

항공기용 Brake-By-Wire System 개발 및 시험

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

Developments and Test of Brake-By-Wire System for Aircraft

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

Abstract - 본 논문은 항공기용 Brake-By-Wire System 개발을 위한 설계 및 제작 그리고 시험에 관한 내용을 다루고 있다. 개발된 디지털제어기(Digital Control Unit)는 기본적인 제동기능 외에 Anti-skid 기능, Locked Wheel Protection 기능, Touchdown Protection 기능 등을 수행할 수 있다. 기능의 수행검증을 위해 실시간 HILS (Hardware In the Loop Simulation) 시험 및 Dynamometer 시험을 실시하여, 개발된 Brake-By-Wire System의 기능 및 성능을 확인하였다.

1. 서 론

지금까지 항공기 제동시스템 개발에 관한 많은 연구가 진행되어 왔다. 항공기 제동 시스템은 착륙시 제동 거리의 단축과 Flat-tire 방지, skid 방지 등을 통한 최적의 제동 효율을 발휘하도록 설계된다. 본 논문은 항공기용 Brake-By-Wire System 개발을 위한 설계 및 제작 그리고 시험에 관한 내용을 다루고 있다. 개발된 디지털제어기(Digital Control Unit)는 기본적인 제동기능 외에 Anti-skid 기능, Locked Wheel Protection 기능, Touchdown Protection 기능 등을 수행할 수 있다. 기능의 수행검증을 위해 실시간 HILS (Hardware In the Loop Simulation) 시험 및 Dynamometer 시험을 실시하여, 개발된 Brake-By-Wire System의 기능 및 성능을 확인하였다. 각각의 시험시 노면의 상태에 따른 마찰 계수별로 시험을 수행하였으며, 그 결과를 통해 설계된 제동 알고리즘을 검증하였고, 제동 시 항공기의 동특성을 파악하기 위해, 항공기 모델을 개발하여 기체와 휠의 운동방정식을 구현하였다. 또한 항공기 속도와 휠 속도, 감속도, 그리고 슬립율을 제어 변수로 사용하여 항공기의 안정성을 판별하는데 활용하였다.

2. Brake-By-Wire System

2.1 Brake-By-Wire System의 구성

그림 1에 나타난 Brake-By-Wire System은 Solenoid Valve, Brake Control Valve, Brake Cylinders, Pressure Sensors, Speed Sensors, Pilot Pedals & Sensors 그리고 Digital Control Unit 으로 구성된다. 기본적인 기능으로는 Pilot Pedals & Sensors로부터 조종사의 제동명령이 DCU로 입력되면, DCU는 제동명령에 비례한 제어신호를 Brake Control Valve로 출력하고, Brake Cylinders의 압력이 조절되어, 제동기능을 수행하게 된다. 그리고 부가적인 기능으로는 바퀴의 속도를 측정하여, 과도한 제동명령에 의한 과도한 skid 현상을 방지할 수 있다.

2.2 DCU(Digital Control Unit)

개발된 DCU의 사양을 표 1에, 시제품용 그림 2에 각각 나타내었다. 제어기의 Main Processor는 TMS320F240-20MHz를 사용하였으며, Speed Sensors,

Pressure Sensors 및 Pedal Sensors를 위한 Analog I/O 및 28VDC Relays를 위한 Digital I/O를 가지고 있다.

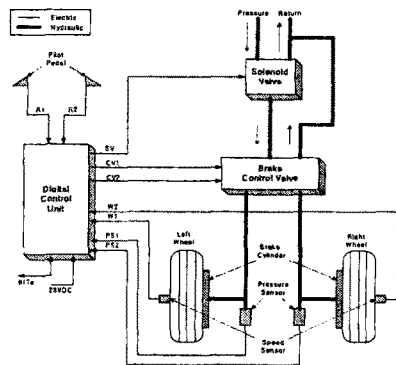


그림 1. Brake-By-Wire System 구성

표 1. DCU 기본사양

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

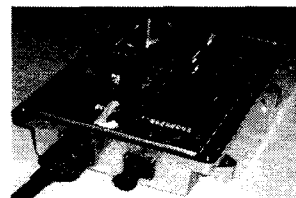


그림 2. Digital Control Unit

2.3 Basic Control Algorithm

그림 3에 DCU의 기본적인 제어알고리즘을 나타내었다. DCU는 항공기의 목표 감속도를 유지하도록 제동압력을 적절히 제어한다. 그러나 다양한 노면상태 하에서 제동을 수행하여야 하기 때문에, 제동압력을 적절히 제어하는 것이 매우 어렵다. 이것을 해결하기 위해 본 논

문에서는 두 가지의 제동압력을 사용한다. 첫 번째는 제어신호로 출력되지 않고, 내부적으로만 계산되는 최적제동압력과 두 번째는 skid를 제빨리 방지하기 위한 실제 제동압력을 각각 사용하는 것이다. 이 방식은 순간적으로 발생하는 skid 현상을 방지함과 동시에, Anti-skid 동작 후 최적의 제동압력으로 적절히 회복할 수 있도록 하여, 효율 및 안전성을 향상 시킬 수 있다. 여기서 Brake-By-Wire System의 제동효율을 최적화하기 위해, 실시간 HILS(Hardware In the Loop Simulation) 시험 및 Dynamometer 시험을 통한 최적화 튜닝과정이 필요하게 된다.

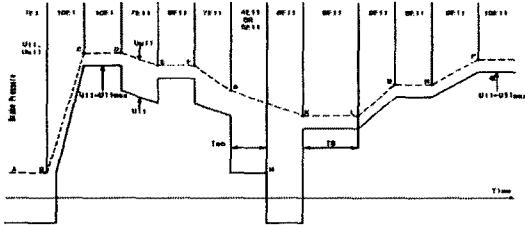


그림 3. Basic Control Algorithm

3. Real-Time HILS System

3.1 Real-Time HILS System의 구성

Real-Time HILS System은 그림 4와 같이 실제 유압 제동시스템, Real-Time Interface System 그리고 DCU로 구성된다. 여기서 Real-Time Interface System은 DSP Chip (60MHz)을 가진 Master Board와 ALPHA Chip (600MHz)을 가진 Simulation Board와 Wheel Speed Generation Board 그리고 Multi-I/O Board로 구성된다. Host PC에서는 Matlab/Simulink를 이용하여 6자유도를 가진 항공기 동적 모델을 개발하고, 이 모델은 Simulation Board에 탑재되어 시뮬레이션이 수행된다. 시뮬레이션 동안, Real-Time Interface System은 좌·우 바퀴의 속도신호를 DCU로 출력하며, 유압 제동시스템으로부터 좌우 제동압력을 입력받는다. 유압 제동시스템은 실제 유압밸브, 유압배관, 유압센서 그리고 제동용 유압실린더로 구성된다.

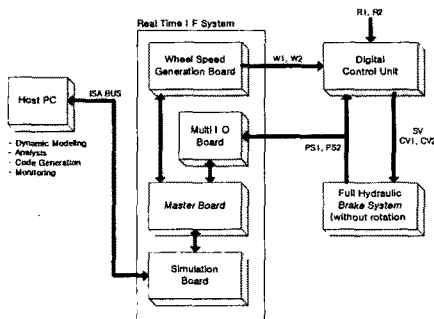


그림 4. Real-Time HILS System의 구성

3.2 6-자유도 항공기 동적 모델

그림 5에 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.

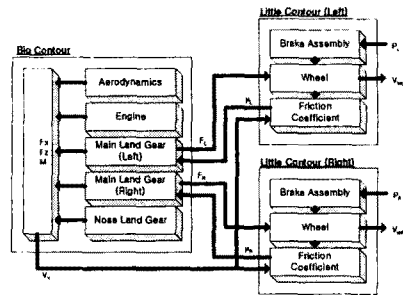


그림 5. 6-자유도 항공기 동적 모델

4. HILS 구성 및 시험결과

4.1 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, 기본 제어알고리즘에 따라 제어 명령을 인가하는 DCU, 그리고 제동시스템에 유압을 공급하는 유압 펌프로 이루어진다. 개발된 DCU는 조종사의 제동명령 인가 및 그에 따른 수행 결과를 통해 DCU의 성능을 평가하였으며, 실시간 HILS 시험으로 확인되었다. 구현된 HILS 시스템은 그림 6에 나타내었다.

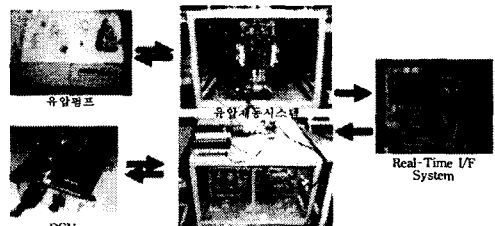


그림 6. HILS System

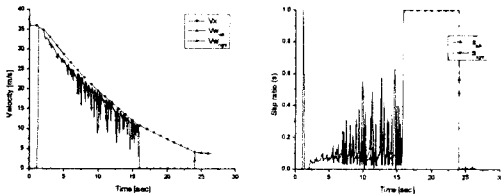
4.2 HILS 시험결과

HILS 시험은 개발된 항공기용 Brake-By-Wire System의 검증에 위해 시행되었다. 초기 속도 36%를 갖는 중량 3,311kg의 항공기에 대해 시험을 수행하였다. 노면의 마찰계수가 0.6(아스팔트 노면), 0.5, 0.3 그리고 0.2(빙판 노면) 일 때에 각각 시험을 수행하였고, 슬립율에 따른 마찰 계수의 특성 그래프 및 항공기 속도, Wheel 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 평가 하였다. 그림 7에 초기 마찰계수가 0.2일 경우의 시험 결과를 비교한 것이다. 그림 7.(a)는 착륙에서 제동까지의 항공기 속도 및 Wheel 속도 시험결과를 나타내고 있다. DCU에 의한 제동동작시 바퀴의 잠김현상이 나타나지 않음을 볼 수 있으며, 과도한 skid 현상을 방지하고 있음을 알 수 있다. 그림 7.(b)는 동일한 시험에 대한 슬립율의 변화를, 그림 7.(c)는 마찰계수의 변화를 각각 나타내고 있다. 노면 마찰계수의 변화에 따른 시험결과를 표 2에 나타내었다. 제동효율식은 식 (1)과 같이 최소제동거리(x_{min})와 실제제동거리(x_{act})의 비를 이용하여 구하였다. 표 2의 마찰 계수 0.2에서 82%의 성능을 확인하였다.

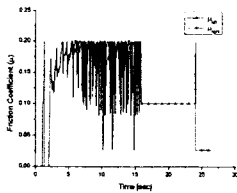
표 2. HILS 시험결과

Initial Data	Braking Number			
	1	2	3	4
Object mass, Kg	3,311	3,311	3,311	3,311
Max. Pressure, psi	1,000	1,000	1,000	1,000
Max. Friction Co.	0.6	0.5	0.3	0.2
Braking Result	Braking Number			
	1	2	3	4
Stopping Distance, m	240	241	249	314
Stopping Time, s	9.95	9.99	10.25	14.89
Braking Eff., %	98	97	94	82

$$\eta = \frac{x_{min}}{x_{act}} \quad (1)$$



(a) 항공기 및 Wheel 속도 (b) 슬립율



(c) 마찰계수

그림 7. $\mu_{max} = 0.2$ HILS 시험결과

5. Dynamometer 구성 및 시험결과

5.1 Dynamometer 구성

Dynamometer 시스템은 그림 8과 같이 기존 HILS 시스템에 Dynamometer 시스템을 연결하여 구성된다. Interface Unit은 Dynamometer에 취부한 속도센서로부터 측정된 속도신호를 DCU로 전달하며, DCU로부터 출력되는 제어신호를 유압제동시스템으로 전달한다. Dynamometer 시스템의 동작은 별개의 제어시스템에 의해 동작되며, DCU는 회전하고 있는 Dynamo를 제동동작에 의해 멈추게 한다.

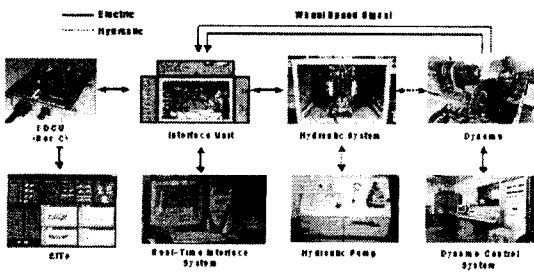
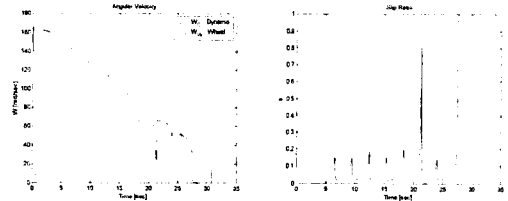


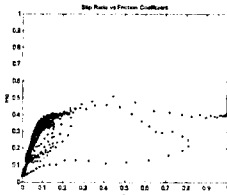
그림 8. Dynamometer 시험 구성

5.2 Dynamometer 시험결과

노면마찰계수 약 0.4~0.5의 경우일 때 Dynamometer 시험결과를 그림 9에 나타내었다. Dynamo의 일반적인 마찰계수는 약 0.7~0.8 정도이고, 마찰계수를 낮추기 위해 Dynamo 표면에 Oil을 칠하여 모의하였다. 시험결과를 보면 과도한 skid 현상이 방지되고 있음을 알 수 있다. 여기서 마찰계수는 휠의 토크를 측정하여 구하였다.



(a) 항공기 및 Wheel 속도 (b) 슬립율



(c) 마찰계수

그림 9. $\mu_{max} \approx 0.4 - 0.5$ Dynamometer 시험결과

6. 결론

본 논문에서는 항공기용 Brake-By-Wire System 개발을 위해 항공기의 모델링을 수행하였고, 이를 검증하기 위해 Real-Time HILS 시스템을 구축하여 시험을 수행하였다. 또한 실제 항공기 중량과 유사한 Dynamometer 시스템을 이용하여, Brake-By-Wire System의 실적용 가능성을 확인하였다. 또한 항공기 동역학 모델 및 휠-브레이크를 모델링하여 마찰계수와 슬립율, 휠 속도, 감속도 및 바퀴의 변형률에 대해 고려된 Brake-By-Wire System을 개발하였다. 개발된 Brake-By-Wire System을 적용하여 시험한 결과 마찰계수 0.2의 빙판노면은 물론 0.4 정도의 빗길노면 등 에서도 본 시스템에 의해 skid 현상 및 locking 현상이 잘 억제되고 있음을 확인하였다.

[참고 문헌]

- [1] 전정우, 김철환, 이기창, 황둔하, 박도영, 김용주, 이종훈, 고한영, "항공기 ABS Simulation System 개발", 제8회 항공기 개발기술 심포지엄, pp.178-182, 2002.
- [2] 전정우, 신지환, 이기창, 황둔하, 박도영, 김용주, "항공기 ABS Simulator 및 Controller 개발", 대한전기학회 하계학술대회, pp.101-103, 2001.
- [3] G.A. Woo, J.W. Jeon, K.C. Lee and Y.J.Kim, "Evaluation of the Friction Coefficient from the Dynamometer Test of the Aircraft", International Conference on Control, Automation and Systems, pp. 548-552, Oct. 22-25, 2003.
- [4] J.W. Jeon, G.A. Woo, K.C. Lee, D.H. Hwang and Y.J.Kim, "Developments of ABS Controller for Aircraft with Real Time HILS System", Proceedings of the Sixth International Conference on Electrical Machines and Systems, pp. 498-501, Nov. 9-11, 2003.
- [5] J.W. Jeon, G.A. Woo, K.C. Lee, D.H. Hwang and Y.J.Kim, "Real Time Test of Aircraft Brake By Wire System with HILS & Dynamometer System", IEEE International Conference on Mechatronics, pp. 322-327, June 3-5, 2004.