

항공기 제동시스템 Real-Time HILS 및 제어기 개발

*전정우, **우귀애, *이기창, *황돈하, *김용주
 *한국전기연구원 산업전기연구단 기기제어응용그룹, **부산대학교 항공우주공학과

Developments of ABS Controller and Real-Time HILS for Aircraft Braking System

*Jeong-Woo Jeon, **Gui-Aee Woo, *Ki-Chang Lee, *Don-Ha Hwang, *Yong-Joo Kim
 *Korea Electrotechnology Research Institute **Busan National University

Abstract - 본 논문에서는 항공기 ABS 개발을 위한 시험용 실시간 HILS (Hardware-In-the-Loop-Simulation) 및 제어기 개발을 목적으로 하여, 설계된 ABS 제어 로직에 의해, HILS 구동 제어 결과, 제동 거리, 제동시의 압력인가, 그리고 슬립-마찰 계수와 관련한 시험 결과를 제시하였다.

1. 서 론

지금까지 항공기 ABS 개발에 관한 많은 연구가 진행되어 왔다. 항공기 착륙 시스템의 ABS는 착륙시 제동 거리의 단축과 Flat-tire 방지, skid 방지 등을 통한 최적의 제동 효율을 발휘하도록 설계된다. 본 논문에서는 항공기 ABS 개발을 위한 시험용 실시간 HILS (Hardware-In-the-Loop-Simulation) 및 제어기 개발을 목적으로 하여, 설계된 ABS 제어 로직에 의해, HILS 구동 제어 결과, 제동 거리, 제동시의 압력인가, 그리고 슬립-마찰 계수와 관련한 시험 결과를 제시하였다.

노면의 상태에 따른 마찰 계수별 시험 결과를 통해 설계된 제동 알고리즘과 제어 로직을 검증하였고, 제동 시 항공기의 동적특성을 파악하기 위해, 항공기 모델을 개발하여 기체와 휠의 운동방정식을 구현하였다. 또한 기체와 휠 속도, 감속도, 그리고 슬립율을 제어 변수로 사용하여 항공기의 안정성을 판별하는데 활용하였다.

2. Real-Time HILS System

2.1 Real-Time HILS System의 구성

Real-Time HILS System은 그림1과 같이 실제 유압제동 시스템과 real-time interface system과 그리고 ABS 알고리즘을 가진 디지털 제어기로 구성된다. 또한 real-time interface system은 DSP chip (60MHz)을 가진 master board와 ALPHA chip (600MHz)을 가진 Simulation board와 wheel speed

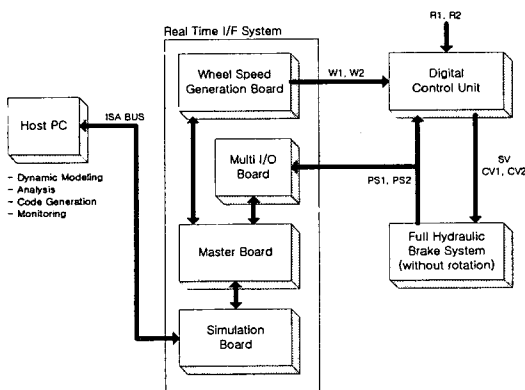


그림 1. Real-Time HILS System의 구성

generation board 그리고 multi-i/o board로 구성된다. Host PC에서는 Matlab/Simulink를 이용하여 6자유도를 가진 항공기 동적 모델을 개발하고, Simulation board로 전달된다. 시뮬레이션 동안, real-time interface system은 좌우 바퀴의 속도신호를 디지털 제어기로 출력하며, 그것으로부터 좌우 제동압력을 입력받는다. 유압시스템은 실제 유압밸브, 유압배관, 유압센서 그리고 제동용 유압실린더로 구성된다.

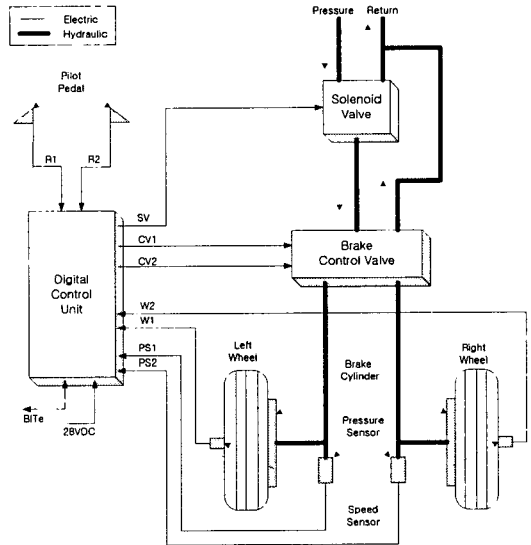


그림 2. 유압 제동 시스템의 구성

2.2 유압 제동 시스템의 구성

그림 2에 나타난 ABS를 위한 유압 제동시스템은 solenoid valve, brake control valve, brake cylinder, pressure sensor, speed sensors, pilot pedal, wheel 그리고 유압배관 등으로 구성된다. 그러나 이 시스템은 실험실적 test bench에 구성되므로, wheel은 회전하지 않는다. 대신 real-time interface system 내부에 있는 동적 모델로부터 speed sensor signal을 발생하여 디지털 제어기 입력으로 사용된다.

2.3 6-자유도 항공기 동적 모델

그림 3에 나타난 6-자유도 항공기 동적 모델은 big contour와 좌·우 little contour로 구성된다. big contour는 aerodynamic, engine, main landing gear, nose landing gear로 구성된 힘의 상호작용을 나타내며, 출력으로 항공기 속도(V_X)를 계산한다. 좌·우 little contour는 brake assembly, wheel 그리고 friction coefficient의 동적 모델을 표현하며, 인가된 제동압력(P_L, P_R)에 따라 변화된 wheel 속도(V_{WL}, V_{WR})를 출력한다.

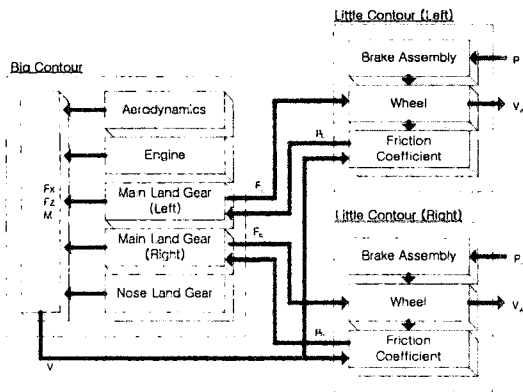


그림 3. 6-자유도 항공기 동적 모델

2.4 마찰계수 동적 모델

마찰 계수는 노면의 상태와 슬립율에 따라 변하게 된다. 마른 노면과 젖은 노면, 그리고 빙판에서의 영향 등을 고려하면 슬립율에 따라 그림 4의 특성곡선을 갖는다. 그림에서 보이는 것처럼 노면 마찰 계수는 크게 최대 마찰계수값(μ_{max})을 갖는 슬립율 s_w 을 중심으로 증가하는 부분과 슬립율이 1일 때($s=1$)의 값을 갖는 μ_b 까지 감소하는 부분으로 나눌 수 있다. 브레이크의 효과를 최대로 살리기 위해서는 최대 마찰계수를 갖는 점 부근에서 제어를 하도록 유도해야 한다. 슬립율은 다음으로 정의한다.

$$s = 1 - \frac{u_{braking}}{u_{free}} = 1 - \frac{(u_w + \phi_w')r_d}{V_x} \quad (1)$$

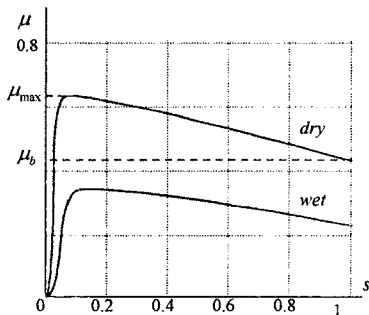


그림 4. 마찰계수 특성 곡선

3. HILS 구성 및 시험결과

3.1 HILS 구성

HILS 구성은 크게 4개의 부분으로 이루어져 있다. 항공기 동적 모델링 및 시뮬레이션 수행시 발생하는 신호의 입출력을 실시간으로 전달하는 Real-Time Interface System, 조종사의 제동 명령에 따르는 제동 압력을 인가하는 유압 제동시스템, ABS제어 로직을 따라 제어 명령을 인가하는 KDCU, 그리고 제동시스템에 유압을 공급하는 유압 펌프로 이루어진다. 개발된 ABS 제어 로직을 구현하는 KDCU는 조종사의 제동명령 인가 및 그에 따른 수행 결과를 통해 KDCU의 성능을 평가하였으며, 실시간 HILS 시험으로 수행되었다. HILS 시스템은 그림 5에 나타난 것처럼 구현되었다.

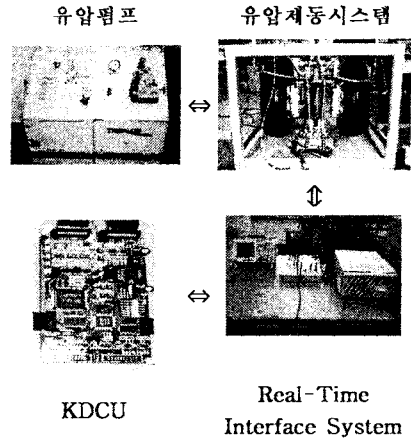


그림 5. HILS 시스템 구성

3.2 디지털 컨트롤러(KDCU)

휠의 회전 속도를 입력 받아 브레이크 압력을 제어하는 제어기는 최적의 제동 효율을 발휘하도록 상황에 따른 제어 로직을 구성하여 실행하도록 하였다. 제어로직은 입력되는 속도신호로부터 기준속도를 계산한 후 슬립 변화 및 감속도 변화에 따라 10개의 상황(situations)으로 구분되어 있으며, 표 1과 같이 나타낸다. situation 1E, 2E 그리고 3E는 제동동작을 금지시키고, situation 4E와 5E는 슬립 및 감속도를 검출하며, situation 6E는 일정시간동안 슬립 및 감속도의 유지가 발생하면, 제동 초기 위치로 감압하며, situation 7E, 8E, 9E 그리고 10E는 속도와 기준속도와의 차이에 따라 제동압력을 조정하는 로직이다.

표 1. ABS 제어알고리즘

Situations	내용
1E	바퀴속도 상승시까지 제동금지
2E	슬립 감지에 따른 제동금지
3E	감속도 감지에 따른 제동 금지
4E	감속도 감지에 따른 제동
5E	슬립 감지에 따른 제동
6E	초기 제동위치로 감압
7E	적절한 감압 제어
8E	제동압력 유지
9E	적절한 승압 제어
10E	제동명령에 비례한 승압

ABS 제어 알고리즘을 적용하기 위한 제어기는 320C240-20Mhz의 메인 프로세서를 사용하며, 속도 센서와 압력 센서를 인터페이스 하기 위한 아날로그 입출력과 28[VDC] 릴레이와 인터페이스를 위한 디지털 입출력을 갖는다. 그림 6과 표 1에 각각 알고리즘 구현예 및 KDCU 사양을 나타내었다.

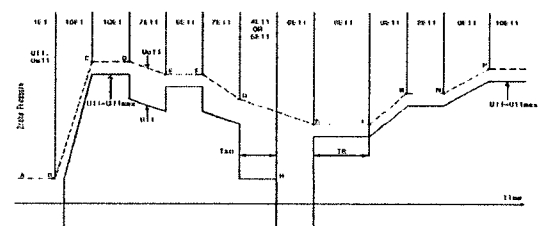


그림 6. 알고리즘 구현예

표 2. KDCU 사양

Items	Specifications
Main Processor	TMS320F240 20MHz
A/D	10 bit, 6.1 us, 6 ch.
D/A	8 bit, 7us, 5 ch.
PWM Output	10 KHz, 2 ch.
Speed Sensor Signal Input	400 5.2 KHz, sin wave, 2 ch.
Digital Input	28 VDC, 11 ch.
Digital Output	28 VDC, 5 ch.
Control Period	< 2 ms
Power Consumption	< 50 W

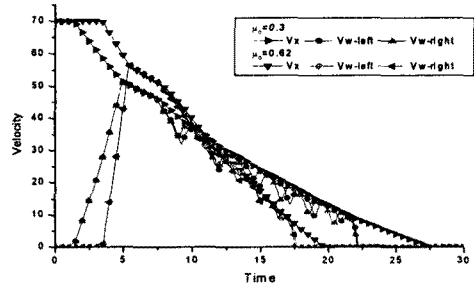


그림 7. 마찰 계수에 따른 속도 및 휠 속도

3.3 시험결과

시험은 개발된 항공기 동역학 모델과 ABS 제어 알고리즘의 검증에 의해 시행되었다. 초기 속도 70%를 갖는 질량 3,311kg의 항공기에 대해 시험을 수행하였다. 노면의 마찰계수가 0.3일 때와 0.62일 때의 시험을 수행하였고, 슬립율에 따른 마찰 계수의 특성 그래프 및 속도, 휠 속도에 대한 압력값의 변화, 그리고 제동인가 후 완전 정지시까지의 제동거리 등을 살펴보았다. 시험시 제동 압력은 최대 1,000psi를 넘지 않는 범위에서 바퀴에 잠김(locking)이 걸리지 않도록 브레이크의 회복 성능을 평가하였다. 그림 7-9는 초기 조건에서 초기 마찰계수가 0.3일 때와 0.62일 때의 시험 결과를 비교한 것이다. 그림 7에서 보이는 것처럼 제동 압력이 모멘트로 전달되면 슬립율에 따라 빠르게 감소하는 것을 볼 수 있다. 낮은 마찰 계수에서의 제동 시간이 더 길어짐을 알 수 있다. 다음 그림 8과 9는 각각 초기 마찰 계수에 따른 마찰 계수값의 변화와 슬립율이다. 슬립율이 최대 마찰계수값을 갖는 범위에서 제동하고 있음을 알 수 있다. 제동거리는 5번 이상의 시험 결과 평균적으로 $\mu_0=0.3$ 일 때 379.4m, 그리고 $\mu_0=0.62$ 일 때 296.6m 이었다. 이를 통해 설계된 ABS는 제동시 Anti-skid 기능을 잘 수행함을 알 수 있었다. 또한 좌우바퀴 독립제어 됨도 알 수 있었다.

4. 결론

본 논문에서는 항공기 착륙시의 안정성 향상을 위한 ABS 개발을 위해 항공기의 모델링을 수행하였고, 이를 검증하기 위해 Real-Time HILS를 구축하여 시험을 수행하였다. 항공기 동역학 모델 및 휠-브레이크를 모델링하여 마찰계수와 슬립율, 휠 속도, 감속도 및 바퀴의 변형률에 대해서도 고려하여 제동시스템을 설계하였다. 제시한 동역학 모델을 ABS HILS에 적용하여 시험한 결과 마찰계수에 관계없이 ABS 알고리즘에 의해 미끄러짐 현상이 잘 억제되고 있음을 확인하였다.

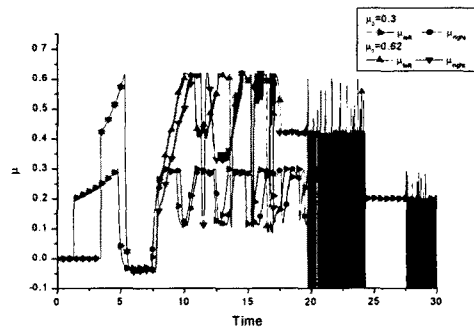


그림 8. 제동시 마찰 계수의 변화

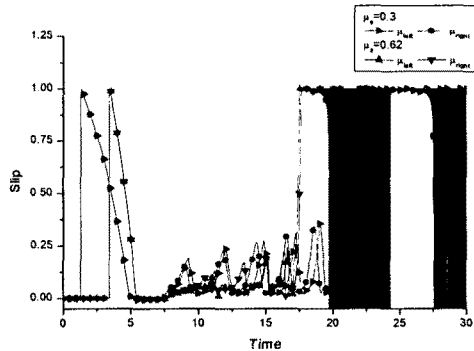


그림 9. 제동시 슬립율의 변화

본 연구는 민군 겸용기술사업 (Dual Use Technology Program) 연구비 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

[참고 문헌]

- [1] 전정우, 김철환, 이기창, 황돈하, 박도영, 김용주, 이종훈, 고한영, "항공기 ABS Simulation System 개발", 제8회 항공기 개발기술 심포지엄, pp.178-182, 2002.
- [2] 전정우, 신지환, 이기창, 황돈하, 박도영, 김용주, "항공기 ABS Simulator 및 Controller 개발", 대한전기학회 하계학술대회, pp.101-103, 2001.