

미사일 자동 조종 제어 법칙의 형태합성

오 박 노 응 배 훈 경 김 원 규 박 증 국
경의대학교 전자공학과

Modal synthesis of Missile autopilot control law

o No-Woong Park, Jun-Kyung Bae, Won-Kyu Kim, Chong-Kuk Park
Kyung Hee University

ABSTRACT

The purpose of this paper is to present an efficient and practical method for a Missile autopilot design problem.

The method emphasizes on the use of a modern design technique to classical flight control specifications and the trade-off between dynamic performance and robustness of the Missile autopilot control system.

I. 서 론

고전적인 설계기술을 미사일 자동조종 설계에 직접 적용하는 것은 기계역학적 cross-coupling의 존재때문에 적당하지 않다.

본 논문의 목적은 미사일 자동 조종 설계 문제에 적용할 수 있는 방법을 표현하는 것이다. 본 논문에서는 고유치/고유벡터를 사용한 직접제어 방법을 사용하기로 한다.

II. 본 론

본 논문에서는 그림 1에 나타난 것과 같은 미사일의 동적모형을 생각해 보았다.

이 시스템은 2차계 actuator, 2차계 rate gyro 와 1차계 강체로 구성되어 있다.

notch 필터는 첫번째 왜곡모드에서의 낮은 진동(low damping)으로 인해 일어난 침투시 응답을 줄여주기 위해서 포함되어 있다.

여기서, rate gyro 는 roll rate(roll 각속도)를 측정하는 감지기이다.

이 설계의 목적은 출력궤환 고유치/고유벡터를 사용한 자동 조종 제어법칙을 만드는 것이다. 이 설계는 아래와 같은 기대조건을 얻기 위한 것이다.

- (1) 제어시스템의 계단응답은 20 millisec, 안정화 시간은 200 millisec 이하를 갖는다.
 - (2) 자동조종은 비례 가산 적분기 형태를 갖는다.
- 출력속정만을 사용한 비행제어 시스템에서는 일정한 값의 궤환이득을 계산할 수 있다.

고유치/고유벡터의 결과를 얻기 위해서 간단하게 선형 시, 불변 시스템을 설정하기로 한다.

$$\dot{X} = AX + BU \quad X(0) = X_0 \quad (1)$$

$$Y = CX \quad (2)$$

여기서, $X \in R^n$, $U \in R^m$, A, B, C 는 실수 상수 행렬이다. m 과 r 은 각각 B 와 C 의 full rank 이다. B 행렬에서 구조적인 요구를 간단화 하기위해 식(1) 과 (2)를 변환하면 다음과 같다.

$$\dot{\tilde{X}} = \tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}U \quad (3)$$

$$Y = \tilde{C}\tilde{X} \quad (4)$$

여기서

$$\tilde{X} = T^{-1}X, \quad \tilde{A} = T^{-1}AT, \quad \tilde{B} = T^{-1}B, \quad \tilde{C} = CT \quad (5)$$

이고 T 는 nonsingular 형태이다.

여기서

$$\tilde{B} = \begin{bmatrix} I_m \\ 0 \end{bmatrix} \text{ 이다.} \quad (6)$$

(3),(4)에 관한 제어법칙은

$$U = Fy \text{ 이다.} \quad (7)$$

위의 식들을 이용하면

$$\dot{\tilde{X}} = (\tilde{A} + \tilde{B}FC)\tilde{X} \quad (8)$$

을 얻을 수 있다. 이 식에는 실수궤환 이득 행렬 F 가 존재한다. 그래서 식(8)을

고유치/고유벡터와 관련시키면

$$(\tilde{A} + FC)\tilde{v}_i = \lambda_i \tilde{v}_i \quad i=1,2,\dots,n \quad (9)$$

가 되고 식(9)을 다시 쓰면

표 1 그림 1에 대한 매개변수값

name	정의	정의값
W _R	roll rate 대역폭	2 rad/s
K _g	Fin 의 효과	9000 1/s
w _A	actuator 대역폭	100rad/s
SA	actuator 진동	0.65
w _G	rate gyro 대역폭	200rad/s
SG	rate gyro 진동	0.5
w _I	외국 모우드 주파수	250rad/s
SI	외국 모우드 진동	0.01
K	외국 모우드 이득	-0.0000129
w _N	notch 필터 본자향 주파수	250rad/s
SN	notch 필터 본자향 진동	0.01
w _D	notch 필터 본모향 주파수	250rad/s
SD	notch 필터 본모향 진동	0.5

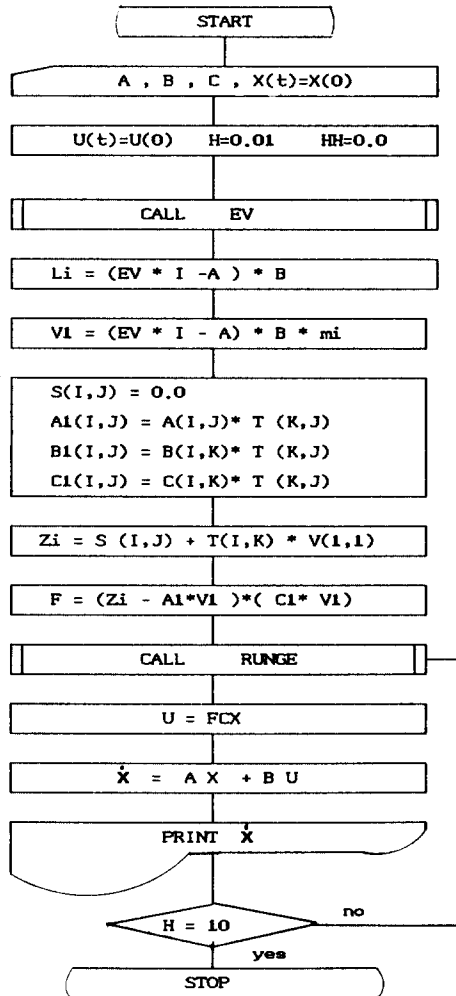


그림 2 프로그래밍을 위한 흐름도

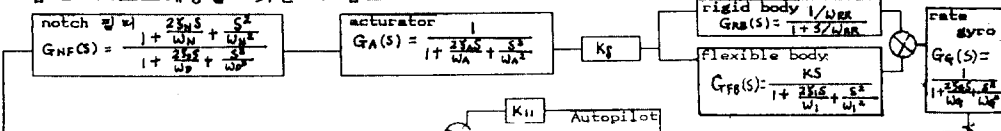


그림 1 미사일 자동 조종 제어 시스템모델

III. 시뮬레이션 및 결과

지금까지 알아본 직접 제어 방식은 고유치 고유벡터를 사용해서 구하여진 방법이었다. 이러한 방법은 미사일 자동조종 설계에 응용 되는데 종래의 고전적인 설계에서는 Cross-couplings의 작용때문에 오차가 많게 된다.

이러한 문제의 해결을 위해 상태공간의 도입을 통해서 고유치/고유벡터를 구함으로써 시도하였다. 본 연구에서는 위의 알고리즘 (그림 2) 을 통해 컴퓨터 시뮬레이션하여 roll mode에 관한 여러 경우의 F 값을 가진 침투시간과 안정화 시간을 알아보았다.

그 결과 상수 개환 행렬의 변화를 통해서 원하는 roll mode 의 값을 구할 수 있음을 알 수 있었다.

REFERENCES

- [1] F.W.Nesline, B.H. WELLS and P. Zarchan, "Combined Optimal/Classical Approach to Robust Missile Autopilot Design," Journal of Guidance and Control, Vol.4, No.3, May -June 1981, pp.316-322.
- [2] B.C.Moore, "On the Flexibility Offered by State Feedback in Multivariable Systems Beyond Closed Loop Eigenvalue Assignment," IEEE Transactions on Automatic Control, October 1976, pp.689 -692.
- [3] C.A.Harvey and G.Stein, "Quadratic Weights for Asymptotic Regulator Properties," IEEE Transaction on Automatic Control, Vol.AC-23, No.3, June 1978, pp.378-387.
- [4] H.Kimura, "Pole Assignment by Gain Output Feedback," IEEE Transaction on Automatic Control, August 1975, pp.509-516.
- [5] S.Srinathkumar, "Eigenvalue/Eigenvector Assignment Using Output Feedback," IEEE Transaction on Automatic Control, Vol. AC-23, No.1, February 1978, pp.79-81.