

견실한 다변수 제어에 의한 모형 헬리콥터의 자세제어기 설계 및 실현

Attitude Controller Design and Implementation for a Helicopter Propeller Setup Using a Robust Multivariable Control

이 승 국, 이 명 의, 권 오 규
(Seung-Kook Lee, Myung-Eui Lee and Oh-Kyu Kwon)

Abstract : This paper deals with the implementation of a robust multivariable controller using DSP board and the application to real systems. The LQG/LTR (Linear Quadratic Gaussian with Loop Transfer Recovery) controller proposed by Doyle et al.[1,2] is adopted to design the control system. A helicopter propeller setup is taken as the controlled system in the current paper, and the mathematical model is derived to design the multivariable controller. The performance of the controller is evaluated via simulations, and implementation and application to the MIMO system shows that the control performances are satisfactory and superior to those of the PID controller.

Keywords : digital control implementation, attitude control, LQG/LTR, DSP

I. 서론

PID 제어기나 진지상 제어기와 같은 선형 제어기들은 구조가 간단하고 설계가 용이하며 견실한 성능을 지니고 있기 때문에 실제 현장에서 많이 사용되고 있다. 그러나 이러한 고전적인 제어기들은 단일 입출력(SISO, Single Input/Single Output)시스템에만 적용되기 때문에 다변수 시스템에 적용하기 위해서는 분해된 모델을 구해야 하는 제약성을 지니고 있으며, 또한 다변수 시스템에서의 모델링 오차와 외란에 대해서는 견실성이 보장되지 않는 문제점을 갖고 있다. 이러한 문제점을 해소하기 위해 1980년대 초 Doyle과 Stein[1][2]은 견실한 선형 다변수 제어 시스템 설계 방법인 LQG/LTR 기법을 제안하였다.

LQG/LTR 방법은 안정도-견실성 및 시스템의 주파수역 성능을 만족하는 목표 필터 루우프를 설계한 후, 루우프 전달 회복방법을 이용하여 보상된 시스템의 루우프 전달함수 행렬의 특이값을 이미 설계 명세를 만족시키고 있는 목표 필터 루우프 전달함수 행렬의 특이값 형상으로 회복시킴으로써 다변수 제어 시스템 설계를 조직적으로 할 수 있다는 장점을 가지고 있다[3].

이 논문에서는 대표적인 다변수 시스템인 비행체의 자세 제어에 견실한 다변수 제어기법을 적용하여 제어기를 설계하고 이것을 실제로 구현하는 문제를 다룬다. 실제 다변수 시스템으로는 모형 헬리콥터를 사용한다. 이 모형헬리콥터는 두 개의 프로펠러를 상하 좌우로 자유롭게 움직이게 한 실험장치로서 실제 헬리콥터의 회전 및 자세 운동을 근사화한 것이다. 이 논문에서는 이 장치의 수학적 모델을 시스템 식별기법을 이용하여 구하며, 이 모델을 써서 제어기를 설계하고 모의 실험을 수행하여 성능을 검증한다.

그리고 이 실험 장치에 설계된 제어기를 실제 적용하여 추종 성능들을 비교해 봄으로써 견실한 다변수 제어기가 기존의 고전적 제어기보다 우수한 성능을 가지고 있음을 보인다. 제어기 실현에는 현재 신호처리용으로 통신, 고속제어,

수치연산, 컴퓨터 응용 및 오디오 응용에서 많이 쓰이는 DSP장치 중 하나인 TI(Texas Instruments)사의 TMS 320C31을 사용하여 부동 소수점 계산, 행렬연산 등을 처리함으로써 실시간 제어가 가능하게 하였고 시스템의 유연성을 향상시켰다.

이 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 이 논문에서 사용한 프로펠러 장치의 구성을 소개하고, 수학적 모델과 전체 시스템의 선형화 모델을 구한다. 3장에서는 견실한 다변수 제어기의 설계인 LQG/LTR제어기의 설계기법에 대해 요약하고 이 기법으로 설계된 비형체의 자세제어기가 만족할 만한 성능을 가지고 있음을 모의실험에 통해 검증한다. 4장에서는 이 논문에서 제어기 구현에 사용한 DSP장치의 특성 및 간략한 실험장치에 대해 설명하고 견실한 다변수 제어기와 PID제어기를 구현하여 이 제어기들의 자세제어 추종성능을 비교 분석한다. 5장에서는 결론 및 추후 과제를 정리한다.

II. 시스템의 구성 및 모델링

1. 프로펠러 장치의 구성[4]

이 논문에서 사용한 실험용 프로펠러 장치의 구성도는 그림 1과 같다. 두 개의 프로펠러 장치는 마찰력을 줄이고 상하 좌우로 자유롭게 움직일 수 있도록 볼 베어링으로 지지대와 연결되어 있다. 각각 l_1, l_2 의 길이를 갖는 프로펠러와 지지대간의 팔은 프로펠러의 힘을 토크로 변화시켜 축에 회전을 일으키며 수직방향 회전(각 θ)과 수평방향 회전(각 ϕ)이 각각 하나의 프로펠러에 의해서 주로 영향을 받도록 서로 직교하는 방향으로 연결되어 있다. 그러나 이 장치는 각각의 프로펠러의 관성력이 상호 작용을 하여 회전각에 서로 영향을 미치는 다변수 시스템이다. 두 팔간의 무게와 전체 시스템의 안정성을 위해 지지대 중심에는 m_3 질량의 추가 달려 있으며, 각 θ (수직 방향), ϕ (수평 방향)의 회전각 측정을 위해 디지털 엔코더가 수직과 수평방향으로 장치되어 있다. 이 시스템에서의 제어 문제는 각 프로펠러의 회전 속도를 조절하여 얼마나 빠르고 정확하게 원하는 자세각, 즉 주어진 θ 와 ϕ 로 이동하는 자세 추종제어 문제이다.

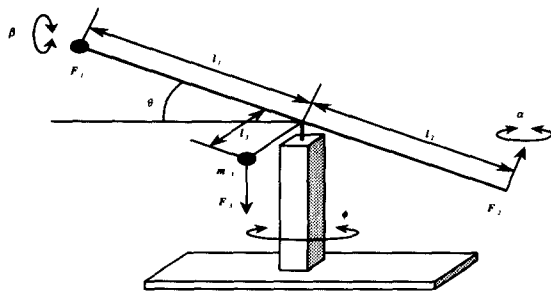


그림 1. 프로펠러 장치의 구성도.
Fig. 1. Propeller model.

2. 수학적 모델 및 모델링

프로펠러 장치의 수학적 모델은 그림 2와 같다. 입력전압 U_1 과 U_2 는 프로펠러를 구동하는 전동기의 입력들이고 w 는 각속도이며 전동기의 전달함수는 다음과 같이 1차로 모델링한다.

$$\frac{w}{U} = \frac{K_m}{T_m s + 1} \quad (2.1)$$

최대허용 제어전압은 $\pm 10V$ 이며, 전동기의 각속도는 프로펠러의 수직인 팔에 F 만큼의 힘으로 작용함으로써 각축이 회전하게 된다. 각 운동량 보존의 법칙에 의해서 회전에 의한 각운동량은 프로펠러 지지대에 의해서 보상되며, 전동기와 프로펠러의 관성력 즉, J_{m1} 과 J_{m2} 는 각각의 전달함수에 상호작용을 하게 된다. 각각 l_1, l_2 길이를 가지는 팔에 가해지는 힘 F_1, F_2 의 곱은 회전토크를 발생시키며, 발생된 토크는 이차함수로 표시되는 기계적 전달의 입력으로 가해진다. 또한 J_v 와 J_h 는 각각 팔과 프로펠러에 의해 발생하는 수직성분과 수평성분의 관성력이고 f_v, f_h 는 각 방향으로의 마찰력을 나타낸다[4].

F_1, F_2 는 전동기의 회전에 의한 양력으로서 회전의 속도 ω 와 다음과 같은 비선형 관계로 표시된다[5].

$$F_i = C_T \lambda (\omega R)^2 \pi R^2, \quad i=1,2 \quad (2.2)$$

여기서 C_T 는 양력계수, λ 는 공기밀도, R 은 각 프로펠러의 지름을 나타낸다.

위에서 살펴본 바와 같이 대상 시스템은 비선형성을 지니고 있다. 그러나 이러한 비선형성은 전체 시스템의 시정수로부터 전동기의 시정수를 분리함으로써 근사적으로 선형화시킬 수 있다. 즉 전체적인 시스템의 구성에 있어서 전동기의 시정수 (T_m)가 기계적 부분의 시정수보다 상대적으로 매우 빠르므로 전동기의 과도상태는 전체 시스템의 과도상태에 거의 영향을 미치지 않는다고 볼 수 있다. 이 점을 활용하여 선형화 과정에서 전동기 전달함수의 제곱항은 근사화된 전달함수로 대체할 수 있다. 이 경우에 각 프로펠러에 의해서 가해지는 힘은 프로펠러 속도의 제곱에 비례하기 때문에 (2.2)에서의 비선형성은 제어 입력전압에 제곱근을 취하고 그 값을 전압입력으로 봄으로써 선형화한다. 근사화식은 (2.3)과 같다.

$$F_i \propto \left[\frac{K_m}{T_m s + 1} \sqrt{U_i} \right]^2 \approx \frac{K_m^2}{2T_m s + 1} U_i, \quad i=1,2 \quad (2.3)$$

적용실험에서 사용한 각 계수값은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} l_1, l_2, l_3 &= 24.5, 28.5, 25 \quad (\text{cm}) \\ R_{main}, R_{tail} &= 28, 19 \quad (\text{cm}) \\ m_3 &= 22.4 \quad (\text{gram}) \\ K_m &= 35.08 \\ T_m &= 0.0043 \end{aligned}$$

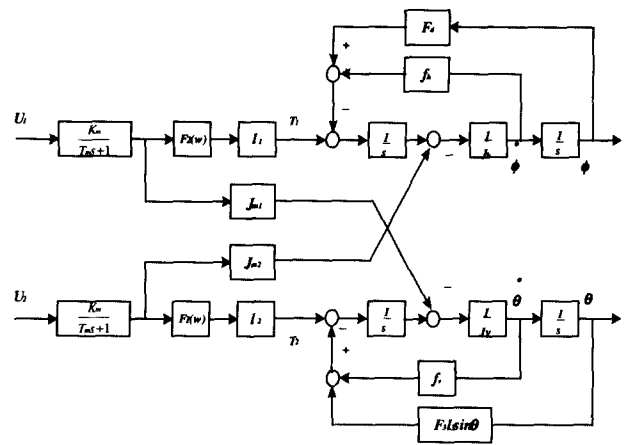


그림 2. 프로펠러 장치의 전달함수 블록선도.
Fig. 2. Block diagram of a propeller.

또한, 이 시스템의 모델계수들은 시스템 식별실험[6]을 수행하여 다음과 같이 선정하였다.

표 1. 시스템 식별실험에 의한 모델 계수값.
Table 1. Parameter values by system ID.

계수	회전자	주회전자 (Main Rotor)	꼬리회전자 (Tail Rotor)
$C_{T\ main}, C_{T\ tail}$ 양력계수		2.18×10^{-6}	3.23×10^{-7}
f_v, f_h 마찰계수 (Nms^2 / rad)		6.67×10^{-4}	6.89×10^{-4}
J_v, J_h 팔의 관성계수 (Nms / rad)		8.33×10^{-4}	7.41×10^{-4}
J_{m1}, J_{m2} 프로펠러 관성계수 (Nms / rad)		4.12×10^{-7}	2.53×10^{-7}

III. LQG/LTR 제어기의 설계[1][2] 및 모의실험

LQG/LTR 보상기는 명령추종, 외란제거 등의 시스템 성능과 모델링 오차에 대한 안정도-건실성을 갖는 주파수 영역에서의 다변수 제어시스템 설계방법이다. 성능-건실성을 만족시키는 바람직한 루우프 형상을 얻기 위하여 칼만 필터의 주파수역 특성을 이용하여 먼저 목표필터 루우프를 설계하고, 저가제어 선형조정기를 이용하여 루우프 전달함수를 목표필터 루우프 전달함수로 회복시키는 과정으로 이루어진다. 시스템 잡음 w 와 측정잡음 v 를 포함한 다변수 LQG/LTR 보상기의 블록선도는 그림 3과 같다[7].

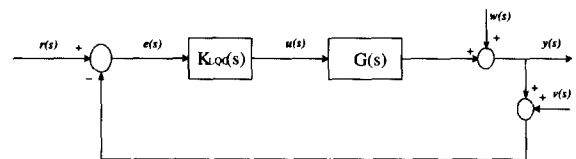


그림 3. LQG/LTR 보상기의 되먹임 블록선도.
Fig. 3. Block diagram of feedback controller.

1. 설계 플랜트 모델의 설정 및 목표필터 루우프(Target Filter Loop) 설계[3][8]

LQG/LTR 설계방법을 적용하기 위해서는 다음과 같은 플랜트의 상태공간 모델식이 요구된다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_p(t) &= A_p x_p(t) + B_p u_p(t) \\ y(t) &= C_p x_p(t) \end{aligned} \quad (3.1)$$

기준입력이나 외란에 대하여 정상상태 오차가 없도록 적

분요소를 포함하는 설계 플랜트 모델을 정의하면 (3.2)와 같다[3].

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (3.2)$$

여기서,

$$x(t) = \begin{bmatrix} u_p(t) \\ x_p(t) \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ B_p & A_p \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix}, C = [0 \quad C_p] \quad (3.3)$$

목표 필터 루우프는 설계조건에 맞는 성능 및 견실성을 만족시키도록 필터 이득 행렬 H 를 선정하는 것이다. 원하는 목표 필터 루우프의 전달 함수는 다음의 (3.4)와 같고 구조는 그림 4와 같다.

$$G_{KF}(s) = C(sI - A)^{-1}H \quad (3.4)$$

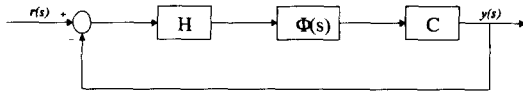


그림 4. 목표필터 루우프의 구조.
Fig. 4. Target filter loop.

확장된 설계 플랜트에서의 필터이득 H 는 다음과 같은 절차를 통하여 얻어진다. 우선 시스템과 측정과정에 가상의 인 백색잡음을 고려한 대상 시스템의 구조는 다음과 같이 나타낼 수 있다[8].

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + L\xi(t) \\ y(t) &= C\hat{x}(t) + \theta(t) \end{aligned} \quad (3.5)$$

여기서, $\xi(t)$ 는 시스템 잡음, $\theta(t)$ 는 측정잡음이며 각각의 상호분산은 다음과 같다.

$$Cov[\xi(t)] = I\delta(t-\tau), Cov[\nu(t)] = \mu\delta(t-\tau), Cov[\nu(t)w(t)] = 0 \quad (3.6)$$

이 칼만필터 문제에 대한 해는 필터이득 행렬 H 를 계산하기 위한 식을 제공하는데 최적필터는 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x}(t) + Bu(t) + H[y(t) - C\hat{x}(t)] \quad (3.7)$$

칼만필터 이득 H 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$H = \frac{1}{\mu} PC^T \quad (3.8)$$

여기서, P 는 다음의 대수리카티 방정식을 만족시키는 해가 된다.

$$0 = AP + PA^T + LL^T - \frac{1}{\mu} PC^T CP \quad (3.9)$$

여기서 μ 는 설계계수로서 원하는 대역폭 혹은 교차 주파수(ω_c)를 만족하도록 다음 (3.10)에 의해 선정한다.

$$\mu = (1/\omega_c^2) \quad (3.10)$$

L 의 선정에 있어서는 안정도-견실성 및 시스템 성능을 만족시키는 특이값 형상을 만들 수 있도록 저주파 및 고주파에서 특이값을 일치시키면 (3.11)과 같다[3].

$$L = \begin{bmatrix} -(C_p A_p^{-1} B_p)^{-1} \\ C_p^T (C_p C_p^T)^{-1} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

단, $[A, B]$ 는 안정가능하고, $[A, C]$ 는 검출가능하여야 한다.

2. 루우프 전달회복(Loop transfer recovery) 과정

루우프 전달회복 단계는 보상된 루우프 전달함수 행렬을 목표필터 전달함수 행렬 $G_{KF}(s)$ 로 회복시키는 단계로 그

구조를 전달함수 행렬식으로 표현하면 다음 (3.12)와 같으며 구조는 그림 5와 같다.

$$\begin{aligned} u(s) &= K(s)_{LQG/LTR} e(s) \\ K(s)_{LQG/LTR} &= G(sI - A + BG - HC)^{-1}H \end{aligned} \quad (3.12)$$

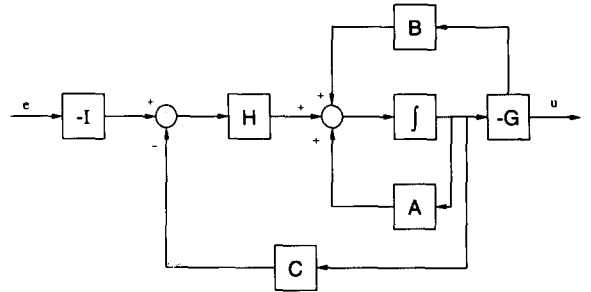


그림 5. LQG/LTR 보상기 $K(s)_{LQG/LTR}$ 의 구조.
Fig. 5. Block diagram of LQG/LTR controller.

위 (3.12)에서 G, H 가 설계 파라미터가 되는데, 필터 이득행렬 H 는 앞의 목표필터 루우프 설계과정에서 구하게 되며, 제어이득 행렬 G 는 루우프 전달회복 과정에서 구하게 된다. 루우프 전달회복은 저가제어(Cheap Control) LQR-(Linear Quadratic Regulator) 문제를 이용함으로써 가능한데, 목적함수의 가중행렬을 $Q = C^T C$, 제어 가중변수 $R = \rho I$ 라고 가정하면 제어이득 행렬 G 는 다음 식을 이용하여 구한다.

$$G = \frac{1}{\rho} B^T K \quad (3.13)$$

한편, K 는 다음의 제어 대수 리카티 방정식의 해를 구함으로써 얻어진다[3].

$$0 = KA + A^T K + C^T C - \frac{1}{\rho} KBB^T K \quad (3.14)$$

단, 시스템 행렬 $[A, B]$ 가 안정가능하고, $[A, C]$ 가 검출가능한 최소위상 플랜트이면 $\rho \rightarrow 0$ 일 때 루우프 전달함수 $G(s)K(s)_{LQG/LTR}$ 는 목표필터 루우프 전달함수 $G_{KF}(s)$ 로 회복됨을 알 수 있으며 ρ 는 일반적으로 교차 주파수의 10 배 되는 주파수까지 회복되도록 선정한다[3].

3. 모의 실험

이 장에서는 앞에서 소개한 LQG/LTR 제어기의 성능을 확인하기 위해 모의실험을 수행한다. 2장에서 구한 모형 헬리콥터의 선형화 모델로부터 연속형 상태공간 모델을 구하고, 이 상태공간 모델에 적분기를 추가하여 0.001초로 이산화[9][10]한 이산형 상태공간 모델식은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 7.277 & 0 & 0.7921 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.999 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.4993 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 7.277 & 0 & 0 & 0 & 0.7921 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.999 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.4993 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 \\ 0 & 0.001 \\ 0.0038 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0.0038 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

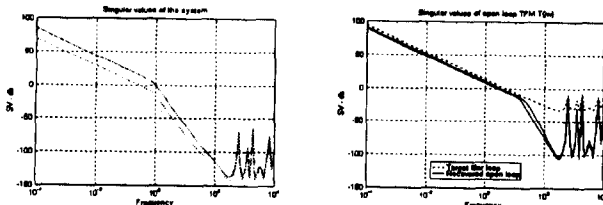
이 논문에서 설계한 μ, L 그리고 필터 이득행렬 H 는 각각 다음과 같다.

$$\mu=0.04, L = \begin{bmatrix} 0.628 & 0 \\ 0 & 3.645 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 2.809 & -0.009 \\ 0.494 & 16.301 \\ 96.48 & -0.298 \\ 0 & 0 \\ 4.47 & 0.023 \\ 1.731 & 559.82 \\ 0 & 0 \\ 0.023 & 4.47 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

ρ 의 값은 10^{-8} 이며 교차 주파수의 10배 되는 주파수까지 회복하도록 선정하였다. 이 때 제어이득 행렬 G 는 다음과 같다.

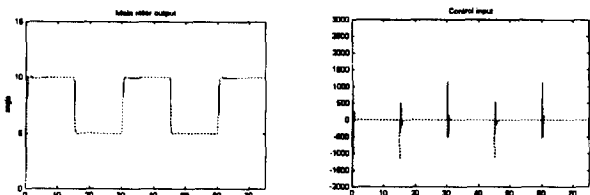
$$G = \begin{bmatrix} 42.2 & 1.58 & 0.11 & 145898 & 9800 & 0.0027 & -83860 & -1758 \\ 1.58 & 24 & 1.01 & -12354 & 1818 & 0.035 & 239840 & 9740 \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

그림 6은 목표필터 설계 후 루우프 전달회복 과정의 모의실험 결과이다. 그림 6(b)에서 회복된 루프 전달 함수의 형상은 목표필터 루프의 특이값 형상을 잘 회복하고 있으므로 명령추종 및 외란제거 등의 시스템 성능은 목표필터에서 설계한 대로 만족스러운 성능을 갖고 있음을 보여준다. 그리고 고주파에서 목표필터 특이값들의 톨 오프 정도보다 회복된 루프 전달 함수 특이값의 톨 오프가 크므로 회복된 루프가 시스템의 고주파 특성 성분에 의한 모델링 오차에 대하여 견실함을 보여준다. 그림 7은 다변수 LQG/LTR제어기의 성능을 검증하기 위한 기준입력 변화에 따른 추종 성능에 관한 모의실험이다. 기준입력으로 θ 는 10° 에서 5° , ϕ 는 30° 에서 15° 로 변화시키며 추종성능을 확인하였으며, 이 논문에서 구한 모델을 써서 설계한 제어기가 만족할 만한 성능을 보임을 알 수 있다.

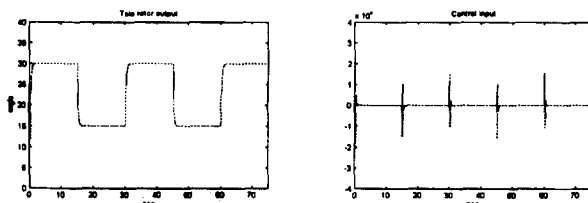


(a) 시스템의 특이값 선도 (b) 회복된 개루프 전달 함수의 특이값 선도

그림 6. 목표필터 루프의 설계 및 루프 전달회복. Fig. 6. Target filter loop design and LTR.



(a) 주회전자의 추종성능 (b) 주회전자에 대한 제어입력



(c) 꼬리회전자의 추종성능 (d) 꼬리회전자에 대한 제어입력

그림 7. LQG/LTR 제어기에 의한 추종성능 모의실험. Fig. 7. Tracking performance of LQG/LTR controller.

IV. 적용실험 및 고찰

이 논문에서 제어기 구현에 사용한 DSP장치는 부동 소수점 계산이 가능한 TI사의 TMS320C31을 기반으로 한 디지털 신호처리 장치로 AD/DA 변환기, 디지털 I/O, 카운터/타이머 등이 장착되어 있어 전체 하드웨어 및 소프트웨어 구조가 대폭 간소화된다. TMS320C31은 40 MIPS의 연산속도를 가지며 데이터 버스는 32비트이고 I/O와 CPU동작을 동시에 수행하기 위한 내부 DMA제어기를 가지면서 고속의 데이터 이동이 가능하도록 설계되어 있다. 또한 64×32 비트 명령어 캐쉬를 내장하고 있기 때문에 반복적인 벡터 및 행렬연산을 수행할 경우 명령어 캐쉬가 반복적으로 읽어 올 코드 영역을 저장함으로써 외부 칩을 접속하는 회수를 줄이는 이점이 있다. 또한 프로그램을 읽어 오는 일로부터 외부 버스를 자유롭게 함으로써 DMA나 다른 시스템 요소가 버스를 사용할 수 있게 해준다[11].

엔코더 데이터의 입출력을 위하여 병렬 포트인 8255 3개를 사용했으며 제어기의 입출력과 데이터의 샘플링을 위한 가로채기(Interrupt)의 처리는 외부 타이머 8254의 채널 두개를 이용해 실시간 계산을 하였다. 데이터의 수집은 DSP 보드의 RAM 버퍼 영역을 이용하여 저장된 결과를 병렬 통신방식에 의하여 PC로 전송하였다[12]. IBM PC는 프로그램의 개발 및 데이터 수집장치로서의 기능을 수행하며, DSP 보드를 확장 슬롯에 장착하여 프로그램 된 제어기를 수행시키고 출력 데이터들을 수집하여 보조기억장치에 저장한다. 또한 각 팔의 위치검출을 위해 실험에서 사용한 HP의 디지털 엔코더 모듈의 분해능의 한계를 별도의 하드웨어 추가 없이 프로그램으로 해결하여 DSP의 고속연산 유용성을 최대한 활용하였다. 전동기 구동기(Motor Driver)와 엔코더 접합부(Interface)를 고려한 전체 시스템의 구성은 그림 8과 같다.

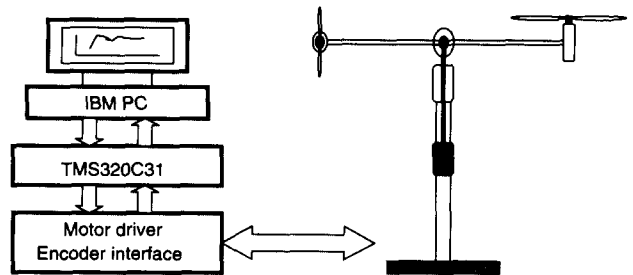


그림 8. 전체 시스템의 구성도. Fig. 8. Block diagram of the system.

두 프로펠러는 수직, 수평 방향으로 각각 독립적으로 회전하도록 설계되어 있지만 프로펠러에 의한 관성력 때문에 앞서의 그림 2 블록선도에서와 같이 두 전달함수에서 결합(Coupled)항이 존재하게 된다. 이러한 상호작용은 정방향과 부방향으로 발생하는데, 본 실험에서는 정방향의 결합항만을 고려하여 모델링하였다. 부방향 상호작용의 경우에는 전체 시스템은 비최소위상이 되며 이 경우는 계속 수행할 과제로 남아 있다.

그림 9와 그림 10은 각각 단일 입출력 PID 제어기와 다변수 LQG/LTR 제어기를 적용한 경우에 이 시스템의 자세 제어 추종성능을 비교한 결과이다. 제어입력 전압에 제곱근을 취한 값을 전압입력으로 근사화함으로써 전체 시스템의 비선형성을 선형화한 방법을 실제 시스템에 적용하므로써 앞서의 선형화 과정을 검증하고 앞서 설명한 제어기의 추종성능 및 외란에 대한 견실성을 실험하였다. 기준입력은 앞

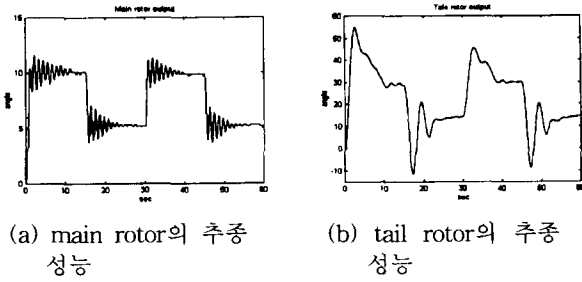


그림 9. PID 제어기의 실제 추종 성능.
Fig. 9. Tracking performance of PID controller.

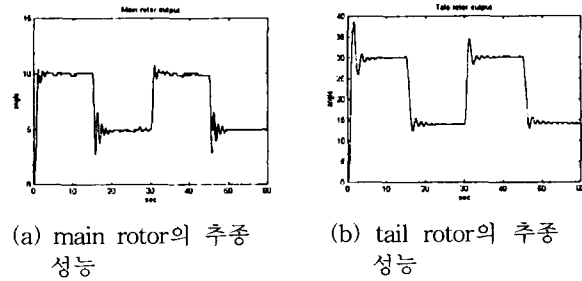


그림 10. 다변수 LQG/LTR 제어기의 실제 추종 성능.
Fig. 10. Tracking performance of LQG/LTR controller.

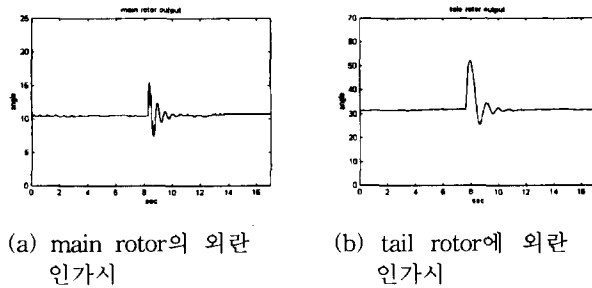


그림 11. 외란을 인가했을 때의 강인성.
Fig. 11. Robustness simulation results by disturbance.

서의 모의실험과 같이 θ 는 10° 에서 5° , ϕ 는 30° 에서 15° 로 15초마다 바꾸어주며 추종성능을 확인하였다. 전동기의 관성력 즉, J_{m1} 과 J_{m2} 의 상호작용을 고려하지 않은 PID 제어기에 의한 추종성능은 초과(Overshoot)가 크고 정상 상태에 도달하는데 많은 시간이 걸림에 반해 결합항을 고려한 건설한 다변수 LQG/LTR 제어기는 만족할 만한 추종성능을 확인할 수 있다.

그림 11은 다변수 LQG/LTR 제어기로 동작하는 시스템의 외란에 대한 건설성을 보여준다. 외란으로는 주회전자(Main Rotor)의 정방향으로 약 6° 를 꼬리회전자(Tail Rotor)는 정방향으로 약 25° 를 각각 인가하였으며, 건설한 다변수 제어기에 의해 외란에 대한 영향이 빠른 속도로 감소함을 보여 주고 있다.

V. 결론

이 논문에서는 두 개의 프로펠러로 구성된 모형 헬리콥터 장치를 모델링하고 선형화 모델을 구하였다. 그리고 이 모델을 써서 다변수 LQG/LTR 제어기를 설계하고 모의실험을 수행하였다. 설계된 제어기의 실현에는 앞으로의 다양한 제어기의 응용 및 개발과 하드웨어의 부담을 최소로 하면서 전체 시스템을 구성하기 위하여 고속의 DSP장치를 사용하였다. 이 논문에서는 다변수 제어기법인 LQG/LTR 제어기법을 사용하였으며, 실현된 제어기를 모형 헬리콥터에 실제 적용하는 실험을 수행하면서 자체제어 추종성능을 확인하였다. 추후과제로는 이산화 과정에서의 오차를 해결할 수 있는 δ 형 제어기의 구성[13]과 비최소위상인 경우를 포함한 시스템의 모델링 및 이에 대한 제어기의 설계 및 구현이 남아 있다.

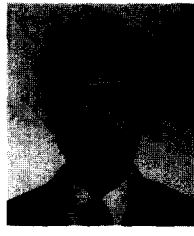
참고문헌

- [1] J. C. Doyle and G. Stein, "Multivariable feedback design: concepts for a classical/modern synthesis," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. AC-26, pp. 4-16, Feb, 1981.
- [2] M. Athans and G. Stein, "The LQG/LTR procedure for multivariable feedback control design," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. AC-32, pp. 105-114, Feb., 1987.
- [3] 김종식, 선형 제어시스템 공학, 청문각, 1988.
- [4] H. Butler, *Model Reference Adaptive Control*, Prentice-Hall, 1992.
- [5] R. W. Prouty, *Helicopter Performance, Stability, and Control*, PWS Publishers, 1986.
- [6] L. Ljung, *System Identification : Theory for the Users*, Prentice-Hall, 1987.
- [7] F. L. Lewis, *Applied Optimal Control and Estimation*, Prentice-Hall, 1992.
- [8] S. Grewal and A. P. Andrews, *Kalman Filtering*, Prentice-Hall, 1993.
- [9] J. K. Åström and B. Wittenmark, *Computer-Controlled Systems*, Prentice-Hall, 1990.
- [10] K. Okata, *Discrete Time Control System*, Prentice-Hall, 1995.
- [11] P. Papamichalis, "Theory, algorithms, and implementations," *Digital Signal Processing Applications with the TMS320 Family*, Texas Instruments, vol. 2 & 3, 1990.
- [12] *TMS320C31 User's Guide*, Texas Instruments, 1994.
- [13] 이명익, 권오규, " δ -변환에 의한 발사체의 디지털 자동 조종장치 설계," 한국 항공우주학회지, 제 19권, pp. 68-77, 1991, 3.



이 승 국

1993년 인하대 전기공학과 졸업. 동 대학원 석사(1997). 1998. 1월 ~ 현재 한국 Hewlett Packard 근무. 관심분야는 Control theory application, Robust control, GPS.



이 명 의

1985년 인하대 전기공학과 졸업. 동 대학원 석사(1987). 동 대학원 박사(1991). 1986년 12월 ~ 1995년 8월 현대전자 산업전자 연구소. 1995년 9월 ~ 현재 한국기술교육대학교 정보통신공학과 조교수. 관심분야는 마이크로프로세서 및 컴퓨터 응용, 위성체 자세제어 시스템, 시스템 프로그래밍.

권 오 규

제어·자동화·시스템 논문지 제 3권 제 6호 참조.