

# 마이크로프로세서를 이용한 디지털 자동조종장치의 실현

## Digital Autopilot Implementation Using Microprocessor

李 明 儀\* · 權 五 圭\*\*  
(Myung-Eui Lee · Oh-Kyu Kwon)

**Abstract** - This paper deals with the digital autopilot implementation for a launch vehicle. We propose a hardware and software system for digital autopilot implemented by microprocessor. The hardware system designed in this paper consists of CPU and memory board with 80286 MPU and 80287 NPU and I/O interface with A/D and D/A converters. The software system developed is composed of power-on self-test program, initializing program, interrupt service program, and control program. The performance of the overall system controlled by the digital autopilot implemented in this paper is evaluated via real-time simulations, which show that the control performances are satisfactory.

**Key Words** : Digital Autopilot(디지털 자동조종장치), Microprocessor Implementation(마이크로프로세서 실현), Real-Time simulation(실시간 모의실험), Guidance and control system(유도 제어 시스템),  $\delta$ -Transformation(델타 변환)

### 1. 서 론

자동조종장치(Autopilot)는 유도제어 시스템의 일부로서 비행체, 선박, 탱크 등항로 및 자세제어에 필수적인 장치이다. 유도법칙에 의해 조종대

상체가 어떤 궤도를 따라가는 데에 필요한 자세 및 속도명령이 주어지면, 자동조종장치는 주어진 명령대로 조종대상체가 움직이도록 필요한 제어입력을 계산하여 구동장치에 제공하며, 구동장치는 제어입력에 따라 조종대상체를 움직이게 되는데, 이러한 성능 견실성(Robustness)을 지니도록 유도제어 시스템은 설계된다[1].

자동조종장치의 구성절차는, 첫째로 조종대상체의 수학적 모델로부터 적절한 제어기법을 선

\*正 會 員 : 現代電子(株) 産業電子研究所 勤務 · 工博

\*\*正 會 員 : 仁荷大 工大 電氣工學科 副教授 · 工博  
接受日字 : 1991年 9月 13日  
1次修正 : 1991年 12月 3日

택하여 제어기를 설계하고, 둘째로 설계된 제어기를 제어장치로써 실현시키고, 셋째로 비행모의실험을 통해 성능을 평가하여 만족스럽지 못할 때에는 전단계의 설계과정을 검토하고 보완하는 순서로 이루어진다[1].

자동조종장치의 제어기법으로는 고전적 제어이론에서부터 현대 제어이론에 이르기까지의 다양한 방법들이 응용되고 있으며 많은 연구사례들이 발표되고 있다[1-5]. 자동조종장치의 실현은 대개 디지털 컴퓨터로써 구성되는데, 제어 알고리즘과 속도 및 자세추정 알고리즘을 포함하는 소프트웨어 부분과, 중앙연산처리장치, 기억장치, 입출력 접합부 등의 하드웨어 부분으로 이루어진다.[6, 7] 그런데 자동조종장치의 실현은 학술적인 내용보다는 기술적인 내용으로 이루어지기 때문에 기술보호의 측면에서 발표사례가 매우 드문 편이다. 비행모의실험은 자동조종장치의 초기설계가 끝난 뒤 성능검토를 위해 수행된다. 컴퓨터에 의한 6자유도의 비행모의실험을 수행하여 원하는 성능이 나오는지 확인하고 만족스럽지 못하면 제어계수들을 조정하거나 보상기를 설계한다[1].

최근 국내에서는 항공우주 산업분야에 대한 관심이 매우 높아지고 있다. 그런데 항공우주 산업은 종합산업으로서 공업 전문분야에 걸친 고도의 기반기술을 필요로 하고 있다. 그러나 국내에서의 이러한 기반기술은 매우 취약한 수준에 있으며, 따라서 이 분야의 기술개발과 독자적인 발전을 위해서는 기술도입과 더불어 기반기술에 관련된 기초연구를 병행해 나가야 할 필요가 있다. 이 논문에서 다루는 자동조종장치는 항공우주분야의 기반기술 가운데 하나이며, 이 논문은 이 기반기술의 국산화개발을 위한 기초연구로서 시도된 것이다.

이 논문에서는 자동조종장치를 마이크로프로세서로써 실현시키는 실례를 제시한다. 조종대상시스템으로는 일본의 실용위성인 M-3H-3 발사체를 택하고, 수학적 모델과 제어기 설계기법으로는 [8, 9]에 제시된 것을 활용하여 고전적 제어기법인 진지상(Lead-lag)보상기를 사용하고, 80286 마이크로프로세서와 80287 수치연산 프로세서를 사용한 디지털 자동조종장치를 실현시킨다. 그리고 실시간 모의실험을 통해 적당한 샘플링 시간을 선택하고 제어알고리즘 실현에 따른 응답특성을 알아보며 실현된 자동조종장치의 성능을 평가한다.

이 논문에서는 자동조종장치의 제어기로서 진지상 보상기를 택하고 있는데, 이것은 설명의 편의를 위한 것이기도 하지만, 이러한 고전적 제어기들이 현장에서는 실제적으로 더 많이 활용되고 있

기 때문이다[1, 21]. 그렇지만 이 논문에서 개발한 디지털 자동조종장치에서는 다른 제어기법도 제어프로그램만 바꿈으로써 쉽게 실현시킬 수 있으며, 현대적 제어기법인 LQG/LTR 보상기를 활용한 예로서 [22]의 경우를 들 수 있다.

이 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 자동조종장치의 대상시스템 모델과 제어기를 살펴본다. 3장과 4장에서는 각각 이 논문에서 설계한 디지털 자동조종장치의 하드웨어와 소프트웨어의 구성을 제시한다. 그리고 5장에서는 실시간 모의실험을 통해 이 논문에서 실현한 자동조종장치의 성능이 만족할 만함을 확인하고, 6 장에서 결론을 맺는다.

## 2. 조종대상 시스템 모델과 제어기

이 장에서는 자동조종장치 구성요소들 중에서 측정장치와 구동장치의 수학적 모델은 주어지는 것으로 보고, 대상시스템을 발사체로 하여 선형화 모델과 이 모델을 근거로 하여 진지상 보상기에 의한 제어기를 설계한 결과를 간략히 살펴본다. 상세한 유도과정은 [8, 9]에 제시되어 있다. 이 논문에서 채택된 조종대상 시스템은 일본의 실용위성용 발사체로 4단으로 구성된 M-3 H-3 발사체이며, 3차원 6자유도의 축대칭형 강체로 모델링하여 사용한다. 그리고 자동조종장치의 롤과 피치 명령은 유도장치나 사전프로그램 방식에 의해 자세각이나 자세율로 미리 주어지는 것으로 한다.

### 2.1 조종대상 시스템 모델[8, 9]

발사체의 운동 방정식은 결합계수가 있는 비선형 연립 미분 방정식으로 표현되는데, 이 비선형 미분방정식을 동작점 근방에서 선형화시키고, 대상 발사체는 강체이며 축대칭형이라는 가정을 거쳐 동작점 ( $P=R=V=0, U=U_0+u, Q=q, W=w$ )에서 피치채널의 운동방정식을 구하면 다음과 같은 선형화되고 분해된 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} mU_0\dot{\alpha} - mU_0\dot{\theta} &= -mg\theta\cos\theta_0 \\ &\quad + T\delta_p + F_{za} \\ I_y\ddot{\theta} &= Tl_c\delta_p + M_{ya} \end{aligned} \quad (2.1)$$

여기서  $U, V, W$ 와  $P, Q, R$ 은  $x, y, z$ -축 방향의 병진속도와 회전각속도,  $u, v, w$ 와  $p, q, r$ 은  $U, V, W$ 와  $P, Q, R$ 의 섭동항(Perturbation),  $m$ 은 발사체의 질량,  $g$ 는 중력가속도,  $F_{za}$ 는  $z$ -축 방향의 공기외력,  $M_{ya}$ 는  $y$ -축방향의 공기모멘트,  $I_y$ 는

Ⅱ 2.1 단계의 분리

Table 2.1 The stage number of 6 Events

단계번호	발사후 경과시간	주요사항
1	0.5초	1단 접화
2	70.0초	1단 연소끝
3	86.0초	2단 접화
4	158.0초	2단 연소끝
5	302.0초	3단 접화
6	355.0초	3단 연소끝

y-축방향의 관성모멘트,  $T$ 는 추력,  $\theta_0$ 와  $\theta$ 는 피치 자세각 및 섭동항,  $l_c$ 는 무게중심위치,  $\delta_p$ 는 피치 엔진편각, 그리고  $\alpha(w/U)$ 는 받음각(Angle of attack)이다. 대상 발사체가 축대칭형이므로 요 채널의 운동방정식도 식(2.1)과 같다.

위와 같은 방법으로 동작점 ( $Q=W=0, V=v, P=p, R=r, U=U_0+u$ )에서 롤 채널의 운동방정식을 구하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$I_x \ddot{\phi} = \sum M_x = T l_r \delta_r \quad (2.2)$$

여기서  $\phi$ 는 롤 자세각의 섭동항,  $I_x$ 는 x-축방향의 관성모멘트,  $\sum M_x$ 는 x-축 방향의 모멘트합,  $l_r$ 은 롤 모멘트 길이(Roll Moment Arm), 그리고  $\delta_r$ 은 롤 엔진편각이다.

발사체의 전달함수는 발사 이후 추력, 공력학, 그리고 중량등에 의한 영향으로 발사체의 동작점에 따라 변화한다. 이 논문에서는 발사체의 운동 형태가 변화되는 각 순간을 표 2.1과 같이 6단계로 가정하여 각 단계에서의 전달함수를 구한다.

2.2 롤과 피치 채널의 자동조종장치 [9]

그림 2.1과 2.2 에서와 같이 발사체의 롤과 피치를 제어하는 자동조종장치의 제어기  $D_r(s)$ ,  $D_p(s)$ 를 진지상 보상기로써  $\delta$ -평면 설계법[10]을 써서 설계한다.

롤 채널의 전달함수  $G_r(s)$ 와 피치 채널의 전달함수  $G_p(s)$ 는 식(2.1)과 (2.2)로부터 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$G_r(s) = \frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{T l_r}{I_x s} \quad (2.3)$$

$$G_p(s) = \frac{\theta(s)}{\delta_p(s)} = \frac{(T l_c / I_y) s - F_{za} T_{lc} / (I_y m U_0) + M_{ya} T / (I_y m U_0)}{s^2 - (F_{za} / (m U_0)) s + M_{ya} / I_y} \quad (2.4)$$

여기서 전달함수의 계수들은 대상발사체의 발사에

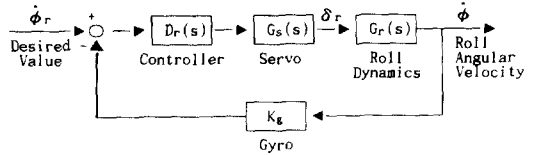


그림 2.1 롤 채널의 자동조종장치  
Fig. 2.1 Roll Channel Autopilot

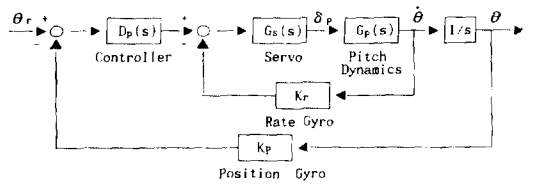


그림 2.2 피치 채널의 자동조종장치  
Fig. 2.2 Pitch Channel Autopilot

표 2.2 롤 채널의 계수

Table 2.2 Roll Channel Parameters

단계	$I_x$ [Kg-m <sup>2</sup> ]	$T$ [Kg]	$l_r$ [m]
1	18024.5955	227226.969	1.410
2	6481.2052	148199.728	1.410
3	2982.1977	36400	1.410
4	966.2478	36400	1.410
5	192.9946	6819.999	1.410
6	42.7569	6819.999	1.410

서 3단 분리까지의 6단계로 나누어 모델링한 값들을 사용하는데 그 값들은 표 2.2 표 2.3과 같다.

구동장치 서보 전달함수  $G_s(s)$ 와 자이로 이득은 다음과 같이 주어지는 것으로 한다.

$$G_s(s) = \frac{15}{s+15}$$

$$K_g=1, K_r=1, K_p=1$$

각 단계에서 샘플링 주기  $\Delta$ 를 0.1, 0.05, 0.01[sec]로 하여  $\delta$ -변환을 거쳐 이산형으로 변환시킨 개루프 시스템의 보드선도를 그려보면 이득 여유와 위상여유가 원하는 성능을 유지하기에는 적당치 않다. 그래서 시스템의 정상상태 오차가 약 1%~5%를 가지며 전체 시스템의 이득여유가 20db, 위상여유가 50° 정도가 되도록 보드선도상

표 2.3 피치 채널의 계수

Table 2.3 Pitch Channel Parameters

단계	$U$ [m/sec]	$F_{za}$	$M_{ya}$	$I_Y(I_z)$ [Kg-m <sup>2</sup> ]	$m$ [Kg]	$CP$ [m]	$\ell_c$ [m]	$C_{Na}$	$q$ [Kg/m <sup>2</sup> ]
1	400	$-2.5838 \times 10^6$	$1.3136 \times 10^7$	1743953.164	62741.84	19.593	14.5091	15.0	98000
2	1780	-64449.6054	287928.612	744029.413	27546.293	14.090	9.6227	5.0	7333.262
3	1600	-857.3465	620.2045	33979.991	12476.892	6.227	5.5033	2.19	222.720
4	4160	-0.005219	0.009	18684.582	2924.995	5.677	3.9316	2.01	0.001475
5	4400	0	0	803.359	1912.407	1.877	1.8770	0.0	$1.4 \times 10^{-9}$
6	6930	0	0	384.812	1082.629	1.279	1.2790	0.0	$3.48 \times 10^{-9}$

초기 발사각  $\theta_0=71[^\circ]$ , 발사체의 기준 단면적  $S=1.75773[m^2]$

표 2.4 제3단계에서 롤과 피치채널에 대한  $\delta$ -평면에서의 보상기 전달함수

Table 2.4 The  $\delta$ -plane Compensator Transfer Functions for Roll and Pitch Channel at Stage 3

샘플링 시간	롤 채널 보상기 $D_r(\gamma)$	피치 채널 보상기 $D_p(\gamma)$
0.1초	$\frac{2.5+25\gamma}{1+32.576\gamma}$	$\frac{20+333.343\gamma}{1+52.7213\gamma}, k_r=1.98$
0.05초	$\frac{2.9053+20.9053\gamma}{1+38.7296\gamma}$	$\frac{19.795+282.787\gamma}{1+35.8847\gamma}, k_r=1.98$
0.01초	$\frac{2.91+14.55\gamma}{1+17.86\gamma}$	$\frac{20+222\gamma}{1+19.84\gamma}, k_r=1.98$

에서의 적절한 계산절차[11]를 거쳐[9]에 제시한 방법에 따라  $\delta$ -평면에서 진-지상 보상기를 설계한다. 위와 같이 설계한 롤과 피치 채널의 제 3단계에서의 보상기는 표 2.4와 같다.

2.3 디지털 자동 조종 장치

그림 2.1과 2.2의 자동조종장치의 전달함수는 표 2.4에 있는데, 이것들은 모두  $\delta$ -평면상의 전달함수들이다. 이것을 디지털 제어기로 실현시키려면 다음의 식(2.5)와 같은 변환을 거쳐  $z$ -평면 전달함수로 바꿔야 한다.

$$D(z) = D(\gamma) \Big|_{\gamma = \frac{z-1}{T}} \quad (2.5)$$

식(2.5)에 의해 제 3단계에서 구한 롤 채널과 피치 채널 보상기의  $z$ -평면 전달함수는 표 2.5와 같으며, 디지털 제어기는 그림 2.3과 같이 구성된다.

여기에서 제어기 전달함수  $D(z)$ 를 디지털 컴퓨터로써 실현시키기 위하여 다음과 같은 식으로 표

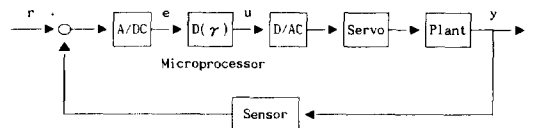


그림 2.3 디지털 자동조종장치  
Fig. 2.3 Digital Autopilot

현 한다.

$$D(q) = \frac{u(q)}{e(q)} = \frac{b_0 + b_1 q^{-1}}{1 + a_1 q^{-1}} \quad (2.6)$$

윗식에서 계수  $a_1, b_0, b_1$ 은 표 2.5에 대응되는 계수들이다. 식(2.6)을 직접형의 3D 구조를 갖는  $x, y$ 간의 차분 방정식으로 바꾸면 다음과 같다[12].

$$\begin{aligned} u(k) &= b_0 e(k) + S \\ S &= b_1 e(k-1) - a_1 u(k-1) \end{aligned} \quad (2.7)$$

식(2.7)의 알고리즘을 프로그램으로써 실현시키면 디지털 제어기가 구성 되는데, 이때에 여러가지 원인에 의해 출력오차가 발생한다. 이 오차의

표 2.5 제3단계에서 롤과 피치채널에 대한 z-평면에서의 보상기전달함수

Table 2.5 The z-plane Compensator Transfer Functions for Roll and Pitch Channel at Stage 3

샘플링 시간	롤 채널 보상기 $D_r(z)$	피치 채널 보상기 $D_p(z)$
0.1초	$\frac{0.7674 - 0.7598z^{-1}}{1 - 0.9969z^{-1}}$	$\frac{6.3227 - 6.2848z^{-1}}{1 - 0.9992z^{-1}}$
0.05초	$\frac{0.5398 - 0.5360z^{-1}}{1 - 0.9987z^{-1}}$	$\frac{1 - 0.9986z^{-1}}{1 - 0.9986z^{-1}}$
0.01초	$\frac{0.81467 - 0.81304z^{-1}}{1 - 0.99944z^{-1}}$	$\frac{11.18952 - 11.17944z^{-1}}{1 - 0.99949z^{-1}}$

CPU	80286 8MHz	A/D변환기	ADC71×1
NPU	80287 8MHz	D/A변환기	DAC71×1
감시기	MAX 693	아나로그 멀티플렉서	ADG526×1
ROM	27256×2 150 nsec	샘플/홀드 증폭기	AD684×1
디지털 I/O	8255×1	샘플러/홀러	AD582×1
직렬통신	8250×2	가로채기 제어기	8259×1
RAM	62256×2 100 nsec	타이머 제어기	8254×1
		RTC/CMOS RAM	DS 1287

원인으로는 A/D 변환기 입력과 보상기 계수를 표현하는데 있어서 데이터 길이 제한에 의한 양자화 오차, 수치연산에서 자릿수 잘림(Truncation), 반올림(Roundoff), 자리넘침(Overflow) 등에 의한 수치오차가 있다[13]. 이 가운데 수치오차를 줄이기 위해서 이 논문에서는 제어 알고리즘 실현에 80287수치연산 프로세서를 사용하여 고속의 부동소수점 연산을 한다.

식(2.7)의 직접형 실현법은 식(2.6)과 같이 낮은 차수의 제어기에서는 허용되지만 차수가 높아지면 마이크로프로세서의 데이터 길이 제한에 의한 수치오차가 문제되므로 제어알고리즘을 직결형이나 병렬형으로 실현시키거나[12], 또는  $\delta$ 형의 상태공간 차분방정식 형태로 실현시켜야 한다[10].

### 3. 하드웨어의 구성

이 장에서는 자동조종장치를 마이크로프로세서로 실현시키기 위한 하드웨어를 설계한다.

#### 3.1 중앙연산 처리부와 기억장치부

이 논문에서는 자동조종장치의 하드웨어 구성에 인텔사의 80286 중앙연산 처리장치와 80287 수치

연산 처리장치[14]를 사용하며, 처리속도는 모두 8[MHz]로 한다. 이와 같은 처리속도의 중앙연산 처리장치를 사용하여 회로를 설계하려면 대기상태(Wait State) 발생회로가 필요하다. 읽기/쓰기 처리 시간 100[nsec]의 SRAM은 대기상태 발생회로 없이 사용할 수 있지만, 읽기 처리시간 150[nsec]의 ROM을 사용하려면 1개의 대기발생회로가 필요하다. 그리고 인텔계열 입출력 제어용 칩의 읽기/쓰기 시간조건을 만족시키기 위해서 2 개의 대기상태를 추가한다. 대기상태없이 프로그램을 실행시키려면 ROM에서 SRAM으로 프로그램을 옮겨서 실행시킨다.

신뢰성 향상을 위해서 감시기(Watch Dog Timer)[15]를 사용한다. 감시기는 중앙연산 처리장치의 ALE(Address latch enable) 신호를 감시하여 1.6[sec]이내의 주기마다 이 신호가 발생되지 않으면 자동조종장치를 강제로 재동작 시킨다. 또한 입력전원을 감시하여 4.4[V]이하로 입력전원이 떨어지면 예비전원으로 전환하고 가로채기를 발생시킨다.

기억장치는 ROM 64 KB와 SRAM 64 KB로 설계한다[16]. 전원공급이 중단되어도 데이터가 보존되는 CMOS RAM을 사용하여 자동조종장치의 고장이 발생하면 현재 사용중인 중요 데이터를 다

시 사용할 수 있도록 저장한다.

### 3.2 입출력 장치부

센서의 입력과 구동기의 출력을 위하여 16비트 A/D와 D/A변환기[17]를 각각 1개씩 사용하지만 물, 피치, 요 3개의 채널에 사용할 수 있도록 아나로그 멀티플렉서와 샘플터-홀더를 사용하여 A/D 변환기는 16채널, D/A 변환기는 4채널로 하며, A/D 변환기의 최대 변환시간은 약 50[μsec]이다. 샘플링 주기는 8254 타이머 제어기[18]에 의해서 제어되며, 1.8432[MHz]를 4분주한 0.4608[MHz]를 클럭 입력으로 사용할 때, 프로그램 가능한 샘플링 시간대역은 2.17[μsec]-142.2[msec]이다.

8254 타이머 제어기에서 발생한 출력신호가 8259가로채기 제어기[18]의 입력으로 연결되어 이 신호가 발생할 때 마다 제어프로그램이 실행된다. 이 8259가로채기 제어기는 실시간 클럭과 직력통신을 위해서도 사용된다.

8255디지털 입출력 장치[18]의 입출력 포트를 입력 모드 또는 출력모드로 초기화하여 디지털 입출력에 사용한다. 실시간 클럭[19]의 경보기능을 이용하여 2장에서 구한 6단계까지의 제어기계수를 각 단계에 해당하는 제어기계수로 변경시킨다.

위와 같이 설계한 하드웨어의 구성을 요약하면 다음과 같으며 블럭도는 그림 3.1과 같다.

## 4. 소프트웨어의 구성

이 장에서는 자동조종장치에 필요한 소프트웨어를 개발한다. 개발된 소프트웨어는 POST 프로그램, 초기화 프로그램, 실시간 가로채기 프로그램, 제어 프로그램 등이며, 이 소프트웨어는 3장에서

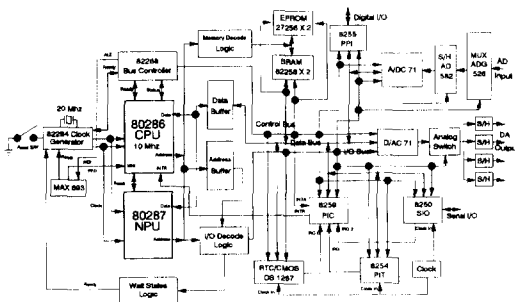


그림 3.1 자동조종장치의 하드웨어 블럭도  
**Fig. 3.1** Block Diagram of Hardware for Digital Autopilot

설계한 하드웨어의 ROM에 이식하여 실행시키게 된다.

### 4.1 POST(Power-On Self Test) 프로그램

처음으로 자동조종장치가 동작할 때, 즉 전원이 공급되거나 감시기에 의해 자동조종장치가 재동작 되면 자체적으로 고장부분을 찾는 기본적인 진단 프로그램이다. 우선 마이크로프로세서의 내부 레지스터들이 정상인가를 알아보기 위해 패턴 읽기/쓰기 또는 비트 이동(shift) 방법에 의해 레지스터 내의 고장 비트를 검사한다. 캐리, 자리넘침(Overflow) 그리고 제로 flag등을 발생시켜 상태 레지스터도 검사한후 ROM 프로그램이 파괴되었는가를 Check-sum으로 확인한다. 다음은 입출력 제어용 칩의 내부레지스터와 RAM을 검사한다.

위와 같은 기본적인 검사후, 타이머 제어기의 계수기레지스터의 값이 정해진 시간내에 변하는가를 검사한다. 또한 가로채기 제어기를 검사하기 위해서 샘플링시간 조절을 위해 사용될 타이머 제어기를 초기화하고 임시 가로채기 벡터를 설정한후, 실제로 가로채기가 발생하는지 알아본다. 실시간 클럭도 위와 같은 방법으로 경보 가로채기를 발생시켜 동작을 확인한다. 이 프로그램의 흐름도는 그림 4.1과 같다.

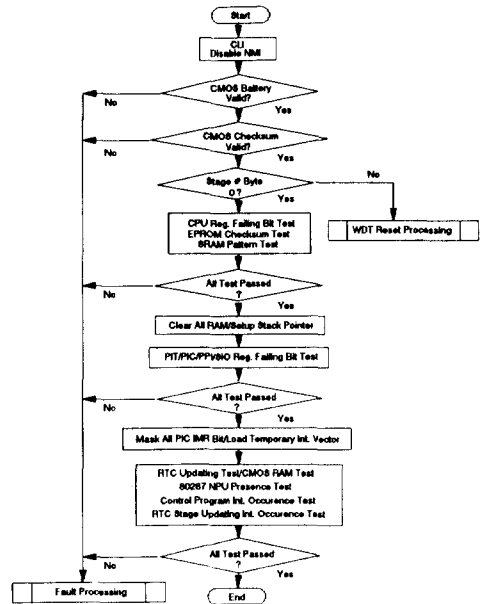


그림 4.1 POST프로그램의 흐름도  
**Fig. 4.1** Flow Chart for POST Program.

4.2 초기화 프로그램

위의 POST프로그램 실행후 자동조종장치가 정상적으로 동작하기 위해서는 설계한 하드웨어와 소프트웨어의 초기화가 필요하다. 우선 1 단계에서의 제어기 계수와 초기 입출력값등을 초기화한다. 샘플링 시간을 조정하기 위해 8254타이머로 제어기의 모드를 지정하고 계수기 레지스터를 초기화 한다. 그리고 제어 프로그램과 실시간 가로채기 벡터를 설정하여 놓고 다음 단계의 경보 가로채기 값을 실시간 클럭에 정해 놓는다. 이 프로그램의 흐름도는 그림 4.2와 같다.

4.3 실시간 가로채기 프로그램

실시간 가로채기가 발생할 때 실행되는 프로그램으로 제어기 계수를 각 단계에 해당하는 것으로 변경시키고 다음 단계의 가로채기가 발생하도록 경보 가로채기 값을 실시간 클럭에 설정한다. 감시기에 의해 자동조종장치가 재동작한 경우나 제어프로그램에서 사용할 수 있도록 현재단계의 번호를 CMOS RAM에 저장하여야 한다. 이 프로그램의 흐름도는 그림 4.3과 같다.

4.4 제어 프로그램

이 프로그램이 실제로 룰, 피치와 요채널의 제어신호를 발생시키는 부분이다. 식(2.7)에 의해 표시되는 차분방정식을 마이크로프로세서로 실현

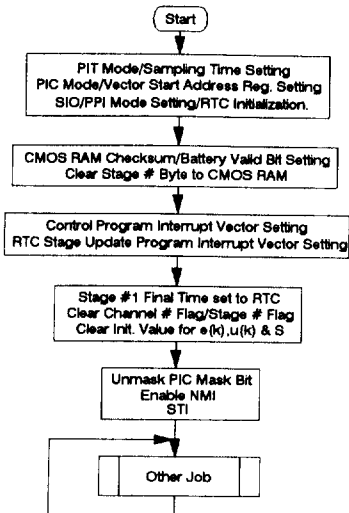


그림 4.2 초기화 프로그램의 흐름도  
Fig. 4.2 Flow Chart for Initialization Program

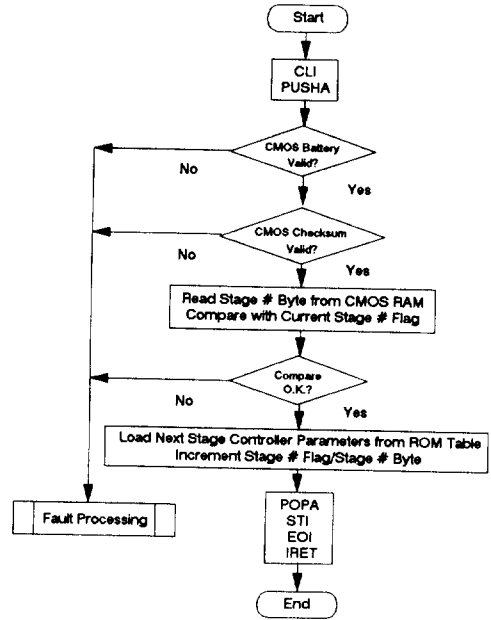


그림 4.3 실시간 클럭 가로채기 프로그램의 흐름도  
Fig. 4.3 Flow Chart for RTC Interrupt Service Program

함으로써 디지털 제어기를 구성하는 것이다. 제어 프로그램은 8254타이머 제어기에 의해 미리 정해진 샘플링 주기에 따라 8259 가로채기 제어기를 기동시켜 가로채기가 발생할 때마다 항상실행된다. 각 단계에 해당하는 제어기 계수는 현재 단계 번호를 CMOS RAM에서 읽어 이번호에 대응되는 제어기계수를 사용한다. 그리고 감시기에 의해 Reset이 되는 경우에는 CMOS RAM에 저장된 제어기 변수들의 전상태값을 사용할 수 있도록 필요한 변수를 CMOS RAM에 저장한다.

그림 2.3에서 A/D변환기를 통한 e(k)의 입력시간  $T_{ADC}$ 는 최대 330주기이고, D/A변환기를 통한 u(k)의 출력시간  $T_{DAC}$ 는 최대 200 주기이다. 그리고 제어프로그램을 80287 수치연산 프로세서로 부동소수점 연산하는 경우에 연산시간  $T_c$ 는 940 주기가 소요된다. 따라서 3 개의 채널을 제어하는데 필요한 제어프로그램의 실행시간은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \text{제어프로그램 실행시간} &= (T_{ADC} + T_{DAC} + T_c) \\
 &\quad \times 100[\text{nsec}] \times 3[\text{채널}] \\
 &= 441[\mu\text{sec}]
 \end{aligned}$$

윗 식에서 알 수 있듯이 최소로 선택할 수 있는 샘플링 시간은 441[μsec]이다. 따라서 샘플링 시

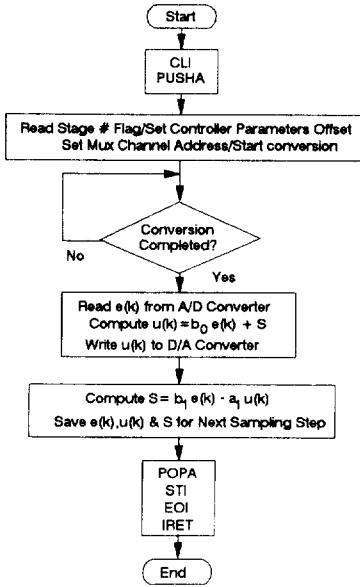


그림 4.4 제어 프로그램의 흐름도  
Fig. 4.4 Flow Chart for Control Program

간을 0.01[sec]로 했을 때에도 9.559[msec]가 남게 되므로, 이 시간동안은 유도계산, 고장점검 등을 하는데 이용하면 된다. 이 프로그램의 흐름도는 그림4.4와 같다.

5. 모의실험

이 장에서는 2-4 장에서 구성한 자동조종장치의 성능을 모의실험을 통하여 평가해본다. 제어단계 중 제 3단계의 시점은 발사체 1단분리 후 공력적으로 가장 불안정하기 때문에 제 3단계를 모의실험의 대상으로 한다.

먼저 2장에서 설계한 제어기의 성능을 평가하기 위한 모의실험을 수행한다. [8, 9]에 제시된 발사체의 롤과 피치 채널 원래의 비선형 운동방정식을 SIMNON[20]이라는 소프트웨어 패키지를 이용하여 실현하고, 2장의 제어기에 적용하여 제 3 단계에서의 계단입력에 대한 응답을 구해보면 그림 5.1-(1), 그림 5.2-(1)과 같다. 그리고 식(2.1), (2.2)로 표시되는 발사체 롤과 피치채널의 선형화 모델에 동일한 제어기를 적용하여 제 3단계에서의 계단입력에 대한 응답을 구해보면 그림 5.1-(2), 그림 5.2-(2)와 같다. 이 결과에서 볼수 있듯이, 설계된 제어기는 비선형 모델에서나 선형화 모델에서나 거의 비슷한 응답특성을 보이고 있으며, 세가지 샘플링 시간의 모든 경우에 만족할 만한

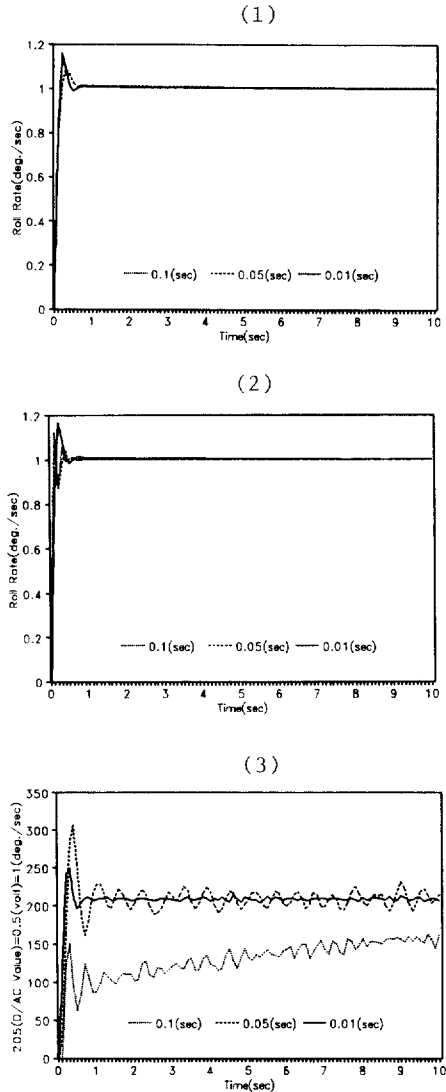
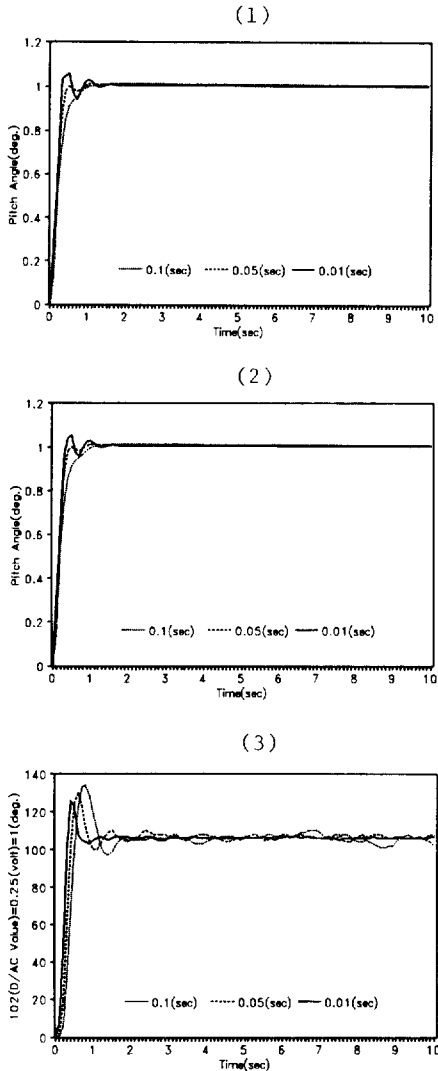


그림 5.1 롤 채널의 계단입력 응답특성  
(1) 비선형모델 (2) 선형화 모델  
(3) 실시간 모의실험  
Fig. 5.1 Characteristics of Step Response for Roll Channel  
(1) In case of nonlinear model  
(2) In case of linearized model  
(3) In case of real-time simulation

성능을 보이고 있다. 그러나 이 모의실험은 자동조종장치의 하드웨어와 소프트웨어를 고려하지 않은 비실시간 실험이므로 이것에 의해 자동조종장치의 성능을 평가할 수는 없다.

이 논문에서 실현한 자동조종장치의 성능을 실





**그림 5.2** 피치채널의 계단입력 응답특성  
 (1) 비선형모델 (2) 선형화 모델  
 (3) 실시간 모의실험  
**Fig. 5.2** Characteristics of Step Response for Pitch Channel  
 (1) In case of nonlinear model  
 (2) In case of linearized model  
 (3) In case of real-time simulation

제적으로 근사하게 평가하기 위해서는 A/D변환기와 D/A변환기를 포함하여 비형체의 동특성을 실현시킨 시뮬레이터를 통하여 실시간 모의실험을 수행해야 한다. 이를 위해 이 논문에서는 상용의 12비트 A/D 변환기와 D/A 변환기를 갖추고 있는 8MHz의 IBM AT 호환 개인용 컴퓨터로 실시간

시뮬레이터를 실현시켰다. 비형체의 동특성은 선형화 모델을 사용하여 실현시켰다. 연속형에 가까운 실시간 시뮬레이터를 실현하려면 개인용 컴퓨터의 ROM BIOS(Basic Input/Output System)가 제공하는 가로채기 서비스 루틴을 이용해야 한다. 가로채기 IC(16진수)를 사용하면 최소 샘플링 시간이 0.0549[sec]이지만 가로채기 15(16진수)의 사건대기(Event Wait)기능을 사용하면 976.56[μsec]의 최소 샘플링 시간을 실현시킬 수 있다 [19]. 자동조종장치에서는 16비트 A/D와 D/A변환기를 사용하지만 시뮬레이터에서는 12비트의 A/D와 D/A변환기를 사용하므로 제어입력과 출력은 12비트 값으로 정규화시켜 사용한다.

그림 2.1에서 롤 각속도 자이로의 범위를  $\pm 10[^\circ/\text{sec}]$ 로 가정하면, A/D와 D/A변환기의 변환 범위가  $\pm 5[V]$ 이기 때문에  $\pm 1[^\circ/\text{sec}]$ 는  $\pm 0.5[V]$ 이고 A/D와 D/A변환기의 값으로 환산하면  $\pm 204.8$ 이다. 이와 같은 눈금 조정을 하고 롤 채널의 롤 각속도 명령을  $+1[^\circ/\text{sec}]$ 의 계단입력으로 주었을 때의 응답특성이 그림 5.1-(3)이다. 그림 2.2에서 피치의 위치자이로의 범위를  $\pm 20[^\circ]$ 로 가정하면, A/D와 D/A 변환기의 변환 범위는  $\pm 5[V]$ 이기 때문에  $\pm 1[^\circ]$ 는  $\pm 0.25[V]$ 이고 A/D와 D/A 변환기의 값으로 환산하면  $\pm 102.4$ 이다. 이와 같은 눈금조정을 하고 피치채널의 피치 자세각 명령을  $+1[^\circ]$ 의 계단입력으로 주었을 때의 응답특성이 그림 5.2-(3)이다. 이 실시간 모의실험에서는 A/D 변환기의 양자화 오차와 D/A 변환기의 변환오차의 영향으로 응답특성이 앞의 모의실험에 비해 악화되지만, 샘플링 시간이  $T=0.01[\text{sec}]$ 일 때에는 만족할 만한 응답특성을 보이고 있음을 알 수 있다.

이상의 모의실험 결과로부터 알 수 있듯이, 이 논문에서 설계된 제어기의 비선형 모델과 선형화 모델에 대한 응답특성과 실시간 모의실험에 의한 자동조종장치의 응답특성은 샘플링 시간을 적절하게 선택하면 거의 같으며 만족할 만한 성능을 보인다.

## 6. 결 론

이상으로 이 논문에서는 인텔 80286 마이크로프로세서를 사용하여 디지털 자동조종장치를 실현시키는 데에 필요한 하드웨어를 설계하고 관련 소프트웨어를 개발하였다. 디지털 자동조종장치의 제어기 실현 알고리즘은 직접형을 채택하였으며, 연

산과정에서의 수치오차를 줄이기 위해 수치연산프로세서를 사용하였다. 실시간 모의실험을 통하여 이 논문에서 실현된 디지털 자동조종장치의 성능이 샘플링 시간을 10[msec]로할 경우에 만족할 만함을 확인하였다. 이 논문에서 실현된 디지털 자동조종장치의 제어프로그램 실행시간은 441[ $\mu$ sec]로서 샘플링 시간 10[msec]보다 훨씬 짧으므로 실시간 구현에 아무런 지장이 없으며, 남은 시간을 유도계산, 고장진단, 데이터 교신 등에 활용할 수 있다. 그리고 이 논문에서는 자동조종장치의 제어기로서 편의상 진지상 보상기를 다루었지만, 다른 제어기법도 제어 프로그램만 바꾸면 쉽게 실현시킬 수 있다.

이 논문에서는 유도제어 시스템 중에서 자동조종장치 부분만을 다루었는데, 여기에서 제시한 자동조종장치를 유도장치에 연결시킨 뒤, 발사에서 궤도진입까지의 전과정의 유도제어 모의실험을 수행하는 것과, 마이크로프로세서를 복수개 사용하여 고장허용 시스템으로 구성하는 것이 계속되어야 할 과제이다.

## 참 고 문 헌

- [1] 송찬호, "유도탄 오토파일럿 설계개념," 제1차 유도무기 유도조종 학술대회 논문집, pp. 97~105, Aug. 1991.
- [2] J.R. Cloutier, J.H. Evers, and J.J. Feeley, "Assessment of air-to-air missile guidance and control technology," IEEE Control System Magazine, Vol. 9, No. 6, pp. 27~34, No. 1989.
- [3] S.N. Franklin and J. Ackerman, "Robust Flight Control: A Design Example," J. Guidance and Control, Vol. 4, No. 6, pp. 597~605, Nov. Dec., 1981.
- [4] K.M. Sobel and E.Y. Shapiro, "Eigenstructure Assignment for Design of Multimode Flight Control Systems, IEEE Control System Magazine, pp. 9~15, May 1985.
- [5] K.A. Wise, "Bank-to-turn missile autopilot design using loop transfer recovery," J. of Guidance, Vol. 13, No. 1, pp. 145~512, 1990.
- [6] C.S. Draper, "Control, navigation, and guidance," IEEE Control Systems Magazine, pp. 4~7, Dec. 1981.
- [7] F. Kovacevic, "Microprocessor control of rocket flight stabilization," Microprocessors and Microsystems, Vol. 11, No. 6, pp. 330~336, July-Aug. 1983.
- [8] 이장규, 위성 발사체 유도제어 시스템 연구, 과학기술처 특정연구개발 과제 최종 보고서, 1990.
- [9] 이명의, 권오규, " $\delta$ -변환에 의한 발사체의 디지털 자동조종장치의 설계," 한국 항공우주학회지, Vol. 19, No. 1, pp. 68~77, 1991.
- [10] R.H. Middleton and G.C. Goodwin, Digital Control and Estimation: A Unified Approach, Prentice Hall, New Jersey, 1990.
- [11] B.C. Kuo, Digital Control Systems, Rinehart and Winston, Inc., pp. 489~496, 1980.
- [12] C. Phillips and T. Nagle, Digital Control Systems Analysis and Design, Prentice-Hall, 1984.
- [13] N. Ahmed and T. Natarajan, Discrete-Time Signals and Systems, Reston Pub. Co. Inc., 1983.
- [14] Intel, iAPX 286 Hardware Reference Manual, 1983.
- [15] Maxim, Microprocessor Supervisory Circuits Data Book, 1990.
- [16] Samsung, MOS Memory Databook, 1990.
- [17] Analog Device, Data Conversion Products Databook, 1989/1990.
- [18] Intel, Microprocessor and Peripheral Handbook, Vol. 2, Peripheral, 1988.
- [19] IBM, Technical Reference AT, 1986.
- [20] H. Elmqvist, K.J. Astrom, T. Schonthal and B. Wittenmark, SIMNON: User's Guide for MS-DOS Computer, SSPA System, Jan. 1990.
- [21] 이장규, 강태삼, "입력보상기를 이용한 동조자이로스콕프 성능개선," 제1차 유도무기 유도조종 학술대회 논문집, pp. 2~34, Aug. 1991.
- [22] 이명의, 김승환, 권오규, " $\delta$ -LQG/LTR보상기에 의한 디지털 자동 조종장치의 설계," 대한전기학회 논문지, Vol. 40, pp. 920~928, Sep, 1991.