

* 변환에 의한 디지털 자동조종 장치 설계
(Digital Autopilot Design Using δ -Transformation)

* * *
° 이명의, 민종진, 권오규
(M.E. Lee, J.J. Min, O.K. Kwon)

* 인하대학교 전기공학과 (Inha Univ., Dept. of Electrical Eng.)

In this paper, digital autopilot design methods are investigated and a new method is suggested in order to improve existing problems. The method is based on δ transform (1) and overcome numerical problems occurring in the process of discretization. We illustrate design procedures using δ transform and suggest a hardware and software structure for digital autopilot implemented by microprocessor.

1. 서 론

자동조종장치(Autopilot)란 비행체의 항로 및 자세를 원하는 방향으로 움직이도록 조종해주는 비행제어 시스템으로서, 항공기, 미사일, 인공위성 등의 비행체에는 물론이고 선박이나 탱크의 항로제어에도 이용되고 있는 장치이다(2-4). 특히 위성 및 발사체와 같은 고성능 무인비행체에 있어서는 필수적인 제어장치이다.

이 논문에서는 디지털 자동조종장치 구성 기법을 살펴보고, 기존의 문제점을 개선하기 위한 방법들을 제시한다. 이 방법은 δ 변환(1)을 이용한 설계법으로서, 기존의 설계법들이 안고 있는 수치오차의 문제를 크게 줄여준다. 이 논문을 통해 δ 변환법에 의한 제어기 설계과정 및 제어 알고리즘 실현법을 제시한다. 그리고 자동조종장치를 마이크로프로세서로써 실현시키기 위하여, 이에 필요한 하드웨어 및 소프트웨어의 구성을 제시한다.

이 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 자동조종장치의 전체적 개념을 살펴보고, 3장에서는 제어기 설계 기법 및 자동조종장치의 실현법을 다룬다. 4장에서는 δ 변환에 의한 제어기 설계절차를 예시하고, 마이크로프로세서를 이용한 구성에 필요한 하드웨어의 도상설계를 수행한다. 그리고 5장에서는 이 연구의 결과를 검토하고 정리한다.

2. 자동조종장치 개요

자동조종장치는 그림 2.1의 개념도에서 보는 바와 같이 비행체의 운동 θ 를 원하는 방향 θ_d 에 따라 움직이도록 조종해주는 비행제어 시스템이다. 이러한 임무를 수행하기 위해서 자동조종장치에는 비행체의 운동을 측정할 수 있는 센서가 필요하며, 센서를 통해 측정된 신호를 기준입력 θ_d 과 비교하여 오차 $\Delta\theta$ 로부터 제어입력 u 를 발생시키는 피드백(feedback) 시스템으로 이 장치는 구성된다. 필요에 따라서 부분적으로 앞면임(feedforward) 방식을 쓰기도 한다(2, 5).

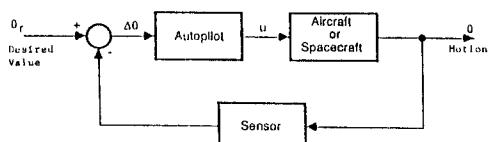


그림 2.1 자동조종장치 시스템

자동조종장치의 설계 목표는 우선 전체 시스템의 안정도를 유지하는 것과, 대상 비행체의 성능을 가능한 한 향상시키는 것이다. 따라서 이 장치를 설계하는데에는 대상 비행체와 센서의 전달특성을 나타내주는 수학적 모델이 주어져야 하며, 설계 목표에 따라 제어기 설계기법을 이용하게 된다. 그런데 비행체에 요구되는 임무가 점차 고도화되고 다양해짐에 따라 자동조종장치의 구성에 이용되는 기법도 현대 제어 및 추적기법을 사용한다든지(6-8), 고장허용 컴퓨터 시스템을 선택하는 등(9), 고성능화, 고신뢰화되어 가고 있다.

이러한 자동조종장치가 최근에는 대개 디지털 컴퓨터로써 구성되는데, 유도제어 및 자세제어 알고리즘과 속도 및 자세추정 알고리즘, 그리고 전제시스템의 모니터 프로그램들과 같은 소프트웨어 부분과, 중앙연산처리장치, 기억장치, 구동장치와 센서와의 입출력 접합부, 저상관제소와의 데이터 교신부 등의 하드웨어 부분으로 이루어진다(10, 11). 사용되는 컴퓨터로는 범용 컴퓨터를 쓰기도 하고, 필요에 따라서는 특수구조의 전용 컴퓨터를 쓰기도 한다.

3. 자동조종장치 설계법

자동조종장치 시스템은 조종대상 시스템, 측정장치, 구동기 및 제어장치 등으로 구성된다. 이 장에서는 자동조종장치 구성요소들의 수학적 모델 및 실현법에 대해 살펴보기로 한다.

자동조종장치를 구성하기 위해서는 먼저 조종대상 시스템의 수학적 모델이 필요하다. 비행체의 수학적 모델은 비선형·연속형·미분방정식으로 표시되는데, 제어장치에 따라 이를 선형 근사모델이나 이산형 모델로 바꿀 필요가 있다.

비행체의 유도제어를 수행하기 위해서는 유도제어 대상 변수들의 측정이 필수적이다. 비행체의 유도제어를 위한 센서로는 위치, 속도, 자세 등을 측정하는 관성측정장치(Inertial Measurement Unit)와 고도를 측정하는 고도계, 그리고 관성측정장치의 부분품이면서 동시에 자세제어에 필요한 자이ロ스코프 및 가속도계 등이 있다. 측정시스템의 특성은 일반적으로 비선형적이며, 측정잡음이 항상 존재한다.

이 논문에서는 페의상 조종대상 시스템과 측정시스템이 선형모델로 주어지는 것으로 가정하며, 이에 대한 자동조종장치를 구성하는 기법을 다룰 것이다.

3.1 제어기 설계기법 및 알고리즘

현재 많이 사용되고 있는 자동조종장치의 제어기 설계기법은 극배치법과 최적제어기법의 두 가지로 크게 나눌 수 있다.

극배치법은 대상시스템의 극점을 제어기를 써서 원하는 극점을으로 이동 배치시키는 주파수영역 설계기법으로서, 최적성에 보장되지 않고 최적제어기법에 비해 설계가 어렵기는 하지만, 원하는 성능을 비교적 확실하게 얻을 수 있기 때문에 자동조종장치 설계에 많이 쓰이고 있다(5). 최근에는 대상시스템의 특성이 바뀌는 경우에 대비한 적응극배치법도 개발되어 쓰이고 있다(6).

최적제어기법은 선형조정기와 같이 2차 형의 성능지표를 설정하고 이를 최소화시키는 제어기를 시간영역에서 구성하는 기법으로서, 성능지표가 주어지기만 하면 설계 및 실현이 쉽기는 하지만, 성능지표의 적절한 선택에 매우 어렵기 때문에 일반 비행체의 자동조종장치 설계에는 많이 쓰이지 않았다. 그렇지만, 위성과 같이 연료소모를 최소화시켜야 하는 특수비행체에서는 이러한 기법을 사용해야 할 필요가 있어 연구가 진행되고 있다.

위의 설계기법 중에서 최적제어기법에 의한 제어기는 시간영역에서 구해지므로 실현이 쉽지만, 극배치법에 의한 제어기는 대부분 주파수영역에서 전달함수 형태로 주어지므로 이것을 디지털 제어기로 실현시키는 방법을 결정해야 한다.

연속형 제어대상 시스템을 디지털 제어기로써 제어하고자 할 때의 설계기법은 다음과 같이 내가지로 나눌 수 있다(1).

- 1) 해석적 기법 : s평면 설계기법으로서, 제어기 전달함수를 s평면 연속형으로 구하고, 이것을 이산화시키는 방법으로서, 이산화시키는 과정에서 주파수응답 특성이 바뀌는 문제점이 있다.
- 2) z평면 설계법 : 연속형 대상 시스템을 이산화시키고 z평면상에서 균형적 등을 써서 제어기를 설계하는 방법으로서, s평면 설계법에서와 같이 이산화과정에서 주파수응답 특성이 바뀌는 문제점이 있다.
- 3) w평면 설계법 : 대상 시스템을 중선형 변환(Bilinear Transformation)을 통해 이산형으로 바꾸고, 이를 다시 w평면 전달함수로 변환시켜 w평면에서 주파수영역 설계법으로 제어기를 구하는 방법으로서, 디지털 제어기 설계에 실제적으로 많이 쓰이고 있다.
- 4) δ평면 설계법 : 대상시스템의 전달함수를 δ변환에 의해 이산형으로 바꾸고, 주파수영역 설계법이나 극배치법등을 써서 제어기를 설계하는 방법으로서 수치오차의 문제와 주파수응답특성이 바뀌는 문제가 거의 해소되며 설계가 간단하다는 장점이 있다.

이상의 설계법 가운데 δ평면 설계법이 수치오차가 가장 적고 설계절차가 간단하다는 점에서 디지털 제어기 설계법으로서 가장 적합하다고 볼 수 있다. 그러나, 이러한 δ변환법은 최근에 제시된 것이어서 아직까지는 실제적으로 많이 이용되지 않고 있다.

위의 설계기법에 의해 디지털 제어기의 전달함수가 구해지면, 이것을 마이크로컴퓨터 알고리듬으로 실현시키야 하는데, 실현기법으로는 직접설현법(Direct Realization), 직결형(Cascade Realization) 실현법, 병렬형설현법 등이 있다. 이 가운데 직접설현법은 다른 두 방법에 비해 실현시키기가 가장 쉬운 것이기는 하지만, 수치오차가 가장 크기 때문에, 아주 낮은 차수의 제어기일 경우를 빼고는 실제적으로 많이 쓰이지 않고, 주로 직결형이나 병렬형이 쓰이고 있다.

이상으로 제어기 설계기법 및 알고리즘 실현법을 살펴보았다. 이 논문에서는 자동조종장치의 제어기 설계에 δ평면 설계법을, 실현 알고리즘은 직결형이나 병렬형을 쓸 것이다. δ평면에서의 설계기법 및 알고리즘 실현에 관한 실례는 4장에서 다루기로 한다.

3.2 자동조종장치의 실현법

대상시스템과 추정시스템의 수학적 모델이 주어지고, 제어기 설계법에 의해 제어기 전달함수가 정해지면, 이것을 자동조종장치로써 실현시켜야 하는데, 여기에는 다음과 같은 세가지 실현법이 있다(1).

- 1) 아날로그 제어기 실현법 : 제어기 전달함수를 s평면에서 연속형으로 구하고서, 이것을 적분기와 증폭기 등과 같은 아날로그 소자를 써 실현시키는 방법으로서, 대상시스템이 간단한 경우에는 실현이 쉽지만, 유연성(flexibility)이 없고 고장진단 및 수리가 어렵다는 단점이 있다.
- 2) 디지털 제어기 실현법 : 제어기 전달함수를 이산형으로 구하고서 이것을 마이크로프로세서와 디지털 소자를 써서 실현시키는 방법으로서, 유연성이 있고 고장진단이나 수리가 쉬워며, 외부장치와의 데이터 교신이 쉽게 되기 때문에 고성능 제어장치 실현에 많이 쓰이고 있는 방법이다.
- 3) 혼합형 제어기 실현법 : 아날로그 제어기와 디지털 제어기를 함께 쓰는 방법으로서, 아날로그 제어부를 모두 디지털로 바꾸기가 어려울 경우에 쓰이고 있다.

이 논문에서는 자동조종장치를 마이크로프로세서로 실현시키기 위해 이상의 실현법 가운데 디지털 제어기 실현법을 선택하기로 한다.

4. 자동조종장치 구성

이 장에서는 자동조종장치를 마이크로프로세서로써 실현시키는 데에 필요한 기법과 구성을 대해 다루기로 한다. 먼저 1절에서는 제어 알고리듬을 마이크로프로세서로 실현시키는 기법을 다루고, 2절에서는 자동조종장치 구성에 필요한 하드웨어와 소프트웨어를 살펴보기로 한다.

4.1 제어 알고리즘 실현

4.1.1 롤 채널의 자동조종장치

그림 4.1에서와 같이 비행체의 롤을 제어하는 자동조종장치를 δ평면설계법을 써서 디지털 제어기로 실현시키는 문제를 다루기로 한다. 롤과 구동장치 서어보의 수학적 모델이 각각 다음과의 전달함수로서 주어진다고 가정한다(11).

$$G_r(s) = \frac{K_a}{T_a s + 1}, \quad G_s(s) = \frac{K_s}{T_s s + 1}$$

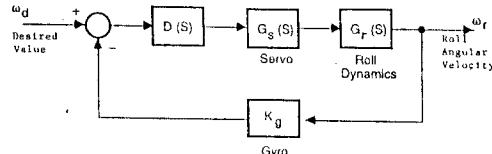


그림 4.1 롤 채널의 자동조종장치

대상 시스템의 계수들이 $K_a = K_s = 1$, $K_g = 1.496$, $T_a = 0.1$, $T_s = 0.494$ 라고 할 때, 이 시스템의 개루우프 전달함수는 다음과 같다.

$$30.3834$$

$$G(s) = G_r(s)G_s(s) = \frac{30.3834}{s^2 + 12.0243s + 20.2429} \quad (4.1)$$

식 (4.1)은 연속형 제어대상 시스템의 전달함수인데, 이를 샘플링 주기 $\Delta = 0.01[\text{sec}]$ 로 하여 δ변환을 거쳐 이산형으로 바꾸면 다음과 같다.

$$G(\delta) = \frac{0.1455\delta + 28.5287}{\delta^2 + 11.5202\delta + 19.07} \quad (4.2)$$

식(4.2)의 시스템은 그림 4.2에서 볼 수 있듯이 이득여유가 ∞ , 위상여유가 120° 로서 부적합하므로, 자동조종장치를 삽입하여 전체 시스템의 이득여유가 13 dB, 위상여유가 64° 정도가 되도록 직결형 제어기의 전달함수를 그림 4.2에서와 같이 Bode선도법을 이용하여 구하면 다음과 같다.

$$D(\delta) = \frac{0.1\delta + 20}{\delta + 10} \quad (4.3)$$

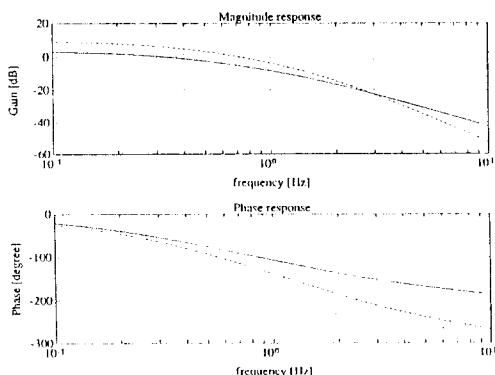


그림 4.2 를 채널의 주파수 응답특성
(- - 비보상 시스템, --- 제어기로 보상한 시스템)

식(4.3)은 δ 평면상의 전달함수인데, 이것으로부터 δ 역변환을 통하여 이산형제어기의 입출력 전달특성이 다음과 같이 구해진다.

$$D(q) = D(\delta) \left| \begin{array}{l} \delta = q^{-1} \\ \Delta = \frac{q-1}{q+1} \end{array} \right. = \frac{0.1(1+q^{-1})}{1 - 0.9q^{-1}} \quad (4.4)$$

4.1.2 피치 채널의 자동조종장치

이 절에서는 그림 4.3에서와 같이 표시되는 발사체의 피치 채널 자동조종장치를 설계하기로 한다. 피치 채널의 전달 특성이 률 채널에 의해 복잡하기는 하지 만 설계절차는 비슷하다. 그림 4.3에서 전달함수들이 각각 다음과 같이 주어진다고 가정한다.

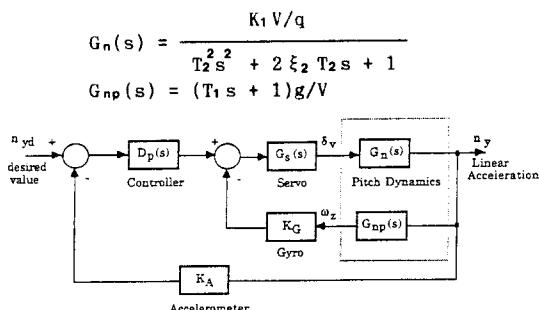


그림 4.3 피치 채널의 자동조종장치

따라서 피치 채널의 내부 푸우프의 전달함수는 다음과 같다.

$$G_p(s) = \frac{G_n(s)G_{np}(s)}{1 + K_G G_n(s)G_{np}(s)} \quad (4.5)$$

전달함수들의 계수들이 각각 $K_1 = 144.24$, $T_1 = 0.67$, $T_2 = 0.352$, $\xi_2 = 0.15$, $V = 500 \text{ m/sec}$, $g = 9.81 \text{ m/sec}^2$ 일 때, 식(4.5)의 연속형시스템을 δ 변환을 통해 δ 평면상의 전달함수로 바꾸면 다음과 같다.

$$G_p(\delta) = \frac{0.1815\delta^2 + 104.2105\delta + 10324.2939}{\delta^3 + 80.14\delta^2 + 7090.199\delta + 10395.87} \quad (4.6)$$

식(4.6)의 시스템은 그림 4.4에서 볼 수 있듯이 이득여유가 17.7 dB, 위상여유는 0 dB, 교차 주파수가 없어 정의되지 않는 등 특성이 좋지 않으므로, 전체 시스템의 이득여유가 6 dB, 위상여유가 40° 정도가 되도록 앞 절에서와 같은 방법으로 직결형제어기를 구하면 다음과 같다.

$$D_p(\delta) = \frac{5(\delta + 100)}{\delta + 20} \quad (4.7)$$

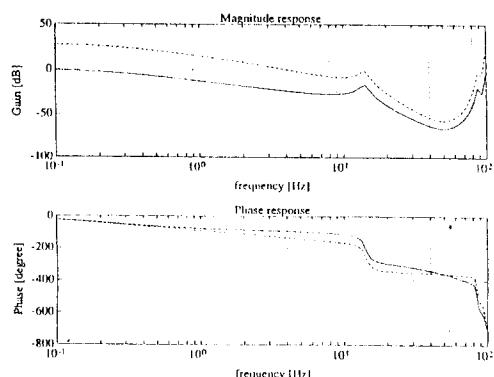


그림 4.4 피치 채널의 주파수 응답특성
(- - 비보상 시스템, --- 제어기로 보상한 시스템)
식(4.7)로부터 δ 역변환을 통해 피치 채널에 대한 자동조종장치의 입출력 특성은 다음과 같이 구해진다.

$$D_p(q) = \frac{5}{1 - 0.8q^{-1}} \quad (4.8)$$

4.1.3 디지털 자동조종장치

그림 4.1과 그림 4.3의 연속형 시스템에 대한 식(4.4)과 (4.8)의 디지털 제어기는 그림 4.5와 같이 구성된다. 여기에서 $D(z)$ 를 디지털 컴퓨터로써 실현시키려면 다음의 관계식으로부터

$$D(q) = \frac{Y(q)}{X(q)} = \frac{b_0 + b_1 q^{-1}}{1 + a_1 q^{-1}} \quad (4.9)$$

신호 x , y 의 간의 차분방정식을 구하여

$$\begin{aligned} y(k) &= b_0 x(k) + S \\ S &= b_1 x(k-1) - a_1 y(k-1) \end{aligned} \quad (4.10)$$

식(4.10)의 알고리즘을 프로그램으로써 실현시키면 디지털 제어기가 구성되는 것이다. 식(4.10)은 직접형 실현법인데, 식(4.9)와 같이 낮은 차수의 제어기에서는 허용되지만 차수가 높아지면 마이크로프로세서의 데이타 길이 제한에 의한 수치오차가 문제가 되므로 직결형이나 병렬형으로 실현시켜야 한다(1).

이 절에서는 제어 대상 시스템의 모델계수들을 실제 시스템으로부터 구하지 않고 적당히 가정하여

제어기 설계 과정을 제시하였다. 실제 시스템의 전달 함수 모델 계수들은 추후 연구가 진행되면서 확정시킬 것이다.

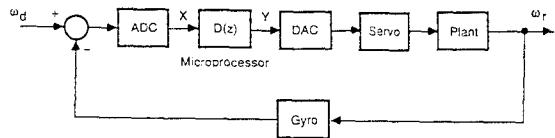


그림 4.5 디지털 자동조종 장치

4.2 마이크로프로세서를 이용한 구성

그림 4.5의 디지털 자동조종 장치를 마이크로프로세서로써 실현시킬 경우의 개념도는 그림 4.6과 같다. 이 그림에서 볼 수 있듯이 자동조종 장치를 마이크로프로세서로 실현시키기 위해서는 하드웨어와 소프트웨어를 필요로 한다. 이 절에서는 하드웨어를 도상설계하고 필요한 소프트웨어를 살펴보기로 한다.

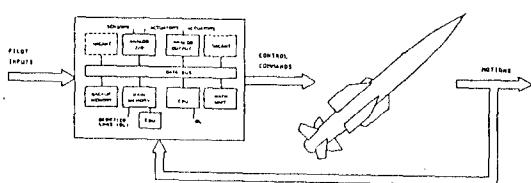


그림 4.6 마이크로프로세서를 이용한 자동조종 장치의 개념도

4.2.1 하드웨어의 구성

자동조종 장치 구성을 위한 하드웨어는 최소한 다음과 같은 모듈을 갖추고 있어야 한다(11).

- 중앙 연산 장치 (CPU)
- 보조 프로세서 : 고속, 고정밀 연산처리용
- 기억 장치 : 주기억 장치 (ROM, RAM), 보조기억 장치
- 센서 접합부
- 구동기 접합부
- 대이터 교신용 접합부
- 지시 장치 및 기타 입출력 접합부

이 논문에서는 자동조종 장치의 하드웨어 구성에 중앙연산장치로서는 Intel사의 80286 MPU를, 보조 프로세서로는 80287을 사용한다. 그 까닭은 이 프로세서들이 16비트 프로세서로서 성능이 우수할 뿐만 아니라, 국내에서도 쉽게 구할 수 있으며, 개발지원 장치도 비교적 많이 보급되어 있기 때문이다. 기억장치의 크기는 ROM 16 KB, RAM 1 MB로 하였으며, 이 가운데 ROM에는 자동조종 장치에 필요한 소프트웨어가 저장된다.

입출력 접합부는 8255와 8251을 사용하여 구성하였으며, 센서와 구동기와의 신호 입출력을 위해 A/D (Analog to Digital) 변환기와 D/A (Digital to Analog) 변환기를 사용하였다. 하드웨어의 구성을 요약하면 다음과 같다.

- 중앙연산처리장치 : 80286 마이크로프로세서
80287 보조 프로세서
- 기억 장치 : ROM 16 KB
RAM 1 MB
- 입출력 접합부 : 병렬형 4 단 (8255 사용, 2개)
직렬형 2 단 (8251 사용, 2개)
ADC1211 A/D 변환기
DAC1200 D/A 변환기
8259 가로제기 제어기
- 입출력 장치 : 범용 단말기

이상과 같은 구성을 갖는 자동조종장치의 하드웨어를 각각의 접착회로의 특성표를 참고로 도상설계 하였다. 하드웨어 회로도는 그림 4.7과 같다.

4.4.4 소프트웨어의 구성

자동조종장치에 필요한 소프트웨어는 다음과 같은 프로그램들을 갖추고 있어야 한다.

- 모니터 프로그램
- 제어 알고리즘 프로그램
- 운동 추정 프로그램
- 입출력 처리 프로그램
- 고장점검 및 진단 프로그램

이 가운데 모니터 프로그램은 전체 시스템의 운영을 관리하는 것으로서 명령해석 루틴, 임무배열 (Task Scheduling) 루틴, 자원관리 루틴, 가로제기 (Interrupt) 처리 루틴 등으로 구성되는데, 일반적인 운영체제나 모니터 프로그램에 비해 특기할 만한 차이점을 할당된 임무를 지정된 시간내에 실시간으로 처리해야 한다는 것이다(1).

제어 알고리즘 프로그램은 식(4.10)과 같이 차분방정식 형태의 제어 알고리즘을 처리하여 제어신호를 산출해주는 프로그램으로서, 사용하는 컴퓨터의 데이터 길이 제한에 따른 수치오차를 극소화시키는 데 유의하여 구성시켜야 한다.

운동추정 프로그램은 센서로부터의 측정신호와 지상 관제소로부터의 정보를 이용하여 비행체의 위치, 속도, 가속도 등을 산출해내는 부분으로서, 잡음신호의 영향을 극소화시키면서 정확한 추정을 하기 위해 칼만 필터를 이용하는 추정 알고리즘으로 구성된다.

입출력 처리 프로그램은 센서로부터의 측정신호를 AD 변환기를 통해 받아들이고, 제어 알고리즘으로부터 산출된 제어신호를 DA 변환기를 거쳐 출력시킨다는 입출력 임무를 처리하는 부분으로서, 지상 관제소와의 데이터 교신도 처리한다.

고장점검 및 진단 프로그램은 전체 시스템 안에서의 고장 발생 여부를 고장점검 알고리즘(12)을 써서 점검하여 고장 발생시에 가능한 한 빠른 시간 내에 고장 발생 부분을 찾아내고 고장정도를 진단하는 부분으로서, 우주공간의 악조건 하에서 고도의 임무를 수행해야 하는 위성에 있어서는 필수적인 소프트웨어다. 현대의 자동조종장치에서는 이러한 소프트웨어와 관련하여 고장발생시에도 주요 기본임무를 수행할 수 있는 고장허용 컴퓨터시스템(Fault-Tolerant Computer System)이나 병렬처리 기법 등을 선택하기도 한다(9).

5. 결 론

이상으로 이 연구에서는 비행체의 자동조종장치 시스템의 개요와 구성기법 등을 다루었다.

제어기 설계기법으로는 ① 평면 설계법을, 실현 알고리즘은 직결형이나 병렬형을 선택하였으며, 발사체의 풀, 피치 세밀의 운동특성을 고려하여 제어기 설계과정을 4장에서 제시하였다.

자동조종장치의 실현은 그림 4.6과 같이 마이크로프로세서를 이용한 디지털 방식으로 선택하였다. 여기에 필요한 하드웨어는 Intel 80286 MPU를 이용하는 마이크로프로세서 시스템으로서 도상설계하였다.

이 연구에 계속되어야 할 과제는 실제 대상시스템의 전달함수 계수들을 확정시켜 이 논문에서 제시하는 과정을 거쳐 제어 알고리즘을 구성하고, 이것을 실현시키기 위한 자동조종장치의 소프트웨어를 개발하여, 모의비행실험에 적용할 수 있도록 준비하는 것이다.

참 고 문 헌

1. R.H. Middleton and G.C. Goodwin, Digital Control and Estimation: A Unified Approach, Prentice Hall, New Jersey, To appear.

2. J.H. Blakelock, Automatic Control of Aircraft and Missiles, Jhon Wiley and Sons, Inc., 1965.
3. E.V. Bergmann, "An advanced spacecraft autopilot concept," AIAA J. Guidance and Control, vol. 2, No. 3, pp. 161-168, May-June 1979.
4. C.G. Kallstrom, K.J. Astrom, N.E. thorell, J. Eriksson and L. sten, "Adaptive autopilot for tankers," Automatica, vol. 15, pp. 241-254, May 1979.
5. S.A. Jacklin, J.A. Leyland and W. Warmbrodt, "Integrating computer architectures into the design of high-performance controllers," IEEE Control Systems Magazine, pp. 3-8, June 1986.
6. S. mahmood and W.E. Larimore, "Multivariable adaptive control of a missile using MAC and CVA," Proc. 1985 American Control Conferance, vol. 3, pp. 1482-1489, June 1985.
7. D.F. Enns, "Multivariable flight control for an attack helicopter," Proc. 1986 American Control Conferance, vol. 2, pp. 858-863, June 1986.
8. R.L. Kosut, "Robust control of flexible spacecraft ,," J. Guidance and Control, vol. 6, No. 2, pp. 104-111, Mar.-Apr. 1983.
9. H. Hecht, "Fault-tolerant computers for spacecraft ,," J. Spacecraft and Rocket, vol. 14, No. 10, pp. 579-586, Oct. 1977.
10. C.S. Draper, "Control, navigation, and guidance," IEEE Control Systems Magazine, pp.4-17, Dec. 1981.
11. F. Kovacevic, "Microprocessor control of rocket flight stabilization," Microprocessors and Microsystems, vol. 11, No. 6, pp. 330-336, July-Aug. 1983.
12. O.K. Kwon and G.C. Goodwin, "A fault detection method for uncertain systems with unmodelled dynamics, linearization errors and noisy inputs," Submitted to 11th World Congress of IFAC, Aug. 1990.