

QFT를 이용한 비행체 무게중심변화에 대한 강인한 제어기 설계

김민수*, 홍성경**, 정찬수***

*세종-록히드마틴 우주항공연구소, **세종대 기계항공우주공학부, ***승실대 전기제어시스템공학부

QFT-based Robust Flight Control in C.G Variation of an Aircraft

*Min-Soo Kim, Sung-Kyung Hong, and Chan-Soo Chung
 *Sejong-Lockheed Martin Aerospace Research Center

Abstract - QFT는 플랜트의 변동을 고려하여 주파수 영역에서 설계하는 제어기법으로 파라미터의 변화 및 외란에 강인한 제어기 설계에 적합한 제어기 설계 방법이다. 본 논문에서는 종축 방향의 항공기 무게 중심이 변화하는 범위에 대하여 요구 비행성(Flying Quality)을 만족하도록 하는 강인한 QFT 제어기의 설계기법을 제안하였다. 시뮬레이션을 통하여 제안한 QFT 제어기가 무게중심의 변화 범위에서 주어진 비행성능을 만족함을 확인하였다.

1. 서 론

고성능 항공기는 매우 큰 비행영역과 다양한 무장형상에 의해 무게중심영역이 넓게 분포한다. 외부 장착물의 종류나 장착 여부, 그리고 연료 소모에 따라 항공기의 중량, 무게중심, 관성모멘트 등은 변하게 되는데, 특히 종축 방향에 대한 무게중심의 변화는 항공기의 정 안정성 및 동적 특성에 매우 민감하게 작용한다. 따라서 허용 무게중심의 변화 범위에 대해 강인성을 유지하도록 비행제어 법칙을 설계하여야 한다[1].

일반적으로 무게중심은 비행 중에 측정 가능한 변수가 아니기 때문에 흔히 항공기의 비행제어법칙 설계에 사용되는 이득 스케줄링(gain scheduling) 기법[2]을 사용할 수가 없다. 따라서 제어이득을 변경(switching)하기 위해서는 사전에 각각의 외부 장착 형상에 따른 선형 비행제어법칙을 설계하고 무게중심의 예측값을 계산하여야 한다. 이 경우 연료소모에 따른 무게중심 변화가 발생하게 되는데 이는 불확실성으로 취급되게 된다.

QFT(Quantitative Feedback Theory)는 외란 및 플랜트의 파라미터 변동에도 강인한 제어기를 설계하기 위한 여러 기법 중의 하나로서 주어진 안정도 및 성능지표를 만족하도록 제어기를 설계한다[3]. 또한, QFT는 주파수 영역에서 개루프 전달함수의 loop-shaping을 기본으로 하기 때문에 불확실성이 파라미터 모델로 표현되는 경우뿐만 아니라 그렇지 않은 경우도 다룰 수 있는 장점이 있다.

QFT 설계과정은 우선, 주어진 설계조건을 기초로 경계를 계산한다. 다음으로, loop-shaping을 통하여 주어진 안정도 및 설계조건에 만족되도록 제어기를 설계한다. 마지막으로, 설계된 제어기가 주어진 사양에 맞도록 설계되었는지 폐루프 시스템의 응답을 통해 분석한다. 이러한 QFT 설계과정에서 가장 중요하며 어려운 단계는 주파수 영역에서 개루프 전달함수의 극점과 영점을 추가/변경하면서 주어진 성능지표에 맞도록 제어기를 설계하는 loop-shaping 과정이다. 그러나 loop-shaping은 컴퓨터에 기초한 설계환경에서 반복적인 시행착오를 통해 사양에 맞는 제어기를 구성해야 하는 제약이 있다. 따라서 이러한 문제를 자동으로 처리하기 위해 유전자 알고리즘(GA; Genetic Algorithm)을 이용하여 loop-shaping을 자동으로 처리함으로써 최적의 제어기를 설계하는 방법이 사용된다[4].

본 논문에서는 종축 방향의 항공기 무게중심의 전 변화 범위에 대하여 안정성을 만족하도록 MATLAB의 QFT Toolbox[5]를 이용하여 QFT 제어기를 설계하였다.

2. 피치축 제어기 설계

2.1 피치축 제어기

본 논문에서 대상으로 삼는 피치축(pitch axis) 제어기는 그림 1과 같이 전형적인 Nz(Normal load factor)-명령 추종시스템의 구조를 갖는다. 이는 Nz-명령을 생성하는 부분과 이를 추종하는 부분으로 나누어 지는데, Nz-명령 생성부분은 조종사의 조종력을 Nz-명령으로 변환시키는 필터(shaping filter)와 항공기의 기동가능 영역을 벗어나지 않도록 명령을 제한하는 제한기(limiter)로 구성되어 있다. 그리고, 명령추종부분은 내부상태 피드백 등을 포함하는 제어기로 구성된다. 피치축 제어기의 설계는 비행성 요구조건을 만족하도록 명령 추종부분의 제어기를 설계하는 것이다.

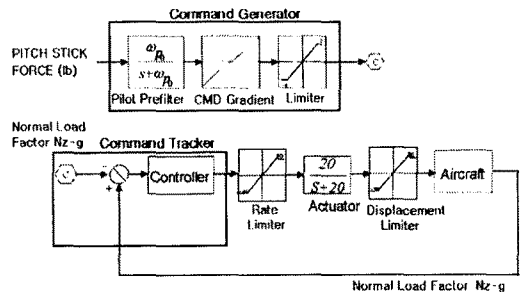


그림 1: 피치축(pitch axis) 제어기

그림 1의 피치축 제어기 설계 시에는 받음각(angle of attack; α) 및 피치속도(pitch rate; q)를 상태변수로 하는 식 (1)의 선형 단주기 운동 방정식을 가지고 설계하고 실제 시뮬레이션을 통한 검증단계에서는 완전한 종축 운동방정식 및 제한기(limiter), 작동기(actuator) 모델도 포함하여 진행한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & 1 \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\delta/V_t \\ M_\delta \end{bmatrix} \delta_c \quad (1)$$

여기에서 Z_w 는 종축 힘 안정미계수를, M_α, M_q 는 종축 모멘트 안정미계수를, Z_δ, M_δ 는 종축 힘 및 모멘트 조종 미계수를, V_t 는 비행체의 속도를 의미한다[6].

이때 Z_δ/V_t 값의 크기는 M_δ 값과 비교하여 매우 작고

거의 0에 가까우므로 무시할 수 있다. 식 (1)에 Nz-명령 추종시스템의 적분기를 포함한 상태방정식을 나타내면 식 (2)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -V_s/32.2 & 0 \\ 0 & Z_w & 1 \\ 0 & M_q & M_{\dot{q}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_{\dot{q}} \end{bmatrix} \delta_c \quad (2)$$

여기에서 x 는 적분기의 출력을 나타내는 출력상태변수이다.

설계 기준점(Mach 0.6, Alt. 30Kft)에서 대표중량 및 무게중심 조건(60% 내부연료)에서 식 (2)의 상태방정식은 식 (3)과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -9.5389 & 0 \\ 0 & -0.5169 & 1 \\ 0 & -0.0416 & -0.3436 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.1485 \end{bmatrix} \delta_c \quad (3)$$

무게 중심의 변화는 외부 연료탱크의 연료소모나 무장의 투하나 발사에 의해 심하게 발생하는데, 본 논문에서는 전투기의 일반적인 무게중심 변화폭인 14%MAC (Mean Aerodynamic Chord)로 설정하여 기준 무게중심으로부터 9%MAC 전방에 무게 중심이 있는 경우의 상태방정식을 식 (4)에 5%MAC 후방에 있는 경우를 식 (5)에 각각 나타내었다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -9.5271 & 0 \\ 0 & -0.5163 & 1 \\ 0 & -2.5526 & -0.3799 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.1534 \end{bmatrix} \delta_c \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -9.8077 & 0 \\ 0 & -0.5315 & 1 \\ 0 & 4.0367 & -0.2606 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.1507 \end{bmatrix} \delta_c \quad (5)$$

작동기(actuator)는 극점이 $s=-20$ 으로 1차 저주파동과 필터로 모델링하였다.

$$G_{act}(s) = \frac{20}{s+20} \quad (6)$$

2.2 QFT에 기초한 제어기 설계

Quantitative Feedback Theory(QFT)는 플랜트 불확실성 또는 외란에 대해 강인성을 보장할 수 있도록 설계하는 방법으로 IM. Horowitz[4]에 의해 제안되었다. 주어진 성능지표를 만족하도록 제어기를 설계하는 과정에서 각 주파수 u 에 따른 템플릿(templates)은 플랜트 모델이 가지는 불확실성을 Nichols Chart상에 도시한 것으로서 개루프 전달함수의 주파수 응답 $L_0(j\omega)$ 이 놓이는 영역을 제한하게 된다. QFT를 이용하여 제어기를 설계하는 과정은 다음과 같다.

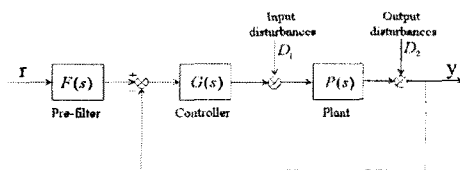


그림 2: 페루프 제어 시스템

- | |
|---|
| 단계 1: 추종모델 설계 |
| 단계 2: 외란모델 설계 |
| 단계 3: 플랜트의 파라미터 변동을 Nichols Chart 상에서 템플릿으로 표현 |
| 단계 4: nominal 플랜트 $P_0(s)$ 선택 |
| 단계 5: 설계조건으로부터 안정도경계 및 추종경계 결정 |
| 단계 6: 반복적으로 제어요소를 추가하는 과정인 loop-shaping을 통한 제어기를 설계 |
| 단계 7: 전위필터 F(s) 설계 |

그림 2에는 전위필터 F(s)와 제어기 G(s), 플랜트 P(s) 그리고 외란 D를 갖는 페루프 시스템을 각각 나타내었다.

주파수 영역에서 주어진 경계조건을 만족하도록 제어기의 제어요소를 추가하는 과정인 [단계 6]의 loop-shaping 절차는 다음과 같다.

- ① 저주파영역의 설계조건을 만족시키도록 이득결정
- ② 이득/위상 여유를 만족하도록 극점/영점을 추가
- ③ 저주파영역 및 제어기 이득을 감소시키기 위해 지상/진상 추가
- ④ 고주파영역을 만족시키기 위해 복소 극점/영점 추가
- ⑤ 제어기의 대역폭을 최소화하기 위해 제어기의 파라미터를 세부조정

3. 시뮬레이션 및 결과

페루프 시스템이 가져야할 성능지표는 최소 10[dB]의 이득여유(gain margin)와 최소 45°의 위상여유(phase margin)를 갖도록 하였다. 이 경우, 이득여유 및 위상여유 조건을 식 (7)로 표현할 수 있다.

$$\left| \frac{1}{1+PG(j\omega)} \right| \leq 3 \text{ [dB]} \quad (7)$$

플랜트의 변동에 대한 주파수 응답을 계산하기위해 사용된 주파수열(frequency array) u 는 템플릿의 모양의 변화에 따라 적절히 선택하여 {0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 1, 1.3, 1.5, 1.7, 1.9, 2.1, 2.5, 2.8, 3.1, 2.6, 4, 4.5, 6, 10, 50, 100}을 사용하였다.

주파수열 중에서 대표적인 몇 개의 주파수만을 대상으로 템플릿을 표시하여 그림 3에 나타내었으며, 주어진 이득/위상여유 설계조건에 따른 경계(bounds)와 경계조건에 만족하도록 loop-shaping한 결과를 그림 4에 각각 나타내었다.

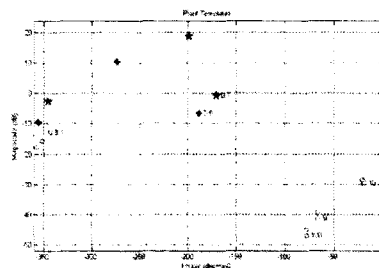


그림 3: 템플릿(templates)

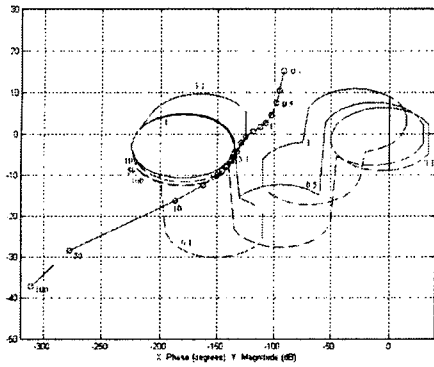
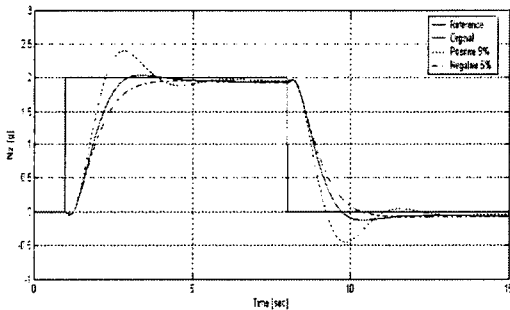


그림 4: 경계조건(bounds) 및 loop-shaping 결과

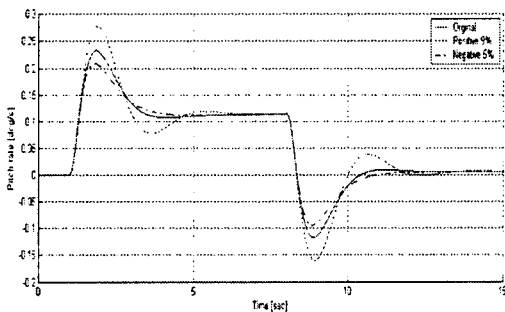
Loop-shaping 한 결과 설계된 제어기는 5차로 설계되었으며 식 (8)과 같다.

$$G(s) = \frac{-5.1(1+s/17.65)(1+s/21.47)(1+s/0.307+s^2/3.47)}{s(1+s/4.65)(1+s/17.1)(1+s/111.7)(1+s/146.3)} \quad (8)$$

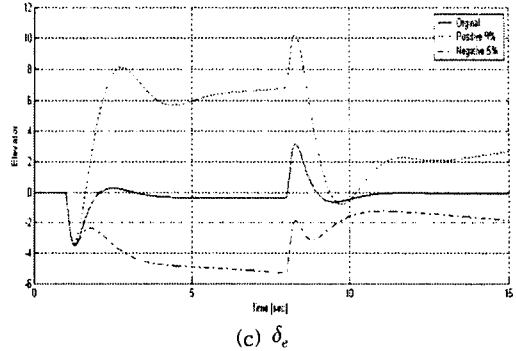
설계된 제어기 $G(s)$ 에 기초하여 시간영역에서 응답을 구하여 그 응답특성을 그림 5에 나타내었다.



(a) Nz



(b) q



(c) δ_e

그림 5: QFT 제어기의 시간응답

4. 결 론

본 논문에서는 종축 방향의 항공기 무게 중심이 변화하는 범위에 대하여 요구 비행성을 만족하도록 QFT를 이용하여 강인한 제어기를 설계하였다. 피치축(pitch axis) 제어계의 Nz-명령 추종시스템을 대상으로하여 QFT 제어기를 설계하였다. 시뮬레이션을 통해 설계된 QFT 제어기가 무게중심의 변화 범위에서 주어진 비행 성능을 만족함을 확인하였다. 추후 연구과제로는 비행성에 관련된 성능지표를 추종모델, 안정도 모델 등으로 적절히 변환하여 제어기를 설계하는 방법과 GA를 이용하여 미세 조정하는 과정이 필요할 것으로 보인다.

후기

이 논문은 한국학술진흥재단의 대학중점연구소 지원사업(No.2002-005-D20002)에 의하여 수행되었습니다.

[참 고 문 헌]

- [1] 홍성경, 김병수, "선형행렬부동식(LMI)을 이용한 비행체 무게중심 변화에 대한 강건한 제어기설계," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, Vol. 6, no. 7, July, 2000.
- [2] Shamma, J. S. and Athans, M., "Analysis of gain scheduled control of nonlinear plants," *IEEE Transacts on Automatic Control*, Vol. 35, no. 8, 1970.
- [3] Horowitz, I. M., Sidi, M., "Synthesis of Feedback Systems with Large Plant Ignorance for Prescribed Time Domain Tolerance," *International Journal of Control* 16(2), pp. 287-309, 1972
- [4] 김민수, 정찬수 외 "GA를 이용한 QFT에서의 자동 Loop Shaping에 관한 연구," *2003 하계 전기학술대회*, pp. 2579-2581, 2003
- [5] Borghesani, C., Chait, Y., Yaniv, O., *Quantitative Feedback Theory Toolbox: For Use with Matlab*, Math Works, 1994.
- [6] D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, 1990.
- [7] D.E. Goldberg, *Genetic Algorithms in search, Optimization and machine Learning*, Addison Wesley Publishing Company, January 1989.