

제한기가 있는 비행제어시스템의 자동조종 알고리즘 이득 조정

Autopilot Gain Adjustment for Flight Control System with Limiter

°최동균*, 유재중*, 김종환**

*국방과학연구소(Tel:+82-42-821-4414;Fax:+82-42-821-2224;E-mail:tkchoe@sunam.kreonet.re.kr)

**한국과학기술원 전기및전자공학과(Tel:+82-42-869-3448;E-mail:johkim@vivaldi.kaist.ac.kr)

Abstracts Uncertainties in the aerodynamic coefficients or time delay effects in implementing an autopilot algorithm can make a Flight Control System(FCS) unstable. When a FCS enters unstable state, the actuator or sensor limiters in FCS make the unstable system not diverge but be in the state of stable limit cycle. If an autopilot recognize the FCS to be in the stable limit cycle phenomenon, it would be better to adjust autopilot gains to stabilize the FCS. A novel method to stabilize a FCS using parameter estimation and maintenance of given phase margin is proposed. The method is applied to roll control loop and verified its performance.

Keywords Flight Control System(FCS), Autopilot, Gain Adjustment, Limiter, Roll Control Loop

1. 서 론

비행제어시스템(FCS:Flight Control System)은 대략 그림 1과 같은 구조를 갖는다.

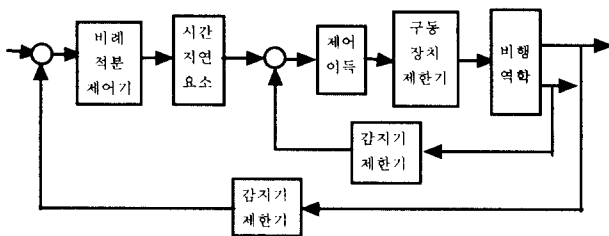


그림 1 비행제어시스템의 구조

Fig. 1 The structure of Flight Control System

FCS의 제어 루프의 구조는 보통 이중 루프를 사용하며 내부 루프는 제어시스템의 감쇠비를 증가시켜 안정도를 증가시키는 역할을 하고 외부 루프는 제어시스템의 성능을 만족시키도록 한다. 그림 1의 FCS 구조중에서 비행역학 부분은 시변 비선형 시스템이지만 FCS의 설계 및 해석시에는 정상상태 운동에서 선형화시킨 시불변 선형모델을 사용한다. 선형모델에 필요한 공력 데이터는 풍동실험을 통하여 예측하는 데이터로 불확실성이 존재하며 따라서 FCS 설계시에는 안정도 확보를 위하여 이득 및 위상여유를 고려한다. 자동조종 알고리즘이 디지털로 구현될 때에는 데이터 전송 및 알고리즘 계산부분에서 시간지연이 생기게 되는데 이 또한 FCS의 안정도를 감소시키는 원인이 된다. 또 FCS의 제어 루프에는 하드웨어의 제약으로 인하여 감지기과 구동장치 부분에 제한기가 존재한다.

FCS는 공력 데이터의 불확실성과 자동조종 알고리즘 구현시의 시간지연 요소등의 영향으로 불안정해질 수 있다. 시간지연 요소는 자동조종 알고리즘의 특성으로 미리 예측이 가능한 부분이지만 어느정도는 예측이 어려운 불확실성이 존재한다. 또 공력데이터의 불확실성은 예측이 곤란하며 FCS 설계시에 이에 대한 충분한 대비가 필요하다. 비행제어시스템이 불안정해지면 비행운동은 발산하기 시작하여 비행체는 실속과 같은 상황이 유발

되어 극단적인 경우에는 추락하게 된다. 그러나 FCS 내에 제한기가 존재하면 FCS가 불안정하여 제어시스템 안의 여러 변수들은 발산하기 시작할 때 제한기에 의하여 발산하는 값들이 제한된다. 감지기에 대한 제한값은 운용영역을 포괄하도록 선정이 되므로 FCS가 불안정할 경우 보통 구동장치의 제한값에 걸리게 된다. 이런 경우 구동장치에 의한 제한기는 비행제어시스템이 불안정하더라도 비행체의 운동이 발산하는 것을 막아주고 일정한 크기와 주기로 진동하도록 하는 경향이 있다. 이런 특성을 살펴보려면 기술함수(Describing Function)를 사용한 제한주기운동(Limit Cycle)에 대한 해석이 필요하다. 만약 비행체가 비행중에 안정제한주기운동(Stable Limit Cycle)을 한다면 FCS는 불안정하다고 판단할 수 있다. 비행제어시스템이 불안정하다는 사실을 인식하였을 경우 자동조종 알고리즘의 이득을 조정함으로써 비행체를 안정하게 만들어 줄 필요가 있다. 불안정한 FCS를 안정화 시킬 수 있는 방안으로 적응제어 방법을 적용하려는 시도들을 찾아볼 수 있다[1]. 본 논문에서는 비행역학 모델링부분에 대한 파라미터들을 실시간(On-line)으로 추정하여 그 값을 자동조종 알고리즘의 제어이득을 조정하는 방안을 제시한다. 이 방법은 크게는 간접적응제어의 일환으로 생각할 수 있으나 비행전 영역에서 적응제어를 적용하는 것이 아니고 FCS가 불안정한 영역에 있는 비정상적인 상황에서만 자동조종 알고리즘의 이득을 조정하는 점에서 다르며 불안정한 상황을 일종의 고장(Fault)으로 볼 수 있다면 고장허용제어(Fault Tolerant Control)라고 볼 수도 있다.

논문의 구성은 2장에서 비행제어시스템의 제한기에 의하여 발생할 수 있는 안정제한주기운동(Stable Limit Cycle)에 대하여 분석을 수행하고, 3장에서 비행제어 시스템에 안정제한주기운동 현상이 발생하였을 때 이를 안정화시키는 방안을 제시한다. 4장에서는 안정화 방안을 실제로 룰 제어 루프에 적용하여 성능을 검토한 내용을 기술하였고 5장에서는 결론을 기술한다.

2. 제한주기운동(Limit Cycle) 해석

제한기에 의한 제한주기운동(Limit Cycle)을 해석하기 위하여 제한기에 대한 기술함수(Describing Function)가 필요하다. 제한기는 그림 2와 같이 나타낼 수 있다.

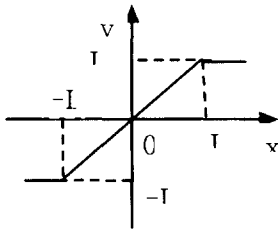


그림 2 제한기
Fig. 2 Limiter

그림 2의 제한기를 수식으로 표현하면 식 (1)과 같다.

$$y = \begin{cases} L, & \text{if } x \geq L \\ x, & \text{if } -L \leq x \leq L \\ -L, & \text{if } x \leq -L \end{cases} \quad (1)$$

제한기에 대한 기술함수(Describing Function)는 여러 참고문헌에 제시되어 있으며[2] 여기서는 제시된 식을 그대로 사용하면 식 (2)와 같이 표현된다.

$$N(x) = \begin{cases} 1, & -L \leq x \leq L \\ \frac{2}{\pi} \left[\sin^{-1} \frac{L}{x} + \frac{L}{x} \sqrt{1 - \frac{L^2}{x^2}} \right], & |x| \geq L \end{cases} \quad (2)$$

식 (2)의 특성을 살펴보면 $N(x)$ 는 입력 x 의 크기에 따라서 위상변화 없이 단순히 이득을 나타내며, $-L \leq x \leq L$ 일 경우 $N(x) = 1$ 이고, $|x| \geq L$ 이면 x 가 증가함에 따라 1보다 작은 값으로 단조 감소한다. 여기서 제한기는 제어시스템이 발산할 경우 제어루프의 이득을 감소시키는 역할을 함을 알 수 있다. 따라서 제어루프의 불안정함이 제어루프의 이득을 크게 설정하여 발생한 경우라면 제한기의 이득감소에 의하여 안정영역으로 들어오는 경향을 보이며 이 경우에 안정제한주기운동(Stable Limit Cycle)이 발생한다.

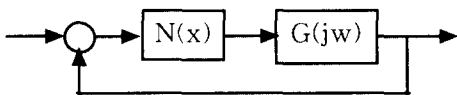


그림 3 제한기와 비행제어시스템
Fig. 3 Limiter and FCS

구동장치 제한기에 대한 기술함수를 사용하여 제한주기운동을 해석하려면 그림 3과같은 형태로 비행제어시스템을 표현하는 것이 이해가 쉽다. 그림 1의 비행제어시스템을 그림 3과 같은 형태로 만들기 위해서는 구동장치 제한기를 $N(x)$ 로 놓고 나머지 선형시스템 부분을 $G(jw)$ 의 형태로 만드는 과정이 필요하다.

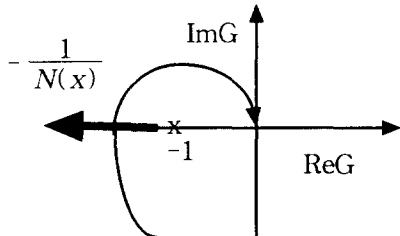


그림 4 제한기와 Nyquist 선도
Fig. 4 Limiter and Nyquist Plot

그림 3에서 표현된 비행제어시스템에 대하여 Nyquist 선도는 그림 4와 같다. FCS가 불안정하면 그림 4에서 알 수 있듯이 Nyquist 선도가 -1을 포함하게 된다. 그러나 변수들이 발산하

면 제한기의 이득이 감소하고 Nyquist 선도는 $-1/N(x)$ 를 포함하지 못하여 안정한 시스템이 된다. 시스템이 안정해지면 제한기의 이득은 증가하여 $-1/N(x)$ 를 포함하게되어 불안정하게 된다. 따라서 제한기는 불안정한 FCS에 대하여 안정제한주기운동(Stable Limit Cycle)을 형성한다.

3. 자동조종 알고리즘 이득조정

비행제어시스템이 불안정할 경우에 제한기에 의하여 안정제한주기운동(Stable Limit Cycle)현상을 보이면 이를 안정화시킬 필요가 있다. 시간지연 요소는 사전에 어느정도 예측이 가능하므로 본 논문에서는 비행역학 모델링의 불확실성이 FCS를 불안정하게하는 주된 원인으로 보고 이를 어떻게 해결할 것인지에 초점을 맞추었다. 위에서 언급한 문제를 해결하기 위하여 적응제어 방법들이 제시되었으나[3,4] 이들 방법들은 상태궤환이나 출력궤환을 이용하는 것과 같이 정해진 제어구조를 사용하므로 자동조종 알고리즘 처럼 시간지연 요소가 존재하고 이중루프와 같은 특정한 형태의 제어이득을 조정하는데는 어려움이 있다.

본 논문에서는 비행역학 파라메타들을 실시간으로 추정하고 이를 자동조종 알고리즘의 이득조정제에 사용하여 안정주기운동을 하는 비행체를 안정화 시키는 방법을 제안한다. 비행역학 파라메타들을 실시간으로 추정하는 방법은 재귀최소자승법(Recursive Least Square)[5]을 사용하였다. 안정제한주기운동은 파라메타들을 추정하는데 충분한 입력 (Persistent Excitation)을 제공한다. 3장의 제한주기운동에 대한 해석부분에서 살펴 보았듯이 FCS를 불안정하게 하는 주된 요인은 위상여유의 감소이다. 이로부터 비행역학 파라메타들을 추정하여 비행제어 시스템을 안정화시킨 방법은 위상여유를 주어진 값으로 확보하는 방법을 제안하였다. 비행역학 모델링 부분의 불확실성을 반영하는데 적합한 위치인 내부 루프의 위상여유가 주어진 값을 확보할 수 있도록 자동조종 알고리즘의 이득을 조정하였다. 주로 FCS의 응답속도를 나타내주는 이득교차 주파수에서 확보할 위상 여유값이 주어지면 이로부터 FCS의 자동조종 알고리즘의 이득은 실시간으로 계산할 수 있다.

4. 적용 예

자동비행제어 시스템이 안정된 제한주기운동을 할 경우에 이를 안정화시키는 방법을 롤 루프에 적용하여 결과를 살펴보았다. 롤 루프의 구조는 그림 5와 같다.

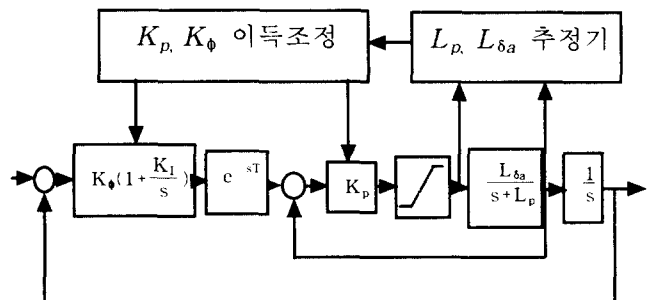


그림 5 롤 루프의 구조
Fig. 5 The structure of Roll Control Loop

롤 제어루프의 구조는 내부 루프에서 롤 각속도(p)를 제한시켜 감쇠비를 증가시키고, 외부루프에서 롤각을 제한시켜 성능을 만족하도록 한다. 롤 제어루프의 성능 및 안정도는 K_ϕ , K_p 의 크기에 의하여 결정되므로 추정된 L_p , $L_{\delta a}$ 로부터 K_ϕ , K_p 를 조정하는 것이 불안정한 롤 루프를 안정화시키는 문제가 된다.

그림 5의 롤 루프의 내부 루프에서 본 개루프 전달함수는 다음 식 (3)과 같이 표현된다.

$$G_{OL}(s) = K_p \frac{L_{\delta a}}{s + L_p} + K_\phi K_p \frac{L_{\delta a}}{s + L_p} \left(1 + \frac{K_I}{s}\right) e^{-sT} \frac{1}{s} \quad (3)$$

피라메타 추정기에 의하여 신뢰할만한 L_p , $L_{\delta a}$ 의 추정값을 얻을 수 있으면, 내부 루프의 개루프 전달함수의 위상여유를 주어진 값을 갖도록 자동조종 알고리즘의 이득인 K_ϕ , K_p 를 조정하여 비행제어시스템을 안정화시킬 수 있다. 예를들어 개루프 전달함수의 이득교차 주파수(w_c)에서 위상여유의 크기가 60° 가 되도록 이득을 조정하려면, Nyquist 선도로부터 $G_{OL}(jw_c) = -\frac{1}{2} - \frac{\sqrt{3}}{2}j$ 를 만족시키도록 K_ϕ , K_p 를 계산할 수 있다. 위 식에 의하여 L_p , $L_{\delta a}$ 와 K_ϕ , K_p 의 관계를 살펴보면 식 (4)와 식 (5)를 얻을 수 있다.

$$K_\phi = \frac{\sqrt{3}a - b}{ad + bc - \sqrt{3}(ac - bd)} \quad (4)$$

$$K_p = -\frac{1}{2[a + K_\phi(ac - bd)]} \quad (5)$$

$$\text{여기서, } a = \frac{L_p L_{\delta a}}{L_p^2 + w_c^2}, \quad b = \frac{-w_c L_{\delta a}}{L_p^2 + w_c^2}$$

$$c = -\frac{1}{w_c} \left[\frac{K_I}{w_c} \cos(w_c T) + \sin(w_c T) \right]$$

$$d = -\frac{1}{w_c} \left[\cos(w_c T) - \frac{K_I}{w_c} \sin(w_c T) \right]$$

위와같은 자동조종 알고리즘의 이득조정방법을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 5의 구조에 대하여 공칭 파라메타 값을 다음과 같이 하였을 경우 안정된 결과를 보여준다.

$$K_I = 0.05, K_\phi = 10, T = 0.1, K_p = 0.2, L_p = 5, L_{\delta a} = 50 \quad (6)$$

이때 비행역학에 대한 실제의 파라메타 값이 $L_p = 2$, $L_{\delta a} = 40$ 라면 제어시스템은 불안정하게 된다. 이럴 경우 제안한 방법으로 안정화를 시켜보았다. 롤각 명령을 45° 롤 주었을 경우에 불안정한 경우는 그림 6과 그림 7의 점선으로 표시되었는데 입력력은 안정진동제한주기 운동을 보여준다. 불안정한 시스템에 대하여 2초부터 파라메타 추정에 의하여 계산한 제어이득을 알고리즘에 사용한 경우는 그림 6과 그림 7의 실선으로 표시하였고 2초부터 즉각 안정한 영역으로 변화함을 알 수 있다. 특히 그림 6의 제어이득의 결과로부터 제어이득은 주어진 위상여유를 만족하도록 더 감소하였음을 알 수 있다.

5. 결 론

비행제어 시스템은 고도 및 속도와 같은 비행환경의 변화를 고려하기 위하여 자동조종 알고리즘의 이득을 고도 및 속도의 함수로 표현하는 이득 스케줄링(Gain Scheduling) 방법을 사용한다. 그러나 비행역학 모델링의 불확실성으로 인하여 비행제어 시스템이 불안정하다면 구동장치 제한기에 의하여 안정 제한주

기에 걸린다. 이 때 비행역학 모델링 파라메타들을 추정하여 자동조종 알고리즘의 이득을 조정하여 비행제어 시스템을 안정화시키는 방법을 제시하였다. 이 방법은 플랜트 파라메타 추정기의 성능이 중요한 요인이지만 진동제한주기 운동의 경우 파라메타 추정에 충분한 입력을 제공하므로 좋은 성능을 보여준다. 또 제시한 안정화 방법은 일반적인 제어구조에 대하여도 적용가능한 뛰어난 실용성을 보여준다.

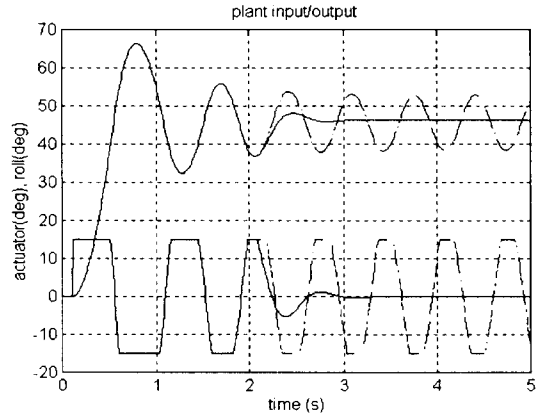


그림 6 입력(구동장치변위), 출력(롤각) 비교
Fig. 6 Input(Actuator), Output(Roll) Comparison

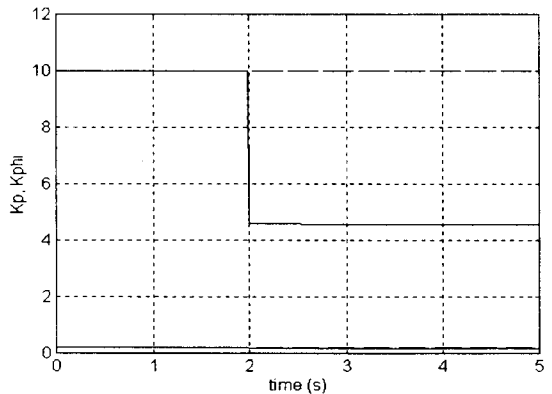


그림 7 제어이득 비교
Fig. 7 Control Gain Comparison

참 고 문 헌

- [1] K.J.Astrom and T.Hagglund, "Automatic Tuning of Simple Regulators with specifications on phase and amplitude margins.", *Automatica*, 20, pp 645-651, 1984.
- [2] J.E.Slotine and W.Li, *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall, New Jersey, pp 172-175, 1991
- [3] M.Bodson and J.E.Groszkiewicz, "Multivariable Adaptive Algorithms for Reconfigurable Flight Control", *IEEE Tr. on Contr.Sys.Tech.*, Vol 5, pp 217-229, 1997.
- [4] M.A.Duarte and K.S.Narendra, "Indirect Model Reference Adaptive Control With Dynamic Adjustment of Parameters", *International J. of Adaptive Control and Signal Processing*, Vol 10, pp 603-621, 1996.
- [5] S.Sastry and M.Bodson, *Adaptive Control - Stability, Convergence and Robustness*, Prentice-Hall, New Jersey, pp 45-98, 1989