

로켓 모션테이블 실시간 모의시험

선병찬*, 박용규**, 최형돈***, 조광래****

Hardware In the Loop Simulation of Rockets Using Three Axis Flight Motion Simulator

Byung-Chan Sun*, Yong-Kyu Park**, Hyung-Don Choi***, Gwang-Rae Cho****

Abstract

This paper deals with six degree-of-freedom HILS(hardware-in-the-loop-simulation) of KSR-III rocket using a TAFMS(three axis flight motion simulator). This TAFMS HILS test is accomplished before main HILS tests in order to verify the control stability in the presence of TAFMS dynamic effects. The TAFMS HILS test includes initial attitude holding tests for INS initial alignment procedures, timer synchronization tests with an auxiliary lift-off signal, real-time calibration tests using an external thermal recorder, open-loop TAFMS operating tests, and final closed-loop TAFMS HILS tests using the TAFMS attitude measurements as inputs to the closed control loop. The HILS tests are accomplished for several flight conditions composed with nominal flight condition, TWD effect added condition, slosh modes and/or bending modes existing condition, and windy condition, etc.

초 록

본 논문은 KSR-III 개발경험을 토대로 모션테이블을 이용한 로켓 6자유도 실시간모의시험(HILS) 방안에 대해 다루고 있다. 모션테이블 HILS 시험을 통해, 3축 모션테이블의 동특성 지연에 따른 제어루프의 안정성을 판단하고 종합 HILS 시험을 위한 기초 자료를 제공하게 된다. 모션테이블 HILS 초기화 시험을 통해, 관성항법장치 초기정렬을 위한 초기자세각 유지 알고리즘 시험, 발사시작 신호 모사를 통한 시각동기화 시험, 외부기록계를 이용한 실시간 조정시험 등을 수행하게 되고, 개루프 HILS 시험을 통해 정상 상태 비행 상황 및 슬로싱, 벤딩, TWD, 바람, 추력비정렬오차 등의 영향이 존재하는 비행상황에 대한 모션테이블 운용 시험을 수행하게 되며, 최종적으로 모션테이블 자세각을 궤환루프의 입력으로 궤환시킨 폐루프 HILS를 통해 제어루프의 안정성 시험을 완료하게 된다.

키워드 : 로켓(rocket), 실시간모의시험(hardware in the loop simulation),
3축 모션테이블(three axis flight motion simulator), 동특성(dynamic effect),
개루프(open loop), 폐루프(closed loop)

* 유도제어그룹/bcsun@kari.re.kr

** 유도제어그룹/kyu2002@kari.re.kr

*** 유도제어그룹/hdchoi@kari.re.kr

**** 우주발사체사업단/gwcho@kari.re.kr

1. 서 론

로켓의 자세제어 안정성을 평가하기 위한 실시간모의시험(Hardware In the Loop Simulation, 이하 HILS)으로는 여러 가지 형태가 있을 수 있다. 로켓의 운동을 모션테이블로 구현하고 측정된 모션테이블 회전각 및 각속도를 궤환시켜 제어시스템을 작동하는 모션테이블 HILS, 제어루프 내에 모션테이블 외에 관성항법장치 하드웨어를 포함시킨 관성항법장치 HILS, 모션테이블, 관성항법장치 외에 구동장치, 토크 추력기 등의 제어시스템 하드웨어를 포함시킨 종합 HILS 등 제어루프 내에 포함되는 하드웨어의 성격에 따라 다양한 HILS를 수행할 수가 있다. 본 논문에서는 로켓의 제어시스템 성능 평가를 위한 기본 HILS 과정으로서 모션테이블 HILS에 대해서 다루고자 한다. 모션테이블 HILS 시험을 통해 성능평가에 사용될 실시간 프로그램에 대한 타당성 검증과 모션테이블 운용에 따른 안정성 변화 등을 판단하게 되며 관련 결과들은 추후 관성항법장치 및 제어기를 포함한 종합 HILS 시험을 위한 기초 자료로서 활용되어진다.

일반적으로 로켓의 안정성을 살피기 위해서는 강제 모드 외에, 벤딩 모드, 슬로싱 모드, TWD 모드, 관성항법장치 다이내믹스, 제어시스템 다이내믹스 등에 의한 동특성 변화 분석이 중요한데, HILS 상황에서는 모션테이블에 의한 동특성이 추가될 수 밖에 없다. 이때, 모션테이블의 대역폭이 충분히 커서 다른 시스템에 미치는 영향이 적어야만 로켓 자체의 안정성 평가가 제대로 이루어질 수가 있다. KSR-III 실시간모의시험에 사용된 3축 모션테이블의 경우, KSR-III 로켓의 다이내믹스를 충분히 정확히 나타낼 수 없는 것으로 분석된 바 있다. 모션테이블이 충분히 빠르게 동작하지 못하는 상황이라면 모션테이블 자체의 동특성으로 인해 로켓의 안정성이 깨질 수도 있으며 경우에 따라서는 제대로 된 시험이 불가능할 수도 있을 것이다. 따라서, 모션테이블 HILS를 통해 모션테이블에 의한 운동 적합성을 판단하는 것이 무엇보다 중요한 부분이라 하겠다.

그외, 모션테이블 HILS를 통해 로켓 발사 상황 모사를 위한 Lift-off 신호 발생기 성능 점검, HILS 루프의 실시간성 점검 및 조정 시험 등을 수행하기도 한다. 3축 모션테이블의 일반적인 형상은 그림 1 과 같다.

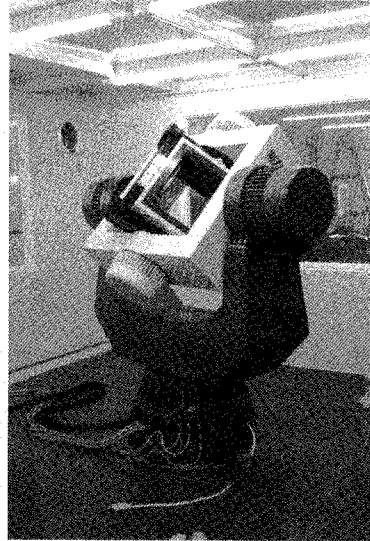


그림 1. 3축 모션테이블

2. 모션테이블 HILS의 구성

모션테이블을 이용한 실시간모의시험은 크게 초기화시험, 개루프 HILS 시험, 폐루프 HILS 시험의 세 단계로 구성되는데, 개루프 및 폐루프 HILS 시험의 구성도를 그려보면 그림 2, 그림 3 과 같다. 실시간 6자유도 시뮬레이션 프로그램이 실시간 컴퓨터 안에 탑재된다. 실시간 컴퓨터에서 생성된 로켓의 자세각 정보는 모션테이블 제어장치로 보내진다. 모션테이블 제어장치의 구동

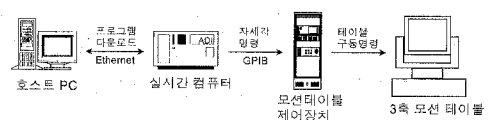


그림 2. 모션테이블 개루프 HILS

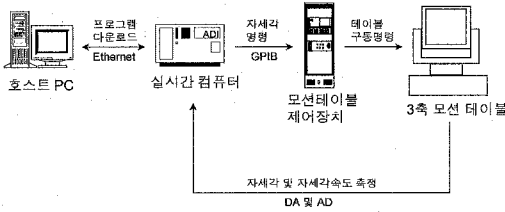


그림 3. 모션테이블 페루프 HILS

명령을 통해 3축 모션테이블이 움직이게 된다. 개루프 HILS 시험 상황에서는, 실시간 컴퓨터에서 생성된 로켓의 자세각 정보에 따라 단순히 모션테이블을 움직여 봄으로써 모션테이블 동특성에 의한 영향을 사전 평가하는 것이 중요하며, 페루프 HILS 시험을 통해 제어시스템의 안정성 평가가 이루어지게 된다. 호스트 PC는 실시간 코드 개발 및 데이터 저장을 담당한다. 호스트 PC에서 실시간 컴퓨터로의 프로그램 다운로드를 Ethernet 통신을 통해 이루어지게 되고, 실시간 컴퓨터에서 모션테이블 제어장치로의 명령 전달은 GPIB 통신으로 구현된다. 고속 인터페이스를 위해서는 Bit-3나 SCRAMnet 통신이 사용되기도 한다. 그 외의 통신 방법으로 아날로그 통신이 있을 수 있는데 잡음이 많고 속도가 느린 관계로 제한적으로 사용되는 경우가 많다.

KSR-III 개발 시에 사용된 모션테이블 인터페이스의 경우, GPIB와 아날로그 통신을 조합해서 적용한 바 있는데, 이것은 GPIB만으로는 로켓의 실시간 HILS 루프 구성이 불가능한 것으로 분석되었기 때문이다. 명령 전달만 GPIB로 실행하고 측정 데이터 채환은 아날로그 방식으로 구현한 바 있다. 데이터 샘플링은 5 msec 마다 이루어지도록 하였고 아날로그 통신을 위해 각 채널당 16 비트의 AD/DA 변환기를 사용하였다. 실시간 시뮬레이션 프로그램의 로켓 다이내믹스 적분 간격은 5 msec 로 두었는데, 다이내믹스 계산만 수행하는 데는 약 2.3 msec 소요되었고 GPIB 통신을 통해 모션테이블로 구동명령을 전달하는 데 약 1.2 msec 의 시간이 더 소요되는 것으로 분석되었다.

3. 초기화 시험

3.1 초기 자세각 유지 시험

관성항법장치 HILS 및 종합 HILS 시험을 준비하는 단계로서의 시험들 중의 하나인데, 모션테이블 위에 장착되는 관성항법장치의 초기정렬을 위해 모션테이블의 자세를 로켓의 초기 발사각으로 몇분동안 일정하게 유지시키는 시험이다.

일정한 자세각을 유지하기 위해서는 연속적으로 테이블 구동명령을 제공해야 하는데, 초기 정렬에 걸리는 시간이 일정하지 않아 자세각 유지를 위한 코드 실행시간을 일정하게 가져가지 못하는 문제가 발생하기도 한다. KSR-III HILS 시험의 경우에는 실시간 프로그램의 실행을 일시 중지시키는 방법으로 구현한 바 있다. 초기자세각 명령이 나간 시점에서의 실시간코드 실행을 일시정지시킴으로써 GPIB로 나간 가장 최근의 모션테이블 구동명령이 모션테이블 자체 제어루프의 입력값으로 유지되는 상황을 만들어 주는 방식으로 자세각 유지 시험을 수행하였다. 실행 결과, 모든 부분이 정상 작동함을 확인할 수 있었다.

3.2 발사 시각 동기화 시험

이 부분 또한 관성항법장치와의 연계시험을 목적으로 실시간 프로그램의 알고리즘을 검증하기 위해 수행하는 부분이다. 실시간 프로그램의 실행과 동시에 하나의 지정된 DA 채널을 통해 +5V의 출력이 나가게 되면 Lift-off 신호 발생기에서는 이 신호를 받아 엠프리칼 케이블이 이탈될 때의 신호를 발생시켜서 관성항법장치로 제공하게 된다. Lift-off 신호 발생 회로는 그림 4와 같다.

이 회로는 릴레이를 이용하여 구성되며 릴레이를 구동하기 위하여 트랜지스터가 사용된다. 먼저 릴레이에 5 V의 전원이 인가되면 트랜지스터의 콜렉터와 에미터 간이 절연되어 있는 관계로 릴레이를 구동하기 위한 전류가 코일에 흐르지 않게 된다. 그러므로 릴레이의 LIFT_OFF 신호와 LIFT_RTN 신호가 연결된 상태에 놓이게

된다. 이 상태는 엄브리칼 케이블이 연결된 상태에서 로켓이 지상에서 운용되는 경우에 해당한다. 5 V의 전원이 트랜지스터에 인가되면 콜렉터와 에미터 사이가 연결되어 LIFT_OFF 신호와 LIFT_RTN 신호가 절연된다. 이러한 상태가 엄브리칼이 이탈된 경우로서 로켓의 발사시점이 된다. 이러한 동작을 하기 위해서는 5 V의 전원을 발사시각에 맞추어 트랜지스터에 인가하여야 한다. 그러므로 6 자유도 프로그램을 이용하여 모션테이블을 동작시키기 직전에 DA 변환기를 통하여 5 V의 전원을 트랜지스터에 인가하여 LIFT_OFF 신호를 생성하면 이를 관성항법장치에서 감지하게 되며, 이 신호를 이용해서 HILS 장비와 관성항법장치 간의 시각동기를 구현할 수 있게 된다.

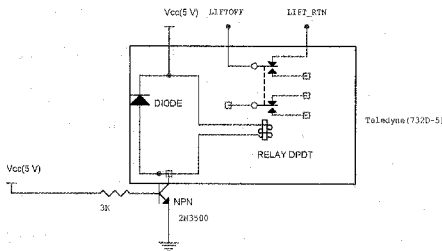


그림 4. Lift-off 신호 발생 회로

KSR-III의 경우, 이와 같이 제작된 회로를 통해 Lift-off 신호가 제대로 발생하였으며, 프로그램의 시작에 따른 동기 신호 형성이 가능함을 확인할 수 있었다.

3.3 실시간 성능 점검 시험

KSR-III의 HILS에 사용된 실시간 컴퓨터는 미국 ADI 사의 RTS(Real Time System)라는 장비로서 시험에 적용하였을 때 타이밍 시각오차가 존재하는 것으로 나타났다. 100 초 동안 실행할 경우 30 msec 정도의 시각오차가 발생하는 것으로 분석되었다. 이러한 실시간 오차를 조정하기 위한 방안으로는 외부의 고정밀도 타이머를 이용해서 모든 HILS 관련 장비의 시각을 동기시키는 방법이 있지만 장비 구매에 걸리는 시간을 고려할 때 KSR-III 용으로는 채택하기 곤란하였으며,

당시에 가능한 방법으로는 RTS 상의 실시간 조정 변수를 바꾸어 가며 가능한 한 타이밍 오차를 줄이는 방안만이 가능하였다. 실시간 프로그램 내에서 조절 가능한 변수는 overhead 라는 것인데 실시간을 위해 각 프레임 계산에 걸리는 시간을 제어하게 된다. 각 프레임의 초기에 한 프레임 계산에 요구되는 시간을 마이크로초 단위로 입력하게 되는데 overhead 값만큼 뺀 시간을 해당 프레임에서 사용하게 되는 것이다. 따라서, 시간이 실제보다 많이 걸렸다면 overhead 값을 증가시켜서 각 프레임에서 요구되는 시간을 줄이고, 반대로 시간이 실제보다 적게 걸렸다면 overhead 값을 감소시켜서 각 프레임 계산에 요구되는 시간을 증가시키는 방식으로 오차를 제어할 수가 있다.

프로그램의 실제 실행시간을 측정하기 위해서는 Thermal recorder가 사용되는데, 실시간 컴퓨터로부터 출력되는 트리거 신호(0 V 에서 +5 V 로 변하는 신호)를 시작 신호로 해서 다시 0 V 로 변하는 시점까지 측정하게 된다. Thermal recorder의 타이머가 상대적으로 정확한 값을 제공하게 되므로 측정된 신호의 처음과 끝 지점의 시각을 읽게 되면 실제 소요 시간을 분명히 알 수가 있다.

이와 같은 방식으로 모션테이블 HILS 시험의 실시간 오차를 제어한 결과, overhead 를 9로 셋팅하였을 때 100 초 동안의 실행에서 -1.4 ~ 1.4 msec 의 타이밍 오차가 발생함을 알 수 있었다. 관성항법장치의 경우 10 msec 마다 계산을 수행하게 되므로 상대적으로 충분히 정확히 조정되었음을 알 수 있다.

4. 개루프 HILS 시험

KSR-III 로켓 제어시스템에 대한 모션테이블 개루프 HILS 시험을 다음의 6 가지 비행 상황에 대해 수행하였다.

- #1: 정상
- #2: 정상 + TWD

- #3: 정상 + TWD + 슬로시
- #4: 정상 + TWD + 슬로시 + 바람
- #5: 정상 + TWD + 슬로시 + 바람 + 벤딩
- #6: 정상 + TWD + 슬로시 + 바람 + 벤딩
+ 편비정렬오차(0.03 deg)

정상적인 비행상황에 대한 시험을 수행한 후 TWD, 슬로싱, 벤딩, 바람 등의 영향을 차례대로 포함시키는 방식으로 각 단계의 시험을 수행하게 된다. 마지막 여섯 번째 경우는 0.03 도의 편 비 정렬오차까지 고려한 경우로서 최악의 비행상황에 대한 시험을 의미하게 된다.

모션테이블을 운용함에 있어서 유의할 점은, 시험이 진행되는 동안에도 모션테이블 자체가 지구의 자전과 함께 항상 움직이고 있다는 사실을 염두에 두고 구동명령을 생성해야 한다는 점이다. 로켓의 자세각을 발사 초기의 발사대 좌표계(일종의 관성좌표계)를 기준으로 정의한 경우, 그에 따라 계산된 로켓의 자세각 정보대로 모션테이블의 운동을 발생시키게 되면 모션테이블에 장착된 관성항법장치에서 실제로 측정하게 되는 자세각은 계산된 자세각에 지구자전에 의한 회전 성분이 더해진 값이 된다는 사실을 고려해야만 하는 것이다. 따라서, 모션테이블로 나타내야 할 회전각은 로켓의 실제 자세각에서 지구자전효과를 제외시킨 값이 되어야 하며, 이러한 차이점을 관계식으로 정리하면 다음과 같다.

로켓의 자세각 계산식 :

$$C_{Ro}^B = C_I^B \cdot (C_I^{Ro})^T$$

$$C_I^{Ro} = \text{function of } (\Lambda_0, L_{d_0}, \Psi_0)$$

Λ_0 = 발사대의 초기 경도
 L_{d_0} = 발사대의 초기 위도
 Ψ_0 = 초기 발사 방위각

3축 모션테이블 회전각 계산식 :

$$C_R^B = C_I^B \cdot (C_I^R)^T$$

$$C_I^R = \text{function of } (\Lambda, L_{d_0}, \Psi_0)$$

$\Lambda = \Lambda_0 + \omega_e t$ = 발사대의 현재 경도

ω_e = 지구 자전 각속도
 t = 발사 이후 현재 시간

여기서, 첨자 I, B, R 은 각각 관성좌표계, 몸체좌표계, 발사대 좌표계를 의미하고, C_I^B, C_I^{Ro}, C_I^R 은 각각 관성좌표계로부터 로켓몸체좌표계로의 변환행렬, 관성좌표계로부터 발사대 좌표계로의 변환행렬, 관성좌표계로부터 현재시점 발사대 좌표계로의 변환행렬을 나타낸다. 위 관계식에 의하면, 발사대 좌표계가 지구자전에 의해 이동된 것으로 가정하고 그와 같이 이동된 발사대 좌표계를 기준으로 로켓의 자세각을 다시 계산해서 모션테이블 회전명령으로 제공해 줌으로써 지구자전에 의한 효과를 상쇄시킬 수 있게 되는 것이다.

KSR-III에 대한 모션테이블 HILS 시험을 수행한 결과를 정리하면 그림 5~10 과 같다. 여러 가지 시험 상황들 중에서 최악의 경우로서 Case 6에 대한 결과를 정리한 것이다. Axis 1은 3축 모션테이블의 Inner 축이고, Axis 2는 Middle 축이며, Axis 3는 Outer 축이 되는 바, 물리적 의미로 본다면 각각 요각, 피치각, 롤각을 의미하게 된다. 그림들은 모션테이블의 각 축이 실제로 움직인 정도를 보여주고 있는데, 대체로 주어진 명령대로 3축 모션테이블 제어가 제대로 이루어지고 있음을 확인할 수 있다. 바람이나 벤딩에 의한 고주파 운동 성분이 존재하게 되어 부분적으로 모션테이블의 운동이 계산된 다이내믹 특성과 조금씩 차이가 나기도 하는데, 이는 모션테이블의 동특성이 충분히 빠르지 않아서 발생한 현상으로 분석된다. 특히, 80초 지점부터 다이내믹 특성이 조금씩 차이가 나는 것을 볼 수 있는데, 이는 롤 제어 명령의 차이에서 비롯된 것이다. 프로그래밍된 시나리오에 의하면 롤 제어를 80초까지 수행하도록 되어 있는데, 80초 지점에서 생성된 롤 제어 명령이 시간지연에 의해 제대로 모션테이블로 전달되지 못해서 나타난 현상이라 하겠다. 즉, 실시간 운용 관점에서 보면 기본적으로 한 스텝 지연 현상이 존재하게 되어 80초 지점에서 생성된 롤 제어 명령이 로켓 다이내믹

스 계산 시에 제대로 반영되지 못해서 발생했다고 볼 수 있다. 롤 다이내믹스 특성의 차이에 의해 피치와 요추 특성 또한 달라짐은 당연한 현상이다. 한편, 그림 9에서 40~50 초 구간의 Outer 축(Axis 3) 각도가 시뮬레이션 결과와 차이를 보이기도 하는데, 이는 수치상의 차이일 뿐 실제로는 동일한 자세각 정보임에 유의할 필요가 있다. 즉, +160 도는 -200 도 경우와 똑같은 자세각을 의미하게 되는 바 연속 회전이 가능한 모션테이블로 자세각을 구현함에 있어서 표현방법의 차이로 인해 발생한 차이일 뿐인 것이다.

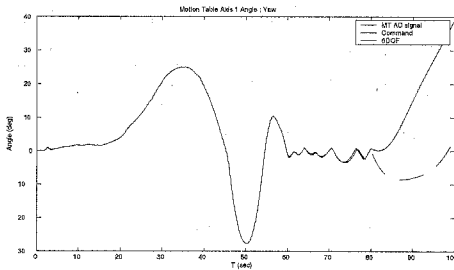


그림 5. 개루프 HILS 시험 : Axis 1 angle

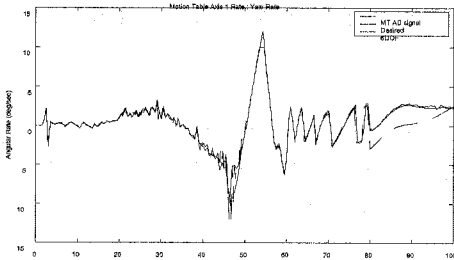


그림 6. 개루프 HILS 시험 : Axis 1 rate

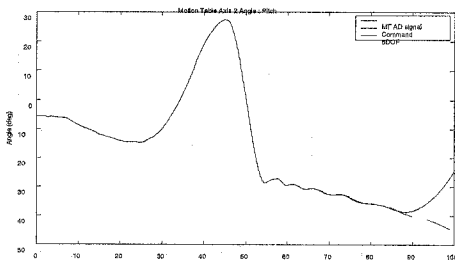


그림 7. 개루프 HILS 시험 : Axis 2 angle

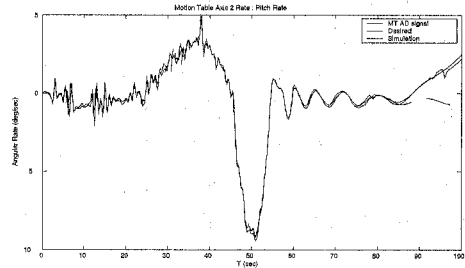


그림 8. 개루프 HILS 시험 : Axis 2 rate

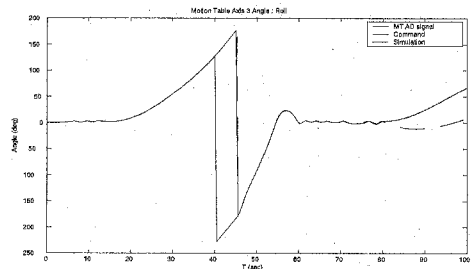


그림 9. 개루프 HILS 시험 : Axis 3 angle

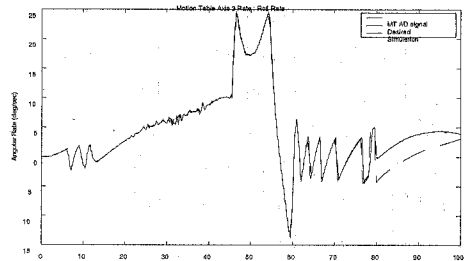


그림 10. 개루프 HILS 시험 : Axis 3 rate

5. 페루프 HILS 시험

모션테이블 페루프 HILS 시험을 위해 아날로그 데이터 형태로 변환된 모션테이블의 자세각과 각속도를 실시간 프로그램 내의 자세제어기 입력으로 사용하였다. 모션테이블의 자세각과 각속도 정보를 기준으로 각 시점에서의 로켓의 피치, 요, 롤 자세제어명령을 생성하도록 하였다. 시험에서 고려한 비행상황을 정리하면 다음과 같다.

- #1c: #1 + 피치/요 회전각/각속도 궤환
- #2c: #2 + 피치/요 회전각/각속도 궤환
- #3c: #3 + 피치/요 회전각/각속도 궤환
- #4c: #4 + 피치/요 회전각/각속도 궤환
- #5c: #5 + 피치/요 회전각/각속도 궤환
- #6c: #6 + 피치/요 회전각/각속도 궤환
- #7c: #6 + 피치/요/롤 회전각/각속도 궤환

개루프 HILS 시험 상황과 동일하게 두고 모션 테이블 측정치의 궤환 부분을 추가하였다. 앞의 여섯 가지 경우는 피치와 요축에 대한 궤환만을 고려한 것이고 마지막 경우는 롤 궤환까지 함께 고려한 경우이다. 모션테이블의 롤 축 다이내믹스가 피치와 요 축에 비해 상대적으로 많이 느린 편이므로 롤 축 궤환이 포함되게 되면 로켓 다이내믹스에 그 영향이 그대로 나타나 제대로 된 시험이 이루어지기 힘들 것으로 판단되었기에 가능한 한 롤 궤환의 경우는 자제하고자 하였다.

폐루프 HILS 시험을 수행함에 있어서 유의할 점은, 모션테이블의 자세각 정보를 자세제어기의 입력으로 직접 사용할 수 없다는 사실이다. 모션테이블 측정각은 오일러각 변환 관점에서 보면 롤-피치-요 축 순서로의 변환각이 되는데, 로켓 다이내믹스에서 제어하고자 하는 자세각은 피치-요-롤 축 순서로의 변환각 또는 요-피치-롤 축 순서로의 변환각이기 때문이다. 따라서, 자세제어기의 입력으로 사용하기 전에 다음과 같은 변환이 필요하게 된다. 먼저, 모션테이블의 오일러각 측정치를 롤각(outer축, Axis 3) A_3 , 피치각(middle축, Axis 2) A_2 , 요각(inner축, Axis 1) A_1 으로 두고 각속도 측정치를 각각 R_3 , R_2 , R_1 이라 가정한다. 이때 측정되는 모션테이블 회전각속도 벡터는

$$\vec{\omega} = R_3 i_1 + R_2 j_1 + R_1 k_2 \quad (1)$$

와 같이 주어지게 된다. 여기서, i, j, k 는 각 방향으로의 단위벡터를 나타내고, 아래첨자 1, 2, 3은 각각 초기상태, I 축으로부터 outer축에 대해 A_3 만큼 회전시킨 후의 상태, 1 축으로부터

middle축에 대해 A_2 만큼 회전시킨 후의 상태를 의미한다. 각축 간의 관계로부터 식 (1)을 모션테이블 오일러각에 대해 다시 정리하면 다음 식을 얻을 수가 있다. 아래첨자 INS는 2축으로부터 inner 축에 대해 A_1 만큼 회전시킨 상태의 좌표계를 나타내는데, 편의상, 관성항법장치의 좌표계와 일치하는 것으로 두었다.

$$\vec{\omega} = (R_3 CA_2 CA_1 + R_2 SA_1) i_{INS} + (-R_3 CA_2 SA_1 + R_2 CA_1) j_{INS} + (R_3 SA_2 + R_1) k_{INS} \quad (2)$$

여기서, C 는 $\cos()$ 함수를 의미하고 S 는 $\sin()$ 함수를 의미한다. INS에서 측정되는 각속도값, 즉 로켓 자세제어기의 입력으로 사용될 각속도 성분을 P_m, Q_m, R_m 이라고 하면,

$$\vec{\omega} = P_m i_{INS} + Q_m j_{INS} + R_m k_{INS} \quad (3)$$

의 관계를 가지게 되므로 결국 식(2)와 식(3)으로부터 모션테이블 회전각속도와 INS에서 측정되는 각속도 간의 관계를 다음과 같이 구할 수가 있다.

$$\begin{aligned} P_m &= R_3 CA_2 CA_1 + R_2 SA_1 \\ Q_m &= -R_3 CA_2 SA_1 + R_2 CA_1 \\ R_m &= R_3 SA_2 + R_1 \end{aligned} \quad (4)$$

한편, 롤-피치-요 순서의 모션테이블 오일러각 변환행렬을

$$T_{VR}^R = [T_{ij}] = \begin{bmatrix} CA_1 & SA_1 & 0 \\ -SA_1 & CA_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} CA_2 & 0 & -SA_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ SA_2 & 0 & CA_2 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & CA_3 & SA_3 \\ 0 & -SA_3 & CA_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

으로 정의하고, 로켓 자세제어기에서 요구하는 피치-요-롤 순서의 변환행렬을

$$T_{VR}^n = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\phi_m & S\phi_m \\ 0 & -S\phi_m & C\phi_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C\Psi_m & S\Psi_m & 0 \\ -S\Psi_m & C\Psi_m & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C\theta_m & 0 & -S\theta_m \\ 0 & 1 & 0 \\ S\theta_m & 0 & C\theta_m \end{bmatrix} \\
 = \begin{bmatrix} C\Psi_m C\theta_m & S\Psi_m & -C\Psi_m S\theta_m \\ S\phi_m S\theta_m - C\phi_m S\Psi_m C\theta_m & C\phi_m C\Psi_m & S\phi_m C\theta_m + C\phi_m S\Psi_m S\theta_m \\ C\phi_m S\theta_m + S\phi_m S\Psi_m C\theta_m & -S\phi_m C\Psi_m & C\phi_m C\theta_m - S\phi_m S\Psi_m S\theta_m \end{bmatrix} \quad (6)$$

으로 나타내면, 두 식으로부터 모션테이블 회전각과 로켓 자세제어용 오일러각 사이의 관계를 다음과 같이 유도할 수가 있다.

$$\begin{aligned} \phi_m &= \tan^{-1}\left(\frac{-T_{32}}{T_{22}}\right) \\ \theta_m &= \tan^{-1}\left(\frac{-T_{13}}{T_{11}}\right) \\ \Psi_m &= \sin^{-1}(T_{12}) \end{aligned} \quad (7)$$

즉, 식(4)와 식(7)의 계산을 통해 모션테이블의 회전각 및 회전각속도 값을 로켓 자세제어기용 입력값으로 변환시킴으로써 궤환 제어시스템 구성이 가능하게 되는 것이다.

KSR-III에 대해 모션테이블 페루프 HILS 시험을 수행한 결과를 Case 7c에 대해 정리하면 그림 11~19와 같다. 아날로그 신호 궤환에 따른 잡음 영향 및 벤딩 성분 궤환 등으로 인해 5~20초 구간의 피치각속도에서 고주파 진동 성분이 나타나고 있음을 볼 수 있지만, 안정성은 유지되는 것으로 분석된다. 특히, 60~80초 구간의 롤 제어 명령이 완연하게 다른 형태를 보여주고 있는데, 이것은 60~70초 구간에서의 급격한 롤 제어 명령에 대해 해당 모션테이블의 동특성이 느린 관제로 반응이 천천히 나타남으로써 이상적인 경우와는 전혀 다른 형태의 롤 제어 명령이 생성된 것이라 하겠다. 이러한 동특성 문제에도 불구하고 80초 이후의 롤자세각 특성은 더 좋아진 것으로 보이기도 하는데, 이것은 롤각 및 롤각속도 궤환에 의해 HILS 루프 자체적으로 시간지연이 고려된 제어시스템이 자동적으로 형성되었기 때문이라 하겠다. 모션테이블의 동특성에 의한 영향을 제외한다면 전반적인 시험 결과가 시뮬레이션 결과와 유사함을 알 수 있으며 이로부터 로켓 제어시스템의 안정성이 어느 정도 보장될 것으로 예상할 수 있겠다.

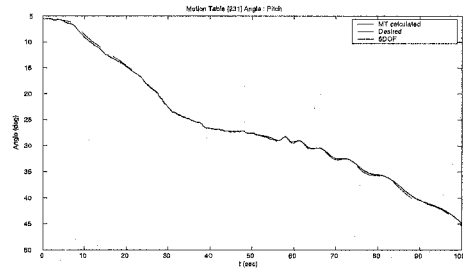


그림 11. 페루프 HILS 시험 : 피치자세각

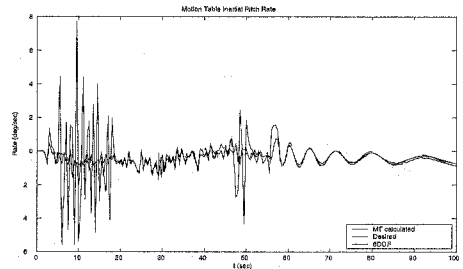


그림 12. 페루프 HILS 시험 : 피치각속도

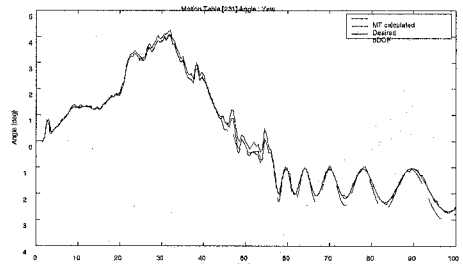


그림 13. 페루프 HILS 시험 : 요자세각

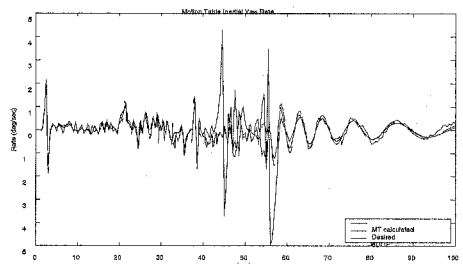


그림 14. 페루프 HILS 시험 : 요각속도

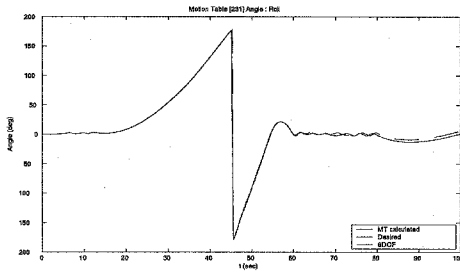


그림 15. 페루프 HILS 시험 : 롤자세각

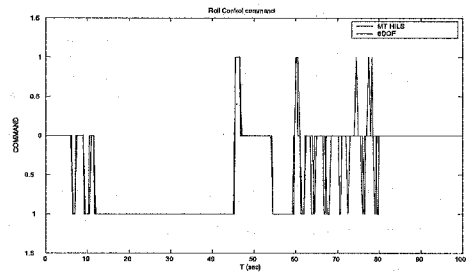


그림 19. 페루프 HILS 시험 : 롤 추력기 제어명령

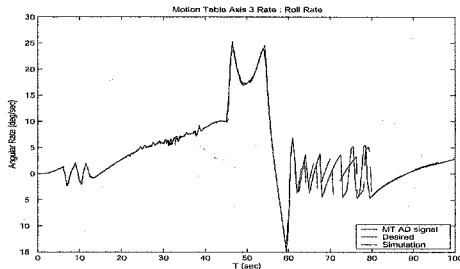


그림 16. 페루프 HILS 시험 : 롤각속도

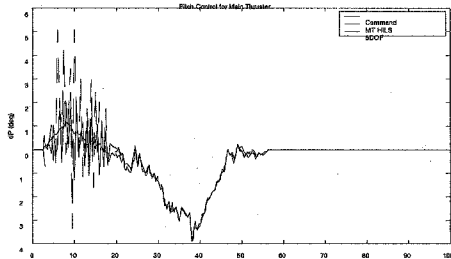


그림 17. 페루프 HILS 시험 : 피치 TVC 제어명령

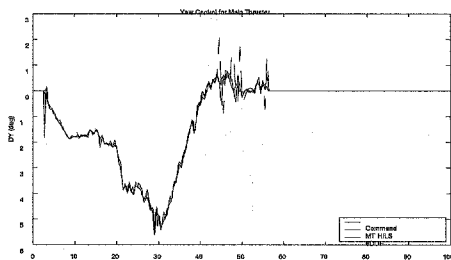


그림 18. 페루프 HILS 시험 : 요 TVC 제어명령

6. 결 론

본 논문에서는 KSR-III 로켓에 대한 모션테이블 실시간모의시험 방안과 결과에 대해 정리하였다. 3축 모션테이블의 동특성 지연에 따른 제어루프의 안정성을 판단하고 종합 실시간모의시험을 위한 기초 자료를 제시하였다.

3축 모션 테이블의 동특성 지연에 의해 자세 제어 특성이 다소 달라지고, 제어명령 전달에 있어서도 시간지연 현상이 발생하였지만, 이러한 동특성 영향으로 인해 KSR-III 로켓 제어시스템의 안정성이 깨어지는 않음을 확인할 수 있었다. 이러한 결과로부터, 다소 동특성이 떨어지는 3축 모션테이블을 적용하더라도 로켓의 비행안정성을 최종적으로 판단하는 데 있어서 실시간모의시험이 유용하게 활용될 수 있다는 결론을 내릴 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 채연석 외, "3단형 과학로켓 개발연구(IV)", 과학기술부, 연구보고서, 2001.
2. 조광래 외, "3단형 과학로켓 개발연구(V)", 과학기술부, 연구보고서, 2003.
3. A. L. Greensite, *Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems*, Spartan Books, 1970.
4. 선병찬, 최형돈, 조광래, "KSR-III 실시간모의 시험", 2003년 한국항공우주학회 추계학술대회, 2003년 11월.