

HILS시험을 위한 작동기 하중부가장치 개발

Development of Actuator Load Simulator System for HILS

김재은 *, 최지영, 백현상, 박무혁, 김응태 (한국항공우주연구원)

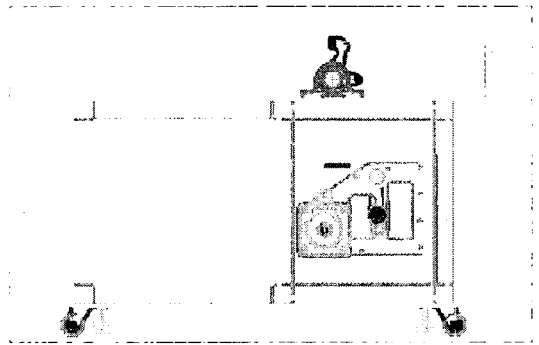
1. 서 론

무인항공기 및 고정익, 회전익 항공기의 비행제어시스템 개발 시 요구되는 지상통합시험인 *HILS(Hardware IN the Loop Simulation)* 시험의 신뢰성 높은 시험결과를 수행하기 위하여 조종면 작동기(Actuator)의 성능시험을 위한 장치개발이 요되었다. 본 개발장치는 시험개발장치에 시험 할 대상인 항공기 조종면 작동기를 장착하여 비행 시 부가되는 조종면 하중을 모사하여 주는 장치이며, 비행체에 장착하기 전 시험장치에 연결하여 비행운용조건과 유사한 하중을 부가하여 성능을 점검 할 수 있도록 설계 제작 하였다. 본 보고서는 개발 장치의 개발과정을 통하여 개발된 시스템 사양 및 성능평가를 통한 개발결과를 정리 하였다. 본 연구에서는 작동기 하중부가장치와 *HILS* 시스템이 연동된 시험을 수행하기 위하여 장치를 개발하고 기능시험 및 성능시험 결과 *HILS*연동시험 타당성을 검증하였고, 이를 통해 조종면 작동기 시험을 수행할 수 있도록 하여 한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기 및 각종 헬리콥터, 고정익 항공기의 조종면 작동기의 성능검증 및 시스템의 특성 파악을 위한 *HILS* 시험을 수행할 수 있도록 구현하게 하였다.

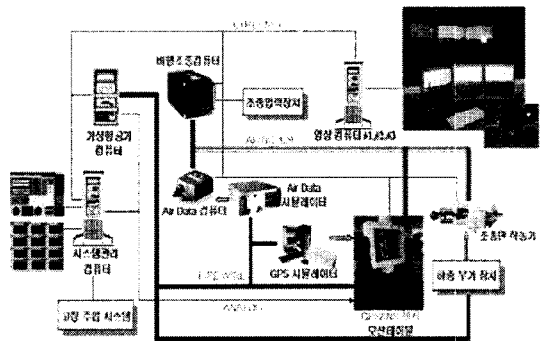
2. HILS 시험 구성

항공기를 개발하기 위해서는 항공기의 특성을 정확하게 파악하여야 하며 이를 기반으로 제어기를 설계하게 된다. 이때 설계된 제어기는 비행시험을 통해 검증이 가능하지만 위험부담이 많이 따르게 된다. 이런 위험부담을 줄이기 위해서는 항공기의 성능평가 및 검증은 전체 개발 프로세스 중 매우 중요한 부분이며 실제 시스템에 탑재하기 전까지 항공기의 특성과 제어기의 정확한 성능 시험 및 평가를 필요로 한다. *HILS*는 실제 시스템의

하드웨어를 적용하여 실시간 시뮬레이션을 수행하는 것으로 *FCC*, 각종센서, 작동기, 작동기 컨트롤러 등 실제 항공기에 탑재되는 장비들을 장착하여 각 장비들의 특성을 파악하고 또한 실제 비행에서 발생할 수 있는 항공기와 지상제어 시스템과의 통신시스템의 기능 검증 시험을 한다.



<그림 1. 작동기 하중부가장치>

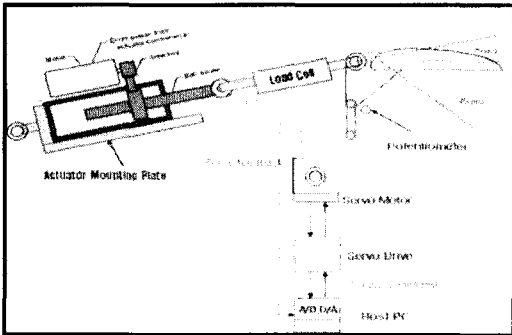


<그림 2. HILS 연동 시험 구성도>

HILS 시스템은 시스템관리컴퓨터(*SMC, System Management Computer*), 가상항공기컴퓨터(*VAC, Virtual Aircraft Computer*), 센서서버컴퓨터(*SSC, Sensor Server Computer*), 영상컴퓨터(*IGC Image Generation Computer*), 액츄에

이터컴퓨터 (ALC, Actuator Load Computer), GPS 시뮬레이터 등으로 구분된다. 이와 같은 각각의 시스템은 그림 2와 같이 구성되어 HILS 시험을 수행하게 되며 시스템 관리컴퓨터는 HILS 시스템에 사용되는 컴퓨터들과 UDP 통신을 통해 제어명령 및 데이터를 주고받으며 전체 HILS 시스템의 운용을 관리한다. 가상항공기 컴퓨터는 실제항공기의 운동을 모사하는 컴퓨터로 항공기의 수학적 모델을 바탕으로 QNX Realtime OS 플랫폼 상에서 실시간 시뮬레이션을 담당하며 이때 계산되는 비행데이터는 필요에 따라 UDP 통신을 이용해 시스템관리컴퓨터나 센서서버 컴퓨터로 전달한다. 센서서버컴퓨터는 가상항공기컴퓨터로부터 받은 데이터를 이용해서 가상의 센서신호를 만들어주는 역할을 한다. 이러한 HILS 시스템 구성 중 액츄에이터컴퓨터 (ALC, Actuator Load Computer)는 작동기 하중부가장치의 하중부가 상태를 감시하고, 하중부가 시험을 위한 하중명령을 제어하며 HILS 시험시스템(가상항공기컴퓨터)과 데이터를 주고받으며 연동시험을 위한 입출력 소스를 생성하여 제어하는 장치이다.

구현하였다. 작동기 하중부가장치의 사양은 정격 최대모사하중 452 Kg/cm, 순시최대모사하중은 914Kg/cm이며, 최대응답속도는 1.2 in/sec로써 +/- 20Kg/cm 하중변위상태에서 사인파 1Hz 까지 추종가능하고, 오차범위는 +/- 1.1 Kg/cm이다. 운용인터페이스는 개발장치와 제어컴퓨터의 연결은 RS-232c 와 NI DAQ Board를 사용하며, HILS 시험 간 연결은 UDP 통신을 사용하였다. 작동기 하중부가장치 개발을 위해 다음과 같은 요구조건을 만족하도록 설계하였다. 탑재할 조종면 작동기는 임의의 작동기로서, 필요에 따라 여러 종류의 작동기를 장착하여야 하므로, 기구물 치구 변경을 통하여 작동기를 고정할 수 있도록 고정장치를 설계하여야 하였다. 또한 작동기의 스트로크에 맞추어 장착이 가능하도록 지지기구물에 고정하는 위치의 조절이 가능하도록 하였으며, 조종면 작동기를 단시간에 탈장착이 가능하도록 기구물을 설계하였고, 최대 1,000Kg/cm 이상의 힘을 견딜수 있도록 제작하였다.



<그림 3. 작동기 하중 부가장치 개념도>

4. 탑재장치 구성 및 연결

개발장치인 하중부가장치는 전기식 서보모터를 이용하여 조종면 작동기의 동작을 모사할 수 있도록 서보모터, 서보드라이브, 센서, 데이터수집장치, 제어컴퓨터, 전원분전반, 노이즈필터로 구성된다. 장착 센서 및 디스플레이 장치는 위치센서 1개 로드셀 그리고 하중을 표시하는 인디케이터를 사용하여 구성되어 있다. 서보드라이브는 AC 서보모터 드라이브로 CSDP-50BX1는 PWM 제어방식의 5000w급으로 32Bit 고속 DSP를 이용한 고속, 고정도의 속도제어 범위가 1:3000의 고정밀도 제어가 가능한 장치이며, 위치제어 속도제어, 토크제어등 제어가 가능한 제품이며 본 개발장치에는 토크제어를 사용한다. 서보드라이브를 설치 시 보호기능으로 모터가 감속할 때 회생에너지가 필요하므로 모터 회전속도와 부하 관성을 고려하여 내부회생저항은 25Ω 250W를 장착하였다. 서보드라이브와 제어컴퓨터 간의 입출력 연결신호는 아래 표 1과 같이 구성하였다.

3. 하중부가장치 시스템 구성

작동기 하중부가장치는 전기식서보모터를 사용하여 실제 비행상태의 유사한 하중을 재현하는 하중부가구동 시스템과 하중부가 상태 감시부, 그리고 작동기 제어시스템으로 나누어 볼 수 있다. 일반적으로 하중구현 구동장치는 유압시스템으로 구성하지만 본 개발장치는 장치의 소형화 및 유지보수와 제어시스템 구성, 시험장치의 이동성 등을 고려하여 유압시스템에 비교적 용이한 전기식시험장치를 구성하여 장치를

| 서보모터드라이브 | | DAQ Interface | |
|-------------|-----------|---------------|---------|
| Name | Connector | DAQ Signal | Pin No. |
| Servo Drive | CN1 21 | DA_OUT 0 | 22 |
| | CN1 22 | AO_GND | 54 |
| | CN1 19 | DA_OUT 1 | 21 |
| | CN1 20 | AO_GND | 55 |
| | CN1 23 | ACH_0 | 68 |
| | Cn1 27 | AL_GND | 67 |
| | CN1 28 | ACH_1 | 33 |
| | Cn1 27 | AL_GND | 67 |

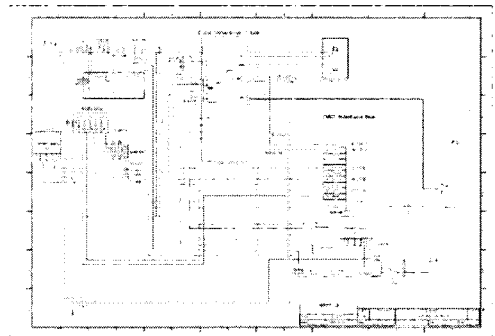
<표 1. 서보드라이브 신호 정의>

| 센서 | | DAQ Interface Terminal Block | | I/O |
|-----------------------|-----------|------------------------------|--------|-----|
| Name | connector | DAQ Signal | Pin No | |
| Load Cell (Indicator) | Vout | ACH_2 | 65 | I |
| | GND | AL_GND | 64 | I |
| Potentio Meter | Ch 2 | ACH_3 | 30 | I |
| | GND | AL_GND | 29 | I |

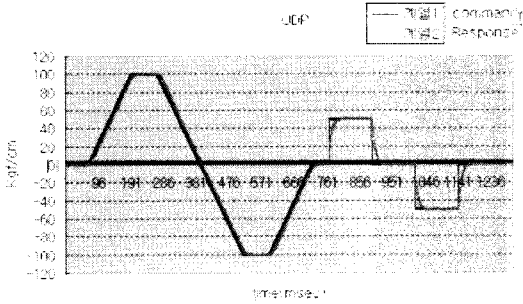
<표 2. 센서신호 정의>

서보모터는 CSMD - 50BA1ASM으로 정격속도는 2000RPM, 최대속도는 3000RPM이며 정격토크는 243kgf/cm 최대순시토크는 729 kgf/cm의 성능을 갖추고 있다. 센서장치는 위치변위센서(Potentio Meter)와 로드셀(Load cell)이 있다. 센서에서 출력되는 정보는 제어컴퓨터로 연결되어 각 장치의 상태정보를 점검 할 수 있도록 하였다. 센서신호와 데이터수집장치 간 입출력 연결신호구성은 표 2와 같이 정의되어 있다. 하중부가 장치의 입력 전원은 3상 220v 50/60Hz의 전원을 공급받아 전원분배기를 통하여 전원을 각 장비 및 장치에 공급하도록 설계하였다. 단상 220v는 서보드라이브 자체전원, 인디케이터전원, 각 기타장치의 1차전원을 공급하고, 제어컴퓨터 및 모니터의 전원은 독립된 전원을 사용한다. 기타장치의 전원공급장치는 24VDC, 12VDC 가 있으며 24VDC 전원공급장치의 전원은 서보드라이브의 SERVO 제어 모듈 전원으로 공급되어진다.한다. 서보모터드라이브 내부의 Power 모듈 Inverter, SMPS는 운전 중 매우 높은 주파수 스위칭방식으로 동작되므로 주변기기에 노이즈 원이 된다. 이러한 노이즈를 방지하기 위하여인코더케이블과 I/O 케이블은 Shield 케이블을 사용하고 접지를 하였으며, 가능한 최단거리로 배선을 하였고, 접

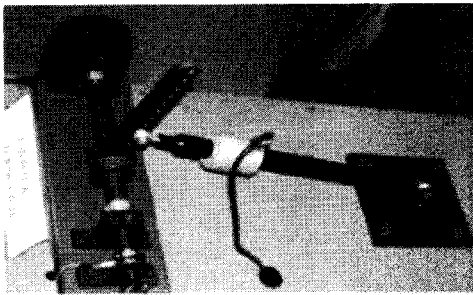
지단자를 만들어 3중접지를 하였다. 하중부가 장치 및 제어컴퓨터의 전체결선도는 그림 4와 같다. 하중부가장치의 장치 구동은 220V 3상 전원차단기를 ON 시킨 후 전원 투입 푸시버튼 스위치를 동작시켜 전원을 인가한다. 서보모터드라이브와 서보모터 및 전원장치에 전원이 공급되어지고 이때 서보모터드라이브의 상태 표시 램프를 통하여 장비 상태를 확인할 수 있다. 서보모터는 전원만 인가된 상태이고 서보모터 구동 신호를 입력하지 않은 상태이기 때문에 서보모터를 구동시키기 위해서 제어컴퓨터 조작 테이블에 위치한 이동식 장치구동판넬의 Servo ON 스위치를 조작하여 제어신호 24V를 인가하여 서보모터드라이브에 입력하게 되면 서보모터의 구동과 함께 제어컴퓨터에 구성된 서보모터 제어 프로그램으로 서보모터드라이브와 제어컴퓨터간의 제어신호를 송수신하며 서보모터를 구동하게 된다. 이동식 장치구동판넬 장치는 총 4개의 스위치로 구성하였다. Emergency 버튼은 하중부가장치의 긴급상황 발생 시 즉시 차단할 수 있도록 하였으며, 이 스위치는 하중부가장치의 전체시스템을 Off 할 수 있다. Key스위치는 On/Off로 +24V 서보모터구동 제어신호를 공급하고 Key가 없으면 관계자 이외의 인원이 동작 할 수 없게 만들었다. PUSH BUTTON 유지스위치는 서보모터구동 전압신호 +24V의 On/Off 스위치이다. PUSH BUTTON 비유지 스위치는 서보모터드라이브의 Reset 스위치이다.



<그림 4. 장치 전체결선도>



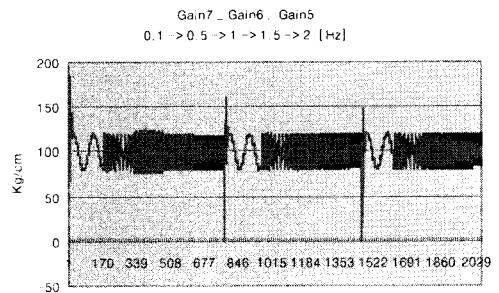
<그림 5. UDP 하중부가 기능시험>



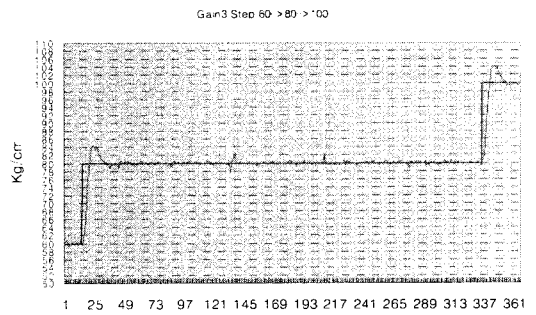
<그림 6. 하중부가 성능시험>

5. 성능시험

하중부가장치의 기능 및 성능시험은 Step 하중 변화 시험과 Sine 하중 변위 시험 및 HILS 연동시험을 위한 UDP 시험을 실시하였다. 하중부가 시험은 그림5와 같이 조종면 작동기 대신에 치구를 이용하여 기능 시험을 하였다. 그림7은 HILS시험을 위한 UDP 통신을 이용한 기능시험 결과이며 가상항공기컴퓨터에서 UDP 통신으로 스텝구간마다 일정하게 하중 명령을 주었다. 그림 7은 하중Gain 값과 Sine 신호를 변화하며 시험한 결과이고, Gain6에서 +/-20Kg/cm 하중변위를 0.1, 0.5, 1 Hz 까지 추종하는 결과를 나타내고 있다.



<그림 7. 하중부가 Sine 성능시험 >



<그림 8. 하중부가 Step 성능시험 >

6. 결론

본 장치의 개발에서는 스마트무인기 및 헬리콥터의 조종면 작동기 HILS 연동시험을 위하여 설계 개발하였다. 작동기 하중부가장치의 기능 및 성능시험결과 HILS 연동시험의 요구조건이 만족함을 확인하였다. 현재 조종면 작동기 성능시험을 위해서 하중시험을 진행하고 있으며, 성능시험을 통해 장치의 기동 시 발생하는 구동토크와 오버슈트를 최소화 하도록 하여 개선보완시킬 예정이다.

참고문헌

[1] 권정호, 황동영 “비행모사 하중스펙트럼 하에서 피로균열성장하한계를 고려한 균열성장 수명거동의 고찰,” 한국항공운항학회지 제24권 제6호, pp. 98-108.