

Multiprocessor를 이용한 연속 동특성계의 실시간 시뮬레이션에 관한 연구

(A Study on the Real Time Simulation of Continuous Dynamic System Using a Multiprocessor)

郭炳哲*, 梁海元**

(Byung Chul Kwak and Hai Won Yang)

要 約

본 논문은 연속 동특성계의 실시간 시뮬레이션을 수행하기 위하여 Multiprocessor를 이용하였으며, 시뮬레이션에 사용된 적분방식은 일반적으로 널리 쓰이는 적분방식을 이용하였다. 안정한 시뮬레이션을 위하여 적분방식의 안정도와 적분간격과의 관계는 안정도곡선으로부터 알 수 있음을 고찰하였다.

한 대표적인 예로서, 비행 조종장치의 실시간 디지털 시뮬레이션과 조종장치 하드웨어를 포함하는 실시간 시뮬레이션을 수행하였고, 그 결과를 검토하였다. 아울러 실시간 시뮬레이션을 통하여 조종장치의 설계확인 및 조종장치 하드웨어의 성능시험이 가능함을 보였다.

시뮬레이션에 이용된 전산기시스템은 AD10으로써 복잡한 동특성계의 시뮬레이션이 가능하도록 설계된 매우 빠른 전산기이다.

시뮬레이션의 타당성은 조종장치의 수학적모델 시뮬레이션 결과와 실물 모의실험 결과를 비교함으로써 증명이 된다.

Abstract

In this paper, the real time simulation of continuous dynamic system was performed by general integration algorithms using multiprocessor. For the stable simulation, the relation between stability of integration method and integration step-size was investigated from the stability graph. As a typical illustration, the real-time digital simulation and the real-time hardware-in-the-loop simulation of flight control system were performed and reviewed. Moreover through the real-time simulation, the design verification and performance test of flight control system could be evaluated.

The computer used for simulation is AD10, which is a very high-speed special-purpose computer designed specifically for a time-critical simulation of large and complex models of dynamic systems. The simulation validity is demonstrated by comparing hardware simulation results with software simulation results.

*正會員, 大田 機械廠

(Agency for Defence Development)

**正會員, 漢陽大學校 電氣工學科

(Dept. of Electrical Eng., Hanyang Univ.)

接受日字: 1986年 8月 20日

I. 서 론

'70년 이후 반도체 및 컴퓨터 기술의 발달에 따라 디지털전산기는 연산처리능력이 더욱 빨라지고, 더욱 큰 기억용량을 갖게 되었다. 이와같은 발전추세에 따라 산업공정, 화학프랜트, 원자력발전 및 항공분야 등의

복잡한 연속 동특성계에 대한 실시간 시뮬레이션이 가능하게 되었다.

실시간 시뮬레이션은 주로 애널로그전산기를 이용한 방법이 70년대초까지는 지속되었다고 생각된다. 그러나 70년대후반부터는 디지털전산기의 발전으로 애널로그전산기와 디지털전산기의 우열을 비교하기가 어렵게 되었다.

특히 복잡한 연속 동특성계의 시뮬레이션 목적으로 Von Neumann 형태의 범용 전산기가 아닌 Multiprocessor 형태의 전산기가 개발되었다. Multiprocessor 형태의 전산기는 각 프로세서간의 병렬운전, 다기능 및 pipeline 연산처리기능을 가지므로서 Time Critical 한 시스템의 시뮬레이션이 가능하게 되었다. 또한 D/A 변환기와 A/D변환기를 갖추고 있으므로 실시간 실험 모의실험^{1,2} (A Real time hardware-in-the-loop simulation)시의 컴퓨터와 외부 장비와의 데이터 전달이 용이하여졌다. 실시간 시뮬레이션은 원자력발전의 발전설비 운전을 위한 운전자 교육이나 훈련, 항공기의 조종사 훈련을 위한 목적 등으로 실제와 유사한 환경을 조성하여 인간을 포함하는 모의실험 혹은 하드웨어를 포함하는 모의실험에 이용하므로써 큰 효과를 얻고 있다.

본 연구에서는 비행체의 비행자세를 제어하기 위한 조종장치에 대하여, 실시간 시뮬레이션을 위한 적분방식으로써 single-pass predictor algorithm과 Multi-pass algorithm에 대하여 비교 검토하였으며, 실시간 시뮬레이션을 통하여 조종장치의 설계해석 및 성능시험이 가능함을 보였다.

II. 실시간 시뮬레이션 방법

1. 실시간 시뮬레이션을 위한 적분방식

연속 동특성계의 시뮬레이션 모델은 일반적으로 미분방정식의 형태로 표현된다. 이러한 미분방정식을 풀기위한 적분방식에 대해서는 많은 연구가 행하여져왔다. 적분방정식은 Adams-Bashforth(AB) 방식과 같은 single-pass predictor algorithm과 Runge-Kutta(RK)와 Adams-Moulton(AM) 방식과 같은 multi-pass algorithm으로 분류된다. 실시간 실험 모의실험에서는 컴퓨터와 외부와의 데이터 전달이 실시간에 수행되어야 하므로 적분방식에 큰 제약이 따른다.

연속 동특성계의 특성방정식이 다음과 같은 형태로 주어졌다 하자.

$$\dot{X} = f(x, u(t), t) \quad (1)$$

여기서 X는 상태벡터이고, u는 입력벡터이다.

식(1)을 풀기위한 다음 세가지의 적분방식에 대하여 생각하자. 여기서 적분간격(integration step size)은

T라 한다.

Euler 방식 :

$$X_{n+1} = X_n + Tf(X_n, u_n) \quad (2)$$

AB-2 방식(2nd Order AB Method) :

$$X_{n+1} = X_n + \frac{T}{2} (3f(x_n, u_n) - f(x_{n-1}, u_{n-1})) \quad (3)$$

AB-3 방식(3rd Order AB Method) :

$$X_{n+1} = X_n + \frac{T}{12} (23f(x_n, u_n) - 16f(x_{n-1}, u_{n-1}) + 5f(x_{n-2}, u_{n-2})) \quad (4)$$

위의 적분방식들은 X_{n+1} 을 얻기위하여 $f(x_n, u_n)$ 과 저장되어 있는 $f(x_{n-1}, u_{n-1})$ 으로부터 구하는 single-pass 적분방식임을 알 수 있고, $t = (n+1)T$ 에서의 출력 X_{n+1} 을 얻는데는 $t = nT$ 에서의 입력 u_n 을 필요로 함을 알 수 있다.

다음은 두가지의 RK방식에 대하여 생각하자.

RK-2 방식(2nd Order RK Method) :

$$X_{n+1} = X_n + \frac{T}{2} (f(x_n, u_n) + f(\bar{x}_{n+1}, u_{n+1})) \quad (5)$$

여기서

$$\bar{X}_{n+1} = X_n + Tf(x_n, u_n) \quad (6)$$

RK-3 방식(3rd Order RK Method) :

$$X_{n+1} = X_n + \frac{T}{4} (f(x_n, u_n) + 3f(\bar{x}_{n+\frac{2}{3}}, u_{n+\frac{2}{3}})) \quad (7)$$

여기서

$$\bar{X}_{n+\frac{2}{3}} = X_n + \frac{2T}{3} f(\bar{x}_{n+\frac{1}{3}}, u_{n+\frac{1}{3}}) \quad (8)$$

$$\bar{X}_{n+\frac{1}{3}} = X_n + \frac{T}{3} f(x_n, u_n) \quad (9)$$

식(5)의 RK-2 방식에서는 X_{n+1} 을 얻기위하여 식(6)을 계산하고, 그 결과를 이용하여 X_{n+1} 을 구하는 Two-Pass 적분방식임을 알 수 있고, RK-3 방식에서는 식(7)을 계산하기 위하여 식(8)과 (9)을 계산하여야 하는 Three-pass 적분방식임을 알 수 있다. 만약 RK-2 방식을 이용하여 시뮬레이션을 수행한다면 한 적분간격의 계산에 소요되는 시간은 Two-Pass를 계산하는데 필요한 시간임을 안다.

그런데 식(5)에서 볼 수 있는 바와 같이 X_{n+1} 의 계산에 u_{n+1} 이 요구된다.

이는 하드웨어를 포함하는 실시간 시뮬레이션에서는 t_{nT} 인 시점에서 u_{n+1} 을 얻는 것이 가능하지 않으므로 식(5)를 직접 이용할 수 없다. 그러나 식(7)의 RK-3 방식에서는 t_{nT} 에서 $u_{n+\frac{2}{3}}$ 을 필요로함을 알 수 있다. 따라서 RK-3 방식인 경우에는 Three-pass를 계산하는데 각 pass당 T/3의 연산시간이 소요된다면 실시간 시뮬레이션이 가능하다.

이와같이 실시간 시뮬레이션에서는 AM방식이나 일반적인 RK-2, RK-4 방식등은 사용할 수 없고, AB 방식이나 변형된 RK방식⁶⁾을 이용하여야 한다.

다음의 식(10)은 변형된 RK-2방식의 한 예이다.

$$X_{n+1} = x_n + T f(\bar{x}_{n+\frac{1}{2}}, u_{n+\frac{1}{2}}) \quad (10)$$

여기서

$$\bar{X}_{n+\frac{1}{2}} = x_n + \frac{T}{2} f(x_n, u_n)$$

변형된 RK-2 방식에서는 첫번째 pass 계산에 t_{nT} 에서의 입력 u_n 이 요구되고, 두번째 pass에서는 u_{n+1} 이 아닌 $u_{n+\frac{1}{2}}$ 을 이용하므로 변형된 RK-2방식을 실시간 시뮬레이션에 이용할 수 있다. 단 한 pass연산에 필요한 시간은 $T/2$ 이거나 보다 작아야 한다.

다음은 적분간격과 실시간과의 관계를 살펴보자. 시뮬레이션 하고자하는 모델의 one step evaluation에 걸리는 시간을 Frame Time (FT)이라 정의하고, FT와 실시간과의 빠르기 정도를 나타내는 수를 S라하면, 적분간격 T와의 관계는 다음과 같이 생각할 수 있다.

$$T = N * S * FT \quad (11)$$

식(11)에서 N은 적분방식의 적분간격당의 Function Evaluation 수로써 RK-4방식이면 $N=4$, RK-3방식이면 $N=3$, AM과 RK-2방식은 $N=2$ 이고 모든 AB방식은 $N=1$ 이다. 따라서 식(11)로부터 실시간 시뮬레이션을 위하여서는 다음의 관계를 만족하여야 한다.

$$FT \leq \frac{1}{N} * T \quad (12)$$

즉, $S=1$ 인 경우가 실시간 빠르기이다.

2. 적분방식과 안정도

일반적으로 효율적인 시뮬레이션을 수행하기 위하여서는 가능한한 적분간격을 크게 잡는 것이 좋다. 그러나 지나치게 큰 적분간격은 정확도를 감소시킴은 물론 안정한 모델조차 불안정하게 만든다. 특히 동특성이 가장 빠른 모드가 적분간격 결정에 중요한 역할을 할 것이다.

각각의 적분방식에 대한 안정도와 적분간격과의 관계는 Benyon⁷⁾ 등에 의한 안정도 곡선으로부터 알 수 있다. 다음 그림 1은 안정도 곡선이다.

여기서 여러 적분방식중 일반적인 K-step predictor 방식에 대한 안정도 곡선을 구하는 방법을 생각하자.

K-step predictor방식은 다음과 같다.

$$Y_{n+1} = a_0 y_n + a_1 y_{n-1} + \dots + a_{k-1} y_{n-k+1} + T(b_0 \dot{y}_n + b_1 \dot{y}_{n-1} + \dots + b_{k-1} \dot{y}_{n-k+1}) \quad (13)$$

여기서 T는 적분간격이다.

시스템 모델이 N차 미분방정식의 형태로 주어질 경우 이는 1차 미분방정식의 형태로 나타낼 수 있다. 지금 시뮬레이션 모델이 식(14)와 같은 미분방정식으로

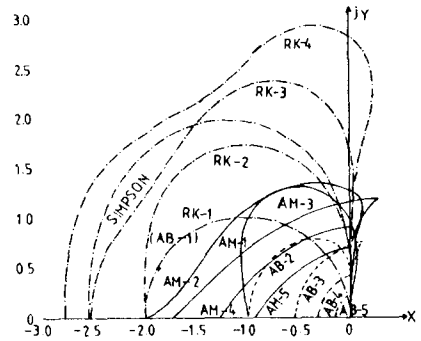


그림 1. 각 적분방식의 안정도 곡선
Fig. 1. Stability Boundaries of Various Method.

주어졌다 하자.

$$\dot{Y} = \lambda y + \beta x \quad (14)$$

또는

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{\beta}{s - \lambda}$$

그러면 식(14)와 같이 주어진 시뮬레이션 모델에 식(13)의 predictor 방식을 적용하고, Z-변환하면 다음을 얻는다

$$\begin{aligned} ZY(Z) = & a_0 y(z) + a_1 z^{-1} y(z) + \dots + a_{k-1} z^{-k+1} y(z) \\ & + T \cdot \beta (b_0 x(z) + b_1 z^{-1} x(z) + \dots \\ & + b_{k-1} z^{-k+1} x(z)) \\ & + T \cdot \lambda (b_0 y(z) + b_1 z^{-1} y(z) + \dots \\ & + b_{k-1} z^{-k+1} y(z)) \end{aligned} \quad (15)$$

여기서

$$A(z) = Z - a_0 - a_1 z^{-1} - \dots - a_{k-1} z^{-k+1}$$

$$B(z) = b_0 + b_1 z^{-1} + \dots + b_{k-1} z^{-k+1}$$

라 놓으면, 식(15)는 식(16)과 같이 간단히 쓸 수 있다.

$$(A(z) - T \cdot \lambda B(z)) Y(z) = T \cdot \beta B(z) \cdot X(z) \quad (16)$$

또는

$$\frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{T \cdot \beta \cdot B(z)}{A(z) - T \cdot \lambda B(z)}$$

따라서 시뮬레이션 모델의 특성근은 $A(z) - T \cdot \lambda B(z) = 0$ 으로부터 구하여진다.

이와 같은 시스템이 안정하기 위하여서는 Z-영역에서 근이 $|Z|=1$ 인 단위원내에 존재하여야 한다. 특성방정식 $A(z) - T \cdot \lambda B(z) = 0$ 으로부터 $|Z|=1$ ($Z = e^{j\theta}$)에 대한 $T \cdot \lambda$ 의 제적을 $T \cdot \lambda$ -평면에서 구할 수 있으며, 이 제적이 안정도 곡선이다. 이와같이 각 적분방식의 안정도 곡선으로부터 시뮬레이션 모델의 안정한 시뮬레이션을 위한 적분간격을 알 수 있다.

III. 연구사례

1. 적용모델

본 연구에 적용된 시뮬레이션 모델은 그림2와 같은 비행체의 자세제어를 위한 조종장치³⁴이다.

비행체의 조종장치는 그림2에서 비행체 좌표축 X축을 중심으로 회전운동을 제어하는 roll 조종장치, Y축을 중심으로 수직평면상의 운동을 제어하는 pitch 조종장치 및 Z축을 중심으로 좌우평면상의 운동을 제어하는 yaw 조종장치로 구별된다. 각 조종장치의 구성은 비행운동이 발생하였을 때 자세의 움직임을 감지할 수 있는 감지기(rate gyro, position gyro, accelerometer 등)와 원하는 방향으로 비행자세를 바로 잡아 주도록 조종날개를 움직여주는 구동장치⁸ (actuating system) 및 보상회로로 구성이 된다. 이를 블록선도로 나타내면 그림3과 같다.

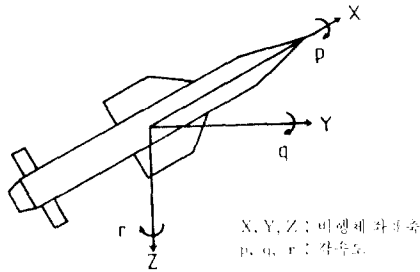


그림 2. 비행체 모델
Fig. 2. Flight Vehicle Model.

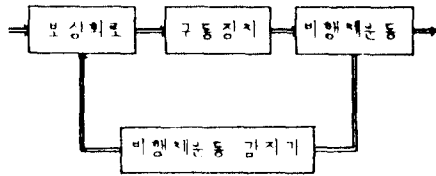


그림 3. 비행 조종장치의 구성도
Fig. 3. Block Diagram of Flight Control System.

본 시뮬레이션에 사용된 모델은 pitch 조종장치이다. 비행체가 공간에서 비행운동을 할 때 병진운동과 회전운동을 하게 된다. 이 병진운동과 회전운동을 나타내는 운동방정식을 비행체 좌표계로 표현을 하고, 이 운동방정식중에서 pitch운동을 나타내는 운동방정식이 프랜트의 특성을 표현하는 특성방정식이다. 시뮬레이션하고자 하는 모델의 특성방정식은 식(17)과 식(18)로 주어졌다.

$$\ddot{\theta} = Q \cdot S \cdot C \cdot (C_m(M, \alpha, \delta) + \frac{C}{2V} \cdot C_{m\dot{\alpha}}(M)) / I_p - Q \cdot S \cdot C_n(M, \alpha, \delta) / I_p \quad (17)$$

$$\dot{\alpha} = \dot{\theta} - Q \cdot S \cdot C_n(M, \alpha, \delta) / m \cdot v \quad (18)$$

여기서 Q : dynamic pressure, M : mach no. α : angle of attack, V : velocity, δ : control surface deflection angle, S : reference area, C : aerodynamic mean chord, I_p : pitch moment of inertia, m : mass, C_m : pitch moment coefficient, C_n : normal force coefficient, $C_{m\dot{\alpha}}$: pitch damping coefficient이다. 특히 C_m , C_n , $C_{m\dot{\alpha}}$ 는 풍동실험(wind tunnel test)에 의하여 얻어지는 값들이다.

이와같은 특성을 갖는 프랜트에 대하여 90(%) 정정시간이 5초이하, 최대 오버슈트는 20(%) 이하이고 정상상태 오차는 5(%) 이하를 만족하도록 설계된 조종장치가 그림4이다.

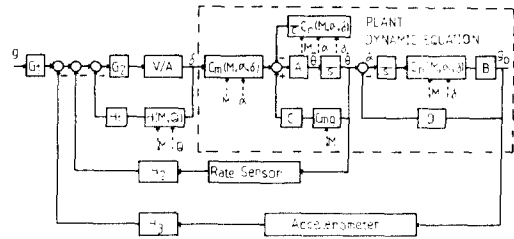


그림 4. Pitch 조종장치의 블록선도
Fig. 4. Block Diagram of Pitch Control System.

다음은 조종장치 각 블록의 전달함수 및 이득이다.

$$G_1 = \frac{209.2(S+0.9)}{(S+0.64)(S+22.4)(S+52.2)}$$

$$G_2 = \frac{65.3(S+15)}{(S+31)}$$

$$H_1 = \frac{0.668S(S+2.3)(S+117.6)(S+177)}{(S+0.45)(S+3.5)(S+34.6)(S+648)}$$

$$H_2 = \frac{11S(S+9.72)(S+38.9)}{(S+0.6)(S+10.72)(S+22.4)(S+52.2)}$$

$$H_3 = \frac{218.2(S+0.9)}{(S+0.64)(S+22.4)(S+52.2)}$$

$$\text{Valve and actuator (V/A)} = \frac{K w_n^2}{S^2 + 2\zeta w_n S + w_n^2} \cdot \frac{1}{S}$$

여기서 $\zeta = 1.2$, $f = 258$ (Hz), $K = 23.22$

$$\text{Rate sensor} = \frac{K w_n^2}{S^2 + 2\zeta w_n S + w_n^2}$$

여기서 $\zeta = 0.6$, $f = 37$ (Hz), $k = 0.12$

$$H(M, Q) = \frac{21.16Q - 3846(1 - \frac{1}{7M^2})^{5/2} (\text{단 } M \geq 1)}{46.66Q + 187740(1 - \frac{1}{7M^2})^{5/2}}$$

$$\text{Accelerometer} = \frac{K w_n^2}{S^2 + 2\zeta w_n S + w_n^2}$$

여기서 $\zeta=0.6$, $f=200$ (Hz), $k=1.2$ A, B, C, D 는 표 1의 실험조건 참조

표 1. 실험조건
Table 1. Test Conditions.

Data		Conditions	1	2
Mach No			2.34	3.34
Velocity (ft/sec)			2430.	3300.
Moment of Inertia (Slug-ft ²)			5000.	4790.
Dynamic Pressure (psf)			3880.	250.
Command-gi			4.	1.
Coefficients	A		4.98	5.2
	B		26.46	2.5
	C		.0022	.0016
	D		.759	.559

2. 실시간 실험 모의실험 방법

실제로 비행체가 비행중 어떤 원하는 방향으로 비행하기 위하여서는 유도법칙에 의하여 얻어진 명령을 조종장치의 입력으로 넣어줌으로써 조종장치가 작동하여 자세를 바로잡아 주도록 조종날개를 움직여 줄 것이다. 실시간 실험 모의실험은 이와같은 현상을 실험을 통하여 조종장치의 설계 확인은 물론 조종장치를 구성하는 각 하드웨어의 성능을 평가하고 전체 조종장치의 성능을 시험할 수 있는 방법이다.

그림 4와 같이 구성된 비행체 조종장치의 실시간 실험 모의실험을 위하여 시뮬레이션 블록을 구성한다. 그림 4에서 G1, G2, H1, H2 및 H3은 보상 회로로서 전자회로(printed circuit board)로 제작될 부분이고, V/A 및 H(M, Q)는 구동장치 하드웨어를 나타낸다. 플랜트는 비행체의 동특성방정식으로서 전산기에서 계산이 되는 부분이며, 이 운동방정식에 의한 자세를 표현하여줄 수 있는 비행운동 테이블이 필요하다. 이 비행운동 테이블위에 각속도를 측정할 수 있는 감지기가 장착되어 진다. 따라서 조종장치는 그림 5와 같은 블록으로 구성할 수 있다. 그림 5와 같이 구성된 조종장치의 실험 모의실험을 위한 시뮬레이션 블록은 그림 6과 같이 구성할 수 있다.

여기서 각 블록간의 데이터 입출력 관계는 다음과 같다.

모의 비행 실험대에 장착된 전자회로(printed circuit board)의 입력은 비행운동이 일어났을 경우 각속도 감지기(rate sensor)로부터 측정된 각속도

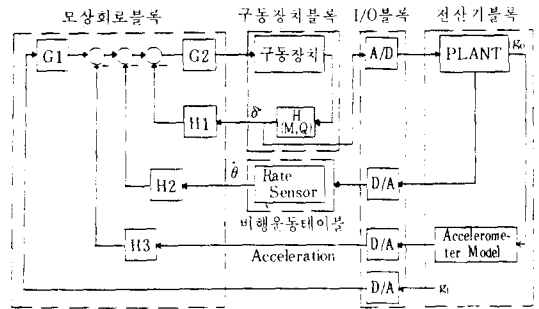


그림 5. 시뮬레이션 블록선도
Fig. 5. Simulation Block Diagram of Pitch Control System.

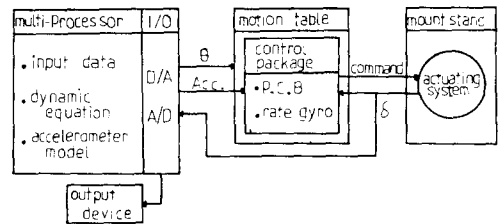


그림 6. 실험 모의실험 블록선도
Fig. 6. Hardware-in-the-Loop Simulation Block Diagram.

θ (deg/sec)와 구동장치로부터의 조종날개 편향각 δ (deg)이다. 특히 여기서 주의 깊게 다루어야 할 점은 가속도계에 의한 회전회로이다. 가속도계가 측정하는 값은 회전운동에 의한 각속도를 측정하는 것이 아니고 pitch 운동에 대한 가속도(gravity acceleration)을 측정한다. 따라서 가속도계 모델은 수학적 모델로 대체하여 전산기에서 계산되어야 한다. 전산기에서 계산 가속도 값이 전자회로에 보내져야 한다. 전자회로의 출력은 구동장치 구동을 위한 구동신호이다. 운동방정식을 계산하기 위한 전산기블록의 입력은 구동장치로부터의 조종날개 편향각 δ (deg)이며, 출력은 비행운동 실험대를 움직여줄 회전각 θ (deg)이다. 실험은 이와 같은 블록을 구성한 후에 임의의 비행환경 조건에서 수행한다.

IV. 실험

1. 실험조건

조종장치의 성능실험을 위한 실험조건은 표1과 같이 임의로 설정하였다.

2. 실험방법

시뮬레이션에 사용된 실험설비는 비행운동방정식을 풀기 위하여 Multiprocessor 형태의 디지털전산기인 AD10 전산기⁶⁾를 이용하였다. AD10 전산기는 연속동특성계의 실시간 시뮬레이션이 가능하도록 설계된 전산기이고, 외부와의 데이터 인터페이스를 위한 D/A 변환기 및 A/D 변환기를 가지므로 실시간 실험 모의 실험이 가능한 전산기 시스템이다.

비행자세를 표현해줄 수 있는 비행운동 테이블은 3-축 비행운동 테이블⁹⁾(3-axis flight motion table)을 사용하였다.

이러한 실험설비를 이용한 실험장치는 그림 6을 토대로 하여 다음 그림 7 과 같이 구성하였다.

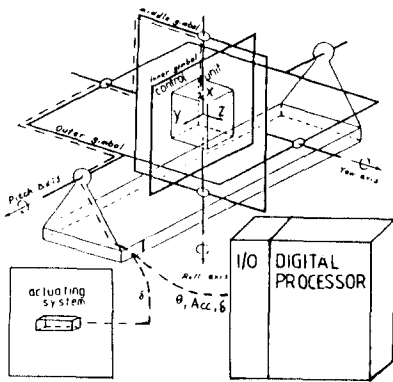


그림 7. 실험장치 구성
Fig. 7. Construction of Hardware-in-the-Loop Testing Facilities.

실험을 수행하기 위하여 실험하고자 하는 조종장치는 실제 비행체에 장착된 조종장치와 같은 효과를 얻을 수 있도록 비행시험대의 축상에 고정시키고, 구동장치는 구동장치 스탠드에 설치한다. 여기서 비행운동 테이블에 놓여질 부분은 보상회로로 구성된 전자회로 및 각속도 감지기이다.

실험은 표 1에 주어진 각 실험조건에 대하여 필요한 데이터를 입력시키고 전산기의 모드제어에 따라 프로그램을 수행한다.

V. 실험결과 및 고찰

실험결과에 대한 타당성을 검토하기 위하여 우선 기준이 되는 데이터를 다음과 같이 얻었다. 본 시뮬레이션에 사용된 적분방식은 Adams-Bashforth 방식을 이용하였다. 표 1의 실험조건에 대하여 조종장치의 소프트웨어 모델에 대한 시간응답특성을 그림 8, 그림 9와 같이 얻었다.

그림에서 $\delta(\text{deg})$ 는 조종날개 편향각이고, $\alpha(\text{deg})$ 는 양각이며, $\dot{\theta}(\text{degsec})$ 는 각속도이다. 또한 g_0 는 입력 g_1 에 대한 응답이다. 여기서 시뮬레이션이 실시간으로 계산되었는지를 검토하기 위하여 실험조건 1에서 적분 방식과 적분간격에 대한 관계를 다음 표 2와 같이 얻었다.

그림 1의 안정도 곡선은 시뮬레이션하고자 하는 모델의 특성근 λ 와 적분간격 T 와의 관계를 설명한다.

이 곡선으로부터, 시뮬레이션 모델의 근(λ)이 주어지면 안정한 시뮬레이션을 위한 T 를 λT 로부터 구할 수 있다.

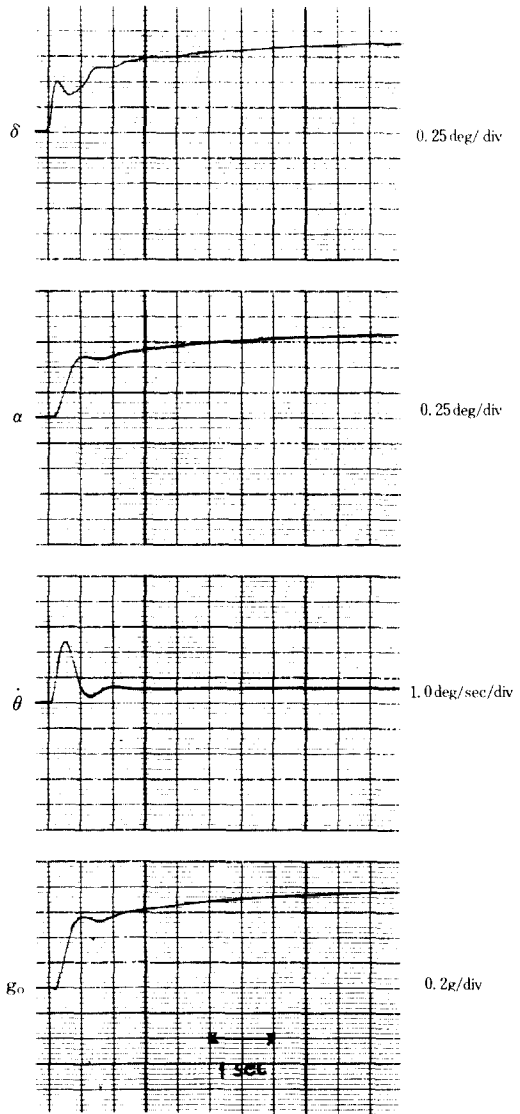


그림 8. 실험조건 1의 시뮬레이션 결과
Fig. 8. Simulation Results of Test Condition-1.

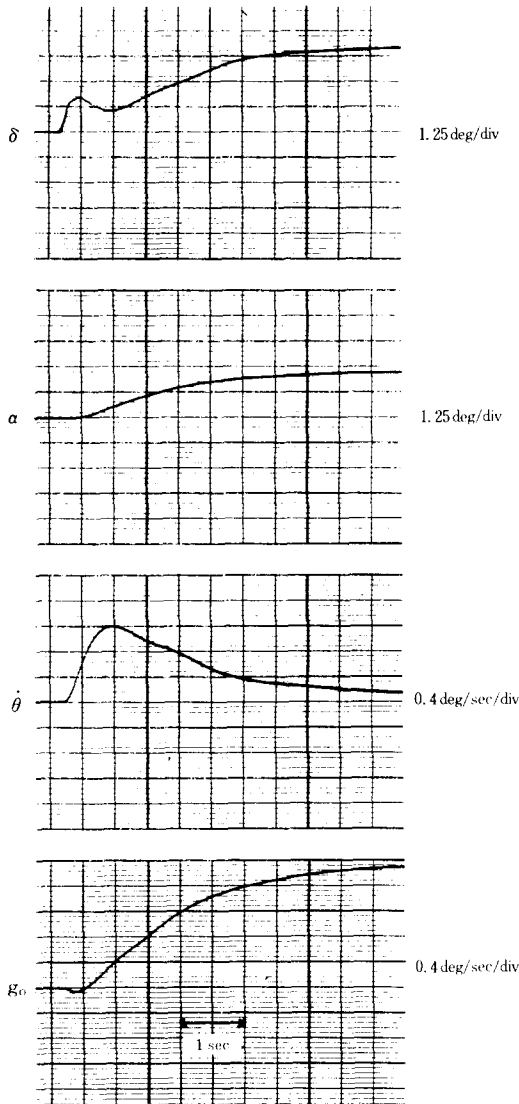


그림 9. 실험조건 2의 시뮬레이션결과
Fig. 9. Simulation Results of Test Condition-2.

표 2에서 $|\lambda T|_{\max}$ 는 그림 1의 각 적분방식의 안정도 곡선상의 값으로서 시뮬레이션 모델의 균이 실수극만을 갖는 경우 AB-2방식에서는 -1이다. T_{\max} 는 본 시뮬레이션 모델의 보상회로 H_1 의 가장 큰 극점인 $\lambda = -648$ 을 $(\lambda T)_{\max} = -1$ 에 대입하므로써 AB-2방식에서의 $T_{\max} = 1.543E-3$ (sec)을 얻었다.

여기서 Frame time $FT = 4.121E-4$ (sec)이다. S_{\max} 이론치는 식(11)에 시뮬레이션 모델의 FT와 모든 AB 적분방식에서는 $N = 1$ 이므로 $N = 1$ 을 대입하여 얻은 값이다. S_{\max} 실험치는 S의 값을 변화시킬 경우에 시뮬레이션 결과에 영향을 주지 않는 가장 큰 값이다.

표 2. 적분방식과 적분간격

Table 2. Integration Step Size and Integration Methods.

적분방식	$ \lambda T _{\max}$	T_{\max} (sec)	S_{\max} (이론치)	S_{\max} (실험치)
AB-2	1.	1.54E-3	3.74	3.7
AB-3	.545	8.41E-4	2.04	2.1
AB-4	.3	4.63E-4	1.12	1.26

따라서 표 2의 결과로부터 AB-2방식을 이용할 경우 안정한 실시간 시뮬레이션을 위하여서는 적분간격이 $1.543E-3$ (sec) 이상이어서는 안된다. S_{\max} 는 이론치와 실험치가 거의 유사함을 알 수 있으며, $S_{\max} = 3.7$ 은 실시간 보다 3.7배의 빠르기로 계산이 가능함을 의미한다.

또한 이는 식(12)를 만족하는 실시간 시뮬레이션이 수행되었음을 알 수 있다.

실물 모의실험 결과로는 그림 10과 그림 11을 얻었다. 이 두 실험결과로부터 다음을 알 수 있다.

(1) 범용 전산기를 이용하여 시뮬레이션할 경우 상태변수가 많은 경우에는 미분방정식을 푸는데 많은 시간이 소요됨으로 실시간 시뮬레이션이 불가능하나 Multiprocessor를 이용할 경우 일반적인 single-pass-predictor algorithm을 이용하여도 실시간 시뮬레이션이 가능하다.

(2) 하드웨어를 포함하는 실시간 시뮬레이션이 가능하므로써 설계확인은 물론 성능시험이 가능하여졌다. 따라서 위의 실험결과로부터 다음을 알 수 있다.

1) 모든 실험조건에서 실물 모의실험결과에 약간의 진동현상을 볼 수 있는데 이는 구동장치의 특성에 의한 현상이며, 이로인하여 θ , α 및 g_0 에 까지 영향을 줄 수 있다.

2) 하드웨어의 실험결과에서는 대체로 초기에 δ 의 크기가 소프트웨어 시뮬레이션 결과보다 큼을 볼 수 있다. 그러나 이러한 영향이 상승시간이나 정정시간에 큰 영향을 주지 않음을 알 수 있다.

3) 조종장치를 구성하는 하드웨어 즉, 보상회로, 감지에 및 구동장치가 올바르게 구성이 되었음을 알 수 있다.

4) 조종장치는 대체로 설계조건을 만족시키도록 설계되었음을 알 수 있고, 또한 하드웨어의 수학적 모델링이 잘되었다고 생각된다.

VI 결 론

이상의 실험결과로부터 Multiprocessor를 이용하여

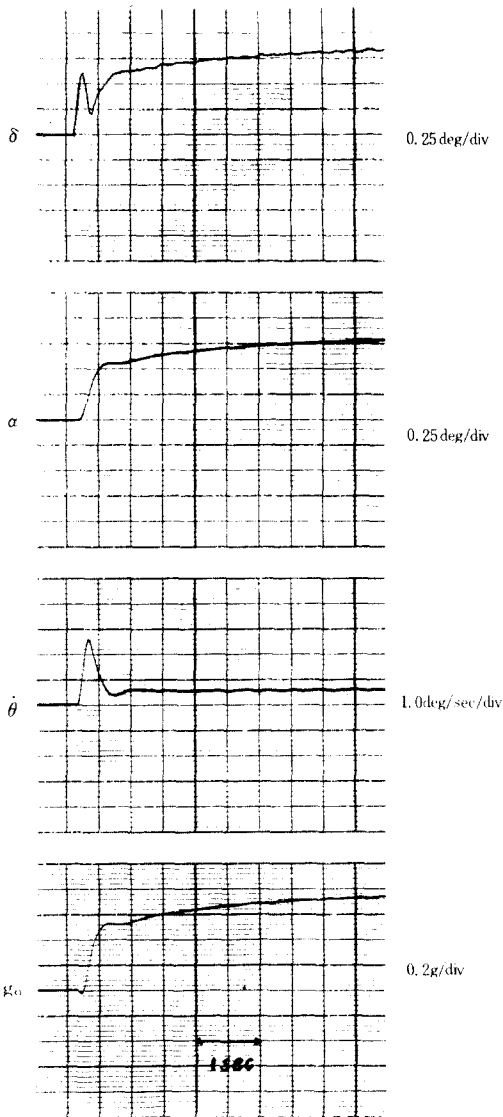


그림10. 실험조건 1의 실험물의실험 결과
 Fig. 10. Hardware Simulation Results of Test Condition-1.

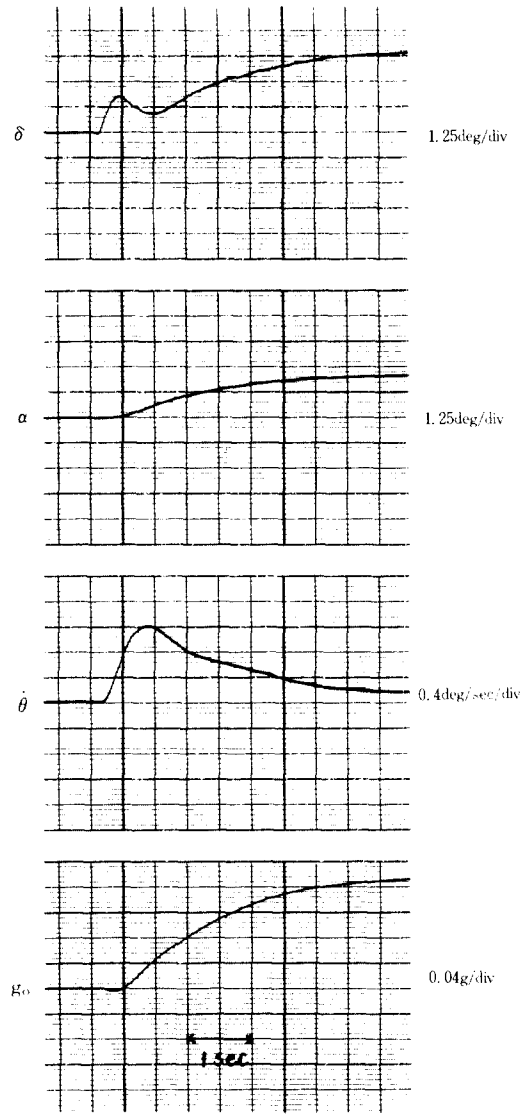


그림11. 실험조건 2의 실험물의실험 결과
 Fig. 11. Hardware Simulation Results of Test Condition-2.

연속 동특성계의 실시간 시뮬레이션이 가능함을 보였고, 실시간 실험물의실험을 통하여 비행체 조종장치의 설계확인은 물론 조종장치를 구성하는 각 하드웨어의 성능 및 전체 조종장치의 성능해석이 가능함을 보였다. 또한 이러한 실험을 반복 수행하므로써 조종장치를 구성하는 각 하드웨어의 허용오차 한계를 설정할 수 있으며, 조종장치의 설계수정 및 보완에 이용하므로써 설계를 최적화할 수 있다.

參 考 文 獻

[1] Harold L. Pastrick, Charles M. Will, "Hardware in the loop simulation: a guidance system optimization tool", *AIAA Mechanics and Control of Flight Conference, ANAHEIM, CALIFORNIA, Aug 5-9, 1974.*
 [2] CHESTER Ludlam, "Hardware in the loop simulations: answer to cost effective

- weapon development”, *EG Engineering Journal*, July-August, pp. 16-24, 1981.
- [3] John H. Blakelock, “Automatic Control of aircraft and missile”, *John Wiley & Sons*, Ch. 2,4, 7, 1965.
- [4] Jan Roskam, “Airplane flight dynamics and automatic flight controls”, *Roskam aviation and Engineering Corporation*, Ch. 10, 1977.
- [5] Dennis S. Bernstein, “The treatment of inputs in real-time digital simulation,” *Simulation*, vol. 33, no. 2, pp 65-68, August 1979.
- [6] AD 10 Hardware Reference Manual, *Applied Dynamics International, Ann Arbor, Michigan*.
- [7] Peter R. Benyon, “a review of numerical methods for digital simulation”, *Simulation*, vol. 6, no. 5, pp. 219-238, Nov., 1968.
- [8] Arthur L. Greensite, “Analysis and design of Space Vehicle flight Control systems”, *Spartan Books*, Ch. 3, 1970.
- [9] Carco Electronics, “*Instruction manual: 3-axis flight simulator*”, 1975.
-