마이크로콘트롤러를 이용한 모형헬리콥터 정지비행 제어기 설계

°박현식, 이준호, 이은호, 이교일
서울대학교 대학원 기계설계학과

Design of Hovering Flight Controller for a Model Helicopter Using a Microcontroller

°Park, Hyunsik*, Lee, Jun Ho*, Lee, Eun Ho**, Lee, Kyo Il*
*Dept. of Mechanical Design and Production Eng., Seoul Natl. Univ.
**ERC-ACI, Seoul Natl. Univ.

Abstract

The goal of this paper is to develop an on-board controller for a model helicopter's hovering attitude control, using i8096 one-chip microcontroller. Required controller algorithm is programmed in ASM-96 assembly language and downloaded into an i8096 microcontroller. The performance of hovering flight using this system is verified by experiments with the model helicopter mounted on an instrumented flight stand where 3 potentiometers and an optical proximity sensor measure the attitude and main rotor speed of the helicopter.

Nomenclature

A = 9×9 system matrix
A_1= lateral cyclic pitch angle
a_{1sM} = longitudinal flapping
B = 9×3 input matrix
B_1= longitudinal cyclic pitch angle
b_{1sM} = lateral flapping
C = 3×9 output matrix
g = acceleration of gravity
h = vertical offset
i = shaft incidence
I = moment of inertia
K_c= controller feedback gain matrix
K_f= estimator feedback gain matrix
l = longitudinal offset
m = mass
W = process noise covariance matrix
n = order of system (9th)
p,q,r = roll, pitch, yaw rate
Q = torque
r = order of the control vector
T = thrust
V = measurement noise covariance matrix
X = n-dimensional state vector
y = lateral offset
ϕ,θ,ψ = angle of roll, pitch, yaw
θ_M = main rotor collective pitch angle
θ_T = tail rotor collective pitch angle
$\frac{D_v}{mg}$ = vertical drag
$\frac{dR}{db_{1sM}}$ = hub rolling moment stiffness
$\frac{dM}{da_{1sM}}$ = hub pitching moment stiffness

Subscripts
F = fuselage
H = horizontal stabilizer
M = main rotor
T = tail rotor
V = vertical stabilizer
x,y,z = x,y,z direction

1. 서론

이 논문은 모형헬리콥터의 정지비행 제어기 설계에 관한 연구로서 데스크 톱 PC(Desk Top PC)에 정지비행 제어기를 구현했던 기존의 방식에서 벗어나, 가로-세로의 길이가 138 mm X 75 mm 크기의 i8096 마이크로콘트롤러를 이용하여 정지비행 제어를 구현하는 탑재형(On-Board type) 제어기를 설계하여 그 성능을 검증하는 것에 목표를 둔다. 이러한 정지비행에 대한 탑재형 제어기는 최종목표인 자율비행 헬리콥터 제어시스템(autonomous helicopter's flight control system)의 첫단계로서의 의미를 지닌다.

이 논문의 구성은 먼저 헬리콥터의 비선형 운동방정식으로부터 상태방정식을 구한 후, 제어 시스템 개발용 전산패키지인 MATRIXx를 이용하여 Digital LQG/LTR 제어기법을 통해 제어기를 설계하고, 이를 ASM-96 어셈블리어로 코드화한 후 i8096 마이크로콘트롤러에 이식시켜서 3자유도 비행 시뮬레이터에 고정된 모형헬리콥터의 실험을 수행하여 제어기의 성능을 검증하였다.

2. 모형헬리콥터에 대한 모델링과 선형근사

헬리콥터의 질량중심에 XYZ 좌표계를 설정하여, 비행중인 헬리콥터의 자유물체도를 그리면 그림. 1과 같다. 그림. 1에서 각 방향의 힘을 성분별로 정리하여 식을 세우면 식(1)과 같다.[1]

$$
\begin{aligned}
&X_M+X_T+X_H+X_V+X_F=mg\sin\theta+m(\dot{x}-yr+zq)\\
&Y_M+Y_T+Y_V+Y_F=-mg\sin\phi+m(\dot{y}+xr-zp)\\
&Z_M+Z_T+Z_H+Z_V+Z_F=-mg\cos\theta+m(\dot{z}-xq+yp)\\
&R_M+Y_Mh_M+Z_My_M+Y_Th_T+Y_Vh_V+Y_Fh_F+R_F=I_{xx}\dot{p}-qr(I_{yy}-I_{zz})\\
&M_M-X_Mh_M+Z_Ml_M+M_T-X_Th_T+Z_Tl_T-X_Hh_H+Z_Hl_H-X_Vh_V+M_F\\
&\quad+Z_Hl_H-X_Vh_V+M_F=I_{yy}\dot{q}-pr(I_{zz}-I_{xx})\\
&N_M-Y_Ml_M-Y_Tl_T-Y_Vl_V+N_F-Y_Fl_F=I_{zz}\dot{r}-pq(I_{xx}-I_{yy})
\end{aligned}
\qquad (1)
$$

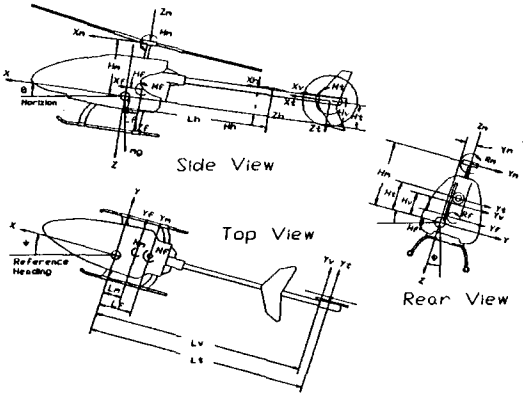

그림. 1 비행 좌표계와 자유물체도

식(1)의 좌변의 대문자는 각각이 모두 상수항과 변수항으로 구성된 비선형항들이다. 식(1)에서 정지비행에 대한 비선형항은 식(2)로 표현된다.

$$
\begin{aligned}
X_M &= T_M \sin(a_{1sM}+i_M)\\
Y_M &= T_M \cos(b_{1sM})\\
Z_M &= -T_M \cos(a_{1sM}+i_M)\\
R_M &= (\frac{dR}{da_{1sM}})b_{1sM} + Q_M \sin(i_M+a_{1sM})\\
M_M &= (\frac{dM}{da_{1sM}})a_{1sM} - Q_M \sin(b_{1sM})\\
N_M &= Q_M \cos(i_M+a_{1sM})\cos(b_{1sM})\\
M_T &= Q_T\,,\ Y_T = T_T\,,\ Z_T = b_{1sM}T_T
\end{aligned}
\qquad (2)
$$

$$
\begin{aligned}
&i_M = 0\,,\ (\frac{dR}{db_{1sM}}) = 14.11875\,,\ (\frac{dM}{da_{1sM}}) = 14.12\\
&T_M = 22.47,\ Q_M = 0.48503\,,\ h_M = 0.2943\,,\ l_M = -0.015\\
&l_H = -0.7\,,\ l_F = 0.230818\,,\ y_M = 0\,,\ h_T = 0.1154\\
&(\frac{D_v}{mg})_H = 0\,,\ (\frac{D_v}{mg})_F = 0.019776\,,\ l_T = 0.8715
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
b_{1sM} &= A_1 + 0.040277p + 0.006706q\\
a_{1sM} &= -B_1 + 0.017174p + 0.040277q\\
b &= -15.6798\,abs(\theta_T + 0.1252) - 0.2845\\
c &= 61.4644(\theta_T + 0.1252)^2\\
T_T &= 0.4735(-b - \sqrt{b^2-4c})\\
d &= \sqrt{abs(8.1683T_T)}\\
Q_T &= 12.842\,d(0.000677\,abs(\theta_T) - 0.0000161\,d) + 0.001853
\end{aligned}
$$

식(1)과 식(2)를 통해서 정지비행에 대한 비선형 운동방정식을 세우면 식(3)과 같다.

$$
\begin{aligned}
\dot{x} &= -T_M \sin(a_{1sM}+i_M)/m - g\sin\theta + \dot{y}r - \dot{z}q\\
\dot{y} &= (T_M \cos b_{1sM} + T_T)/m + g\sin\phi - \dot{x}r + \dot{z}p\\
\dot{z} &= (-T_M \cos(a_{1sM}+i_M) + T_M(\frac{D_v}{mg})_H\\
&\quad + T_M(\frac{D_v}{mg})_F)/m + g\cos\theta + \dot{x}q - \dot{y}p\\
\dot{p} &= \frac{1}{I_{xx}}((\frac{dR}{db_{1sM}})b_{1sM} + T_M\cos(b_{1sM})h_M\\
&\quad - T_M\cos(a_{1sM}+i_M)y_M + T_T h_T) + (I_{yy}-I_{zz})/I_{xx}\,qr\\
\dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}}((\frac{dM}{da_{1sM}})a_{1sM} + T_M\sin(i_M+a_{1sM})h_M + Q_T\\
&\quad - T_M\cos(i_M+a_{1sM})l_M + T_M(\frac{D_v}{mg})_H l_H\\
&\quad + T_M(\frac{D_v}{mg})_F l_F) + (I_{zz}-I_{xx})/I_{yy}\,pr\\
\dot{r} &= \frac{1}{I_{zz}}(Q_M - l_T T_T) + (I_{xx}-I_{yy})/I_{zz}\,pq
\end{aligned}
\qquad (3)
$$

선형 시불변 제어이론을 적용하기 위해서 식(3)에 나타난 비선형항들을 동작점 부근에서 테일러 급수전개를 통해서 선형화를 한다. X, Y, Z 방향의 속도는 0이라고 가정하여 3자유도 문제로 국한시킨다. 또한 DC 서보모터를 1차 시스템으로 근사시켜, 이를 모형헬리콥터의 운동방정식에 추가하였다. 자세각에 대해서는 20 deg, 각속도에 대해서는 20 deg/s, 테일로터의 collective pitch에 대해서는 25 deg, 메인로터의 lateral cyclic pitch에 대해서는 20 deg, 메인로터의 longitudinal cyclic pitch에 대해서는 25 deg, 서보 기준입력에 대해서는 800 μs로 최대값을 설정하여 상태방정식을 무차원화시킴으로써 제어기 설계시 가중치 설정을 용이하게 한다.[2]

위의 과정을 통해 식(4)와 같은 9개의 상태변수와 3개의 제어입력, 그리고 3개의 출력을 갖는 선형화된 상태방정식을 얻는다.

$$
\begin{aligned}
X^T &= [\ \dot{\phi}\ \dot{\theta}\ \dot{\psi}\ \theta_T\ A_1\ B_1\ \phi\ \theta\ \psi]\\
U^T &= [\ U_{\theta_T}\ U_{A_1}\ U_{B_1}]\\
Y^T &= [\ \phi\ \theta\ \psi]
\end{aligned}
\qquad (4)
$$

$$
A = \begin{bmatrix}
4.9127 & 0.8181 & 0.0219 & -4.4855 & 119.8565 & 20.6571 & 0 & 0 & 0\\
-0.4295 & 2.5807 & 0.0015 & -0.4566 & 8.6762 & -78.6580 & 0 & 0 & 0\\
0.0115 & 0 & 2.6196 & 17.7692 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0 & -6.2832 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0 & 0 & -6.2832 & 0 & 0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -6.2832 & 0 & 0 & 0\\
1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\
0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0
\end{bmatrix}
$$

$$
B = \begin{bmatrix}
0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0\\
12.5224 & 0 & 0\\
0 & 12.0367 & 0\\
0 & 0 & 10.1477\\
0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0
\end{bmatrix}
\qquad
C = \begin{bmatrix}
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0\\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0\\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1
\end{bmatrix}
$$

3. 제어기 설계

본 연구에서 제어기는 digital LQG/LTR 제어이론을 통해 설계한다.[3]

설계과정은 Kalman filter이론을 이용하여 원하는 성능을 나타낼 수 있는 특이치 루프형태(Singular value loop shape)를 형성한다. 즉, process noise와 measurement noise를 white noise로 가정하여 식(5)와 같이 상태방정식에 포함시킨다.

$$
\begin{aligned}
&\dot{X} = AX + BU + \Gamma\omega\\
&Y = CX + \nu
\end{aligned}
\qquad (5)
$$

[A, B] : Stabilizable , [A, C] : detectable

ω : process white noise

ν : measurement white noise

설정된 특이치 루프형태의 전달행렬 $G_{KF}(s)$는 식(6)으로 표현되고, 식(6)에서의 이득행렬 K_F는 식(8)의 ARE(Algebraic Riccati Equation)의 해를 구하여 식(7)의 관계식으로부터 구할 수 있다.

$$
G_{KF}(s) = C\,[\ sI - A\ ]^{-1}\,K_f \qquad (6)
$$

$$
K_f = \Sigma\, C^T V^{-1} \qquad (7)
$$

$$\Sigma A^T + A\Sigma - \Sigma C^T V^{-1} C\Sigma + \Gamma W \Gamma^T = 0 \qquad (8)$$

식(9)와 같이 process noise와 measurement noise의 오차 공분산(error covariance)의 초기치를 설정하고 γ와 μ를 설계인자로 사용하여 그림. 2와 같은 루프형태를 가진 목적 피이드백 루프(Target Feedback Loop)를 구한다.

$$E[\omega\omega^T] = W \ , \ E[\nu\nu^T] = V \qquad (9)$$
$$\Gamma = B \ , \ W = \gamma I \ , \ V = \mu I$$

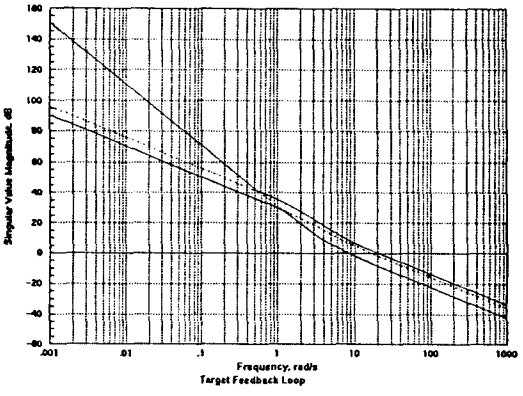

그림. 2. 목적 피이드백 루프

그림. 3에서 LQG 보상기 K(s)는 식(10)으로 표현된다.

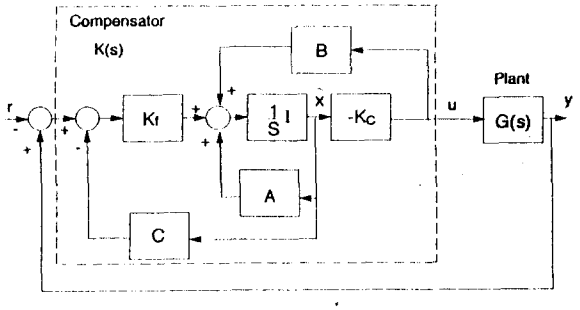

그림. 3. LQG 제어기의 구조

LQG 보상기에 대한 이득행렬 K_c는 식(12)의 ARE의 해를 구하여 식(11)에 대입하여 얻는다.

$$K(s) = K_c(sI - A + BK_c + K_f C)^{-1} K_f \qquad (10)$$
$$PA + A^T P + C^T C - (1/\rho) PBB^T P = 0 \qquad (11)$$
$$K_c = (1/\rho) B^T P \qquad (12)$$

헬리콥터 시스템은 non-minimum phase transmission zero가 없으므로 위식에서의 ρ가 0에 접근함에 따라 $\lim_{\rho \to 0} G(s)K(s) = G_{KF}(s)$, 즉 원하는목적 피이드백 루프로 루프회복(loop recovery)이 된다.[4]

그러나, 지나친 ρ의 축소는 대역(band width)증가에 따른 안정성 문제, 제어이득의 과도한 증가에 따른 포화(saturation)등의 문제를 야기시키므로 ρ를 설계인자로 하여 적절한 값을 선정해야한다.
최종적으로 선정된 루프회복은 그림. 4와 같다.

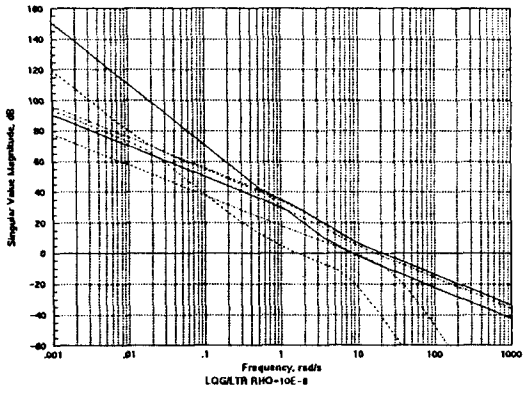

그림. 4. 루프회복

설계된 제어기는 연속상태에서 계산된 것으로 이를 디지탈 컴퓨터에 구현하기 위해서는 이산화 과정이 필요하다.

이산화 시스템에서는 샘플링 시간과의 관계에 따라 시스템이 불안정해질 수 있다. 이에 시행착오법으로 샘플링 시간을 20ms로 조정하였다. 이러한 과정을 통해 이산화된 제어기를 비선형 모델과 결합시켜 제어 시스템 개발용 전산패키지인 MATRIXx를 이용하여 블럭의 형태로 표현할 수 있다. 전체 시스템을 그림. 5와 같이 블럭별로 표현하여 비선형 시뮬레이션을 수행한 결과, 안정된 정지비행제어를 얻었다.

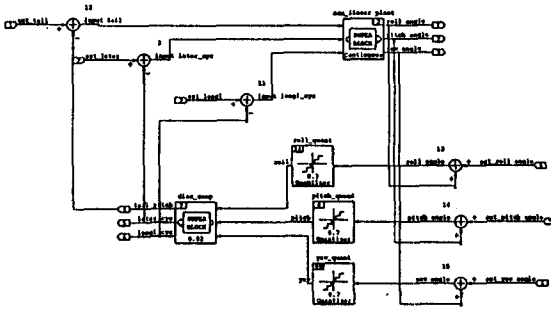

그림. 5. 전체 시스템 블럭도

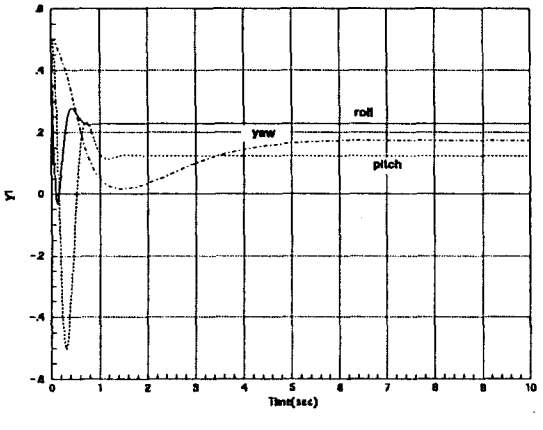

그림. 6. 비선형 전산기 시뮬레이션
(Variable-step Kutta-Merson method)

4. 실험

탑재형 제어기(On-Board Controller)를 구현하기 위해서 사용된 마이크로콘트롤러는 인텔사의 MCS-96 Series i8096이다. i8096이 제공하는 인터럽트 서비스 루틴 (ISR : Interrupt Sevice Routine)으로 기존의 A/D converter board와 PWM generating board, 그리고 I/O port를 통합시키는 것이 가능해졌다.[6]

설계된 이산화 제어기(digital controller)는 20ms의 샘플링 시간을 갖고 있으므로 샘플링 시간을 체크하는 타이머가 필요하다. 이를 위해 매 20ms마다 전체 인터럽트를 거는 소프트웨어 타이머 ISR을 사용한다.

포텐쇼미터의 출력 아날로그 신호를 디지탈 신호로 변환하는 A/D 변환기능에 대해서 10bit의 해상도를 갖는 A/D변환 ISR를 사용한다. 여기서 i8096의 A/D 변환기는 입력 전압을 0V에서 5V로 제한하므로 신호조정기(Signal Conditioner)를 통해 포텐쇼미터의 출력신호를 제한영역내 값으로 조정하였다.

센서의 출력 신호를 i8096의 직렬 통신기능을 이용하여 모니터링하기 위해서 직렬 포트 ISR이 사용되며, 엔진의 회전수 측정을 위해서 광근접 센서로부터 발생되는 펄스열의 갯수를 단위시간동안 측정하는 계수 ISR이 사용된다.

센서 출력으로 자세와 메인로터의 회전속도를 입력받아서 제어입력을 계산하고 이를 각 서보에 대한 펄스 폭(Pulse Width)으로 환산하여 PWM 신호를 발생시키기 위한 High Speed Output ISR이 사용된다.[7]

각각의 ISR을 모듈별로 구성하여 ASM-96 어셈블리어로 코드화한 후, IBM-PC에서 통신 프로그램으로 i8096의 RAM영역에 코드 프로그램(HEX.file)을 다운로드(download)시킨다. 이러한 구성을 표현하면 그림. 7과 같다.

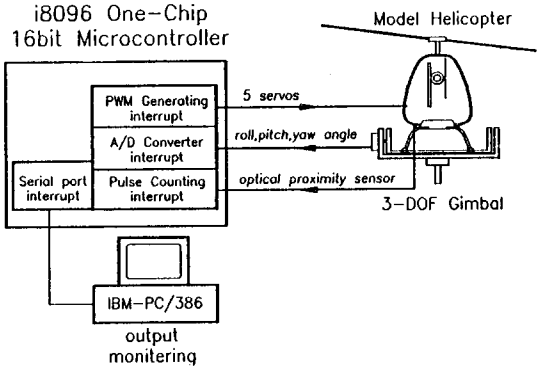

그림. 7. 실험장치 구성도

i8096 마이크로콘트롤러에 구현된 탑재형 제어기의 실험결과는 그림. 8과 같다.

5. 결론

본 연구에서는 헬리콥터의 정지비행 운동을 제어 시스템 개발용 전산패키지인 MATRIXx를 통해서 표현하고 비선형 시뮬레이션을 수행함으로써 제어기 설계작업을 용이하게 할 수 있는 가능성을 제시하였다.

그리고, 탑재형 제어기(On-Board Controller)의 구현에 있어서, 제어입력을 형성하는 PWM 신호 발생 인터럽트, 출력을 감지하여 전산기에 이산화된 값을 제공하는 A/D 변환 인터럽트, 엔진의 회전속도를 감지하기 위해서 광근접센서로부터 발생되는 펄스열의 갯수를 단위시간동안 측정하는 계수 인터럽트, IBM-PC와 직렬 포트로 연결하여 결과를 모니터링할 수 있게 하는 직렬 포트 인터럽트를 하나의 마이크로콘트롤러로 통합시키는 연구를 수행하였다. 그 결과, 안정된 정지비행특성을 검증할 수 있었다.

앞으로의 연구방향으로 digital LQG/LTR제어기의 이득조정을 통해서 견실안정성의 확보, H∞제어기법 내지는 그밖의 다른 다변수 견실제어기법의 적용이 요구된다.

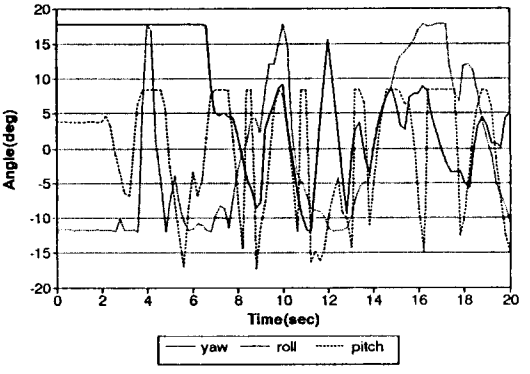

그림. 8 실험 결과

참고 문헌

[1] Prouty, R. W. Helicopter Aerodynamics, PJS Publications, 1985

[2] 박 현식, 심 현철, 이 은호, 이 교일, "디지탈 LQG/LTR 제어기법에 의한 모형헬리콥터의 정지비행 제어," 춘계기계학회, 1993

[3] G. Stein and M. Athans, "The LQG/LTR Procedure for Multivariable Feedback Control Design," IEEE-AC, Vol. AC-32, No. 2, pp 105-114, Feb. 1987

[4] Athans, M. "Multivariable Control System", Course Lecture Notes, MIT, 1985

[5] Kwakernaak, H., Sivan, R., "Linear Optimal Control Systems", John Wiley & Sons, New York, 1972

[6] 나 종래, 문 세홍, 유 영재, "인텔 8096 구조와 설계", 도서출판 Ohm사, 1991

[7] 나 종래, 문 세홍, 강 민구, "i8096 A.프로그래밍", 도서출판 Ohm사, 1993

[8] 심 현철, "모형 헬리콥터의 정지비행 제어기의 설계에 관한 연구", 서울대학교 공학석사학위논문, 1993