

ABS System 개발동향

Development Situation of ABS System



전 정 우 / Jeong Woo Jeon
한국전기연구원
Korea Electrotechnology Research Institute



김 용 주 / Yong Joo Kim
한국전기연구원
Korea Electrotechnology Research Institute

1. 서론

Antiskid란 기본적으로 바퀴의 미끄러짐 현상을 막는 것이다. 항공기 착륙시 바퀴의 미끄러짐이 발생되면 바퀴표면의 손상이 발생되며, 그 정도가 심하게 되면 바퀴는 파손되고 항공기는 활주로를 이탈하게 되는 등의 대형사고를 발생시킬 수 있다. 착륙시 조종사는 미끄러짐을 체감으로 느낄 수 있지만, 과도한 미끄러짐이 발생되면 조종사의 조종만으로는 그 현상을 극복할 수 없게 된다. 1940년대 중반 최초의 Antiskid (Mark I) System은 기준 감속도를 이용하여 단순히 제동압력을 기계적으로 On-Off 하는 개념으로 적용되었다. Mark I의 경우 미끄러짐 현상을 방지할 수는 있었지만, 제동거리가 길어져서 전반적으로 제동성능이 저하되었다. 그후 1960년대에 Mark II가 출시되었으며, Mark II는 제동압력을 On-Off으로 제어하는 대신 서보밸브를 비례적으로 제어하는 개념을 적용하여 제동성능을 향상시켰다. 하지만 1966년 FAA (Federal Aviation Administration)에서 제트기의 경우 젖은 노면(Wet Runway)에서의 제동거리 제한

을 마른 노면(Dry Runway)의 1.92배 이하로 규정하였다. Mark II의 성능으로는 이 규정을 만족시킬 수 없었다. 따라서 새로운 제어기법의 도입이 필요하였으며, 1970년대 초반 기존의 감속도 기준 대신 슬립을 기준으로 제동압력을 최적으로 제어할 수 있는 Mark III가 개발되었다. Mark III의 제동거리는 Mark II에 비해 25~30[%], Mark I에 비해 50[%]의 단축효과를 얻을 수 있었으며, 또한 90%이상의 제동효율을 얻을 수 있었다. 1970년대 후반 마이크로프로세서를 탑재한 Mark IV가 출시되었으며, 회로의 변경 없이 소프트웨어에 의해 항공기 모델별 파라미터의 수정이 용이해졌으며, 다양한 제어 알고리즘을 적용할 수 있게 되었다. 그 후 Mark V에 이르러 ABS 기능은 물론 조종사의 전기적 명령에 의해 제동기능을 구현할 수 있는 Brake-By-Wire 기술을 완성하였다. 현재는 조종사의 일련의 제동행위가 없어도 안전하게 제동기능을 수행할 수 있는 Autobrake System 기술이 개발되어 적용되고 있다.

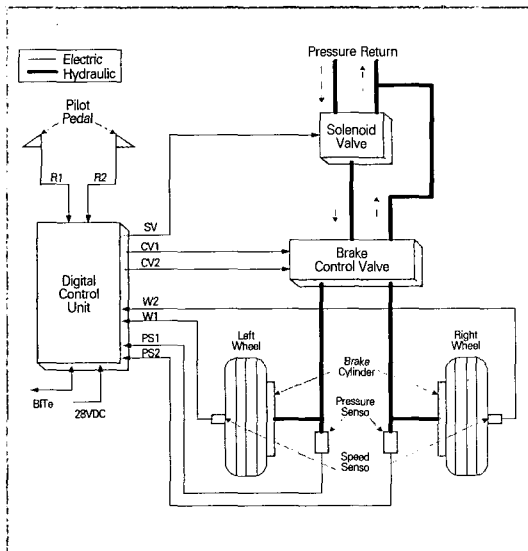
본 원고에서는 1999년부터 4년간 민군겸용기술개발사업을 통해 개발된 Mark V (Brake-By-Wire)

System에 대한 개발결과를 소개하고자 한다.

2. ABS 시스템

2.1 Brake-By-Wire System 개요

〈그림 1〉에 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 Cylinder의 압력이 조절되어, 제동기능을 수행하게 된다. 그리고 부가적인 기능으로는 바퀴의 속도를 측정하여, 과도한 제동명령에 의한 과도한 Skid 현상을 방지할 수 있다.



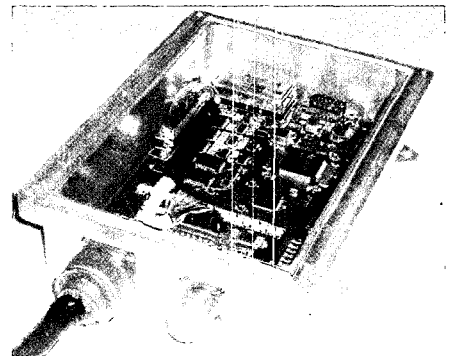
〈그림 1〉 Brake-By-Wire System 구성

2.2 DCU(Digital Control Unit)

개발된 DCU의 사양을 〈표 1〉에, 시제품을 〈그림 2〉에 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.

〈표 1〉 DCU 기본사양

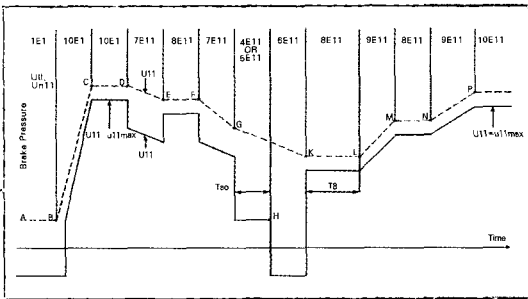
Items	Specifications
Main Processor	TMS320F240 20MHz
A/D	10 bit, 6.1 us, 6 ch.
D/A	8 bit, 7us, 5 ch.
PWM Output	10 KHz, 2 ch.
Speed Sensor Signal Input	400 5.2 KHz, sin wave, 2 ch.
Digital Input	28 VDC, 11 ch.
Digital Output	28 VDC, 5 ch.
Control Period	< 2 ms
Power Consumption	< 50 W



〈그림 2〉 Digital Control Unit

2.3 Basic Control Algorithm

〈그림 3〉에 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 논문에서는 두가지의 제동압력을 사용한다. 첫번째는 제어신호로 출력되지 않고, 내부적으로만 계산되는 최적제동압력과 두번째는 Skid를 재빨리 방지하기 위한 실제제동압력을 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 향상시킬 수 있다. 여기서 Brake-By-Wire System의 제동 효율을 최적화하기 위해, 실시간 HILS(Hardware In the Loop Simulation) 시험 및 Dynamometer 시험을 통한 최적화 튜닝과정이 필요하게 된다.



〈그림 3〉 Basic Control Algorithm

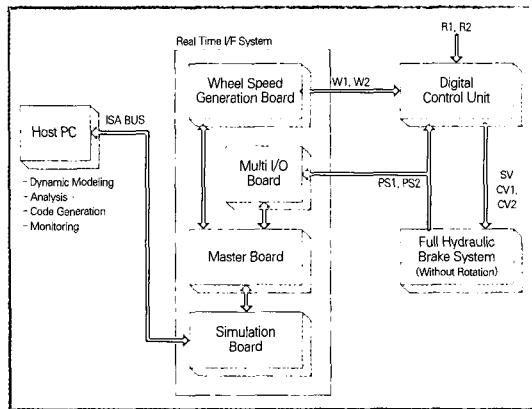
3. Real-Time HILS System

3.1 HILS System 개요

HILS란 Hardware-In-the-Loop-Simulation의

약자로서 Hardware의 개발에 있어서 개발품의 기능을 점검하고, 성능을 평가하기 위한 Simulator이다. 본 연구에서는 항공기 ABS Controller인 DCU의 개발을 위해 항공기 Dynamic Model과 실제 유압 제동 시스템을 연계하여, DCU의 기능 및 성능을 평가하였다. 항공기 Dynamic Model은 6자유도를 가지도록 개발되었으며, Real-Time Interface System에서 실시간으로 Simulation 된다. 유압 제동시스템은 항공기용 Control Valve 및 Brake Assembly를 적용하여 개발되었다.

Real-Time HILS System은 〈그림 4〉와 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

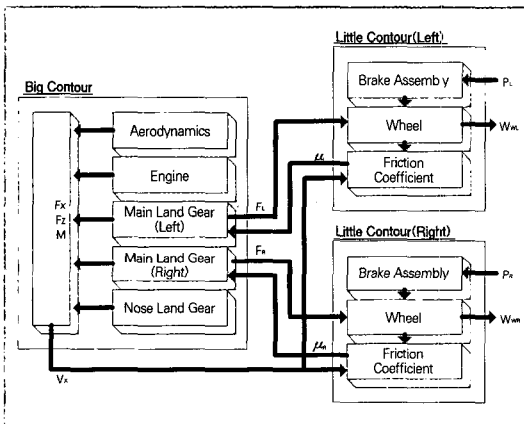


〈그림 4〉 Real-Time HILS System의 구성

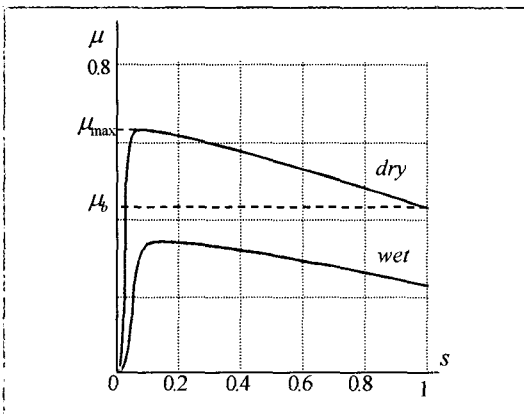
제동시스템으로부터 좌우 제동압력을 입력받는다. 유압 제동시스템은 실제 유압밸브, 유압배관, 유압센서 그리고 제동용 유압실린더로 구성된다.

3.2 6-자유도 항공기 동적 모델

〈그림 5〉에 나타낸 6-자유도 항공기 동적 모델은 Big Contour와 좌·우 Little Contour로 구성된다. Big Contour는 Aerodynamic, Engine, Main



〈그림 5〉 6-자유도 항공기 동적 모델

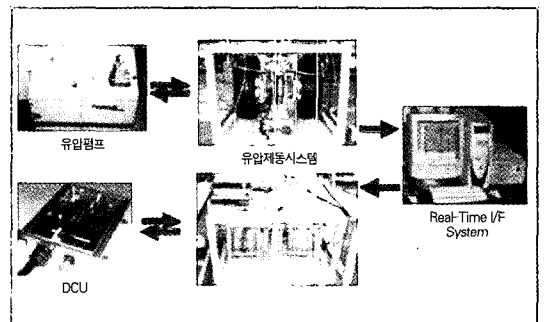


〈그림 6〉 마찰계수 특성 곡선

Landing Gear, Nose Landing Gear로 구성된 힘의 상호작용을 나타내며, 출력으로 항공기 속도(VX)를 계산한다. 좌·우 Little Contour는 Brake Assembly, Wheel 그리고 Friction Coefficient의 동적 모델을 표현하며, 인가된 제동압력(PL, PR)에 따라 변화된 Wheel 속도(VWL, VWR)를 출력한다. 〈그림 6〉에 HILS 시험시 적용될 노면 마찰계수 특성곡선을 나타내었다.

3.3 HILS System

HILS 구성은 크게 4개의 부분으로 이루어져 있다. 항공기 동적 모델링 및 시뮬레이션 수행시 발생하는 신호의 입력력을 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 7〉에 나타내었다.



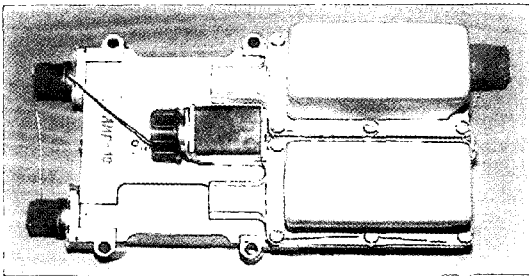
〈그림 7〉 HILS System

SPECIAL EDITION

4. Mark V용 Components

4.1 Control Valve

제동 실린더의 압력을 제어하기 위해 Mark V용 유압 Control Valve를 사용하였으며, <그림 8>에 나타내었다. 국내에서는 항공기용 ABS 시스템의 개발이 전무한 관계로 본 연구에 사용된 Valve는 러시아에 있는 항공기 부품제작사인 R사에서 제작되었으며, 실제 러시아 중형항공기에 적용되는 것이다. 최대 허용압력은 3,000 psi이며, 최대 허용제어전류는 30 mA이다. 유압입출력은 유압 공급단 1개, 유압 리턴단 1개, 좌·우측 독립된 유압 제동실린더 출력단 2개로 구성된다.



<그림 8> Mark V급 Control Valve

4.2 Wheel Speed Sensor

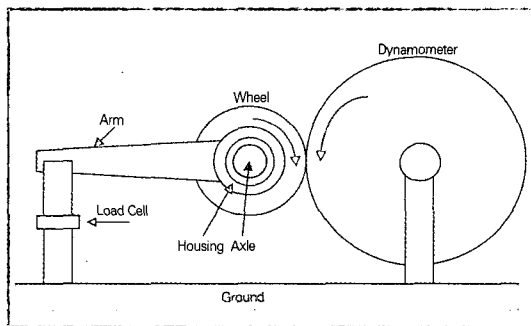
바퀴 속도를 측정하기 위해, 미국의 H사에서 제작된 항공기용 Wheel Speed Sensor를 구입하였으며, <그림 9>에 나타내었다. 구입한 Wheel Speed Sensor는 Dynamo 시험시 바퀴축에 부착되고, 속도신호를 구형파로 출력한다.



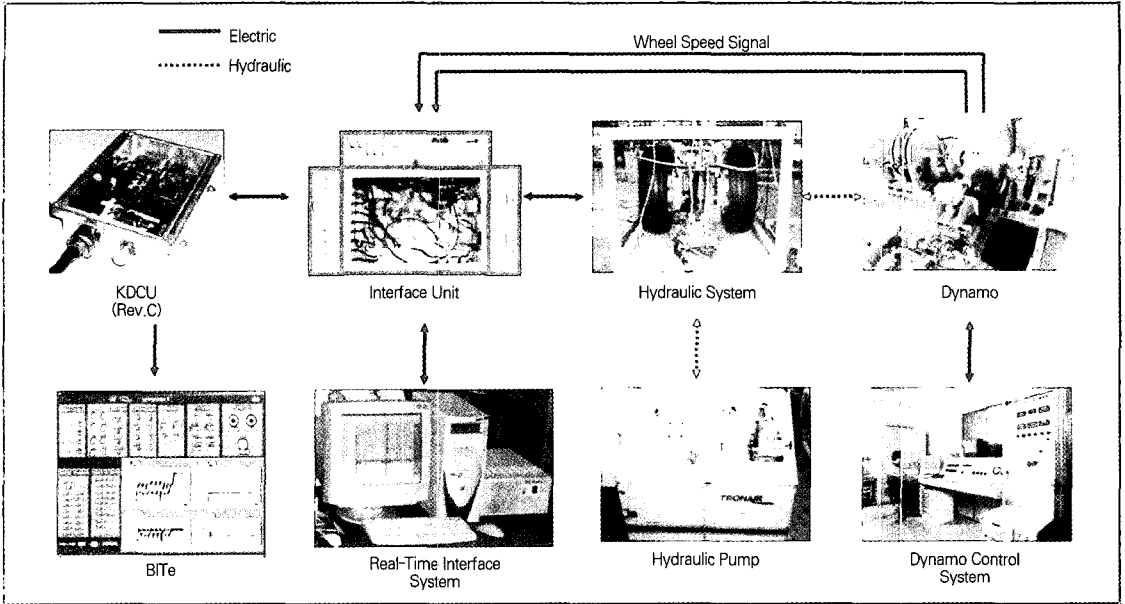
<그림 9> Wheel Speed Sensor

5. Dynamo 시스템

다이노모 시험은 실제 회전체에 대한 DCU의 제동 수행기능 확인하기 위해 실시되었다. <그림 10>에 Dynamo 시스템의 개념을 나타내었다. 본 시험은 훈련기/통제기급 Dynamo 시스템에 적용되었으며, DCU의 실제 장착을 고려하여 DCU 및 Dynamo와 HILS 인터페이스용 BOX를 설계/제작하여, HILS와 Dynamo 시스템 연계 작업을 수행하였다. 휠 속도를 측정하기 위해, Dynamo 시스템에 Wheel Speed Sensor를 부착하였으며, Wheel 과 Dynamo에 각각 적용하였다. 제동토크 및 마찰계수를 얻기 위해 Wheel Housing에 부착된 Load Cell로부터 Wheel에 작용된 합성 힘을 측정하여, 역으로 마찰계수를 산출하였다. Wheel 표면에 오일을 적용하여 노면조건을 변화시키며 다양한 노면 조건을 연출하여 데이터를 획득하였다. 오일을 바르지 않았을 때의 마찰계수는 0.7~0.8, 오일을 발랐을 때의 마찰계수는 0.3~0.4 정도로 모사하였다. 적용성의 다양화를 위해, 다양한 항공기 질량을 갖는 경우에 대해서도 시험을 수행하였다. 노면 상태와 ABS의 작동 유무, 그리고 착륙 시 수직력 등이 고려되었다. <그림 11>은 다이노모 테스트를 위한 시스템 구성도이다.



<그림 10> Dynamo 시스템 개념도



〈그림 11〉 Dynamometer 시스템 구성

6. 결론

본고에서는 항공기용 ABS System인 Mark V(Brake-By-Wire) System의 개발현황에 대해 소개 하였다. 항공기용 ABS System의 개발은 항공기 장착시험 전 Simulation은 물론 HILS 및 Dynamometer Test 등의 충분한 시험에 의해 검증되어야 하며, 또한

HILS 및 Dynamometer 시스템의 신뢰성도 보장되어야만 가능하다. 개발된 기술은 현재 KAI에 의해 개발된 KT-1에 적용하기 위해 별도의 과제를 수행 중에 있으며, 비교적 적용이 용이한 Mark IV System으로 개발되고 있다. 최종적으로는 항공기에 장착하여, 지상시험 및 비행시험을 통해, 개발된 시스템의 최종검증을 준비 중에 있다.

(전정우 선임연구원 : jwjeon@keri.re.kr)

참고문헌

1. E.A.Hirzel, "Antiskid and Modern Aircraft", Society of Automotive Engineers, 1972.
2. Hydro-Aire Inc. "Brake Control Evolution", 2. <http://www.hydroaire.com2>. 자료
3. 민군겸용기술개발사업 "전자식 미끄럼방지 제동장치 개발" 과제 2단계 최종보고서, 2003년 8월.
4. 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.
5. 전정우, 우귀애, 이기창, 황돈하, 김용주, "항공기용 Brake-By-Wire System 개발 및 시험", 대한전기학회 하계학술대회, 2004년 7월.