

HILS 시스템 루프 특성 모니터링 기법

총 정운, 김 영주, 곽 병철
국방과학연구소

Characteristics Monitoring Technique of HILS System Loop

Hong Jeong Woon, Kim Young Joo, Kwak Byung Cheol
Agency for Defence Development

Abstract - HILS is widely used in the test and evaluation of complex control system. This paper describes the structure of HILS and the control loop performance monitoring of HILS system. Digital path delay and FMS(Flight Motion Simulator) dynamics were estimated and output of the estimated model were compared with real FMS output. The monitoring system can be used for analyzing the result of HILS.

1. 서 론

HILS(Hardware-In-the-Loop Simulation)란 제어 시스템을 개발하는 단계 중에서 기 개발된 부 시스템들을 하드웨어적으로 인터페이스하고 운용환경 및 제어 알고리즘 등을 실시간으로 모의하여 전체 시스템의 성능을 시험 및 평가하는 것이다. 실제 운용환경을 실험실 내에서 모의함으로써 위험성 및 실험비용을 줄이고 환경 및 시스템 변수들을 변경하면서 반복 실험할 수 있으므로 대상 시스템의 설계 최적화 및 신뢰성 있는 시스템 개발이 가능하다.

비행 운동체의 HILS 시에는 대상 시스템의 전체 6자유도 동역학 중 회전운동은 3축 비행자세모의기로 시뮬레이션하고 복진 운동, 운용환경 및 제어 알고리즘은 실시간 컴퓨터로 모의한다. 기존의 HILS 수행 시에는 비행자세모의기의 동적 대역폭을 충분히 크게 하여 비행자세모의기의 영향이 전체 HILS 루프에 가해지지 않도록 조정하여 사용하여 왔다.

본 논문은 비행 운동체의 HILS 시스템 구성과 실시간 컴퓨터간의 통신 방법 및 HILS 수행 시에 사용되는 비행자세모의기와 시뮬레이션 컴퓨터로 구성된 제어루프의 동특성과 성능을 모니터링하는 기법과 실제 적용예를 보인다.

2. 본 론

2.1 HILS 구성

비행 운동체 HILS 시스템은 그림1과 같이 실시간 연산을 위한 주컴퓨터, 부 시스템들 간의 인터페이스를 위한 입출력장치, 비행 운동체의 자세 각을 모의하기 위한 비행자세모의기 및 기타연산을 위한 다수의 실시간 컴퓨터로 구성된다. 각 컴퓨터간의 인터페이스는 데이터 전달 속도 신뢰성을 고려하여 Reflective Memory(이하 RM)를 사용한다. RM은 전송 매체로 광케이블을 사용 하므로 전자기적 외란에 강하고, 초당 29.5MByte의 전송속도를 가지며, 공유 메모리 형태로 프로그래밍 할 수 있다. 주컴퓨터는 Silicon Graphics사의 Onyx RE2이며, 비행자세모의기와의 통신은 Bit3사의 VME to VME Bridge를 사용한다. 시험대상 시스템과의 인터페이스는 실시간 운영체제(VxWorks)를 탑재한 별도

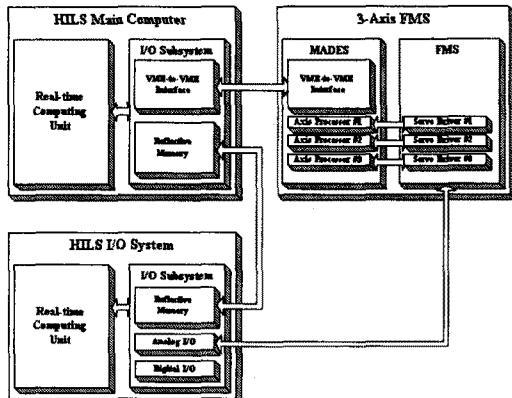


그림 1 HILS 하드웨어 구성도

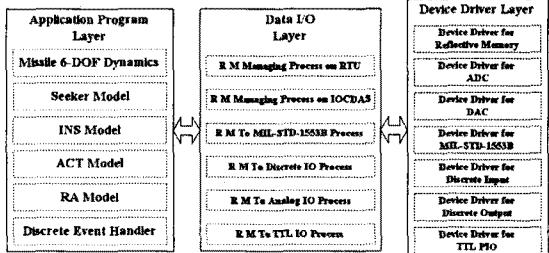


그림 2 HILS 소프트웨어 구성도

Fig. 2 HILS S/W Diagram

입출력 시스템을 구성하여 아날로그 입출력, Event 신호 입출력, MIL-STD-1553B, Ethernet, RS-232C 등을 지원한다.

시스템 소프트웨어는 그림2에 보인 것과 같이 응용프로그램 계층, 입출력 처리 계층, 장치 드라이버 계층으로 나누어 설계하였고 응용 프로그램은 입출력 장치 종류에 독립적으로 작동하도록 구현하였다. 따라서 그림에 보인 입출력 장치뿐만 아니라 임의의 입출력장치를 사용하는 시스템도 데이터 입출력 계층의 수정만으로 HILS가 가능하도록 하였다.

2.2 HILS 제어루프 모니터링

2.2.1 비행자세모의기 동력학 조정

HILS 수행의 초기 단계에서는 비행자세모의기의 동적 대역폭을 대상 시스템이 요구하는 대역폭 이상으로 충분히 크게 조정하여야 한다. HP3563A 제어 시스템 해석기는 동적 시스템의 단위계단 응답이나 주파수 응답 특성을 측정하여 시스템의 전달함수를 극사적으로 구하는 기능이 있다. 시험 대상체의 HILS 전에는 비행자세

모의기의 이득 값을 조정해가며 제어 시스템 해석기를 이용하여 비행자세 모의기의 주파수 응답 특성을 관찰한다. 앞의 교정과정을 반복하여 비행자세 모의기의 대역 폭을 경험적인 최적 값으로 설정한다.

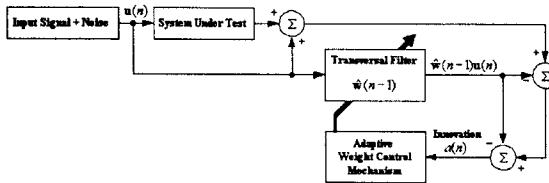


그림 3 적응 RLS 필터 구성도

Fig. 3 Adaptive RLS Filter

2.2.2 실시간 제어루프 모니터링 알고리즘

HILS 제어루프의 성능 모니터링은 시스템 지연시간 추정과 비행자세모의기 동력학 인식의 두 단계로 이루어진다. HILS 시스템은 복수의 실시간 컴퓨터로 이루어진 분산제어 시스템이며, 파이프라인(Pipe Line) 구조를 사용하여 연산하므로 프레임 타임의 누적된 시간지연과 데이터 전송 선로상의 시간지연이 존재하며 이와 같은 시간지연은 순 지연(Pure Delay)으로 볼 수 있다. 본 논문에서는 적응 RLS(Recursive Least Square) 필터를 사용하여 시스템 순 지연 시간을 추정하였다. 필터의 구조를 그림3에 필터의 수식은 아래와 같다.

$$k(n) = \frac{\lambda^{-1} P(n-1) u(n)}{1 + \lambda^{-1} u^H(n) P(n-1) u(n)} \quad (1)$$

$$\alpha(n) = d(n) - \hat{w}^H(n-1) u(n) \quad (2)$$

$$\hat{w}(n) = \hat{w}(n-1) + k(n) \alpha^*(n) \quad (3)$$

$$P(n) = \lambda^{-1} P(n-1) - \lambda^{-1} k(n) u^H(n) P(n-1) \quad (4)$$

3축 비행자세모의기의 동력학은 ARMAX모델을 사용하여 RPRL(Recursive Pseudolinear Regression) 알고리즘을 사용하여 구한다.

$$y(n) + a_1 y(n-1) + \dots + a_{m_a} y(n-m_a) \\ = b_1 u(n-1) + \dots + b_{m_b} u(n-m_b) u(n-m_b) \quad (5) \\ + e(n) + c_1 e(n-1) + \dots + c_{m_c} e(n-m_c)$$

$$\theta = [a_1 \dots a_{m_a} b_1 \dots b_{m_b} c_1 \dots c_{m_c}] \quad (6)$$

$$\varphi(n) = [-y(n-1) \dots -y(n-m_a) \\ u(n-1) \dots u(n-m_b) \\ \vdots \varepsilon(n-1) \dots \varepsilon(n-m_c)]^T \quad (7)$$

$$y(n) = \varphi^T(n) \hat{\theta}(n-1) \quad (8)$$

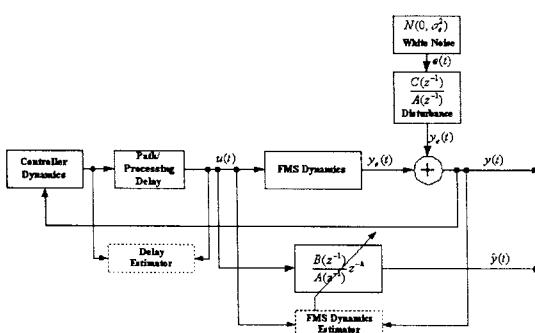


그림 4 HILS 제어루프 모니터링 구성도

Fig. 4 Diagram of Control Loop Performance Monitoring

표 1 모니터링 시스템 구성품

Table 1 Component of Monitoring System

장치 명	기능
MVME-2700	주 컴퓨터 모듈
MVME-761	직렬 입출력, Ethernet
VMIVME-5588	Reflective Memory
VMIVME-3123	A/D Converter
VMIVME-4116	D/A Converter

$$\epsilon(n) = y(n) - \hat{y}(n) \quad (9)$$

$$\hat{\theta}(n) = \hat{\theta}(n-1) + \gamma(n) R^{-1}(n) \varphi(n) \epsilon(n) \quad (10)$$

$$R(n) = R(n-1) + \gamma(n) [\varphi(n) \varphi^T(n) - R(n-1)] \quad (11)$$

2.2.3 모니터링 시스템 구성

HILS 모니터링 시스템은 PowerPC 750을 탑재한 Motorolar사의 MVME2700을 주 컴퓨터 모듈로 사용하여 VME 버스 기반으로 구성하였고 운영체제는 VxWork를 탑재하였다. 기타 입력 출력 장치를 표1에 보였다.

시스템 소프트웨어는 먼저 지연시간 추정 알고리즘을 수행한 후 비행자세모의기의 동력학 추정을 수행한다. 두 알고리즘을 동시에 수행할 경우 계산량의 증가로 두 타스크(Task)가 1msec 프레임 타임을 초과하는 경우가 생긴다. 지연시간 추정은 1msec 간격으로, 동력학 추정은 10msec 간격으로 알고리즘을 수행하였다. 소프트웨어의 간략한 구성을 아래에 보였다.

```

FOREVER
{
    FOREVER
    {
        Estimate(Digital Path Delay);
        if(Filter Gradient < Naccept)
            break;
    }
    Nerr = Output(Estimate(FMS Dynamics));
    -Output(FMS Dynamics);
    if(NErr < Nbound)
        break;
}

```

2.3 실험 예

제어시스템 해석기를 사용하여 구한 비행자세모의기의 주파수응답 특성을 그림5에 보였다.

그림 6과 그림7은 지연시간 추정기의 출력력과 필터의 계수이다. 시스템 입력은 ADC의 입력단을 개방하여 외부 외란이 유입되도록 하였다. 디지털 전송선로는 그림과 같이 외란이 없는 순 지연만을 갖는다.

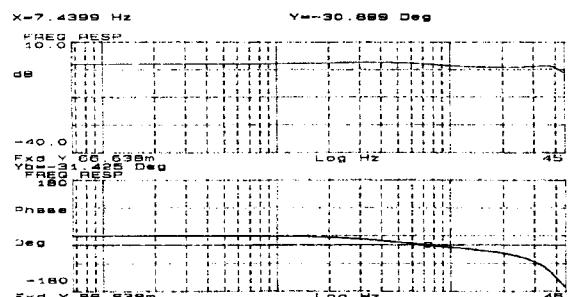


그림 5 비행자세모의기 주파수 응답

Fig. 5 Frequency Response of FMS

그림8과 그림9는 비행자세모의기 동력학을 추정하여 실제 출력과 추정 모델의 출력을 비교한 것이다.

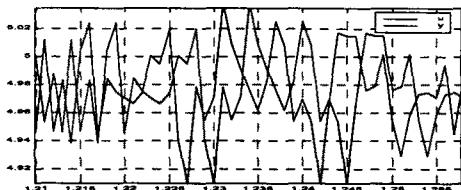


그림 6 디지털 데이터 전송 선로 입출력

Fig. 6 I/O Data of Digital Path

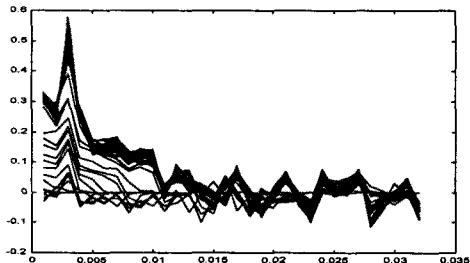


그림 7 적응 RLS 필터 계수

Fig. 7 Tab Weight of Adaptive RLS Filter

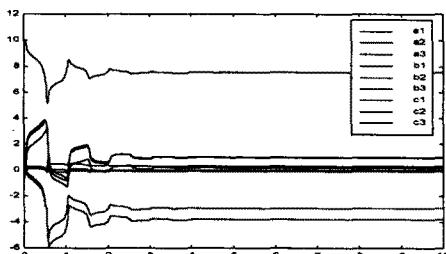


그림 8 추정된 비행자세모의기 계수

Fig. 8 Estimated paramteers of FMS

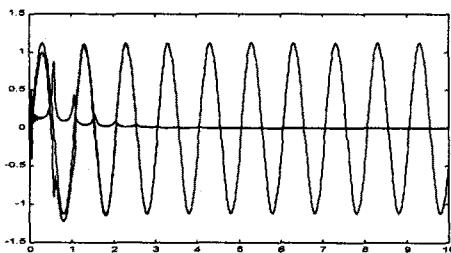


그림 9 비행자세모의기 출력, 추정 모델 출력, 오차

Fig. 9 Output of FMS, Output of Estimated Model and Error

적용하였다.

모니터링 시스템을 사용한 실험결과 HILS 제어루프의 디지털 전송선로 지연시간은 3msec로 추정되었고, 비행자세모의기의 계수는 아래 표2와 같이 추정되었다.

a1	7.54476898475131
a2	-2.93652791598838
a3	-3.79848191997334
b1	0.98736414925683
b2	1.02651514658716
b3	0.19361181933955
c1	-0.09652118507774
c2	0.01539291669394
c3	0.35162133434195

표 2 추정된 비행자세모의기 계수

Table 2 Estimated parameters of FMS

이상의 HILS 제어 루프 성능 모니터링을 통하여 실험 전에 실험의 적합성 여부를 판별할 수 있고, 또한 실험 결과 해석 시에 HILS 제어루프의 동특성을 고려하여 판단할 수 있다.

(참 고 문 헌)

- [1] C. B. Lynch, "Control Loop Performance Monitoring", IEEE Trans. on Control System Technology, Vol. 4, No. 2, pp185, 1996
- [2] A. Elnaggar, "Variable Regression Estimation of Unknown system Delay", Ph.D. dissertation, Univ. British Columbia, 1990
- [3] L. Ljung, "System Identification : Theory for the User", Prentice Hall, 1987
- [4] 김영주 외, "시선지령 유도 비행체의 실시간 실물 시뮬레이션 기법", 전기학회 논문지, 43권, pp638, 1994
- [5] 김영주 외, "비행제어 시스템의 실물 모의시험 연구", 항공우주학회지, 22권, pp81, 1994

3. 결 론

본 논문에서는 제어 시스템의 HILS 시스템 구성을 보이고, HILS 제어루프 특성 모니터링 시스템을 개발,