

## TMS320C31 을 이용한 모형 헬리콥터의 자세제어 시스템 실현

### Attitude Control System Implementation for a Helicopter Propeller Setup Using TMS320C31

\*박기훈\*, 손원기\*, 권오규\*

\* 인하대학교 전자·전기·컴퓨터공학부 제어정보연구소

(Tel : +82-32-860-7395; Fax : +82-32-863-5822; E-mail:okkown95@dragon.inha.ac.kr)

**Abstracts:** This paper deals with the attitude control problem of nonlinear MIMO propeller setup. Multivariable GPC[Generalized Predictive Control] is adopted as the main controller, and it is implemented by TMS320C31 in the current paper. The main object of control is to move the propellers to wanted positions. System identification is performed to configure the system. Performance of the multivariable predictive controller implemented is shown via some experiments, which shows the controller meets the adequate control purpose.

**Key words:** TRMS(Twin Rotor MIMO Systems), TMS320C31, Predictive Control, System Identification

#### 1. 서 론

본 논문에서는 제어 대상체로서 모형 헬리콥터 프로펠러 장치를 사용한다. 이 장치는 두개의 프로펠러에서 생기는 양력을 이용하여 원하는 위치로 이동하는 것이 주 목적인 시스템이다. 실제 헬리콥터와 다른점은 회전자가 양(+)방향 및 부(-)방향 두 방향으로 회전이 가능하다는 점이다. 이 시스템은 비선형성 및 상호 결합성이 매우 강한 다변수 시스템이다. 출력량이 입력의 제곱항으로 이루어지기 때문에 비선형성이 강하고 또한 주회전자 및 부회전자로 이루어져 있어 다변수의 동시에 상호결합 현상이 존재한다. 무엇보다도 수학적 모델링이 매우 어려운 시스템으로 정확한 모델을 얻기란 쉽지 않다. 이런 점들을 고려해볼 때 이 논문에서 사용하는 다변수 일반예측제어기(Multivariable Generalized Predictive Controller) [8]는 컴퓨터를 이용한 이산시간(Discrete Time) 제어시스템에 적용하기 쉽고 시간지연처리가 가능하며 비선형 프로세스로 쉽게 확장될 수 있고 제약조건들을 쉽게 다룰 수 있다는 점에서 현재까지 많은 산업체 현장에서 쓰여지고 있으며, SISO는 물론 MIMO의 경우로도 쉽게 확장될 수 있는 장점이 있다. 또 무엇보다 PID 기법에 비해 다변수의 경우에도 조정계수(Tuning parameter)의 수가 적다는 것이 큰 장점이다. 또한 이 시스템 제어의 주목적인 추종문제(Tracking problem)에 있어서도 만족할만한 성능을 보여주고 있다.

이 논문의 구성은 다음과 같다. 2 장에서는 시스템에 대한 설명 및 ARX 모델을 이용한 동정실험을 보여준다. 3 장에서는 다변수 일반예측제어기에 대해 설명한다. 4 장에서는 실험에 사용된 DSP 장치의 특성 및 실험장치에 대해 설명하고 예측제어기를 이용해 대상체에 적용한 실제 실험결과를 보여준다. 그리고 5 장에서는 결론 및 추후과제를 정리한다.

#### 2. 시스템의 구성 및 시스템 동정

##### 2.1 프로펠러 장치의 구성

본 논문에서 사용되는 실험용 프로펠러 장치의 구성도는 <그림 1>과 같다. 양쪽 두개의 프로펠러 장치는 상하 또는 좌우로 움직일 수 있도록 볼 베어링으로 지지대와 연결되어

있으며, 주회전자의 경우 최대 40°, 부회전자의 경우 최대 240°까지 회전이 가능하도록 설계되었다. 각각의 프로펠러와 지지대사이의 길이는 각각  $l_1, l_2$  이며, 각각의 프로펠러에서 발생하는 양력이 토크를 발생시켜 축에 회전을 일으키게 된다. 그리고 수직방향 회전각( $\theta$ ), 수평방향 회전각( $\phi$ )은 각각의 프로펠러에 의해서 영향을 받도록 되어있다.

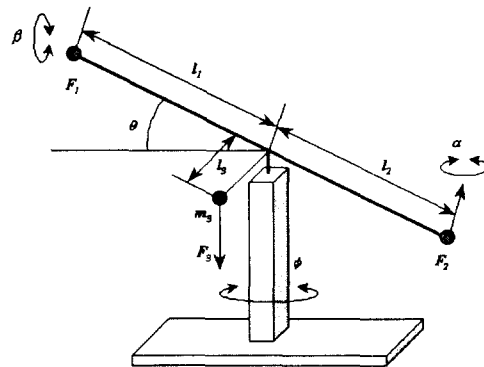


그림 1. 모형 헬리콥터 장치.  
Fig.1 Twin rotor helicopter setup.

이 장치는 각각의 프로펠러 관성력의 상호작용으로 수직 및 수평방향 회전각에 서로 영향을 주는 다변수 시스템이다. 지지대 중간에는 질량  $m_3$  인 추가 달려있으며, 이는 두 팔의 무게균형을 맞추어 전체적 시스템의 안정성을 주고 있다. 그리고 두 회전각을 측정하기 위해 두개의 디지털 엔코더가 수평 및 수직방향으로 설치되어 있다. 그리고 주회전자와 부회전자가 서로 미치는 영향은 더해지는 방향으로 설정하였다.

##### 2.2 시스템 동정

시스템의 동정실험은 보편적으로 쓰이는 ARX 모델을 사용하여 실시하였다. 동정실험은 먼저 제어구간을 정하여 그 구간 내에서 어느 정도 선형성이 보장되는 모델을 얻고자 하였

다. 그러기 위해서 주 회전자자의 경우는 약 5°에서 20° 사이를 설정하고, 부 회전자자의 경우는 약 45°에서 75° 사이를 설정하여 그에 맞는 불규칙(random) 입력을 주었다. 먼저 입력 및 출력데이터를 얻기 위해서 샘플링 시간을 0.1 초로 설정하고 30초 동안 각각의 프로펠러에 불규칙(random) 입력을 동시에 준 후 출력되는 각도를 프로펠러에 설치되어있는 두 개의 광학식 엔코더를 통해 얻고 이 신호들을 DSP 보드를 통해 IBM PC로 전달하여 저장하였다. 그때의 주회전자 및 부회전자자의 입출력값은 아래의 <그림 2>와 같다.

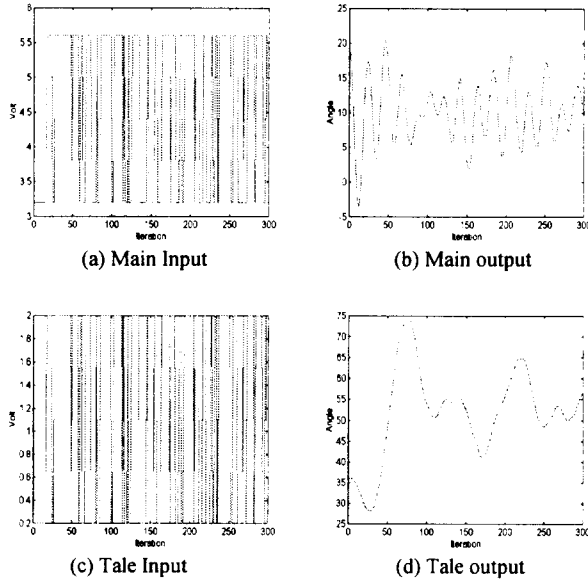


그림 2. 불규칙 입력 및 출력  
Fig. 2 Random Input and Output.

이 데이터들을 이용하여 식(1)과 같은 ARX 모델을 구하게 된다.

$$G(q) = q^{-n_k} \frac{B(q)}{A(q)}, \quad H(q) = \frac{1}{A(q)} \quad (1)$$

$$\text{여기서, } A(q) = 1 + a_1 q^{-1} + \dots + a_{n_a} q^{-n_a} \quad (2)$$

$$B(q) = b_1 + b_2 q^{-1} + \dots + b_{n_b} q^{-n_b+1} \quad (3)$$

$n_a, n_b$ 는 각 다항식의 차수(order)를 표시하며  $n_k$ 는 시간지연을 나타낸다. 결과식은 아래와 같다.

$$A(q)y(t) = B(q)u(t - n_k) + e(t) \quad (4)$$

전체 시스템차수는 6차로 설정하였다. 이때  $n_a, n_b$ 는 각각 3차로 그리고  $n_k$ 는 1로 설정하였다. 구해진 모델의 단위계단 응답은 아래 <그림 3>과 같다.

<그림 3>에서 보듯이 각각의 프로펠러 사이에는 강한 상호결합 항이 존재함을 알 수 있다. 즉, 주회전자자의 출력이 부회전자에 미치는 영향이 부회전자자의 출력이 주회전자에 미치는 영향보다 훨씬 크다는 것을 알 수 있다. 그리고 주회전자자의 출력은 진동이 매우 심해 정상상태에 도달하는 시간이 긴 특성을 보이고 있다. <그림 3>에서 (a),(d)는 각각 주회전자 및 부회전자자의 출력을 표시하고 (b),(c)는 각각 서로 다른 입출력값간의 상호결합 항을 표시한다.

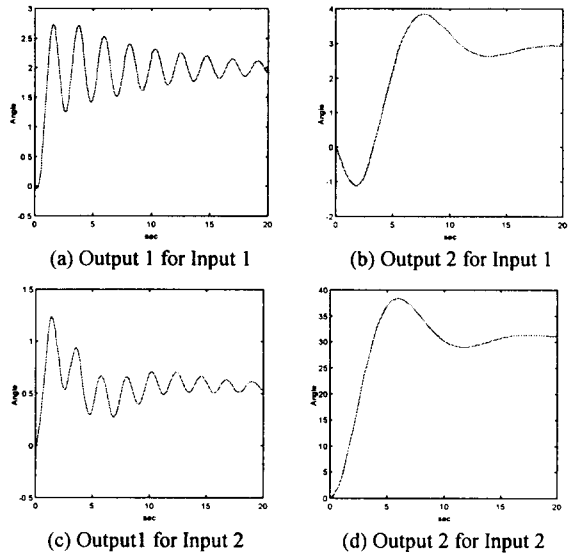


그림 3. 시스템의 단위계단 응답  
Fig. 3 Step response of the systems

### 3. 다변수 일반예측제어기

본 논문에서 사용하는 다변수 예측제어기는 CARIMA 모델을 대상으로 하며 상호결합 항이 입력측에서 출력측으로 전달된다. 그러므로 입력  $r$ 개, 출력  $s$ 개인 모델의 경우  $r \geq s$ 라는 조건을 전제로 하여  $s$ 개의 입력항이 고려되어 진다. 이것을 식으로 표현하면

$$Ay(t) = Bu(t-1) + \frac{Te(t)}{\Delta} \quad (5)$$

$$\text{여기서, } y(t) = [y_1(t), y_2(t), \dots, y_s(t)]^T \quad (6)$$

$$e(t) = [e_1(t), e_2(t), \dots, e_s(t)]^T \quad (7)$$

$$u(t-1) = [u_1(t-1), u_2(t-1), \dots, u_r(t-1)]^T \quad (8)$$

$$A = \text{diag}[A_1, A_s, \dots, A_s], \quad T = \text{diag}[T_1, T_2, \dots, T_s] \quad (9)$$

$$B = \begin{pmatrix} B_{11} & B_{12} & \dots & B_{1r} \\ B_{21} & B_{22} & \dots & B_{2r} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ B_{s1} & B_{s2} & \dots & B_{sr} \end{pmatrix} \quad (10)$$

$\Delta(q^{-1})$ 는 대각 다항식 행렬로  $\Delta(q^{-1}) = \text{diag}(1 - q^{-1})$ 이다. 예측제어기는 조정계수로 두개의 출력 예측구간의  $N_1, N_2$ 과 제어입력구간  $N_U$ 를 사용한다.

예측출력벡터인  $\Psi_m(t+j)$ 는 아래 식(11)의 Diophantine 방정식에 의해 구해진다.

$$T = E_j \Delta + q^{-j} F_j \quad (11)$$

여기서,

$$T(q^{-1}) = \text{diag}[T_1, \dots, T_s] \quad (12)$$

$$F_j = \text{diag}[F_{(1)j}, F_{(2)j}, \dots, F_{(s)j}] \quad (13)$$

$$E_j = \text{diag}[E_{(1)j}, E_{(2)j}, \dots, E_{(s)j}] \quad (14)$$

여기서  $i=1, \dots, s$ 는 루프 수를 나타낸다. 위의 식(11)의 Diophantine 방정식을 풀면 과거와 미래 항으로 분리시킬 수 있으며, 식(15)와 같이 표현된다.

$$\Psi_m = G_m U_m + f_m \quad (15)$$

여기서,

$$\Psi_m = [\hat{\psi}_1(t+N_1(1)), \dots, \hat{\psi}_1(t+N_2(1)), \dots, \hat{\psi}_s(t+N_1(s)), \dots, \hat{\psi}_s(t+N_2(s))]^T \quad (16)$$

$$U_m = [\Delta u_1(t), \dots, \Delta u_1(t+N_{U(1)}-1), \dots, \Delta u_r(t), \dots, \Delta u_r(t+N_{U(r)}-1)]^T \quad (17)$$

$$f_m = \begin{bmatrix} F_{N_1(1)} y_1(t) + \bar{G}_{N_1(1)} \Delta u_1(t-1) \\ \vdots \\ F_{N_2(1)} y_1(t) + \bar{G}_{N_2(1)} \Delta u_1(t-1) \\ \vdots \\ F_{N_1(s)} y_s(t) + \bar{G}_{N_1(s)} \Delta u_s(t-1) \\ \vdots \\ F_{N_2(s)} y_s(t) + \bar{G}_{N_2(s)} \Delta u_s(t-1) \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\bar{G}_{j(i)} = [\bar{G}_{j(i,1)}, \dots, \bar{G}_{j(i,r)}], \quad i=1, \dots, s \quad (19)$$

$$G_m = \begin{pmatrix} G_{11} & G_{12} & \dots & G_{1r} \\ G_{21} & G_{22} & \dots & G_{2r} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{s1} & G_{s2} & \dots & G_{sr} \end{pmatrix} \quad (20)$$

이고,  $\Psi_m$ 은 보조 예측 출력값들의 벡터이며  $m$ 은 다변수인 경우를 표시한다.  $\bar{G}_{j(i)}$ 은 다항식  $\bar{G}_{j(i,k)}$ 의 행벡터이다. 그리고  $k \neq i$ 는  $k$  번째 루프에서의 상관관계를 표시한다.  $G_m$ 의 부분행렬(Submatrices)인  $G_j$ 들은 SISO 경우로 주어진다.

기준치(Setpoint) 수열은 아래와 같이 정의되며,

$$w_m = [w_1(t+N_1(1)), \dots, w_1(t+N_2(1)), \dots, w_s(t+N_1(s)), \dots, w_s(t+N_2(s))]^T \quad (21)$$

다변수 예측제어기의 성능지표는 아래 식(22)와 같다.

$$J_{MGPC} = \sum_{j=N_1}^{N_2} [\Psi_m(t+j) - w_m(t+j)]^T [\Psi_m(t+j) - w_m(t+j)] + \sum_{j=1}^{N_1} \Delta u(t+j-1)^T \Lambda \Delta u(t+j-1) \quad (22)$$

여기서,

$$\Lambda = \begin{pmatrix} \lambda_1 & & \\ & \ddots & \\ & & \lambda_r \end{pmatrix}$$

이고,  $w_m$ 은 기준벡터이며,  $\Lambda$ 는 각 입력에 대한 제어이중치를 나타내는 대각 행렬이다. 다변수 성능지표를 최소로 하는 다변수 제어입력벡터는 식(23)과 같다.

$$U_m = (G_m^T G_m + \Lambda)^{-1} G_m^T (w_m - f_m). \quad (23)$$

위의 식(23)에서 보듯이 모든 SISO 변수들이 다변수 변수들로

대치되며 전체 수식은 SISO의 경우와 같음을 알 수 있다.  $G_m$ 을 제외한  $U_m, w_m$  그리고  $f_m$  벡터들은 단순한 SISO의 확장이다.

## 4. 실험

본 실험에서 사용되는 DSP 장치는 부동소수점(floating point) 연산을 가능케 해주는 Texas Instrument사의 TMS320C31을 이용한 것으로 하나의 보드위에 AD/DA 변환기, 디지털 I/O, 카운터, 타이머 등이 장착되어 실제 실험 시 매우 편리하게 이용할 수 있다. TMS320C31은 연산속도가 40MIPS이며, 32 비트의 데이터버스 및 I/O와 CPU 동작을 동시에 수행할 수 있는 내부 DMA 제어기를 가지고 있어 고속의 데이터 전송이 가능하다. 또한 64\*32 비트 명령어 캐쉬를 내장하고 있기 때문에 반복적인 벡터 및 행렬연산을 수행할 경우 명령어 캐쉬가 반복적으로 읽어올 코드 영역을 저장함으로써 외부 칩에 대한 접속회수를 줄이는 이점이 있다. 또한 프로그램을 읽어 오는 일로부터 외부버스를 자유롭게 함으로써 DMA나 다른 시스템 요소가 버스를 사용할 수 있게 해준다.

실험에 사용된 컴퓨터언어로는 ANSI C를 사용하였다. 각 회전자들의 위치 측정을 위하여 쓰이는 엔코더 데이터의 입출력에는 직렬 포트 8255를 사용하였으며 가로채기의 처리는 외부 타이머 8254의 두 채널을 이용해 실시간 계산을 행하였다. 결과적으로 생기는 데이터들은 DSP 보드의 RAM 버퍼 영역을 이용하여 저장된 결과를 시리얼 통신방식에 의해 PC로 전송하였다. DSP 보드와 모형 헬리콥터에 연결된 전체 실험 구성도는 <그림 4>와 같다.

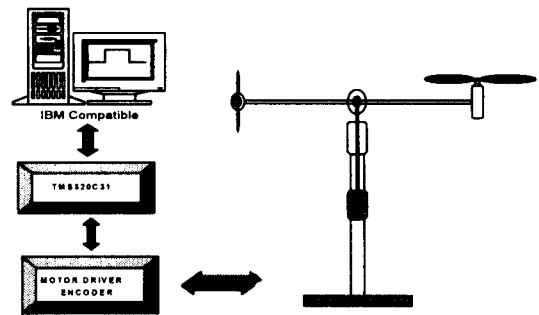


그림 4. 전체 실험 구성도.  
Fig. 4 System Configuration.

본 실험에서 데이터를 얻기 위해 샘플링 시간을 0.1초로 설정하였다. 기준입력(Reference)은 앞서 동정실험에서 설정하였던 구간 내로 정하여 선형성을 보장하고자 하였다. 실험은 두 차례로 실시하였다. 1차 실험에서는 기준입력을 각각 주회전축은 9°에서 14°로 설정하였고, 부회전축은 49°를 계속 유지하도록 하였다. 2차 실험에서는 주회전축을 9°로 계속 유지하면서 부회전축을 56°에서 72°로 설정하였다.

1차 실험에 사용된 조정계수는  $N_1=1, N_2=10, Nu=1, \lambda = 0.01$ 이다. 2차 실험에 사용된 조정계수는  $N_1=1, N_2=10, Nu=1, \lambda = 0.2$ 이다. 이 계수들 중에서도 특히  $\lambda$ 의 선택에 따라 매우 다른 실험결과를 얻을 수 있다. 각각의 기준입력에 따른 제어구간에서의 다변수 예측제어기를 사용한 후의 실험 결과는 아래의 <그림 5>와 <그림 6>과 같다.

## 5. 결 론

본 논문에서는 대상체(모형 헬리콥터)에 대한 완벽한 수학적 모델링을 하지 않고 간단한 동정실험만을 행하여 예측제어기를 구성해 적용해보았다. 실제로 다변수 예측제어기를 적용해본 결과 대상체가 다변수이면서 강한 상호결합 현이 존재함에도 불구하고 실험결과에서 보듯이 원하는 제어 목적을 달성할 수 있었다. 그러나 대상체의 모델 불확실성으로 인해 제어 성능이 약간 떨어지는 점을 알 수 있다. 입력 및 출력측에 제약조건이 있는 경우에는 많은 계산량이 요구되어 이를 극복하기 위한 연구가 계속 진행되고 있다. 그리고 모델 불확실성 문제는 견실성이 보장되는 견실예측기법을 향후 이 용한다면 좀더 향상된 결과를 얻을 수 있을 것이다.

## 참 고 문 헌

- [1] Butler, H., Model Reference Adaptive Control, Prentice-Hall, 1992
- [2] Ljung, L., System Identification: Theory for the Users, Prentice-Hall, 1987.
- [3] Okata K., Discrete Time Control Systems, Prentice-Hall, 1995.
- [4] TMS320C31 User's Guide, Texas Instruments, 1994.
- [5] Clarke, D. W., and C. Mohatadi and P. S. Tuffs(1987). Generalized predictive control-Parts 1 and 2. *Automatica*, 23, 137-160.
- [6] Clarke, D. W., and C. Mohatadi and P. S. Tuffs(1989). Properties of generalized predictive control. *Automatica*, 25, 859-875.
- [7] "Numerical Recipes in C - The Art of Scientific Computing" Second Edition, Cambridge University Press.
- [8] Wilkinson, D. J., A. J. Morris and M. T. Tham (1994). Multivariable constrained predictive control(with application to high performance distillation), *International Journal of Control*, Vol.59,No.3 841-862

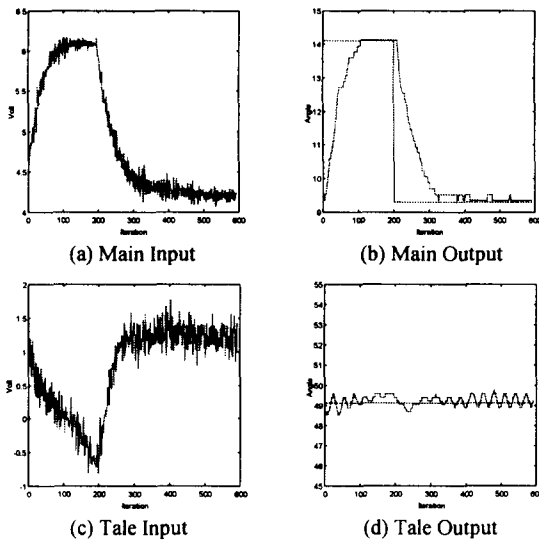


그림 5. 1 차 실험 결과  
Fig. 5 Results of the first experiment

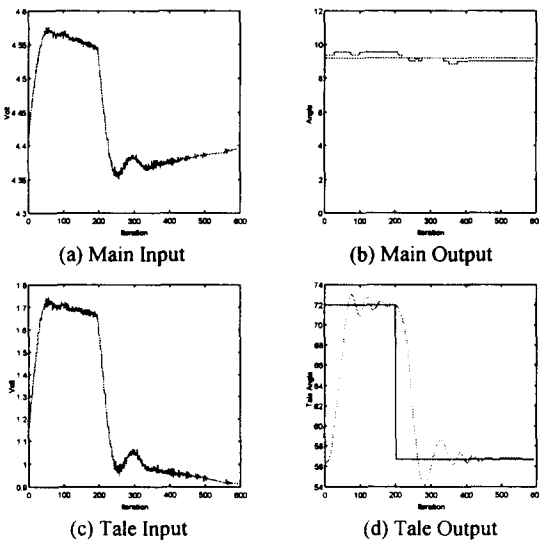


그림 6. 2 차 실험 결과  
Fig. 6 Results of the second experiment.

실험결과를 분석해보면 앞서 2 절에서 행한 동정실험의 결과 모델의 특성을 잘 보여주고 있다. 먼저 1 차 실험에서는 부회전자를 일정하게 유지하게 함으로써 부회전자의 입력이 주회전자의 각도가 상승할 때 부회전자의 각도가 커지는 것을 막기 위해 제어 입력이 반대방향으로 되는 것을 알 수 있다.

2 차 실험에서는 주회전자를 일정하게 유지하게 하는 것으로 부회전자의 출력이 주회전자의 출력에는 그다지 영향을 미치지 못하므로 주회전자의 입력이 그다지 변하지 않는 것을 볼 수 있다. 그리고 본 실험 대상체(모형 헬리콥터)가 입력에 대해서 강한 비선형을 나타냄으로써 제어 가능한 설정 기준의 구간폭이 비교적 좁다는 것을 실험으로써 확인 할 수 있었다.