

제어상수 영역 그래프법을 이용한 비행제어기 설계

정익상, 각병철, 박양배
대전기계계장

Design of a Flight Controller Using
Parameter Space Graph Method

Jeong Eui-Sang, Kwak Byung-Chul, Park Yang-Bae
Agency for Defense Development

1. 서론

최근에 측정할 수 있는 상태만을 피드백하여 시스템의 극점을 의도한 영역에 배치하는 상수들의 영역을 찾아내는 방법이 제시되었고 (1), 비행체의 제어에 적용한 결과가 발표되었다. (2)(3) 이 방법은 근계적법과 극점배치법의 단점을 상호 보완하며 건실성 (Robustness) 에 대한 판단을 용이하게 할 뿐 아니라 컴퓨터를 사용하여 설계 단계에 이용될 수 있는 장점이 있다. 그러나 S 평면상에 배치되는 각각의 극점상의 위치를 제어상수들의 조합으로 부러우추해내기 어렵고, 중요하지 않은 극점이 의도하는 영역밖에 있는 경우에는 적용하는 데 난점이 있었다.

본 논문에서는 이 방법을 확장하여 S 평면상에 배치되는 복소극점상의 위치를 제어상수 평면에서 간단하게 유추할 수 있고, 이득여유 외상여유를 동시에 고려할 수 있는 제어상수 영역 그래프법을 제시하고 노드롭 (Northrop) 항공사의 시험용 비행기를 대상으로 하여 종방향 운동 제어기의 설계 예를 보인다.

2. 제어상수 영역 그래프법의 설계 순서

- 1) 설정한 제어기의 구조를 상태 피드백 형태로 재구성한다.
- 2) 필요에 따라서 S 평면의 전부 또는 일부를 감쇠계수 ζ 와 자연진동수 ω_n 으로 구획한다.
- 3) 참고문헌 (1)의 방법을 사용하여 구획에서 생긴 S 평면의 극자점을 피드백 상수 영역의 극자점으로 대응시킨다.
- 4) 원래 설정했던 제어기 구조에 맞도록 피드백

상수값을 제어상수 값으로 환산한다.

- 5) 극자점들을 연결하여, 제어상수 평면에서 S 평면과 대응된 영역을 재구성하는 극점변환 그래프를 그린 다음 ζ 과 ω_n 을 표시한다.
- 6) 주어진 플랜트의 전달함수를 가지고 제어상수들을 변화시키면서 이득여유가 같은 점들을 제어상수 평면에 표시하고 이 점들을 연결하여 이득여유 그래프를 그리고, 외상여유에 대해서도 동일한 방법으로 외상여유 그래프를 그린다.
- 7) 극점변환 그래프 및 이득/외상여유 그래프를 이용하여 설계사양에 따라 바람직한 제어상수들의 조합을 찾는다.

3. 비행 제어기 설계

(1) 제어기 구조 및 설계 사양

제어기는 그림 1에 보이는 것처럼 적분 제어기를 사용하는 데 오버슈트를 제한하기 위해 제한 적분 형태로 하며, 피치 레이트를 피드백하는 구조를 갖는 것으로 한다. 대상 비행체의 운동 방정식은 참고문헌(4)에서 인용하였다.

플랜트는 다음 상태 방정식으로 표시된다.

$$\dot{X} = AX + BU \quad \text{----- (1)}$$

$$X^T = [\alpha \quad \theta \quad \delta \quad \epsilon]$$

$$B^T = [0. \quad 0. \quad 0. \quad 20.]$$

$$A = \begin{bmatrix} -1.931 & 1.004 & -0.0012 & -0.195 \\ -21.34 & -0.9641 & 0.0 & -44.98 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & -20.0 \end{bmatrix}$$

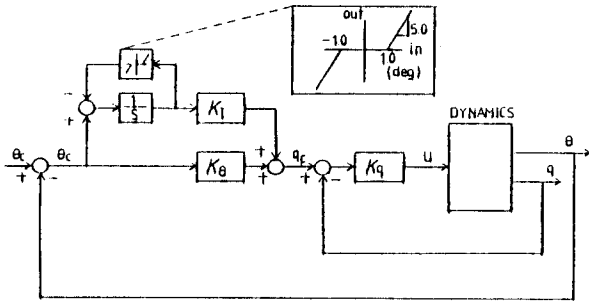


그림 1. 종방향 비행 제어기의 구조
(Fig.1) Configuration of a Longitudinal Autopilot

설계 사양은 MIL-F-8785B 를 근거로 다음과 같이 결정한다. 단주기 운동 지배극의 감쇠계수는 $0.5 \sim 0.8$ (1/sec), 자연진동수는 $6 \leq \omega_n \leq 11$ (rad/sec), 최대 오버슈트는 10% 보다 작고 정상상태 오차는 없어야 하며 98% 정정시간은 10초로 한다. 또한 이득여유는 15 dB 이상, 위상여유는 50도 이상으로 한다.

(2) 제어기 구조 변형

참고문헌 (1)의 수식을 이용하기 위해 그림 1을 상태 피드백 형태로 변형하면 그림 2처럼 된다. 극점 배치 과정에서 기준 입력 θ_c 는 관계가 없으므로 일반성을 잃지 않고 0으로 놓을 수 있다.

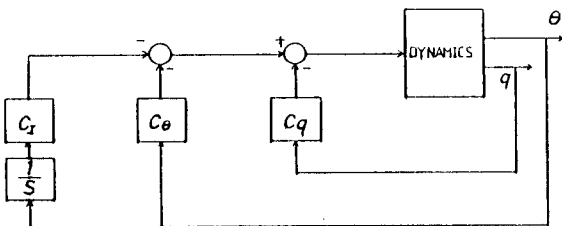


그림 2. 상태 피드백 형태로 변형된 구조
(Fig.2) Configuration Transformed into the State Feedback Form

변형 과정에서 압수 있듯이 제어상수 K_I, K_θ, K_I 와 피드백 이득 C_q, C_θ, C_I 사이의 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} K_q &= C_q \\ K_\theta &= C_\theta / C_q \\ K_I &= C_I / C_q \end{aligned} \quad \text{----- (2)}$$

(3) 극자점 대응 및 제어상수 선정

S 평면의 관심 영역을 그림 3처럼 구획한다.

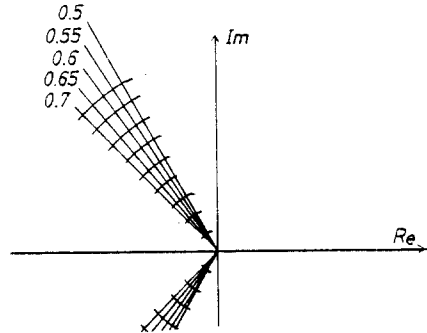


그림 3. S 평면의 관심 영역 구획
(Fig.3) Divided Region of Concern in the S Plane

그림 2에서 제일 안쪽 루우프의 이득 C_q 를 적당한 값으로 고정하고 참고문헌 (1)의 수식을 풀어서 극자점 (ξ, ω_n) 에 대응하는 (C_θ, C_I) 의 조합을 구한다. 다음에 식 (2)의 관계식으로 부터 (K_q, K_θ, K_I) 의 조합을 계산하여 그래프를 그린다.

K_q 값을 -0.16 으로 선정하면 극점변환 그래프는 그림 4와 같이 되고 이득/위상여유 그래프는 그림 5처럼 된다.

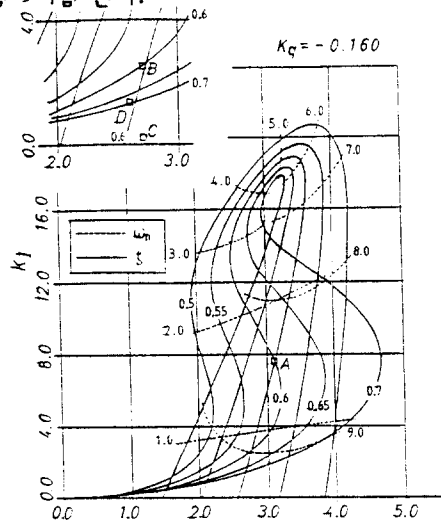


그림 4. 극점변환 그래프 $K_\theta = -0.16$
(Fig.4) Pole Transformation Graph ($K = -0.16$)

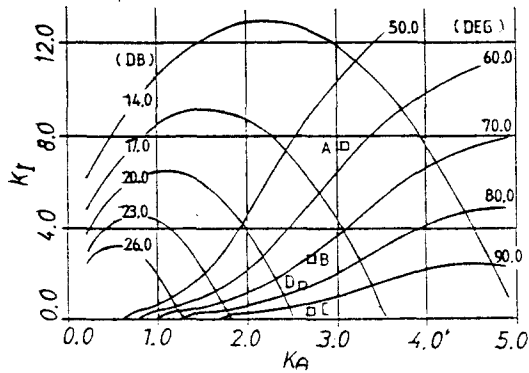


그림 5. 이득/위상여유 그래프 ($K = -0.16$)
(Fig.5) Gain/Phase Margin Graph ($K = -0.16$)

그림 4로부터 (K_0, K_I)의 조합을 설계사양에 근거해서 그림에 표시한대로 설계점 (A), (B), (C), (D)로 잡을 수 있는데 그래프로부터 유추되는 페루우프 극점 및 이득여유, 위상여유는 표 1과 같다. 다음에 각 점에 대응하는 (K_0, K_I)값을 수식에 대입하여 실제로 극점 및 이득여유, 위상여유를 구하여 그 결과를 표 2에 정리하였다. 표 1과 표 2를 비교해 보면 그래프로부터 유추한 값이 상당히 정확한 것을 확인할 수 있다.

표 1. 그래프에서 유추한 극점 및 여유
(Table.1) Poles and Margins Expected from the Graph

설계점 구분	기호	A	B	C	D
		K_p	3.1	2.7	2.7
	K_I	7.5	2.5	0.25	1.3
단주극	ω_n (rad/s)	8.4	9.0	9.2	9.1
지배극	ζ (1/s)	0.6	0.61	0.58	0.61
차극	ω_n (rad/s)	1.5	0.8	0.3	0.5
지배극	ζ (1/s)	0.6	0.6	1.5	0.7
	이득여유 (dB)	15.7	18.5	19.5	19.3
	위상여유 (deg)	57.0	72.0	98.0	81.0

표 2. 계산한 극점 및 여유
(Table.2) Calculated Poles and Margins

설계점 구분	기호	A	B	C	D
		ω_n (r/s)	8.473	9.003	9.195
지배극	ζ (1/s)	0.601	0.606	0.591	0.606
차극	ω_n (r/s)	1.518	0.820	0.35	0.583
지배극	ζ (1/s)	0.598	0.600	1.4	0.695
	이득여유 (dB)	15.5	18.5	19.3	19.2
	위상여유 (deg)	58.1	71.7	98.9	80.9

안정도와 시간응답을 바탕으로 하여 설계점 (B)를 선택할 수 있는데 설계점 (B)에 대한 시간응답을 보여주는 그림 6을 보면 설계사양을 충분히 만족하는 것을 알 수 있다.

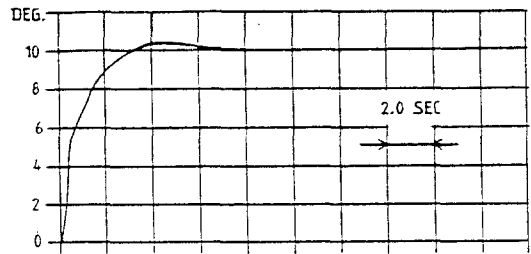


그림 6. 설계점 (B)에 대한 시간 응답
(Fig.6) Time Response about Design Point (B)

4. 결 론

제어기 설계 방법으로 많이 사용되고 있는 근계적 방법, 보드선도, 극점배치법을 상호 보완하여 새로운 제어상수 영역 그래프법을 제시하고, 대상 비행기의 종방향 제어기 설계에 적용하였다.

s 평면상의 관심영역을 의도한대로 잡을 수 있으므로 중요하지 않은 극점의 제약에서 벗어날 수 있으며 제어상수 변화에 대한 견실성의 검증도 편리하다. 그러나 이 방법을 사용하기 위해서는 설계사양을 만족시킬 수 있는 제어기 구조를 선정해야 하고, 페루우프 극점들이 배치될 영역을 대략 알고 있어야 한다는 제약이 있다.

참 고 문 헌

1. J. Ackermann, Parameter Space Design of Robust Control Systems, IEEE Trans. Auto. Control, Vol. AC-25, pp. 1058-1072, 1980
2. S.N. Franklin and J. Ackermann, Robust Flight Control : A Design Example, J. Guidance and Control, Vol.4, pp. 597-605, 1981
3. 진정식, 매계변수 공간방식을 이용한 아날로그 및 디지털 비행 조종장치 설계, 석사학위 논문, 서강대학교 대학원, 1983
4. Dison Cleveland, Roger L. Barron, Milford R. Derrick, Computer Simulations of RPV Flight Characteristics, Technical Report AMRL-TR-73-119, Adaptronics Inc., 1974, pp. 14-19