

비행체 제어장치의 성능 해석을 위한 실시간 시뮬레이션

A Real Time Simulation for Performance Analysis of Flight Control System

郭炳哲*·朴良培**
(Byung-Chul Kwak · Yang-Bai Park)

Abstract

This paper introduces a method for design verification and performance evaluation of flight control system. The method is a real time hardware in the loop simulation using the hybrid computer and motion table facility.

As a typical illustration, a roll control system of flight vehicle is applied.

The simulation validity is demonstrated by comparing hardware test results with analog simulation results.

1. 서 론

비행체의 비행 자세를 제어하기 위한 제어장치^{1,2}는 비행체가 어떠한 목적으로 이용되느냐에 따라서 다소 차이는 있다. 그러나 대개는 유도방식에 의하여 얻어진 유도명령을 제어장치가 받아서 요구되는 방향으로 비행할 수 있도록 비행체에 달려있는 조종날개를 움직여줌으로써 목적을 달성할 수 있다.

유인항공기와 같은 경우는 조종사가 조종장치를 작동시켜 비행 자세를 제어할 수도 있으며, 또한 자동제어방식을 채택함으로써 현재의 상태를 파악하여 그때그때의 원하는 비행 자세가 되도록 조정이 가능하다. 이러한 제어장치를 개발하는 과정에서 볼때, 여러가지의 제어이론을 도입하여 모든 요구 성능조건을 만족시키는 제어장치가 설계되고, 설계사양에 따라서 제어장치의 실물이 구현되었다고 가정하자. 이때 제작된 제어장치가 만족스러운 성능을 낼 수 있을까 하는 문제는 제어장치를 실제로

비행시험에 이용하여 그 결과를 가지고 알 수 있을 것이다. 그러나 이러한 방법으로 제어장치의 성능을 평가하고 해석하는 일은 매우 위험한 일이며, 경제적인 측면에서 볼 때도 바람직하지 않다.

따라서, 본 연구에서는 비행기나 미사일과 같은 비행체의 자세를 제어하기 위한 제어장치의 성능시험 및 해석을 위하여 한 대표적인 제어장치에 대하여 실속도 빠르기로 실제의 제어장치를 포함하는 모의실험^{3,4} (a real time hardware in the loop simulation)을 수행함으로써 성능시험이 가능함을 보았다.

모의실험 결과에 대한 타당성은 애널로그 전산기를 이용하여 얻은 제어장치의 시간 응답특성과 비교함으로써 증명이 된다.

2. 성능해석을 위한 시뮬레이션

2.1 비행체의 제어장치

일반적으로 그림 1과 같은 비행체의 자세조종을 위한 제어장치는 비행체 좌표축 U, V, W 각 축을 중심으로 수직평면상의 운동을 제어하는 pitch control system, 좌우평면상의 운동을 제어하는 yaw

*正 會 員 : 大田機械廠 先任研究員

**正 會 員 : 大田機械廠 責任研究員 · 工博

接受日字 : 1986年 4月 11日

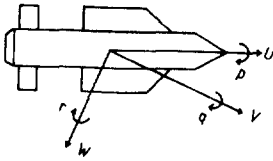


그림1. 비행체 모델
Fig.1. Flight vehicle model.

control system 및 회전축(roll)을 중심으로 회전운동을 제어하는 roll control system으로 구별된다.

각 제어장치의 구성은 비행을동이 일어났을 때 자세의 움직임을 감지할 수 있는 각종 감지기(rate sensor, position gyro 등)와 구동장치(actuating system) 및 보상회로로 구성이 된다.

이를 블록선도로 나타내면 그림 2와 같다.

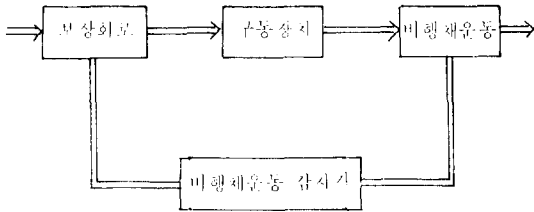


그림2. 비행체 제어장치의 구성도
Fig.2. Block diagram of flight control system.

2.2 제어장치의 시뮬레이션 방법

그림 2와 같이 구성된 제어장치의 실시간 시뮬레이션을 위하여 시뮬레이션 블록을 구성하고자 한다.

그림 2에서 비행체운동을 나타내는 블록은 실제 비행체의 운동을 표현하는 수학적모델이다. 이를 임의의 조건에서 실시간으로 해석하기 위하여서는 계산기가 필요하며, 또한 이 운동방정식에서 얻어질 결과에 따라 자세를 표현해줄 수 있는 비행 시험대가 요구된다.

이 시험대에는 보상회로와 감지기를 설치할 수 있어야 하며, 구동장치를 장착할 수 있는 장치도 필요하다.

위의 같은 실험설비들을 이용하여 roll control system의 성능해석을 위한 시뮬레이션 블록을 그림 3과 같이 구성할 수 있다.

여기서 각 블록간의 입출력 관계는 다음과 같다.

모의비행 시험대에 장착된 집적회로(printed circuit board)의 입력은 비행체 운동이 일어났을 경우

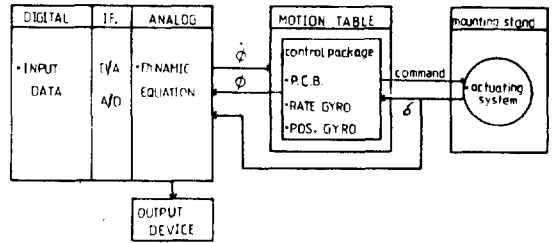


그림3. 시뮬레이션 블록 선도
Fig.3. Simulation block diagram.

각속도 감지기 및 위치감지기로부터 측정된 각속도 $\dot{\phi}$ (deg/sec), 위치각 ϕ (deg)이고, 또한 구동장치 제환회로를 갖는 경우에는 조종날개 편향각 δ (deg)이며, 출력은 구동장치 구동을 위한 구동신호이다.

운동방정식을 계산하기 위한 계산기 블록의 입력은 구동장치로부터의 조종날개 편향각 δ (deg)이며, 출력은 비행시험대를 움직여줄 회전각속도 $\dot{\phi}$ (deg/sec) 혹은 회전각 ϕ (deg)로서 운동방정식에서 구하여진다.

시뮬레이션은 실제 비행체가 비행중에 돌풍과 같은 외란에 의하여 회전운동이 발생하였을 경우 비행체에 붙어 있는 위치감지기는 회전각을 측정하게 되고, 이 측정된 오차각으로 인하여 roll control system이 작동하여 자세를 바로잡아 주도록 조종날개를 움직여줄 것이다.

이와 같은 현상을 실험하기 위하여 그림 3과 같은 시뮬레이션 블록을 구성하고, 여러가지의 비행 조건에서 실험을 수행한다.

2.3 연구사례

앞절의 시뮬레이션 방법을 이용하여 다음 표 1의 조건에서 비행체의 자세를 제어하기로 한다. 이를 위한 제어장치는 회전운동을 제어하는 roll control system이다. 이 제어장치의 실제조건은 회전각속도

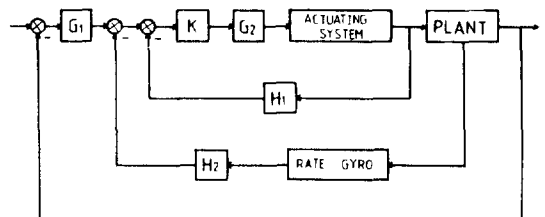


그림4. roll control system
Fig.4. Roll control system of flight vehicle.

가 240[deg/sec]이하이고, 출력시간응답 속도는 정정시간이 3초 이내가 되도록 설정되었다. 또한 조종날개의 물리적인 허용 편향각은 -15도이다. 이와 같은 설계조건을 만족시키는 제어장치가 그림 4와 같이 설계되었으며, 각 블록의 전달함수 표현 및 이득은 아래와 같다.

$$G1 = 16.39(s + 3.13) / (s^2 + 168.34s + 1823.9)$$

$$K = 31.32$$

$$G2 = (s + 12.7) / (s - 51.3)$$

$$H1 = (s^2 + 137.5s + 4676.8) / 2(s^2 + 115s + 3301.4)$$

$$H2 = 8.58(s + 58) / (s^2 + 115s + 3301.4)$$

$$\text{actuating system} = (5617.5 - 22.47s) / (s(s + 250))$$

$$\text{프랜트; } \ddot{\phi} = a \cdot \delta + b \cdot \dot{\phi} + c \cdot \phi$$

여기서 비행체의 특성방정식 $\ddot{\phi} = a \cdot \delta + b \cdot \dot{\phi} + c \cdot \phi$ 에서 a, b, c 는 비행체 조종날개(control surface)의 형상과 control surface effectiveness, roll moment 및 roll damping derivative에 의하여 결정이되는 값들이다. 이 특성방정식의 애널로그 시뮬레이션을 위한 블록선도는 그림 5와 같다.

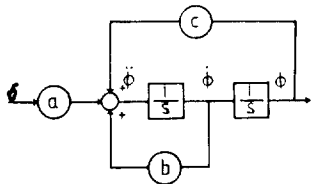


그림 5. 특성방정식의 블록선도

Fig. 5. Block diagram of characteristic equation.

3. 실험

3.1 실험조건

본 연구에 적용된 제어장치의 성능실험을 하기위한 조건은 표 1과 같이 설정하기로 한다.

3.2 실험방법

그림 3의 시뮬레이션 블록 구성을 토대로 하여 그림 4와 같이 구성된 제어장치의 실험을 수행한다.

본 연구에 사용된 실험설비는, 특성방정식을 풀기 위하여 하이브리드 전산기^{*)}를 이용하였고, 비행 자세를 표현해줄 수 있는 비행시험대는 3-축 비행

운동 테이블⁷⁾ (3 axis flight motion table)을 사용하였다. 또한 이러한 실험설비를 이용한 실험장치는 그림 6과 같이 구성하였다.

이로부터 실험을 수행하기 위하여, 제작된 제어장치는 실제 비행체에 장착된 제어장치와 같은 효과를 얻을 수 있도록 비행시험대의 회전축상에 고정시키고, 구동장치는 구동장치 스탠드에 설치한다. 여기서 비행시험대에 놓여진 부분은 보상회로 $G1, G2, K, H1, H2$ 로 구성된 전자회로와 각속도감지기 및 위치감지기이다.

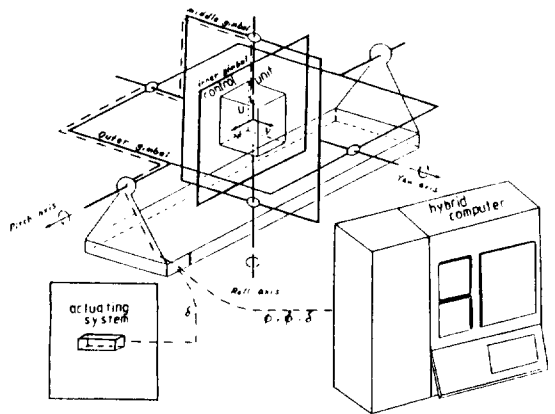


그림 6. 실험장치 구성

Fig. 6. Construction of hardware-in-the-loop testing facilities.

실험은 표 1에 주어질 각 실험조건에 대하여 디지털 전산기를 이용하여 데이터를 입력시키고, 디지털 전산기의 모드 제어에 따라 프로그램을 수행한다.

표 1. 실험조건

Table 1. Test condition.

Data	Condition	1	2	3	4
Mach No.		1.9	2.3	3.5	2.5
Velocity (ft/sec)		2000	2400	3600	2600
Dynamic Pressure (psf)		4500	3800	300	600
Moment of Inertia (slug-ft ²)		210	200	160	160
Angle of Attack (deg)		0	0	8	10
Position Error (deg)		21.5	21.5	21.5	21.5
Coefficients	a	511.8	345.5	18.9	59.7
	b	3.6	2.5	0.1	0.4
	c	0	0	24.0	27.0

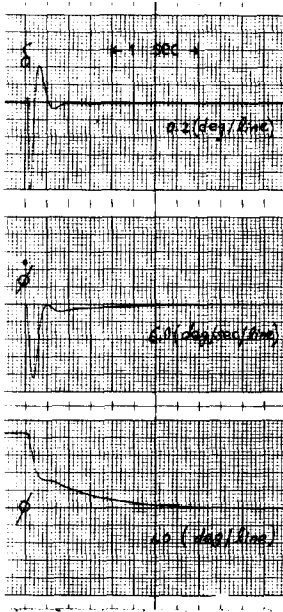


그림7. 조건2의 애널로그 시뮬레이션 결과
Fig. 7. Analog simulation result of condition 1.

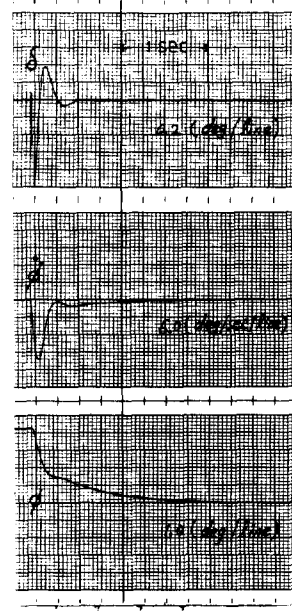


그림8. 조건 2의 애널로그 시뮬레이션 결과
Fig. 8. Analog simulation result of condition 2.

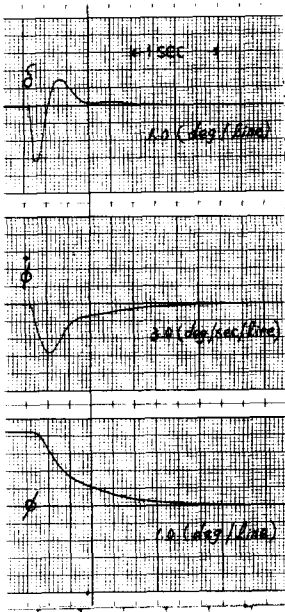


그림9. 조건 3의 애널로그 시뮬레이션 결과
Fig. 9. Analog simulation result of condition 3.

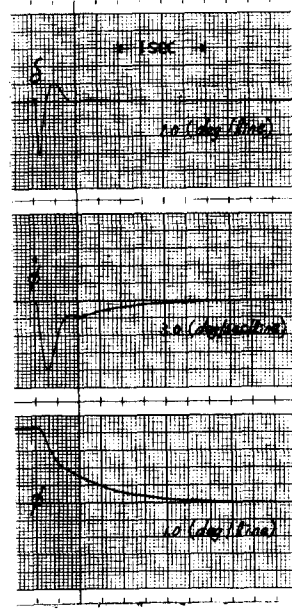


그림10. 조건 4의 애널로그 시뮬레이션 결과
Fig. 10. Analog simulation result of condition 4.

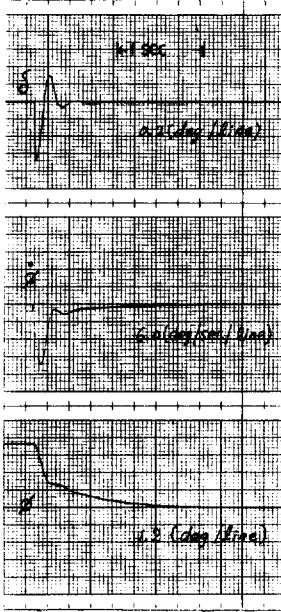


그림 11. 조건 1의 하드웨어 실험결과
 Fig. 11. Hardware test result of condition 1.

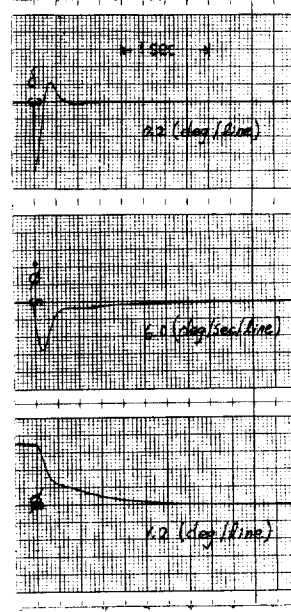


그림 12. 조건 2의 하드웨어 실험결과
 Fig. 12. Hardware test result of condition 2.

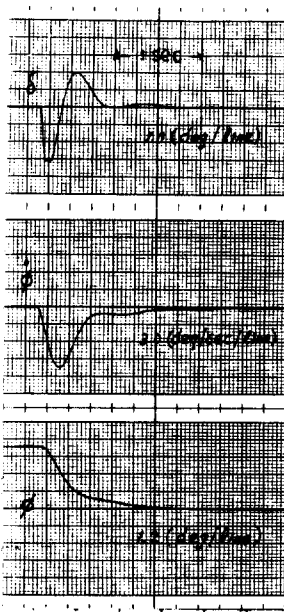


그림 13. 조건 3의 하드웨어 실험결과
 Fig. 13. Hardware test result of condition 3.

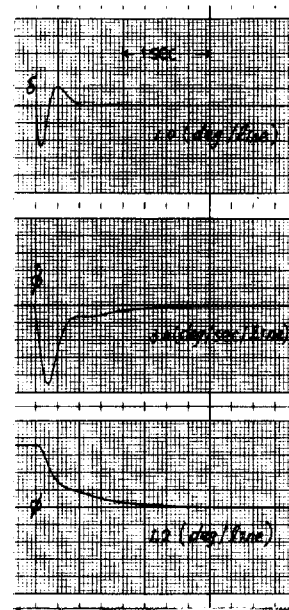


그림 14. 조건 4의 하드웨어 실험결과
 Fig. 14. Hardware test result of condition 4.

4. 결과 및 고찰

우선 기준이 되는 결과를 얻기 위하여 애널로그 시뮬레이터를 이용하여 표 1의 실험조건에서 실시간 시뮬레이션(부록 참조)하였다. 결과로는 δ (deg), $\dot{\phi}$ (deg/sec) 및 ϕ (deg)를 얻었으며, 결과는 각각 그림 7~10과 같다.

실물을 포함하는 제어장치의 모의실험 결과는 그림 11~14와 같다.

이 두 시뮬레이션 결과로부터 다음을 알 수 있다.

대체로 하드웨어의 실험결과는 애널로그 시뮬레이션 결과에 비하여 δ 가 조건 1의 경우 약 1.6도, 조건 2의 경우 약 1도, 조건 4의 경우 약 3.5도 만큼 작음에도 정정시간은 약 0.25초에서 0.5초 빨라졌음을 볼 수 있고, $\dot{\phi}$ 는 모든 실험조건에서 240(deg/sec) 이하를 만족시키고 있음을 알 수 있다. 또한 실험조건 1과 실험조건 3의 경우 비행체가 비행중에 받는 dynamic pressure가 15배, 마하 1.8배 만큼 큰 비행환경에서도 설계조건을 만족시키고 있음을 알 수 있다.

따라서 실험결과로 미루어 보아 제어장치는 설계조건을 대체로 만족시키도록 설계되었음을 알 수 있

다. 그러나 ϕ 나 δ 의 크기는 각 실험조건에서 두 결과가 서로 잘 일치하지 않음을 볼 수 있다. 이러한 것은 제어장치를 구성하는 각 하드웨어의 특성과 하드웨어의 수학적 모델이 정확히는 일치하지 않으므로 해서 생기는 결과라고 생각하며, 또한 하드웨어(구동장치, 가속도 감지기 등)의 정확도(accuracy)와 선형성(linearity)이 좋지않으므로해서 제어장치에 영향을 줄 것이다. 한편 각 하드웨어의 영오차(null error)가 클 경우 만족스러운 결과를 얻지 못할 것이다.

따라서 수학적 모델과 일치하는 하드웨어를 선택 함은 물론 성능이 우수한 하드웨어를 사용하여 제어장치를 구성하는 것이 가장 바람직하다.

5. 결론

이상의 실험결과로써 제어장치의 설계 증명은 물론 제어장치를 구성하는 각 하드웨어의 성능 및 전체 제어장치의 성능을 해석할 수 있음을 보였다. 또한 이러한 실험을 반복함으로써 제어장치를 구성하는 각 하드웨어의 허용 오차 한계를 설정할 수 있으며, 제어장치의 설계 수정 및 보완에 이용함으로써 설계를 최적화할 수 있다.

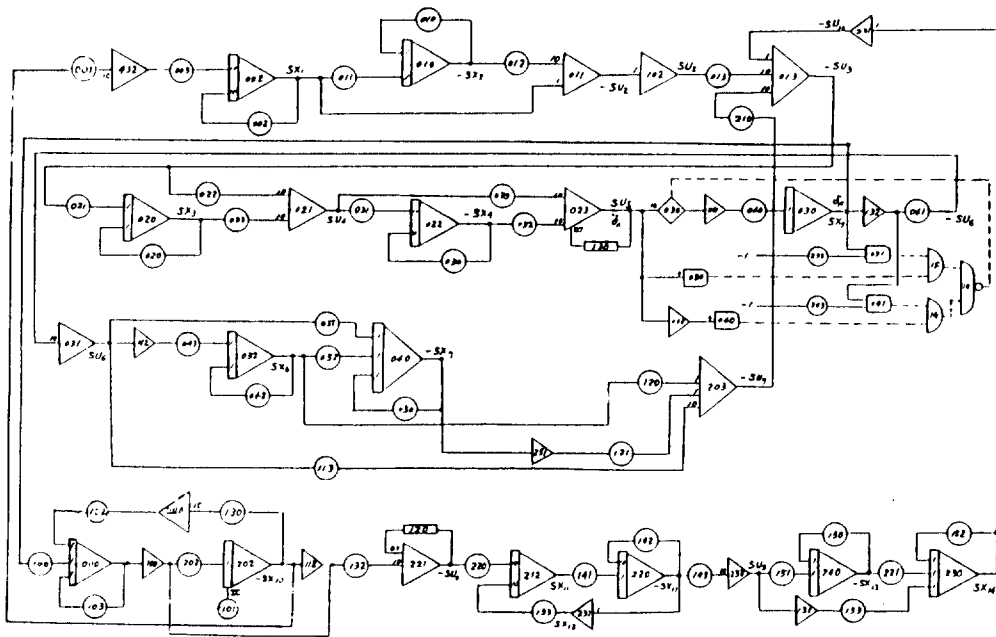


그림 15. 시뮬레이션 패칭 선도

Fig. 15. Analog patching diagram for real time simulation.

본 연구에서는 hinge moment나 coupling 현상에 의한 영향은 고려하지 않았으나 앞으로 연구되어야 할 과제라고 생각한다.

<부록>

애널로그 시뮬레이션 방법^{*)}

주어진 제어장치의 전달함수를 상태방정식의 표현으로 바꾼 후 각 상태방정식을 애널로그 전산기의 적분기, 합산기, 전위차계를 이용하여 계산할 수 있도록 magnitude scaling을 수행한다. 스케일링된 상태방정식을 풀기 위하여 analog patching diagram을 만든 후 이 patching diagram에 따라 애널로그 전산기의 patch board에 patching을 완료한다. 각 전위차계에 대응하는 값은 디지털 전산기에서 계산하여 각각의 값을 넣어준다. 모든 값의 입력이 완료되면 디지털 전산기의 모드 제어에 따라 프로그램을 수행한다.

여기서 magnitude scaling 방법을 요약하면 다음과 같다. magnitude scaling을 하는 이유로는 풀고자 하는 상태방정식의 계수값이 크므로 해서 사용하고자 하는 전산기의 소자로서도 해결이 불가능할 경우에는 부득이 각 상태변수를 스케일링 해줌으로써 가능하다.

미분방정식 $\dot{x} = a \cdot y + b \cdot u$ 를 magnitude scaling하기 위하여 각 상태변수 \dot{x} , x , y , u 의 최대값을 각각 \dot{x}_{max} , x_{max} , y_{max} , u_{max} 라 가정하자 그러면 미분방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\left(\frac{\dot{x}}{\dot{x}_{max}}\right) \left(\frac{\dot{x}}{x_{max}}\right) = \left\{ a \left(\frac{y_{max}}{\dot{x}_{max}}\right) \left(\frac{y}{y_{max}}\right) + b \left(\frac{u_{max}}{\dot{x}_{max}}\right) \left(\frac{u}{u_{max}}\right) \right\} \left(\frac{\dot{x}_{max}}{x_{max}}\right)$$

위의 식에서 $\dot{x}/x_{max} = s\dot{x}$, $y/y_{max} = sy$, u/u_{max}

$= su$ 라 놓으면, 본래의 미분방정식과 같은 모양의 스케일링된 식 $s\dot{x} = a'(sy) + b'(su)$ 을 얻는다.

여기서 $a' = a \cdot y_{max}/x_{max}$, $b' = b \cdot u_{max}/x_{max}$ 이다. 그림 15는 제어장치의 실시간 시뮬레이션을 위한 analog patching diagram이다.

참고문헌

- 1) John H. Blakelock, "Automatic Control of Aircraft and Missile," John Wiley & Sons, 1965, ch. 2, 4, 7.
- 2) Jan Roskam, "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls," Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979, ch. 10.
- 3) Harold L. Pastrick, Charles M. Will, "Hardware in the Loop Simulation: a Guidance System Optimization Tool," AIAA NO. 74-929, 1974.
- 4) Chester Ludlam, "Hardware in the Loop Simulations: Answer to Cost-effective weapon Development," EG Engineering Journal, July-August 1981, pp. 16-24.
- 5) Arthur L. Greensite, "Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems," Spartan Books, 1970, ch. 3.
- 6) Electronic Associates Inc, "Parallel Analog Processor," March 1975.
- 7) Carco Electronics, "Instruction Manual: 3-Axis Flight Simulator," 1975.
- 8) Electronic Associates Inc, "Handbook of Analog Computation," April 1982, ch. 3.