

HILS 시스템을 이용한 무인항공기 비행제어시스템의 성능분석

김민수*, 백수호**, 최유환**, 홍성경**

*세종-록히드마틴 우주항공연구소, **세종대 항공우주공학과

Performance Analysis of the Flight Control System for UAV using HILS System

*Min-Soo Kim, **Soo-Ho Baek, **Yu-Hwan Choe, **Sung-Kyung Hong
*Sejong-Lockheed Martin Aerospace Research Center

Abstract - 본 논문에서는 무인항공기의 비행제어시스템 개발 및 성능분석을 위한 HILS(Hardware-in-the-Loop-Simulation) 시스템의 구축을 제안한다. 제안한 HILS 시스템은 실시간 시뮬레이션 컴퓨터(dSPACE DS1005), 3축 모션테이블, 자세 센서, 지상통제장치(GCS; Ground Control Station), 비행제어컴퓨터(FCC; Flight Control Computer)로 구성된다. 실제 신호와 유사한 신호를 발생시키기 위한 실시간 시뮬레이션 컴퓨터는 dSPACE가 담당하며, 이 신호는 비행운동을 재현을 위한 3축 모션테이블을 동작시키게 된다. 모션테이블 상에 위치하는 자세센서 값과 GCS의 명령은 FCC의 입력으로 사용된다. 구현된 HILS 시스템을 이용하여 UAV의 제어알고리즘 및 자세센서 성능 검증을 수행하였다.

연동하는 'HILS' 등의 V-Cycle 형태의 체계적 설계/수정 반복 과정을 통해서 성공적인 FCS의 개발이 가능함을 설명하고 있다.

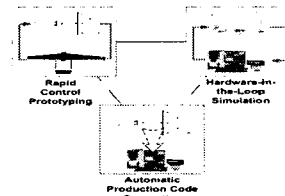


그림 1 V Cycle 방식의 제어기개발

1. 서론

무인항공기(UAV; Unmanned Aerial Vehicle)는 조종사가 탑승하지 않은 상태에서 주어진 임무를 자율적으로 수행할 수 있도록 설계된 비행체이며, UAV의 성공적인 개발을 위한 핵심기술은 조종사 기능을 대신할 수 있는 비행제어 컴퓨터, 작동기, 센서로 구성된 비행제어시스템(FCS; Flight Control System) 설계 기술이다.

FCS를 설계하는 과정은 먼저 대상 항공기의 임무와 용도에 따른 제어계통에 대한 요구사항으로부터 시작된다. 주어지는 요구사항에는 각각의 비행모드에 따른 오차범위와 시간적 거동에 대한 정량적 기준과 비행시간 대비 고장확률로 주어지는 신뢰성 사항이 포함된다. 요구사항을 만족하는 구성과 적용할 유도/제어 알고리즘을 결정/설계하고, 탑재 소프트웨어를 작성하여 시제품을 개발하게 된다. 이러한 각각의 개발 과정은 각 단계별 검증시험을 포함하고 있으며, 통합된 상태에서의 종합적인 성능검증을 위한 시험평가에 의해서 완료된다. 다양한 하드웨어/소프트웨어로 결합된 FCS의 종합적인 성능검증을 위해서는 실제와 같은 신호를 센서에 인가하면서 작동을 검사하여 의도된 결과가 얻어지는지를 확인하여야 한다. 이러한 목적에 활용되는 개발도구가 HILS(Hardware In the Loop Simulation)이다.

항공기에 탑재되는 하드웨어의 일부분을 컴퓨터 시뮬레이션으로 처리하여 시험할 수도 있지만, 수학적으로 묘사될 수 없는 불확실성을 유지하도록 항공기에 탑재한 상태 그대로 시험이 이루어졌을 때 더욱더 신뢰성 있는 성능평가가 가능하다. 이러한 FCS의 통합 성능분석의 중요성과 더불어 개발주기의 단축, 실제 항공기 적용 전 단계에서의 제어시스템에 대한 철저한 시험을 통한 안전성 확보, 비용절감 등을 위해서 HILS 중요성은 더욱더 강조되어지고 있다.

그림 1은 항공선진국에서 일반적으로 채택하고 있는 V-Cycle 기반의 효율적인 FCS 개발과정을 설명하고 있다[2]. 자동 코드 생성을 통해 생성된 코드를 실제 FCC에 이식한 후에 실시간 컴퓨터, 비행운동 재현판과

한편, 국내에서는 최근 무인항공기 GCS의 각 구성품 설계/개발에 대한 연구는 점차적으로 증대되고 있으나, 시스템 통합 성능분석을 위한 HILS 기반기술 확보는 필요성은 인식하고 있지만 현재 매우 미비한 실정이다.

2. HILS 개요

HILS는 FCS의 개발 과정에 있어서 비행제어컴퓨터(FCC; Flight Control Computer), 항법센서(INS; Inertial Navigation System, GPS; Global Positioning System, Air data, Sensor 등), 작동기(Actuator) 계통의 하드웨어 환경을 그대로 보존한 상태에서 항공기 동역학의 전체 혹은 일부분만을 수학적 모델로 대체하는 실시간 실험 지상 모의시험을 의미하며, 단순 시뮬레이션 환경이 가져다주는 제한된 상황을 뛰어 넘어, 실제 불확실성을 보존한 상태의 다양한 환경 하에서 FCS의 성능을 분석할 수 있는 개발 시스템이다. 이러한 HILS는 UAV의 실제 비행에 근접한 상황을 구현하여 정확한 성능평가를 가능하게 하며, 이를 통해 실제 비행시험에 소요되는 많은 비용과 시간을 단축시키며 위험성을 감소시키고, 실제로 구현하기 어려운 상황의 실험을 가능케 한다.

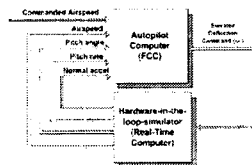


그림 2 HILS에 의한 자동조종장치의 테스트

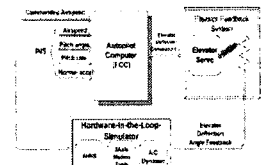


그림 3 실제시스템과 혼합된 HILS 구성도

그림 2는 HILS에 의해 테스트되는 종방향 자동조종장치(Autopilot) 예를 보여주고 있다. 일반적으로 자동조종장치의 입력은 비행체의 현재 비행속도(Airspeed), 희망하는 비행속도 명령(Commanded airspeed), 가속도(Normal acceleration), 피치각(Pitch angle), 피치각속도(Pitch rate)이며, 출력은 승강기 변위각(Elevator

deflection)이다. HILS는 자동조종장치가 실제 환경과 동일한 입출력을 갖도록 하는 장치로서 자동조종장치의 출력인 승강기 번위각에 대한 비행체의 반응을 실시간으로 계산하여 자동조종장치로 되먹임시킨다.

HILS 테스트는 실제 FCC의 동작 보다 5배~10배 빠르게 수행되어야 하며 연속신호의 표본화도 보다 높은 해상도를 갖고 수행되어야 한다. HILS 테스트를 위해서는 먼저 자동조종장치(FCC)의 입출력 신호목록을 작성하여야 한다. FCC의 신호목록에는 입출력 신호의 범위, 분해능, 표본화율 등을 설정하며, HILS 신호 목록은 FCC의 입출력 신호목록과 반대의 입출력 관계이며, FCC 보다 넓은 신호범위, 세밀한 분해능, 높은 표본화율로 이루어진다.

컴퓨터 시뮬레이션에 기초하여 FCC를 설계할 때, 센서는 특정 주파수 대역에서 잡음이 없고, 출력이 선형이며, 작은 바이어스 오차에 의한 비선형성이 있으나 제조단계에서 이미 보상되었으며, 충분한 대역폭을 갖는 것으로 가정한다. 그리고 작동기는 선형이며, 작은 사구간(Deadband)을 갖고, 유한한 슬루레이트(Slew rate)와 유한한 작은 신호대역폭을 갖으며, 서보 모터의 토크가 충분히 큰 것으로 가정한다. 하지만, 실제 센서와 작동기는 가정과 다르게 내부 비선형성으로 인해 충분한 신뢰성을 제공받지 못하게 된다. 따라서 모델링된 작동기와 센서 대신 실물을 HILS 시스템에 포함시킴으로써 발생할 수 있는 문제들을 사전에 파악할 수 있게 된다.

그림 3은 종방향 자동조종장치(FCC), 작동기, 센서 등을 결합한 HILS의 구성도를 보여준다.

HILS 시스템이 갖는 단점으로는 실물 시스템과의 결합으로 인해 전시스템을 간단히 멈추게 할 수 없으며, 내부시스템에 대한 정보를 알 수 없다는 점이 있다.

3. HILS 시스템

3.1 HILS 시스템 구성

본 논문에서 구축한 UAV 제어용 HILS 시스템의 환경은 그림 4에서와 같이 비행운동(Flight Dynamic) 재현을 위한 실시간 시뮬레이션 컴퓨터인 dSPACE DS1005, 비행운동 재현을 담당하는 3축 모션테이블(Motion Table) 및 모션테이블 제어기, 이 운동을 감지하는 자세(AHRS) 센서, 제어명령을 하달하고 비행상태를 관측하는 지상통제장치(GCS; Ground Control Station), 센서의 출력 및 지상 명령을 받아 비행제어를 담당할 FCC로 구성된다.

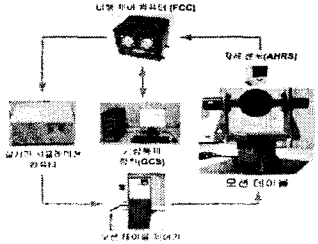


그림 4 실시간 HILS 시스템 환경 (세종대학교 우주항공연구소)

HILS 환경에서 실시간 시뮬레이션 컴퓨터는 비행체의 선형 및 비선형 6 DOF 운동방정식에 기초하여 비행운동의 모사를 담당한다. 이러한 실시간 시뮬레이션 컴퓨터는 RT-Lab과 dSPACE라는 대표적인 두 가지 개발환경이 출시되어있는데, 이들은 모두 Matlab/Simulink 모델을 이용하여 실시간 C코드를 생성하고 실시간 모니터링 기능을 제공한다. 이 중 dSPACE는 자체 개발된 다양한 입출력 보드 및 툴을 사용함으로써 내부 호환성 및 실시간 환경구현에 뛰어나다는 장점이 있어 실시간 환경구축에 역점을 두고 dSPACE를 사용한다.

표 1 HILS의 구성요소 및 수행 내용

구성 요소	수행 내용
FCC (Flight Control Computer)	- 자동비행을 수행하는 항공기 탑재 컴퓨터
Real Time Computer	- 항공기의 수학적 모델이 구현되어 있으며, 지상에서 측정할 수 없는 비행 정보(u, v, w)를 가상으로 생성 - 모든 장비들과 연결되어 있어 전체적인 시험을 통제 - 독립적인 프로세서를 갖는 I/O 보드를 통해 처리속도 향상
AHRS/GPS	- 항공기 탑재 자세센서 - Lab 운용환경에서의 GPS Simulator 구현 - 3축 모션테이블 상에 위치하여 자세각(ϕ, θ, ψ)과 각속도(p, q, r) 출력
GCS (Ground Control Station)	- 항공기의 자동비행 상태를 모니터링하고, 자동비행 명령을 송신하기 위한 지상통제장비
Disturbances input	- 돌풍, 계류의 고장 및 기타 필요한 외란 등의 비행환경을 수학적으로 생성

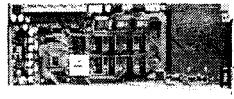


그림 5 DS1005 PPC 보드

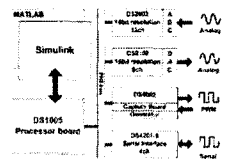
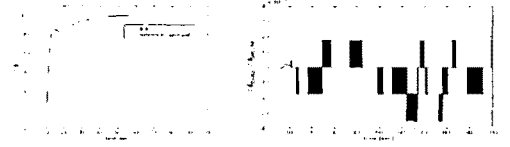


그림 6 입출력 보드의 구성도

dSPACE의 모델러 하드웨어의 핵심 프로세서 중의 하나인 DS1005는 933MHz의 PowerPC 750GX 프로세서가 장착되었으며, 광학 인터페이스 모듈(DS910 Gigalink)을 통하여 다른 DS1005보드와의 다중프로세싱을 가능하도록 설계/제작되었다.

시뮬레이션 컴퓨터(DS1005 dSPACE)의 실시간 응답특성을 알아보기 위해 Simulink로 구현한 6-DOF 비선형 비행운동방정식(Beaver 모델)의 롤각/피치각에 대한 실시간 응답특성을 실험하였다. 실험 결과, 실시간 시뮬레이션은 표본화 간격이 0.05ms일 때까지 성공적으로 수행되었다. 이 값은 FCC의 동작이 10ms 마다 반복된다 고 가정하였을 때, 실시간 동작을 충분히 보장함을 의미한다. 실시간 동작의 응답 성능을 비교하기위해 기준 명령(10, 1)에 대한 롤각의 변화량 $\Delta\phi$ 의 응답을 실시간 시뮬레이션으로 계산하여 그림 7에 나타내었다. 표본화 간격은 FCC의 동작을 10ms로 고려하여 이보다 10배 빠른 1ms로 설정하였으며, 비선형 미분방정식은 4차 Runge-Kutta 방법을 사용하여 풀었다.



(a)실시간시뮬레이션 응답 (b)Simulink기반 시뮬레이션과의 오차
그림 7 $\Delta\phi$ 에 대한 실시간 시뮬레이션 응답 및 오차

dSPACE에 기초한 실시간 시뮬레이션 결과와 Matlab/Simulink에 기초한 오프라인 시뮬레이션 결과를 비교한 결과, 오차범위가 $[-3 \times 10^{-11}, 3 \times 10^{-11}]$ 사이에 있음을 알 수 있다.

3축 모션테이블은 비행운동 재현을 담당한다. 3축 모션테이블은 미국의 Ideal Aerosmith사 제품인 3축 자동 위치/각속도 테이블(positioning/rate Table, 모델 1533)로서 외형은 그림 8과 같다. 항공기 비행체의 운동을 담당하는 dSPACE로부터 항공기 자세정보를 시리얼 신호로 모션테이블에 제공한다. 그렇게 되면 모션테이블은 그 값에 따라 항공기의 자세를 모사하게 되고, FCC는 부착된 센서로부터 그 때의 자세 정보를 읽어 들이게 된다.



그림 8 모션 테이블
(세종대 우주항공연구소)

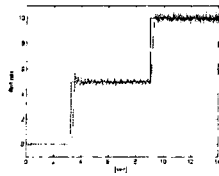


그림 9 롤각속도(p) 명령에
대한 모션테이블 응답

HILS 테스트 과정에서 롤각속도 명령의 변화(0 [deg/s] → 5 [deg/s] → 10 [deg/s])에 따른 모션테이블의 응답 특성을 실험하여 그 결과를 그림 9에 나타내었다. 출력 데이터는 모션테이블 위에 설치된 저가형 MEMS 자이로(Silicon Sensing Systems사의 CRS03모델)를 통해 수집되었으며, 데이터 분석을 통해 모션테이블이 70ms의 지연이 있음을 확인하였다.

3.2 횡/방향 제어시스템의 HILS 실험

HILS 테스트를 위해 사용된 UAV 모델은 SURV(Sejong University Research Vehicle)로서 그림 10에 나타내었다.

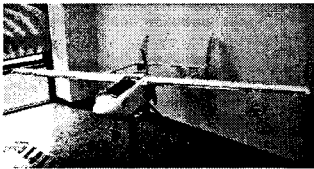


그림 10 SURV(Sejong Univ. Research Vehicle) UAV

식 (1) 형태의 상태방정식으로 주어지는 SURV의 선형 모델을 생성하였으며, 구축된 모델에 기초한 횡/방향 제어시스템을 Simulink로 구현하여 그림 11에 나타내었다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (1)$$

횡/방향 비행모델의 특징을 보여주는 영점-극점의 위치를 그림 12에 나타내었다. 횡/방향 제어시스템의 제어기는 선형모델에 기초하여 Root-Locus를 이용하여 각 제어 이득을 계산하였는데, 예로서 내부 루프의 이득 K_p 를 결정하는 과정을 그림 13에 나타내었다.

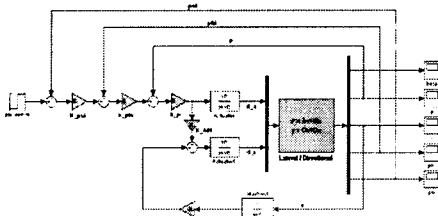


그림 11 횡/방향 제어시스템의 SIMULINK모델

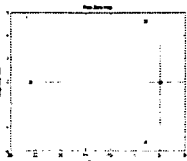


그림 12 영점-극점 위치

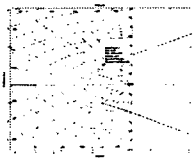


그림 13 Root-Locus를
이용한 K_p 의 계산

그림 11로 주어지는 횡/방향 제어시스템의 이득(K_p ,

$K_\phi, K_\psi, K_{ARL}, K_r$)은 두 가지 방법으로 결정되었다. 첫 번째 방법은 모델이 구축되기 전 단계로서 반복적인 비행실험을 통해 적절한 제어이득을 결정하였으며, 두 번째는 구축된 모델을 기초로 Matlab/Simulink 상에서 Root-Locus 방법을 이용하여 제어이득을 결정하였다. 결정된 각 이득값을 표 2에 나타내었으며, 시뮬레이션 결과를 그림 14에 나타내었다. 모델에 기초하여 계산된 제어이득을 이용한 응답이 비행실험을 통해 결정된 경우에 비해 보다 향상된 응답특성을 보여줌을 알 수 있다.

표 2 제어이득의 비교

	K_p	K_ϕ	K_ψ	K_{ARL}	K_r
비행 실험	0.15	0.35	0.4	0.8	0.7
Root Locus	0.14	0.97	0.5	1.2	0.93

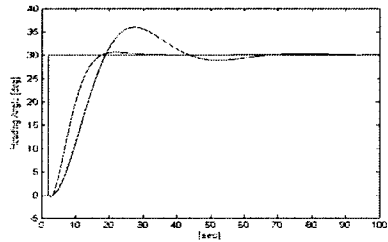


그림 14 방위각 ψ 의 응답 비교

4. 결 론

본 논문에서는 UAV의 비행조건 아래 FCC의 개발 및 FCS의 성능분석을 위한 HILS 시스템을 구축하였으며, 구축된 HILS 시스템에 기초하여 설계된 횡/방향 제어시스템의 성능을 테스트하였다. 제안한 HILS 시스템은 실시간 시뮬레이션 컴퓨터(dSPACE DS1005), 3축 모션테이블, 자세 센서, GCS, FCC로 구성된다. 실제 신호와 유사한 신호를 발생시키기 위해 dSPACE를 이용한 실시간 시뮬레이션환경을 구축하였으며, HILS 시스템의 제어성능과 분석을 위해 GCS에 GUI환경을 구축하여 비행상태에 대한 제반 파라미터의 모니터링 및 제어명령을 송신할 수 있도록 하였다.

구현된 HILS 시스템을 토대로 얻을 수 있는 효과는, 첫째 UAV 뿐만 아니라 FBW 항공기, 지능형 자동차, 인공위성 발사체 등의 제어시스템의 성능검증을 위한 기초로서의 활용이며, 둘째 자세센서, 작동기 등의 비행부품 개발 과정에서 비행 전반에 미치는 영향을 실시간으로 평가하고 이를 설계에 반영할 수 있도록 해줌으로서 부품개발 산업에 기여할 수 있게 될 것이다.

향후 구축된 HILS시스템을 이용하여 UAV의 제어알고리즘 및 자세센서 개발에 대한 추가적인 연구가 수행될 예정이다.

감사의 글

본 논문은 한국학술진흥재단의 대학중점연구소 지원사업(No. D00248)에 의하여 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

[참고 문헌]

- [1] dSPACE, "DS1005PPC Board", July 2004, dSPACE GmbH.
- [2] dSPACE, "Solutions for Aerospace Control: Systems and Applications", April 2004, dSPACE GmbH.
- [3] Maclay, D., "Simulation gets into the loop", IEE Review May 1997, pp.109-112.
- [4] Nabi, S., Balike, M., Allen, J. and Rzemien, K., "An Overview of Hardware-in-the-Loop Testing Systems at Visteon", SAE International, 2004 SAE World Congress, Detroit, Michigan, March 8-11, 2004, 2004-01-1240.