 비행특성에 커다란 변화를 일으키게 된다. 이에 대한 일례로서 그림 1은 동압이 변함에 따라 단주기 운동의 감쇠계수와 주파수 특성을 나타낸 것이다. 이렇게 급변하는 동특성은 최적 비행체적 설계시에 고려되지 않음으로 조종사가 그림 2 와 같은 기동을 하는 경우에는 그림 3과 같이 동적특성이 변하게 된다[2]. 이렇게 빠르게 시스템의 특성이 변하는 경우에는 자가 적응성(Self-Adaptive) 비행제어 시스템이 필요하다.

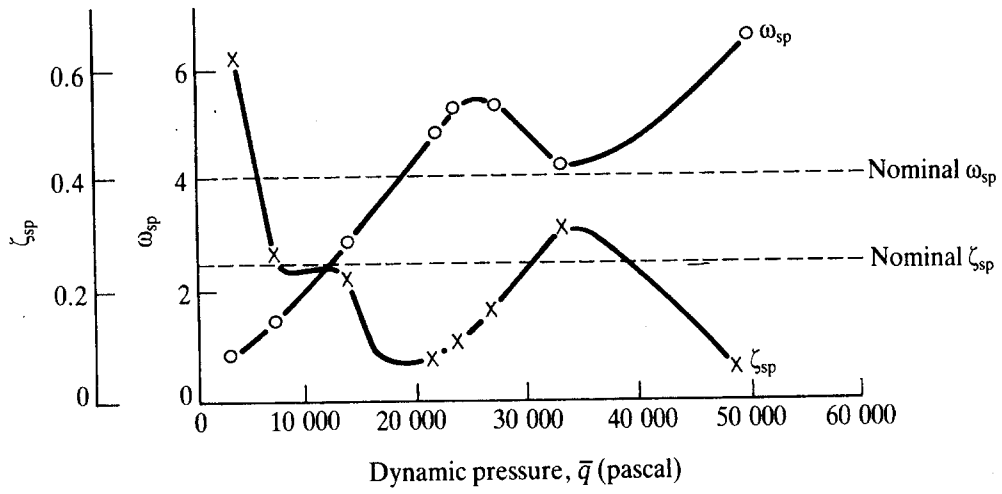


그림 1. 동압에 따른 감쇄계수와 고유진동수 변화.

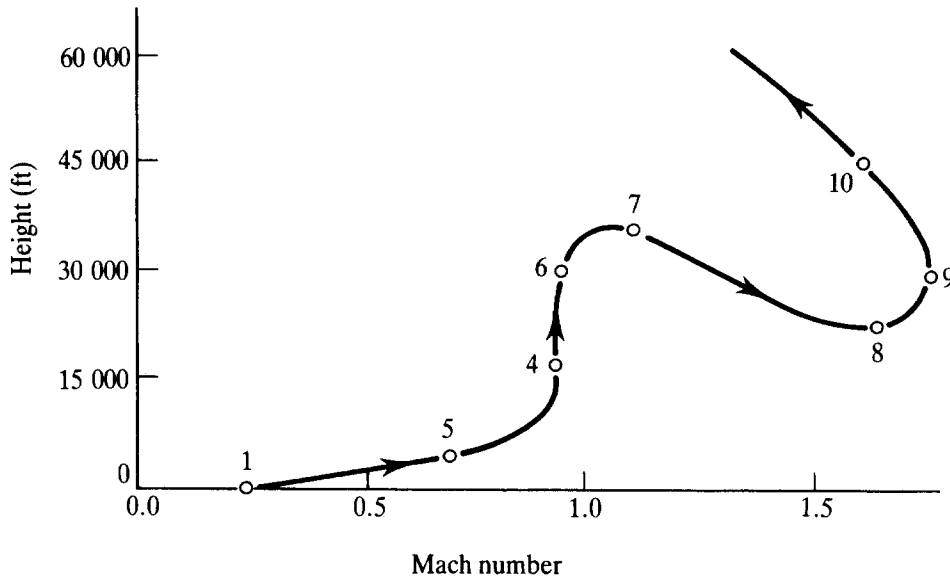


그림 2. 시간에 따른 항공기의 최적 궤적.

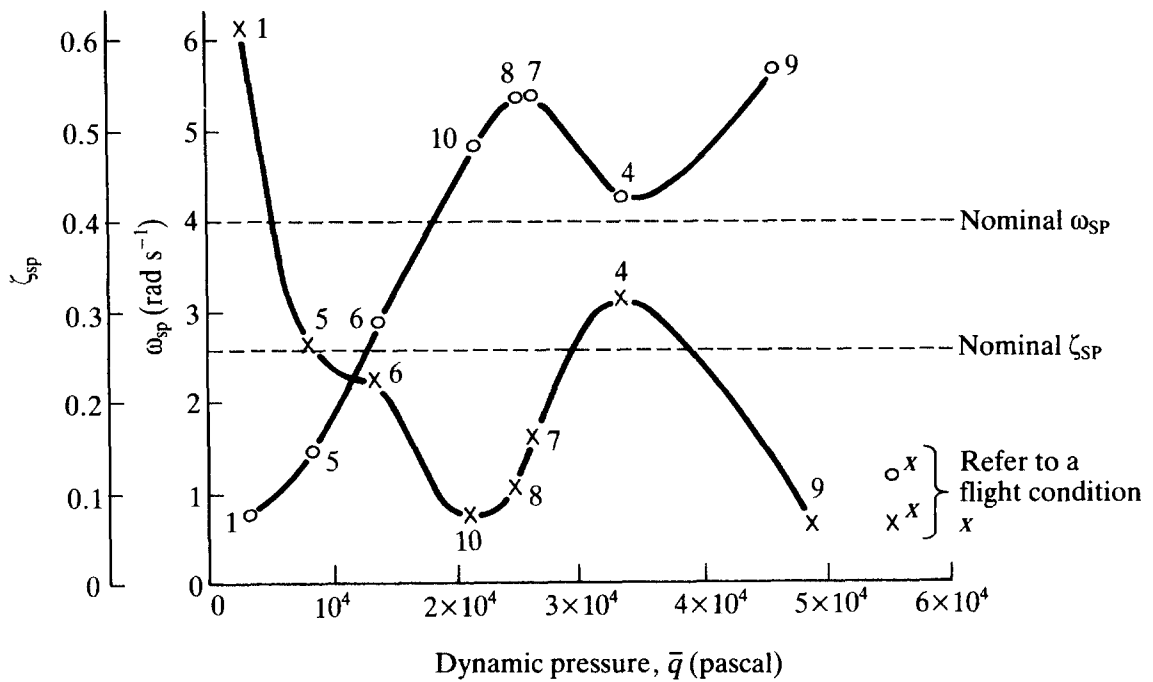


그림 3. 최적 궤적 비행시 동압 변화에 대한 감쇄계수와 고유진동수의 관계.

### 3. 항공분야의 적응제어기법 응용

항공분야에 이러한 적응제어를 제일 처음 적용한 사람은 MIT 항공공학과와 C.S. Draper 교수였다. 적응 대상은 항공기 대공화기였는데 거의 효과를 거두지 못했다. 처음으로 성공한 사례로는 미공군 Wright-Patterson 비행제어 연구소에서 1955년에 성공한 것으로 알려져있다. 이때 성공한 적응제어 기법으로는 두 가지로서 Model Reference 시스템과 Parameter 적응제어로 전략 폭격기인 F-111의 비행제어부 설계에 사용한 것으로 알려져 있다[3,4].

#### 3.1 Model Reference 시스템

Model Reference 시스템의 첫번째 구조는 1955년에 제안된 구조로서 그림 4의 (a)와 같다[5]. 원하는 페루프의 특성을  $M(s)$  라고 할 때 Feedback 부분에 전달 함수를  $M(s)^{-1}$  로 설계한 것으로서  $KG(s) \gg M(s)$

인 경우에  $\frac{C(s)}{R(s)} \Rightarrow M(s)$  가 된다. 본 구조의 단점은

$M(s)^{-1}$ 을 물리적으로 구현하는 것이 거의 불가능할 뿐만 아니라  $KG(s) \gg M(s)$  의 조건을 모든 비행영역에서 유지하도록 설계하는 것 또한 매우 어렵다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 제시된 방법이 그림 4의 (b)로서 이 블록선도를 다시 정리하면 그림 4의 (c)와 같다[6]. 여기서  $KG(s) \gg 1$  이 되도록 K를 설계하면

$\frac{C(s)}{R(s)} \Rightarrow M(s)$  가 됨으로 (a)의 형태 보다는 조건

이 완화되었다. 하지만 시스템의 계수인 공력 변수의 변화에 대한 강직성을 높이기 위하여서는 Pre-filtering 과 높은 루프 이득을 사용하여야 하는 수동적인 구조를 벗어나지 못하고 있다.

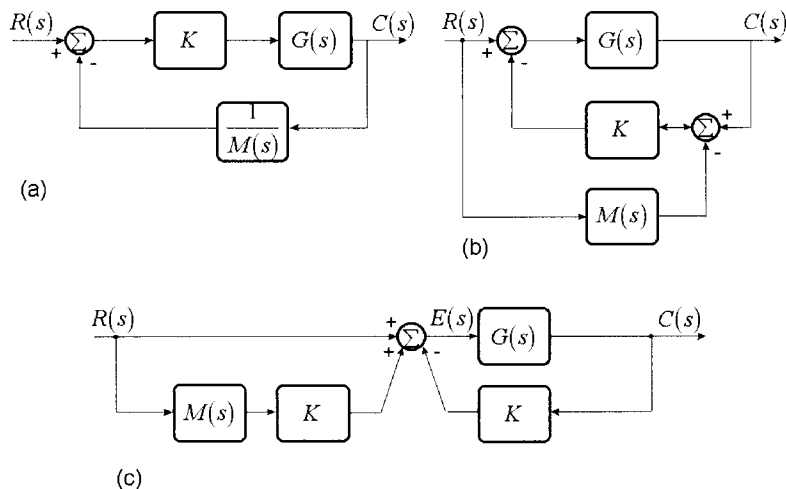


그림 4. Model Reference Systems.

### 3.2. MIT 와 Lyapunov 적응제어 기법

MIT 적응제어 기법은 MRAC(Model Reference Adaptive Control)를 이용한 비행 제어방식으로서 1962년 MIT의 Whitaker에 의하여 처음으로 개발되었다[7]. 그림 5는 MRAC 비행제어 기법의 블록선도로서, 실제 비행시스템으로 들어가는 명령 입력을 동시에 병렬로 연결된 원하는 동특성을 갖는 기준 모델에 입력으로 가한 후에, 이 두 시스템으로 부터의 출력 오차를 줄여 나가도록 이득을 변환하는 방법이다. MRAC 기법은 아직까지도 적응제어의 가장 기본적인 구조로 자리잡고 있다.

그림 6은 비행제어에 MIT 기법을 적용한 블록선도이다. 본 제어기는 적응 변환 상수( $K_{adapt}$ )가 적은 경우(즉 비행 중 상태 변수의 변화율보다 공력 계수의 변화가 적은 때)에는 MIT 적응제어가 효과적이다. 하지만 변화율에 크게 차이가 나지 않는 경우에는 불안정할 수도 있다는 단점이 있다. 이를 보완하기 위하여 Lyapunov 법칙을 이용하여 안정성을 향상 시킨 기법이 Lyapunov 적응제어 기법이다[8]. 그림 6에서와 같이  $K_{adapt}$ 에  $\beta$  블록을 삽입시켜 MRAC 적응제어루프에 안정화를 위한 감쇄항을 첨가한 것을 볼 수 있다.

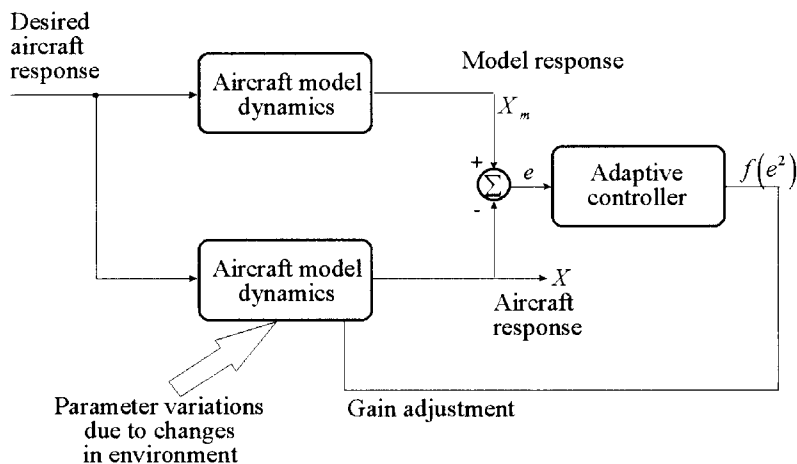


그림 5. MRAC 비행 제어의 블록선도.

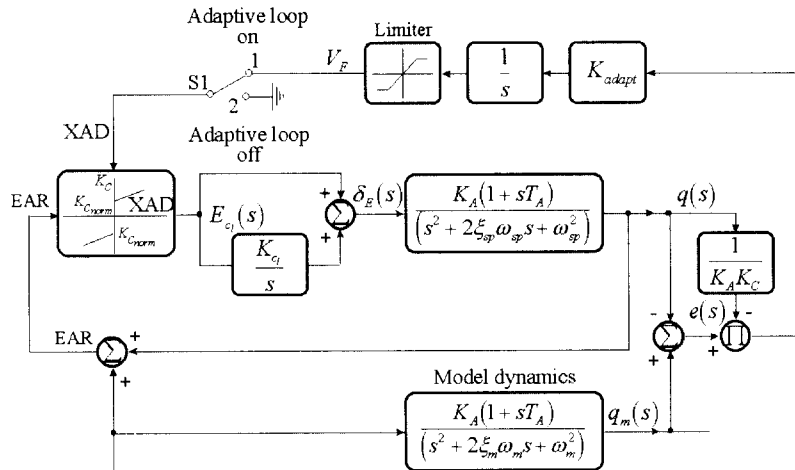


그림 6. MIT 기법을 이용한 MRAC 비행제어부의 블록선도.

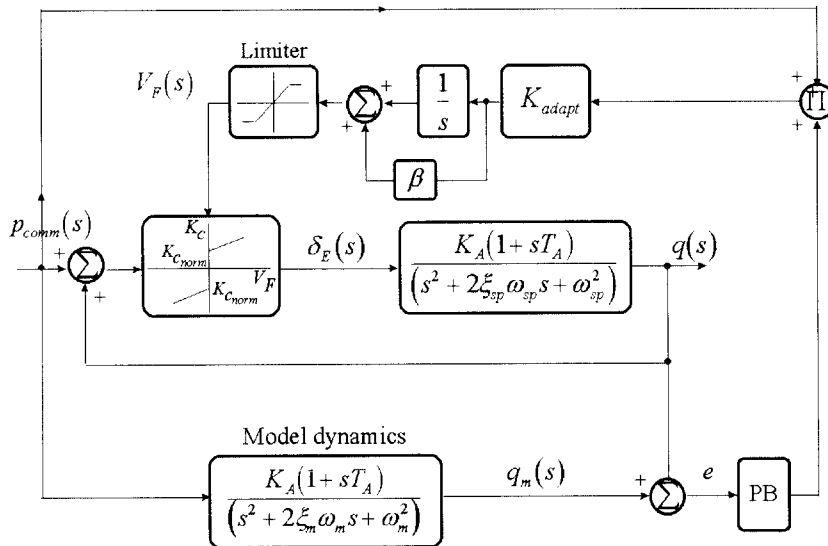


그림 7. Lyapunov 기법을 이용한 MRAC 비행제어부의 블록선도.

### 3.3 계수 적응기법 (Parameter Adaptation Scheme)

Model Reference 기법에서 피드백 시스템의 루프 이득 값이 크면 페루프 시스템의 반응이 되먹임 시스템의 역함수의 반응과 같아짐을 알았다. 이러한 원리를 기초로하여 1966년에는 원하는 시스템의 특성 즉, 감쇄 계수나 공진주파수들을 되먹임 루프의 분자부에 넣고, 페루프 시스템의 주파수 이득을 관찰하면서 비행체의

루프 이득이 페루프시스템의 안정화를 시키기 위한 가장 높은 값을 유지하도록 하는 적응 루프를 설계하였다[6]. 이러한 적응 루프의 주기는 20 rad/sec 정도로 조종사에게 감지되지 않도록 설계하는 것이 원칙이다.

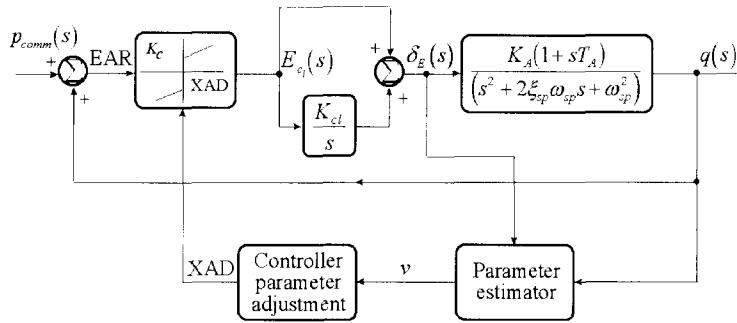


그림 8. 계수적응제어 기법을 이용한 블록선도.

### 3.4 외란 적응제어 기법 (Disturbance Accommodation Control)

이 기법은 앞에서 제시한 기법과는 달리 기준 설계 비행모델에서의 공력이 공력 계수의 변화로 인하여 발생한 공력의 변화를 다른 외란과 같이 취급한 후에, 외란을 선형 추정기를 이용하여 감지하고, 추정한 후에 이를 제거하는 제어논리로서, 구조가 간단하여 실제 시스템에 적용하기가 용이하다[10]. C. D. Johnson에 의해 1970년대 초반에 개발된 이후에 미사일 시스템 설계에 기존의 선형제어기와 복합적으로 설계된 방법이 제시되었고, 최근에는 허블 망원경의 지향정밀도를 향상시키기 위한 제어 기법으로 기존의 다른 강건 제어 기법과 비교되었다[11].

## 4. 결론

이외에도 최근 적응제어기법은 전형적인 적응제어기법을 벗어나 퍼지 제어, 신경망 제어, 가변구조제어 등과 같은 적응형 또는 지능형 제어 기법이 항공우주 전 분야에 걸쳐 적용되고 있다[9,12,13]. 본 고의 기고자의 미미한 지식으로는 이 분야의 기술동향을 제시한다는 것이 무리임으로 본 고에서는 참고문헌 [1]을 기초로 전통적인 항공기 분야의 적응제어를 소개하였다.

## 참고문헌

- [1] McLean. D., Automatic FLight Control Systems, Prentice Hall, 1990.
- [2] Bryson, A.E., M.N. Desai and W.C. Hoffman, Energy State Approximation in Performance Optimization of Supersonic Aircraft, Journal of Aircraft, Vol. 6, pp. 481-488
- [3] Gregory, P.C. (ed.) Proceedings of the Self-adaptive Flight Control Systems Symposium. WADC TR-59-49, WPAFB, Dayton, Ohio.
- [4] Gupta, M.M(ed.). 1986. Adaptive Methods for Control System Design. New York : IEEE Press.
- [5] Lang, G. and J.M. Ham. 1955. Conditional Feedback Systems - A New Approach to Feedback Control. Trans AIEE 74(2):152-61.
- [6] Mallery, C.G. and F.C. Neebe. 1966. Flight Test of General Electric Self-Adaptive Control. J. Air. 3(5).
- [7] Whitaker, P.H. 1962. Design Capabilities of Model Reference Adaptive Systems. Proc. Nat. Electron. Conf. 18:241-9.
- [8] Parks, P.C. 1966. Lyapunov Redesign of Model Reference Adaptive Control Systems. Trans IEEE. AC-11(7): 362-7.
- [9] Millington, P. J., W. L. Baker and M. A. Koenig, Control Augmentation System(CAS) Synthesis Via Adaption and Learning, Proc. of AIAA

GNC, 1993, AIAA-93-3728-CP

- [10] C.D.Johnson, Adaptive Controller Design Using Disturbance Accommodation Technique, International Journal of Control, 1985, Vol. 42, No. 1, pp. 193-210.
- [11] S.I.Addington and C.D.Johnson, Dual-Mode Disturbance Accommodating Pointing Controller for Hubble Space Telescope, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 18, No. 2, March-April 1995, pp. 200-207.
- [12] Steinberg, M., Potential Role of Neural Networks and Fuzzy Logic in Flight Control Design and Development, Proceedings of the Aerospace Design Conference, Feb. 1992.
- [13] Baker, W.L. and Farrel, J.A., Learning Augmented Flight Control for High Performance Aircraft, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Vol. I, Aug. 1991, pp. 347-358.

## 저자소개

### 김 진 호

1982년 인하대학교 공과대학 항공공학(학사)

1985년 The Pennsylvania State University, 항공우주공학(석사)

1990년 미국 Univ. of Illinois at Urbana-Champaign, 항공우주공학(박사)

1990년 US Army CERL 연구원

1991년 US Navy NSWC at White Oak 연구원

1991년-1993년 Fairchild Space and Defence Corp. 선임연구원

1993년-현재 인하대학교 공과대학 항공우주공학과 조교수

주관심분야 : 위성체 자세제어 시스템 설계, 미사일 성능평가, 비선형 제어이론, 적응 제어이론

(790-784) 경북 포항시 효자동 산31번지, 포항공과대학교 화학공학과, 지능자동화 연구센터.

Tel: (0562) 279-5967

Fax: (0562) 279-3499, 2699.

E-mail: mejwkim@asri.snu.ac.kr