

항공기 조종면 부하재현 구동장치의 Force Control

QFT Application on Force Controller Design for Aircraft Control Surface Load Simulator

°남 윤 수*, 이 진 영**, 이 기 두**

*강원대학교 정밀기계공학과 (Tel: +82-361-250-6376; Fax: +82-361-57-4190; E-mail: NYS@cc.kangwon.ac.kr)

**국방과학연구소 비행역학 연구실 (Tel: +82-42-821-3381; Fax: +82-42-823-3400)

Abstracts A dynamic load simulator which can reproduce on-ground the hinge moment of aircraft control surface is an essential rig for the loaded performance test of aircraft actuation system. The hinge moment varies wide in the aircraft flight envelope depending on specific flight condition and maneuvering status. To replicate the wide spectrum of this hinge moment variation within some accuracy bounds, a force controller is designed based on the Quantitative Feedback Theory (QFT). Through the analysis on hinge moment dynamics, a design specification for the force controller is suggested. The efficacy of QFT force controller is verified by simulation, in which combined aircraft dynamics/ flight control law and hydraulic actuation system dynamics of aircraft control surface are considered.

Keywords Dynamic Load Simulator, Hinge Moment, QFT, Hydraulic Servo Valve, Force Control

1. 서론

항공기는 비행체에 부착된 조종면 (Control Surface)을 변위시킴으로써 비행체의 무게중심점에 작용하는 모멘트를 변화시키게 된다. 이와 같이 변화된 모멘트에 의하여 항공기 운동이 (롤/ 피치/ 요우 운동) 조종사의 의도대로 제어될 수 있게 된다. 대부분의 항공기의 경우, 조종면을 구동하는 구동장치로서, 자중당 출력비가 크고, 외부 부하에 대한 강성 (Stiffness)이 큰 유압장치가 선택된다. 이와 같은 조종면 구동 유압시스템이 최초 설계/ 제작되는 항공기에 탑재되어 초도비행 (First Flight)에 이르기 전까지, 지상에서 이 유압 구동장치의 구동성능/ 안전작동에 관한 여러 종류의 시험을 거치게 된다 [1]. 이러한 시험중에 하나가 조종면 변위로 발생하는 조종면 부하 (Control Surface Load)를 고려한 구동장치의 성능시험이다. 일반적으로, 조종면을 구동하는 유압 액츄에이터를 작동시키면, 항공기 조종면에는 비행체의 자세 (받음각/ 조종면 변위 등)와 비행체의 운항상태 (Mach 수/ 고도)에 따라서 변화되는 조종면 부하반력이 생성된다. 이를 조종면 힌지모멘트 (Control Surface Hinge Moment)라 부르고, 이 값은 비행포위선도 (Flight Envelope)내에서 비행체의 운동상태에 따라 그 특성값이 광범위하게 변화된다.

본 논문에서는 조종면 변위 및 비행체의 운동상태에 따라 조종면에 생성되는 힌지모멘트를 지상에서 (On Ground) 그대로 재현시킬 수 있는 부하재현 시스템과 이를 제어하기 위한 힘 제어기 (Force Controller)가 제안된다. 따라서, 제 2 장에서는 부하재현 구동장치의 모델링과 함께 비행체의 조종면 힌지모멘트 변화가 비행포위선도의 전 영역에 대하여 정량적으로 해석된다. 제 3 장에서는 위에서 결정된 조종면 부하의 동적특성에 근거하여, 이를 지상에서 재현시키기 위한 힘 제어기가 설계된다. 비행체의 피치축 제어계 특성, 조종면 구동 유압장치의 동적 특성등이 고려된 통합 시스템에 대한 조종면 부하재현 장치의 성능이 시뮬레이션을 통하여 분석/ 입증되었으며, 이에 대한 결과가 제 4 장에 정리되었다.

2. 조종면 부하재현 장치 모델링

그림 1에 도시된 부하재현 장치는 조종면 구동 액츄에이터가 비행체에 장착된 것과 동일한 환경을 지상에서 재현시키기 위하여, 항공기 기체에 대한 구동장치의 장착 탄성효과를 나타내는 스프링 부와 조종면 관성모멘트를 모사하는 플라이 휠 (Fly-wheel), 그리고 조종면 힌지모멘트에 비례하는 반력을 제공하는 부하 액츄에이터로 구성되어 있다. 또한, 그림 1에는 항공기의 개루프 운동 특성을 실시간으로 재현하는 항공기 운동 실시간 모사컴퓨터 (Flight Dynamics Real-Time Simulation Computer)와 함께 피치축 비행체 운동을 제어하는 페루프 비행체 제어 구조가 도시되어 있다. 즉, 이 그림에는 조종면 힌지모멘트 부하가 고려된 성능시험에 사용되는 실험 Rig가 함축적으로 표현되어 있다.

2.1 조종면 힌지모멘트

조종면 힌지모멘트는 다음 식과 같이 근사화 될 수 있다 [6].

$$M_h(s) = \bar{q} S c \{ C_{h\alpha} \alpha(s) + C_{h\delta} \delta(s) \} = \bar{q} S c \left\{ C_{h\alpha} \frac{\alpha(s)}{\delta(s)} + C_{h\delta} \right\} \delta(s) \quad (1)$$

여기서 \bar{q} 는 동압 (Aerodynamic Pressure), S 는 주 날개의 면적, c 는 주 날개의 MAC (Mean Aerodynamic Chord), 그리고 $C_{h\alpha}$ 와 $C_{h\delta}$ 는 받음각 (α) 과 조종면 변위 (δ) 변화에 따른 힌지모멘트 계수이다. 식 (1)에서 전달함수 $\alpha(s)/\delta(s)$ 의 동적특성은 그림 1에서 표현된 바와 같이 비행체의 비행제어법칙 페루프 운동특성에 의하여 결정된다. 일반적인 전투기 형상의 기준비행체에 대한 조종면 힌지모멘트의 변화추이가 그림 2에 표시되었다. 이는 기준비행체의 비행포위선도내에서 선택된 32개 비행조건에 대하여 피치축 제어계 1-g 명령신호(Nz) 입력에 대한 힌지모멘트의 주파수 응답특성을 도시한 것이다. 동일한 단위 하중배수 (Normal Load Factor, Nz) 입력에 대한 힌지모멘트의 변화는 그림 2에 나타난 바와 같이 비행조건별로 광범위하게 변한다.

단위 하중배수 정상파 명령신호 입력에 대하여, DC에서 대략 30 r/s까지는 $10^2 \sim 10^4$ (lb_fin) 정도의 크기로 힌지모멘트가 변화되

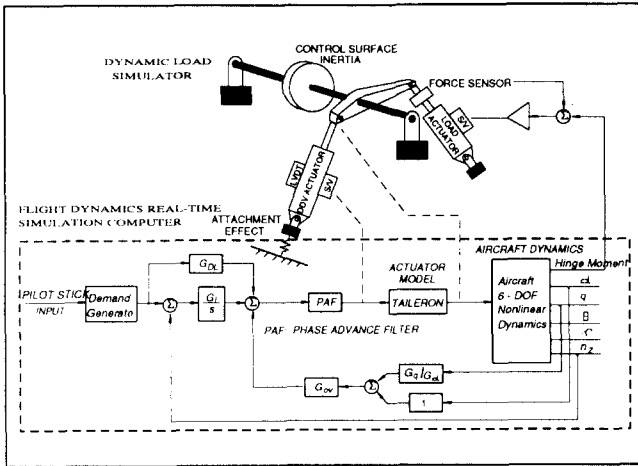


그림 1 조종면 부하재현 구동장치의 개략도
Fig. 1 Schematic Diagram of Dynamic Load Simulator

며, 100 r/s 이후의 고 주파수 영역에서는 빠르게 그 크기가 감소한다. 따라서, 일반적인 전자기 형상의 비행체의 경우 조종간 입력력 (Pilot Stick Command)에 대한 힌지모멘트의 대역폭 (Bandwidth)은 대략적으로 6 Hz 정도가 된다. 또한, 제 3 장에서 세부적으로 논의되었지만, 그림 2의 상단부에 표시된 두 Bode 선도는 부하재현 장치가 만족시켜야 하는 제어계 성능의 경계조건을 의미한다. 즉, 부하재현 장치의 페루프 응답특성이 위 Bode 선도의 두 경계사이에 위치된다면, 이와 같이 설계된 부하재현 장치는 비행체의 힌지모멘트를 지상에서 충실히 재현시킬 수 있게 된다.

2.2 조종면 및 부하재현 구동장치

피치축의 개루프 운동특성이 정적으로 불안정하게 설계되는 현대의 항공기의 경우, 조종면을 구동하는 액츄에이터는 종래의 전기유압식 서보밸브 (Electro-Hydraulic Servo Valve, EHSV) 보다는 밸브 스톱을 선형모터가 직접 구동하는 DDV (Direct Drive Valve) 방식 서보 밸브에 의해 구동된다. 비행체의 조종면 구동장치는 항공기의 안전운항에 직결되는 주요 부품으로서, 전기적으로는 3중 이상으로 다중화된 신호에 의하여 제어되며, 유압공급 장치도 독립적으로 이원화되어 구성된다 [7]. 따라서, 조종면 구동장치는

기계/ 전기적으로 복잡한 시스템이 되지만, 여기서는 다음의 3차 식으로 표현되는 단순화된 전달함수로 모델링한다. 이 전달함수는 정적으로 불안정하게 설계되는 전자기 형상의 비행체에 대하여, 무 부하조건에서 조종면 구동장치가 만족시켜야 하는 안정도/ 성능 요구조건에서 유도된 것이다.

$$\frac{\delta}{\delta_{CMD}}(s) = \frac{358931}{s^3 + 261.76s^2 + 19967.2s + 358931} \quad (2)$$

식 (2) 로 표현된 조종면 구동장치의 페루프 전달함수는 내부적으로는 그림 3에 표현된 피드백 구조를 갖는다. 위의 전달함수에 조종면 관성효과와 힌지모멘트 반력을 고려하면, 다음의 식이 추가된다. 여기서, M_L 는 조종면 관성이 구동장치 선형변위 축으로 등가 변환된 질량, B_L 은 조종면 댐핑, A_p 는 피스톤 면적, P_L 은 부하압력, R 은 힌지축과 액츄에이터 이동경로간의 팔 길이, X_p 는 피스톤의 변위를 각각 의미한다.

$$F_p - M_h/R = A_p P_L - M_h/R = (M_L s^2 + B_L s) X_p \quad (3)$$

조종면 구동 유압 액츄에이터를 통과하는 유체에 대하여 유량 연속방정식을 적용하면 다음의 식을 구할 수 있다 [3].

$$Q_L(s) = K_q X_v - K_c P_L = A_p s X_p + C_{ip} P_L + \frac{V_L}{4\beta} s P_L \quad (4)$$

무 부하상태의 조종면 구동장치 운동특성에 식 (3) 과 (4)로 주어지는 부하 운동식과 유량 관계식을 함께 고려하면, 그림 3으로 표현된 모델링을 완성할 수 있다.

힌지모멘트를 재현하는 부하 구동장치에 관한 모델링도 위와 동일한 형태로 구할 수 있다. 조종면 부하재현 장치의 힘 제어 루프는 식 (2)로 주어지는 위치제어 구동장치보다는 빠른 대역폭을 갖으므로 서보밸브는 다음과 같이 2차식으로 모델링한다. 또한, 비선형 운동특성을 갖는 서보밸브의 선형화 과정에서 발생하는 모델링 오차를 다음과 같이 고려한다 [4].

$$\frac{Q_L}{i}(s) = K_{qi} \frac{1}{[(s/\omega_n)^2 + 2\zeta(s/\omega_n) + 1]} \quad (5)$$

여기서, K_{qi} : 서보밸브 유량계인 ($\text{in}^3/\text{s}/\text{mA}$) $\in [5.56, 22.3]$
 ω_n : 서보밸브 고유진동수 (Hz) $\in [45, 80]$
 ζ : 서보밸브 댐핑 $\in [0.5, 1.0]$

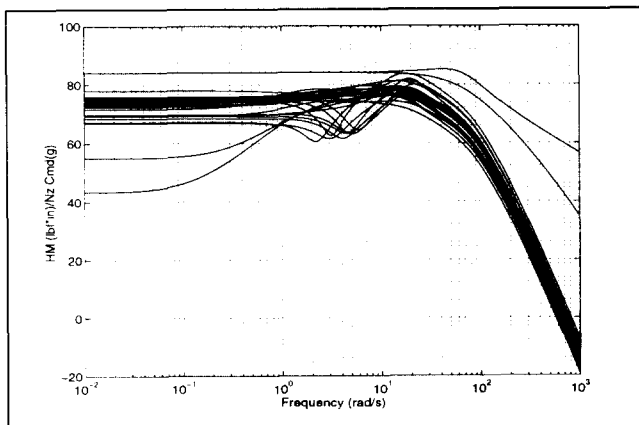


그림 2 비행포위선도내의 조종면 힌지모멘트 변화추이
Fig. 2 Variation of Hinge Moment in Flight Envelope

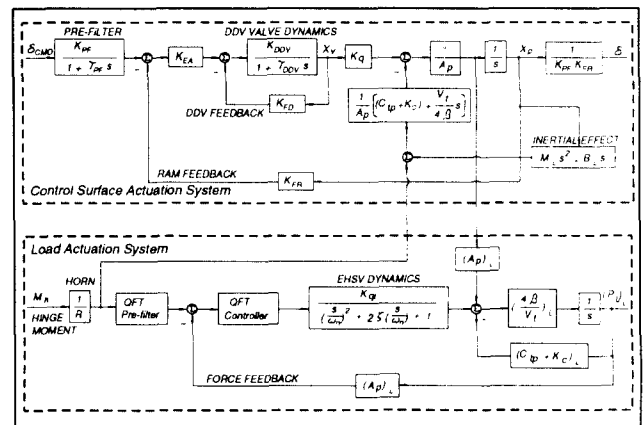


그림 3 조종면 부하재현 유압장치의 선형 모델링
Fig. 3 Linear Modeling of Hydraulic Dynamic Load Simulator

부하 액츄에이터에 관하여도 식 (4)와 동일한 유량 연속방정식이 적용된다. 식 (5)의 서보밸브 운동특성과 유량 관계식이 고려된 부하재현 구동장치의 개루프 운동모델과 힘 제어기의 구조가 그림 3에 도시되었다. 비행체의 기동상태에 따라 변하는 힌지 모멘트 신호는 ($= M_H/R$) QFT Pre-filter를 거쳐 힘 제어루프의 입력신호가 되며, 조종면 동가질량에 작용되는 반력은 Load Cell에 의하여 측정/ 피드백 되어진다. 부하재현 오차량은 QFT-제어기를 거쳐 서보밸브를 구동하게 된다.

3. QFT를 이용한 Force Controller 설계

지금까지 논의된 비행포위선도내에서의 힌지모멘트 변화에 관한 해석과 부하재현 구동장치의 모델링 결과를 바탕으로 QFT Force Controller를 설계한다. QFT 제어이론은 불 확실성의 정도가 정량적으로 규정된 개루프 플랜트에 대하여, 미리 정의된 설계규격을 만족시킬 수 있도록 제어계를 설계할 수 있는 건설 제어기법이다 [2, 5, 8]. 그림 3에 표시된 대로 QFT를 이용한 Force Controller의 설계는 식 (5)로 규정된 부정확성을 갖는 부하재현 구동장치 플랜트 모델에 대하여 다음에서 논의되는 설계규격을 만족할 수 있도록 2 개의 제어기를 설계하게 된다.

3.1 QFT 제어기 설계 요구조건

그림 3의 하단부에 표시된 부하재현 시스템의 페루프 주파수 응답특성은 다음의 전달함수들로 규정되는 상한 ($T_U(s)$) 및 하한 ($T_L(s)$) 경계 내에 존재하여야 한다. 이 경계조건은 부하재현 장치의 대역폭이 대략 10 Hz가 되도록 하기 위하여 설정된 것이다. 또한, $T_L(s)$ 의 DC 이득이 0.995로 결정된 것은 힘 제어계의 DC 오차를 0.5%이내로 제한하면서 QFT 루프의 전체이득이 너무 커지는 것을 방지하기 위함이다.

$$T_U(s) = \frac{(s/151+1)}{(s^2/63^2 + 2 \times 0.6s/63 + 1)} \quad T_L(s) = \frac{0.995}{(s/63+1)(s/88+1)(s/1257+1)}$$

위의 페루프 응답 요구조건 외에 부하재현 장치는 위상여유가 45°, 이득여유는 5 dB보다 각각 크도록 설계되어야 한다. 이것은 힘 제어계의 개루프 Nichols 선도가 그림 4에서 실선으로 주어진 2 dB M-circle 외부에 존재하여야 하는 것을 의미한다.

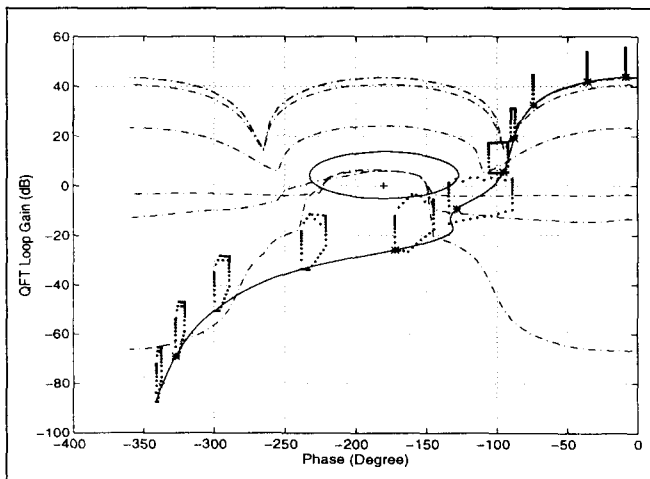


그림 4 QFT 설계를 위한 Nichols 선도

Fig. 4 Nichols Plot for QFT Design

3.2 QFT 제어기 설계

제 2장에서 모델링된 부하재현 장치는 식 (5)로 주어지는 서보밸브의 비선형 특성으로 인하여 각 주파수별로 게인 대 위상으로 표현된 불 확실 영역 (Plant Template)를 갖게 된다. 그림 4에 ω_T (r/s) \in [0.1, 0.48, 2.31, 11.1, 53.4, 256.5, 1232.8, 2086.6, 3511.2, 5925.5, 10000]에서의 Template를 각각 도시하였다. 서보밸브의 고유주파수 대역에서 (270 ~ 480 r/s) 가장 큰 불 확실 영역이 존재하며, DC와 고 주파수 영역에서는 단지 밸브 유량게인의 변화량만으로 Template가 결정된다. 이 Template에서 '*'으로 표시된 점들은 최소 유량게인/ 고유진동수/ 댐핑을 갖는 조건으로 결정되는 개루프 전달함수에 대한 ω_T 에서의 Nichols 선도 값들을 의미하며, 이 조건에서의 개루프 플랜트를 공칭 플랜트 (Nominal Plant)라고 정의하자.

QFT 제어기는 위와 같은 불 확실성을 갖는 개루프 플랜트가 3.1절에서 정의된 제어계 성능 및 안정도 여유에 관한 설계조건을 만족시킬 수 있도록 설계되어야 한다. 이를 위하여, 위에서 정의된 공칭 플랜트의 Nichols 선도는 특정 주파수 (즉, ω_B (r/s) \in [0.1, 0.48, 2.31, 11.1, 53.4, 256.5, 1232.8])에서 그림 4에 점선으로 표시된 추종 경계선 (Tracking Bound) 상단부에 위치하여야 한다. 이 조건을 만족한다는 것은 ω_B 로 주어지는 각각의 주파수에 대한 Template 크기 (즉, 개루프의 불 확실성 경계) 한도 내에서, 페루프의 주파수 응답특성이 $\delta(j\omega) = T_U(j\omega) - T_L(j\omega)$ 의 식으로 결정되는 경계 내에 존재한다는 것을 의미한다. 다음과 같은 3 차의 제어기를 선정하면, 그림 4에서도 나타나듯이 ω_B 의 주파수에 대하여 공칭 플랜트의 Nichols 선도는 모두 추종 경계선 상단부에 위치시킬 수 있다.

$$G(s) = \frac{0.0002475(s^2/342^2 + 2 \times 0.45s/342 + 1)}{(s/1450+1)(s^2/2040^2 + 2 \times 0.45s/2040 + 1)} \quad (6)$$

식 (6)으로 결정된 QFT 제어기가 적용된 힘 제어계는 ω_B 가 53.4 및 256.5 r/s일 때, Template 일부 영역이 2 dB M-circle 내부로 위치되는 것을 그림 4에서 볼 수 있다. 이것은 제어계 안정도 여유 요구조건 중에서 주로 위상여유를 만족시키지 못하는 것을 의미하지만, 불 만족 위상여유의 크기 정도가 5°이내의 작은 량이기 때문에 무시될 수 있다.

위에서 설계된 $G(s)$ 는 그림 4의 Template로 주어지는 불 확실 한도를 갖는 개루프 플랜트에 대하여, 페루프 주파수 응답특성이 단지 $\delta(j\omega)$ 로 규정되는 경계 내에 위치된다는 것만을 보장한다. 따라서, QFT 힘 제어계가 그림 2의 상단부에 도시된 바와 같은 페루프 응답특성을 갖기 위하여 다음과 같은 1 차의 QFT Pre-filter를 선정한다.

$$F(s) = \frac{1}{s/68+1} \quad (7)$$

위와 같이 결정된 $F(s)$ 와 $G(s)$ 를 적용하여 얻어진 QFT 힘 제어계의 페루프 Bode 선도가 $T_U(s)$ 및 $T_L(s)$ 로 주어지는 경계조건과 함께 그림 5에 도시되었다. 점선으로 표시된 Bode 선도들은 식 (5)에서 주어진 서보밸브의 특성 값들이 각 경계의 한계값을 갖는 6개의 경우에 대하여 그려진 것이다. 고 주파수 대역에서의 Bode 선도 경계조건 만족여부는 크게 중요하지 않으며, 관심있는 주파수 대역인 대략 130 r/s (20 Hz)까지는 설계된 제어계가 경계조건을 만족하고 있기 때문에, 위의 설계는 받아들여질 수 있다.

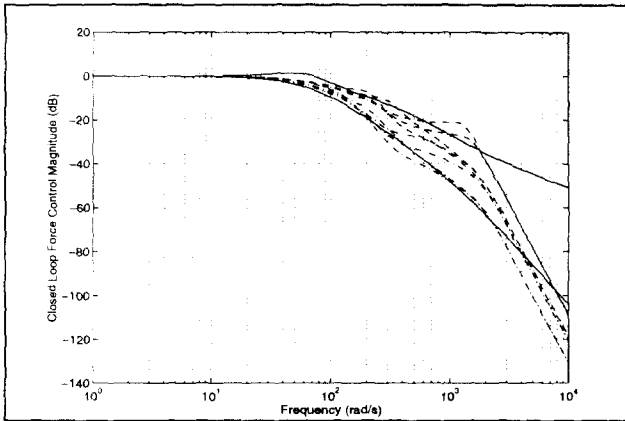


그림 5 QFT 힘 제어계 주파수 응답특성

Fig. 5 Closed Loop Frequency Response of Force Control System

4. Simulation and Evaluation

QFT 힘 제어를 갖는 부하재현 장치/ 조종면 구동 액츄에이터/ 피치축 비행제어시스템이 모두 고려된 통합시스템에 대한 시간영역 시뮬레이션 결과가 그림 6에 나타나 있다. 이 시뮬레이션은 그림 1의 상단부에 있는 유압장비 하드웨어를 그림 3의 모델링으로 대체하여 수행된 것으로서, Mach 0.9 및 해면고도 비행조건에서 2-g 하중배수 (Normal Load Factor, Nz) 입력에 대한 시간영역 응답 특성을 보여주고 있다. Nz 출력은 과도한 오버슈트 없이 입력신호를 잘 추종하고 있으며, 이를 위하여 요구되는 꼬리날개 (Tailplane)의 변위가 두 번째 출력에 도시되어 있다. 세 번째 출력에서는 2-g 기동에 의하여 Tailplane에 생성되는 힌지모멘트를 실선으로 나타내었고, 아울러 그림 5에서 고려된 바와 같이 서보밸브 동작점 천이에 따라 그 운동특성이 최대로 변화되는 6개 조건의 부하재현 장치 모델에 대한 힌지모멘트 추종 출력이 점선으로 표시되어 있다. 부하재현 장치에 의한 힌지모멘트

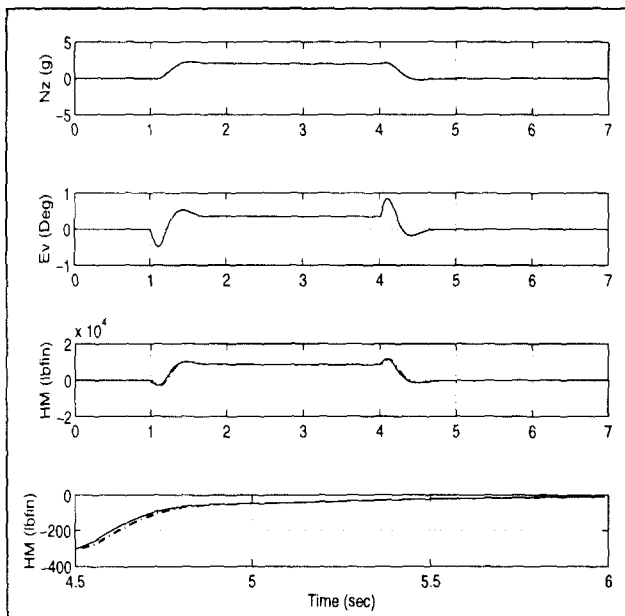


그림 6 2g Nz 입력에 대한 시간영역 시뮬레이션

Fig. 6 Time Domain Simulation for 2g Normal Load Factor Input

트 추종 성능을 세밀하게 관찰하기 위하여 4.5 초부터 6 초간의 응답특성이 네 번째로 출력되었다. 이 그림에서 나타나듯이, QFT 힘 제어 루프에 의하여 재현된 힌지모멘트 출력은 입력 힌지모멘트 신호와 비교하여 약간의 위상지연을 갖지만, 식 (5)로 규정되는 개루프 플랜트의 불 확실성에 무관하게 Tailplane의 힌지모멘트를 균일하면서도 견실하게 잘 추종하고 있다.

마지막으로, 식 (6)과 같이 결정된 QFT 제어기의 대역폭을 높이거나, 또는 추가적인 제어기를 부가 함으로서 그림 4의 2dB M-circle 위반, 그리고 그림 5에서 나타난 Tracking Boundary 이탈 등의 문제는 쉽게 해결될 수 있다. 그러나, 고 대역폭/ 고차수의 QFT 제어기는 실제로 이를 구현할 때 고속의 샘플링 속도/ 계산 시간의 증대 문제를 발생시키게 된다. 따라서, QFT 제어기 설계에 있어서, 제어계 성능향상의 장점과 제어기의 실제적 구현상의 단점은 항상 비교 선택되어야 한다.

5. 결론

비행체의 기동으로 조종면에 생성되는 힌지모멘트를 재현하는 시스템이 QFT 힘 제어를 이용하여 설계되었다. 기존 비행체에 대한 비행포위선도내에서의 비행조건/ 기동상태에 따라 광범위하게 변화되는 힌지모멘트의 동적특성에 관한 해석이 수행되었으며, 이를 근거로 부하재현 시스템이 만족시켜야 하는 설계 요구조건을 결정하였다. 부하재현 장치에 사용되는 유압 서보밸브의 비 선형 운동특성은 선형모델링 파라미터의 불 확실성으로 변환되었다. 이와 같이 부 정확한 모델링을 갖는 개루프 시스템이 위의 설계 요구조건을 모두 균일하게 만족시킬 수 있도록 QFT 제어기가 설계되었다. 설계된 QFT 힘 제어계의 유효성은 피치축 비행제어시스템/ 조종면 구동 액츄에이터 운동특성등이 모두 고려된 통합 시스템에 대한 시간영역 시뮬레이션을 통하여 입증되었다.

참고 문헌

- [1] Boeing Commercial Airplane Company, "Test Act System Validat'n Final Report", NASA CR-172525, 1985
- [2] J. D'Azzo and C.H. Houpis, "Linear Control System Analysis and Design Conventional and Modern", McGraw-Hill, 1988
- [3] H. Merritt, "Hydraulic Control Systems", John Wiley & Sons, 1967
- [4] MOOG, "Servo and Proportional System Catalog", pp. 95-98, 1997
- [5] O.R. Reynolds, M. Pachter, and C.H. Houpis, "Full Envelope Flight Control System Design Using Quantitative Feedback Theory", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 1, pp. 23-29, 1996
- [6] J. Roskam, "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls", 1979
- [7] W.S. Schaefer, L.J. Inderhees, and J.F. Moynes, "Flight Control Actuation System for B-2 Advanced Technology Bomber", Technical Bulletin 153, MOOG
- [8] S. A. Snell and P.W. Stout, "Quantitative Feedback Theory with a Scheduled Gain for Full Envelope Longitudinal Control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 5, pp. 1095-1101, 1996