

순차 제어회로 설계기법을 이용한 무장제어장치 개발

박덕배^{1*}, 김형신²

Development of Weapon Control Unit using a Design Technique for Sequence Control Circuits

Deok-Bae Park^{1*} and Hyung-Shin Kim²

요약 군용 항공기 탑재 무장제어장치는 무장관리시스템의 핵심장비로 조종사의 무장선택, 항공기 상태 및 외부 장착물 장착 상태 등에 따라 선택투하, 비상 투하 및 로켓발사 신호를 생성하여 외부 장착물을 제어한다. 본 논문은 순차 제어회로 설계기법을 이용하여 개발된 무장제어장치의 설계과정 및 성능검증에 대해 기술한다.

Abstract On board Weapon Control Unit for a military aircraft, as a core equipment of the Weapon Management System, generates signals for selective jettison, emergency jettison and rocket fire and controls the external stores according to a pilot's weapon selection, aircraft's flight status and external store's installation status. This paper describes about detail design process and performance evaluation for Weapon Control Unit developed by a sequence control circuit design methodology.

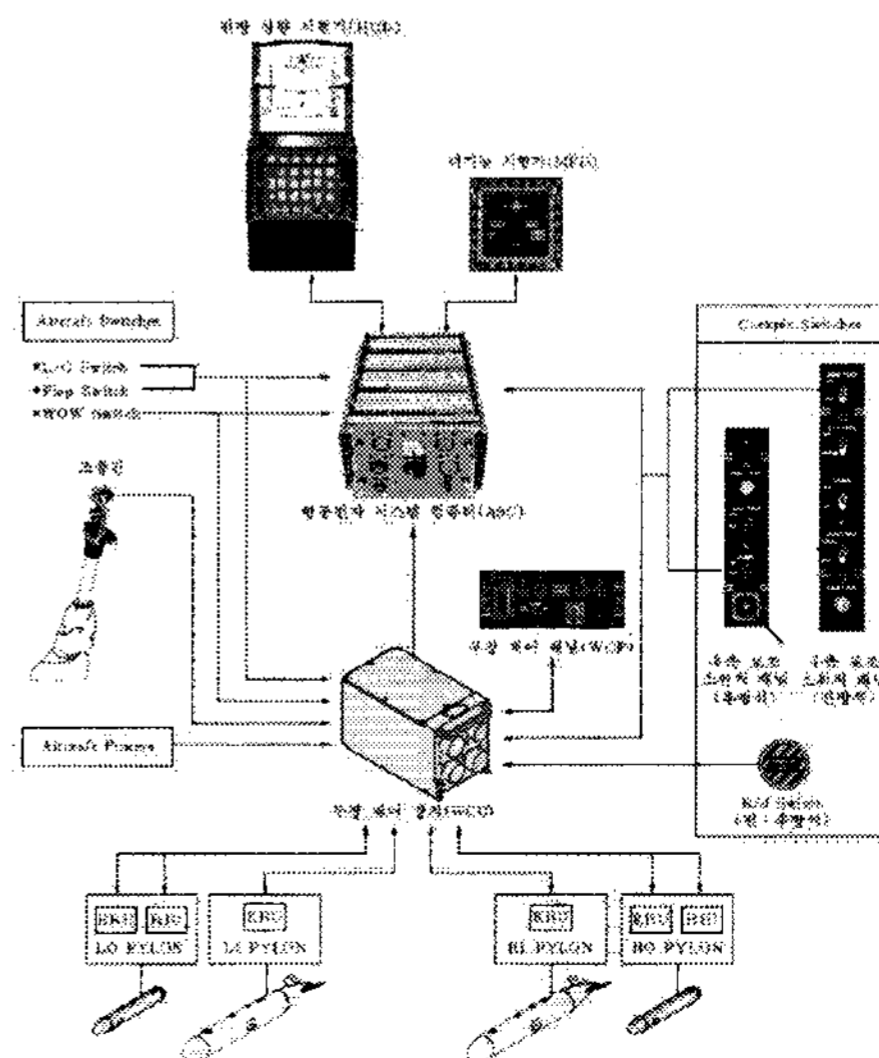
Key Words : Weapon Control Unit, Rocket Fire, Selective Jettison, Emergency Jettison

1. 서론

군용 항공기의 무장관리시스템(Weapon Management System)은 그림 1과 같이 항공전자시스템 컴퓨터(Avionics System Computer, ASC), 전방상향 시현기(Head-Up Display, HUD), 다기능 시현기(Multi-Function Display, MFD), 무장제어장치(Weapon Control Unit, WCU) 및 무장제어패널(Weapon Control Panel, WCP)등으로 구성된다. 무장관리시스템은 항공기 좌/우측 날개 밑에 장착된 4개의 파일런에 각각 장착된 외부 장착물(store)을 관리하고, 조종사의 작동에 따라 외부 장착물을 통제하며 확인된 통제 결과를 조종사에게 제공한다. 특히, 무장제어장치는 무장관리시스템의 핵심장비로 항공전자시스템 컴퓨터와 전기적으로 연동되어 외부 장착물의 장착상태, 조종사의 무장 선택과 같은 무장관련 정보를 항공전자시스템 컴퓨터에 전달하며 또한, 조종사의 무장선택과 항공기의 상태 및 외부장착물의 장착상태 등의

스위치 신호들을 이용하여 선택 투하, 비상투하 및 로켓 발사 신호를 생성, 외부 장착물을 제어한다[1].

본 논문은 국내 산학연이 공동으로 참여하여 개발한 순차제어 회로 설계 기법을 이용한 군용 항공기 탑재 무장제어장치의 설계과정 및 시험을 통한 성능검증 방안에 대해 기술한다.



[그림 1] 군용항공기 무장관리시스템 구성도

본 논문은 저속통제기 항공전자시스템 연구과제로 수행되었음.

¹국방과학연구소 선임연구원

²충남대학교 컴퓨터 공학과 부교수

*교신저자: 박덕배(deokbaepark@add.re.kr)

2. 설계 및 제작

순차 제어회로 설계기법을 이용한 제어장치 설계는 크게 기능설계 단계와 구체화 단계로 구분된다. 먼저, 기능설계 단계에서는 요구되는 기능에 대한 기능분석과 기능별 진리값표 작성과 논리함수 등을 유도하여 순차 논리도를 작성하게 된다. 구체화 설계 단계에서는 순차 논리도를 바탕으로 제어장치를 구체적인 하드웨어로 실현하기 위한 부품선정 및 상세 회로설계를 수행한다. 순차 제어회로 설계기법을 이용하여 개발된 군용 항공기 탑재 무장제어장치의 구체적인 설계과정은 다음과 같다.

2.1 기능분석 및 동작 흐름도 작성

무장제어장치에 요구되는 기능으로는 첫째, 조종사가 선택적으로 항공기 파일런에 장착되어 있는 외부 장착물 즉, Left/Right Inboard 파일런의 외부 연료 탱크와 Left/Right Outboard 파일런의 로켓발사기를 선택적으로 투하할 수 있는 선택투하(Selective Jettison) 기능과 비상시에 동시에 모든 외부 장착물을 동시에 투하할 수 있는 비상투하(Emergency Jettison) 기능 및 로켓 발사기로부터 로켓을 단발 또는 연발로 발사하는 로켓 발사(Rocket Fire) 기능으로 구분될 수 있다[2]. 각 요구 기능에 대해 상세한 기능분석 내용은 다음과 같다.

2.1.1 비상 투하(Emergency Jettison) 기능 분석

항공기가 비행 상태이고 전방석 또는 후방석 비상투하 스위치중 하나라도 눌러지는 경우에 스위치를 누르는 동안 28V 직류 전압이 4개의 파일런내 ERU(Ejector Release Unit)에 전달되어 외부 장착물을 고정하고 있던 후크(hook)가 열려 외부장착물들을 일시에 투하한다. 이때 투하 시 외부 장착물간의 충돌이 발생될 수 있으므로 Left/Right Outboard 파일런 ERU에는 즉시, Left/Right Inboard 파일런 ERU에는 250msec 시간 지연 후 28V 직류 전압이 전달된다.

2.1.2 선택 투하(Selective Jettison) 기능 분석

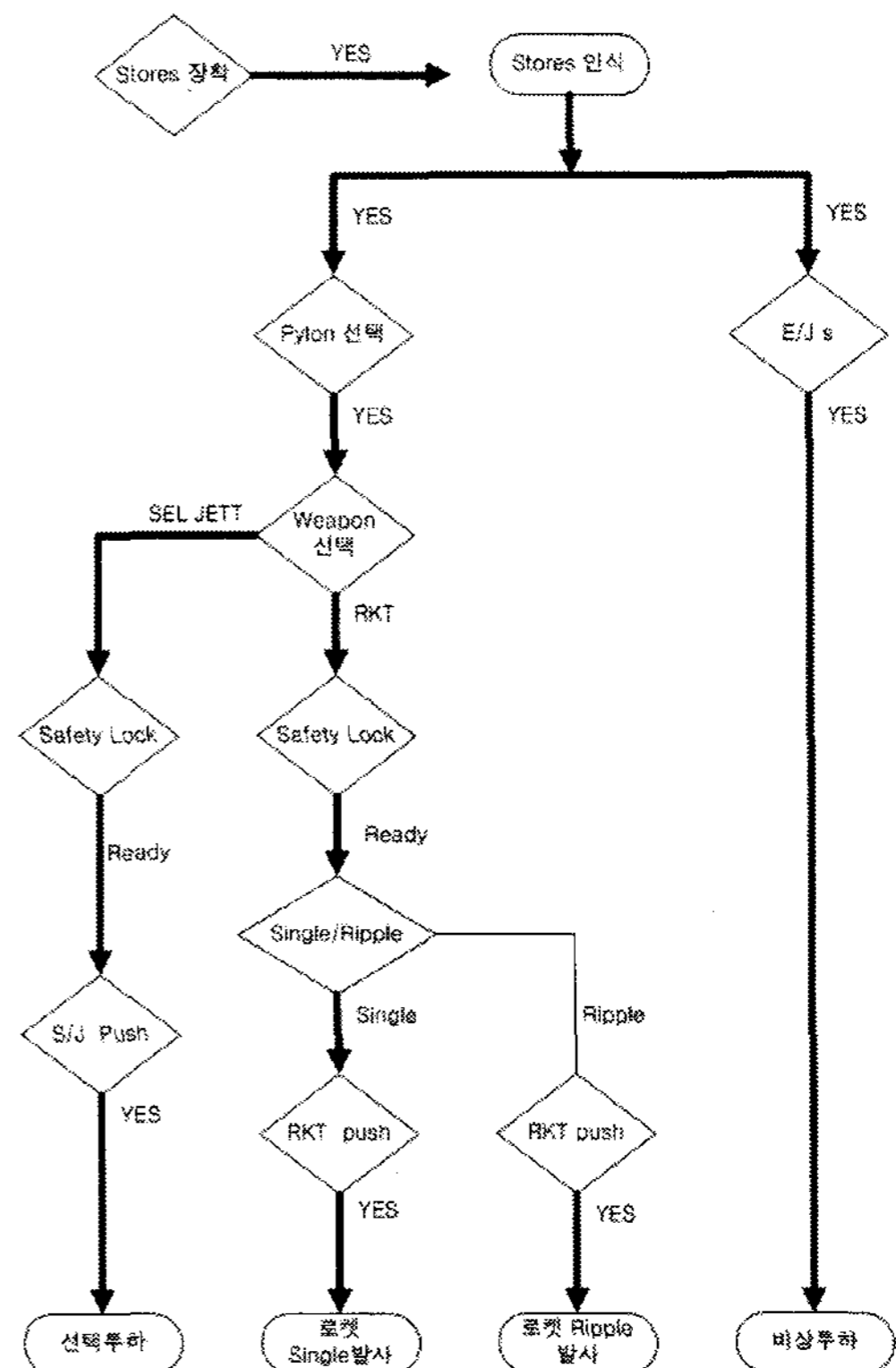
선택투하가 가능한 안전상태(Safety Lock) 즉, 항공기 착륙장치와 플랩이 올림상태이고 항공기가 지상에 있지 않고 비행 상태인 경우를 모두 만족한 상태에서 투하하고자 하는 파일런에 외부장착물이 장착되어 있고 조종사가 무장제어패널 상의 해당되는 파일런 선택스위치를 “ON”하고 무장선택 로터리 스위치를 “SEL JETT” 위치를 선택한 후에, 조종사가 최종적으로 무장제어패널상의 선택투하 누름 스위치를 누르는 경우에 선택된 파일런의

ERU에 펄스파 형태의 28V 직류 전압이 공급되고 외부 장착물을 고정하고 있는 후크(Hook)가 열려 장착물이 투하된다.

2.1.3 로켓 발사(Rocket Fire) 기능 분석

로켓발사 가능한 안전상태(Safety Lock) 즉, 항공기 착륙장치와 플랩이 올림상태이고 항공기가 지상에 있지 않고 비행 상태인 경우를 모두 만족된 상태에서 Left Outboard 또는 Right Outboard 파일런에 로켓발사기가 장착되어 있고 조종사가 무장제어패널 상의 해당되는 파일런 선택스위치를 “ON”하고 무장선택 로터리 스위치를 “RKT” 위치를 선택한 후에 조종사가 최종적으로 조종간에 위치한 트리거(trigger) 스위치를 당기는 경우에 로켓 발사기에 펄스파 형태의 28V 직류 전압이 공급되어 로켓이 발사된다. 이때 1발을 발사하는 로켓 단발(single) 발사기능과 로켓 7발을 동시에 발사하는 로켓 연발(Ripple) 발사 모드 결정은 지상에서 로켓발사기 전면부에 부착되어 있는 토글스위치에 의해 사전에 결정된다.

각 요구기능별로 분석된 상세 기능분석을 이용하여 그림 2와 같이 무장제어장치의 기능별 제어 흐름도를 구성하였다.



[그림 2] 무장제어장치 기능별 동작 흐름도

2.2 변수지정 및 진리값표 작성

일반적으로 순차 제어회로 설계에서 종속변수란 솔레노이드, 모터, 릴레이(relay) 내 코일, 모터등과 같이 주로 외부 제어 기구에 의해 구동되는 부품이며 독립변수란 종속변수를 외부에서 제어하는 기구로 토글스위치, 리미터 스위치등과 같은 스위치 류가 된다.

본 논문에서는 순차 제어회로 설계기법을 적용한 일례로 무장제어장치의 비상투하 기능설계에 대해 설명하고자 한다. 비상투하기능에서 종속변수는 파일런 내 ERU가 되며, 독립변수로는 전방석 비상투하 스위치, 후방석 비상투하 스위치 및 항공기 착륙장치에 장착된 지상감지 스위치(Weight On Wheel)가 된다. 이때 전방석 비상투하 스위치와 후방석 비상투하 스위치의 누름상태를 각각 진리 값 「1」로 정의하고 항공기가 비행 상태 즉 지상감지 스위치의 누름상태를 진리 값 「1」로 정의한 후, 비상투하기능 분석 및 제어 흐름도를 이용하여 비상투하 기능이 작동되는 경우에 대해 진리값표를 표1과 같이 작성한다.

【표 1】 비상투하기능에 대한 진리값 표

독립변수			종속변수
전방석 비상투하 스위치(W) (누름=1, 누르지 않음=0)	후방석 비상투하 스위치(X) (누름=1, 누르지 않음=0)	지상감지 스위치(Y) (비행=1, 지상=0)	파일런내 ERU (Z) (작동=1, 비작동=0)
0	0	0	0
0	0	1	0
0	1	0	0
0	1	1	1
1	0	0	0
1	0	1	1
1	1	0	0
1	1	1	1

2.3 논리함수 유도 및 순차논리도 설계

비상투하가 되는 경우에 대한 논리함수를 유도하기 위해서는 상기 표1의 진리값표에서 종속변수의 상태를 표시하고 있는 값을 검토하여 진리 값 「1」로 기입되어 있는 모든 행 즉, 파일런 내 ERU가 작동되는 모든 경우에 대해 인출한다. 진리 값 「1」로 기입이 기입되어 있는 행은 제 4행, 6행, 8행으로

0	1	1		1	(제 4행)
1	0	1		1	(제 6행)
1	1	1		1	(제 8행)

이다.

4행을 적의 항으로 표현하면 $\overline{W} \cdot X \cdot Y$, 6행은 $W \cdot \overline{X} \cdot Y$, 8행은 $W \cdot X \cdot Y$ 가 된다. 위에서 얻어진 3개의 적의 항을 논리합(OR)으로 결합하여 비상투하 기능의 논리함수 식 (1)을 구한다.

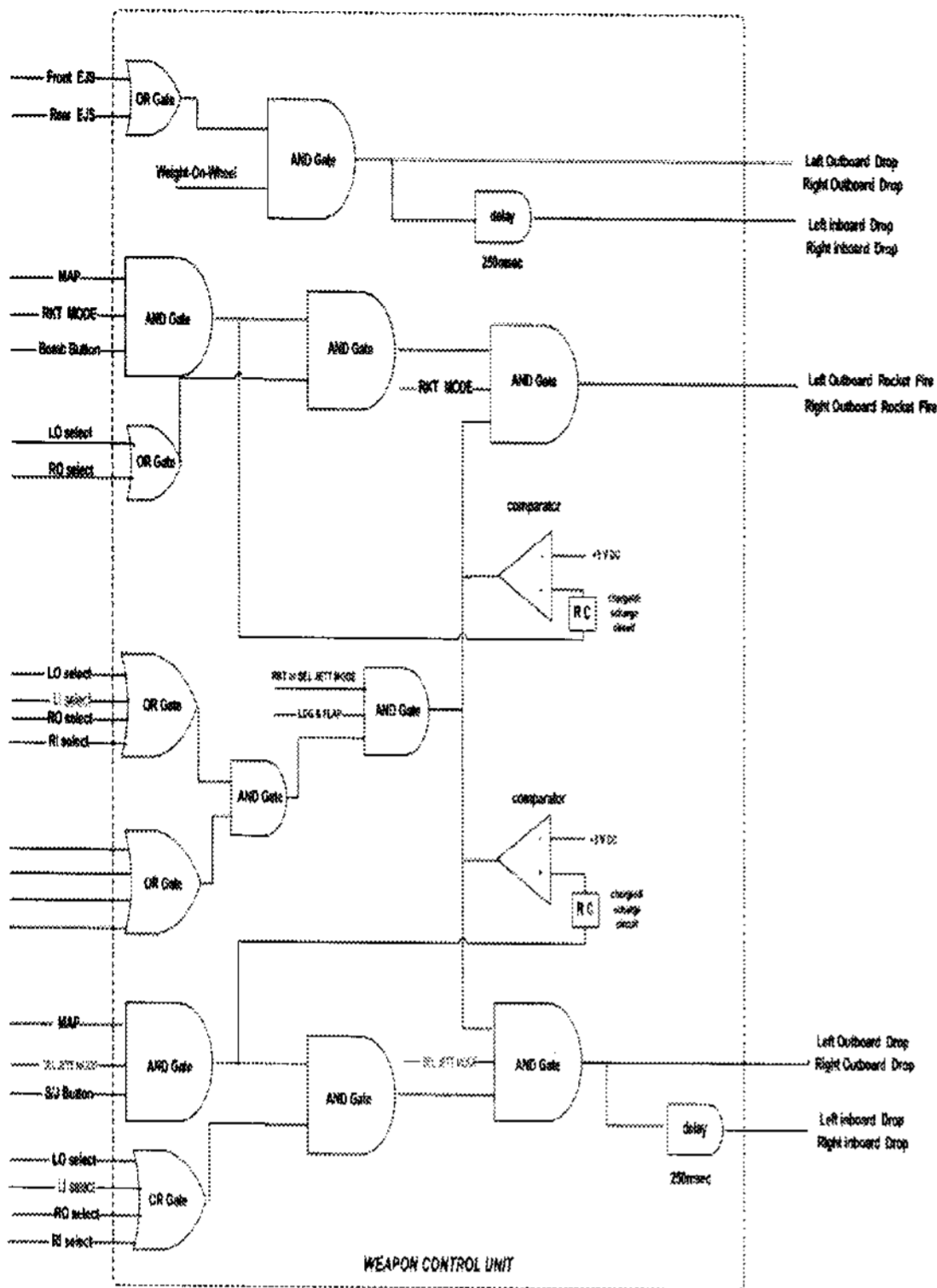
$$Z = \overline{W} \cdot X \cdot Y + W \cdot \overline{X} \cdot Y + W \cdot X \cdot Y \quad (1)$$

구해진 논리함수를 간략화 하는 방법에는 논리식을 부울 대수의 기본 정리를 적용할 수 있게끔 변형 조작하여 최소화하는 방법과 Quine-McCluskey의 방법 등을 적용하는 방법이 있다. 부울 대수의 정리를 적용하여 논리식을 간략화 하는 방법의 특징은 소위 시행 착오법이며 한 눈에 알 수 있는 비교적 변수가 적은 경우의 간략화에는 매우 유효하다. 그러나 일반적인 논리식을 취급할 경우에는 결점이 있을 수 있다[3]. 따라서 본 무장제어장치 회로 설계에서는 Quine-McCluskey의 방법을 사용하여 논리식을 간략화 하였으며 이 방법을 적용하여 간략화된 비상투하 기능의 논리함수는 식(2)와 같다.

$$Z = (W + X) \cdot Y \quad (2)$$

간략화 된 비상투하 기능의 논리함수를 논리도로 변환하려면 논리함수 내 논리합 관계는 OR 게이트로 표시하고 논리적 관계는 AND 게이트로 표시하면 된다. 따라서 전방석 비상투하스위치와 후방석 비상투하 스위치를 OR 게이트로 연결하고, 이 OR 게이트의 출력 값과 지상감지 스위치를 AND 게이트로 연결하도록 설계한다. 식(2)의 논리함수로 표시되는 비상투하 기능에 대한 논리도는 그림3 무장제어장치 순차 논리도 최상단에 표시되어 있다.

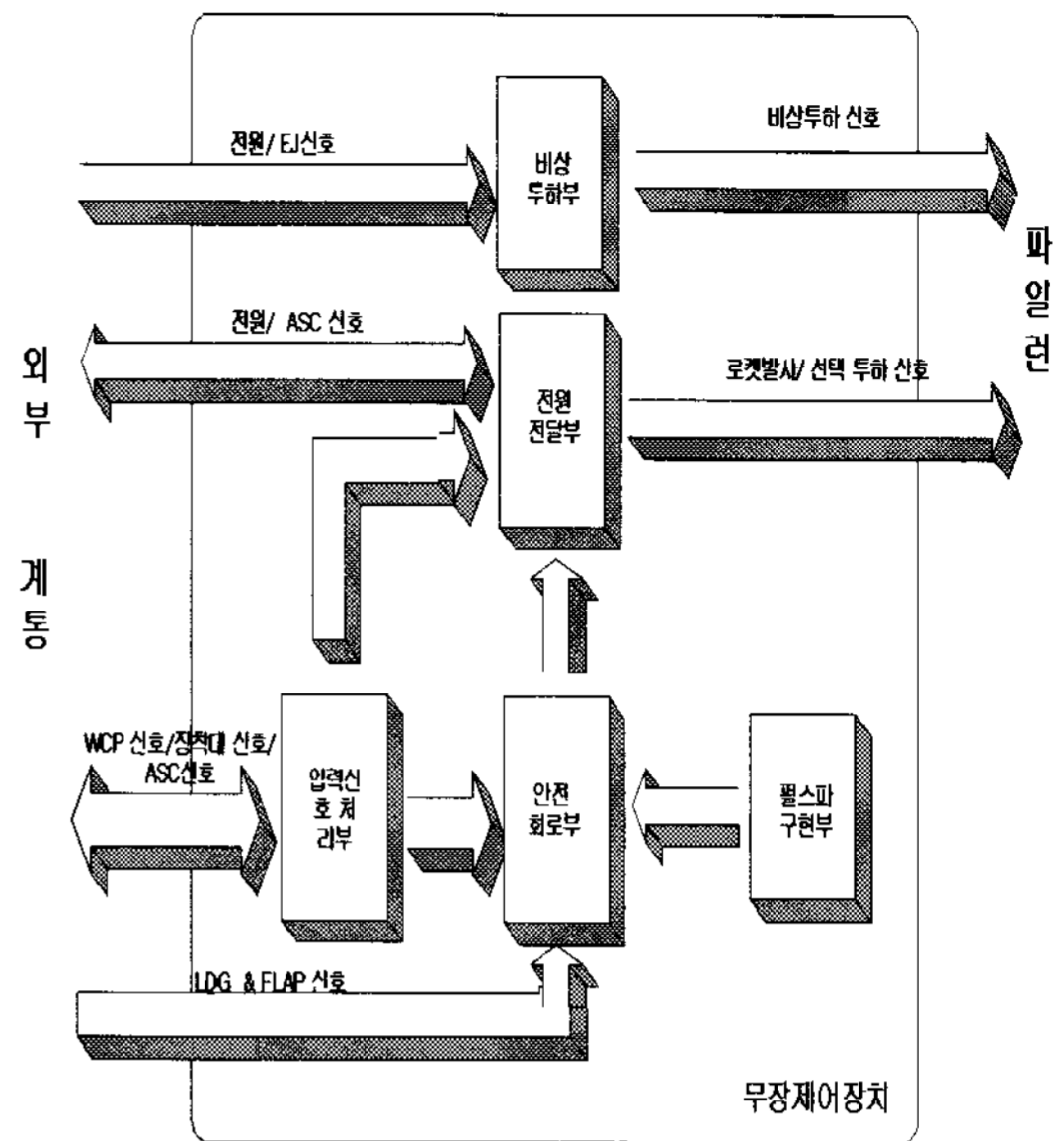
한편, 상기와 같은 순차제어회로 설계기법을 선택투하 및 로켓 발사 기능에 대해서도 동일하게 적용하여 최종적으로 그림3과 같은 무장제어장치 순차 논리도를 완성한다.



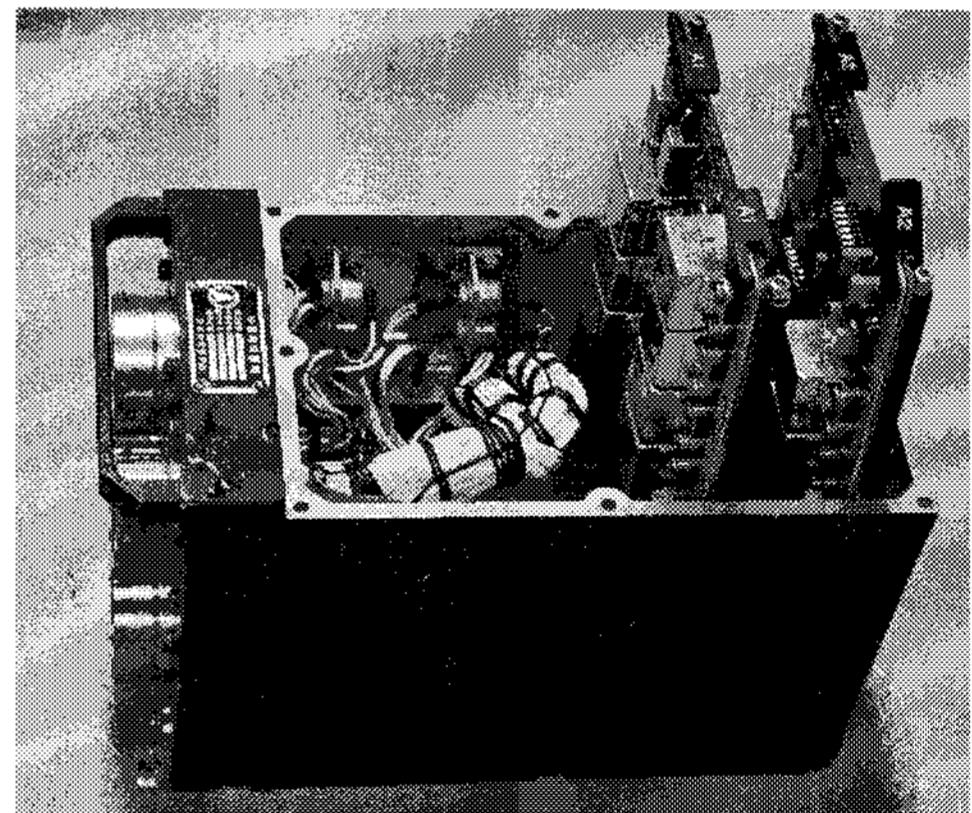
[그림 3] 무장제어장치 순차논리도

2.4 회로구현 및 제작

무장제어장치 회로구현은 2.3절에서 도출된 무장제어장치 순차 논리도를 이용하여 실제 전자회로로 구현하는 단계로 M38510/141A Darlington Transistor Array 게이트와 전기저항, 다이오우드, LM 139 비교기, 릴레이, 시간 지연 릴레이(Time Delay Relay) 등의 전자부품을 사용하여 실제 무장제어장치의 순차제어회로를 구현한다. 구현된 무장제어장치 전자회로는 그림 5와 같이 크게 외부계통(WCP, 4개의 파일런, 항공기 상태 스위치등)으로부터의 각종 이산(discrete)신호를 입력받아 처리하는 입력신호처리부, 각종 신호를 이용하여 발사 또는 투하 안전 조건을 발생시키는 안전 회로부, 비교기(comparator)와 RC 충전/방전회로를 이용하여 발사 및 투하신호를 펄스파 형태로 구현하는 펄스파 구현부, 실질적인 로켓발사와 투하신호를 파일런으로 전달하는 전원 전달부 및 비상투하부로 구성된다. 그림4와 그림5는 각각 무장제어장치 내부 구성 및 신호 흐름도와 제작된 무장제어장치의 실제 형상을 나타낸다.



[그림 4] 무장제어장치 내부 구성 및 신호 흐름도



[그림 5] 무장제어장치 형상

3. 시험 및 검토

개발된 무장제어장치는 참고문헌[4][5]의 시험규격에 따라 AIR Force External Installation & Safety Critical Class를 분류되어 MIL-STD-461/2D의 요구 규격 중에서 방사시험(Emission Test)인 CE102, RE102, RE103 항목과 내성시험(Susceptibility Test)인 CS101, CS114, CS115, CS116 항목에 대하여 표2와 같은 시험범위로 전자기 간섭시험을 수행하였다.

표 2. 전자기 간섭시험 항목 및 시험범위

항 목	시험범위
CE102	Power Leads, 10KHz - 10MHz
CS101	Power Leads, 30Hz - 50kHz
CS114	Bulk Cable Injection, 10kHz - 400MHz, Curve 5, 115dBu A
CS115	Bulk Cable Injection , Impulse Excitation
CS116	Damped Sinusodial Transients, 10kHz -100MHz
RE102	Electric Field, 2MHz-18GHz
RS103	Electric Field, 10kHz-18GHz

1차 시험 시 RE102 항목에서 E-Field Vertical 4M-8MHz대역으로 규격치 값 이상의 방사(radiation)가 확인되었고 나머지 6개 시험항목은 규격이 충족됨을 확인하였다. 이에 무장제어장치 내 주요 전원 입력선에 필터 추가 장착 및 전원선/신호선의 접지단자 분리등과 같은 보완설계를 수행한 후 RE102 항목에 대해 재시험을 수행하였고 최종적으로 모든 시험항목에 대해 규격이 충족됨을 검증하였다 .

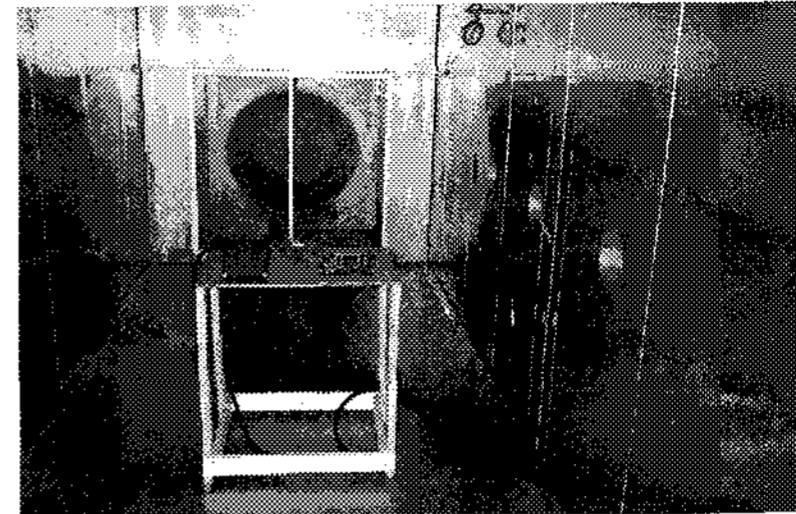
한편, 참고문헌[6]의 시험규격에 따라 군용항공기 장착되는 장비에 적용되는 요구 규격에 의거하여 표3과 같은 시험조건으로 환경시험이 수행되었다.

표 3. 환경시험 항목 및 시험규격

항 목	시험규격
온도/습도/고도	MIL-Std-810E, Method 520.1 저장온도: -50℃~+80℃ 동작온도: -35℃~+55℃ 최대고도: 50,000ft 최대상대 습도: 75% at 43℃
진동	MIL-Std-810E, Method 514.4 · Functional Test(Category 4): L1=0.3g ² /Hz F1=67Hz(5min) 133Hz,(20min) · Endurance Test(Category 10): Minimum Integrity Test (1hr)
충격	MIL-Std-810E, Method 516.4 · Functional Shock(Procedure I): 20g, 6~9msec, 3 times/axis along 3axes · Crash Hazard(Procedure V): 40g, 6~9msec, 2 times/axis along 3axes

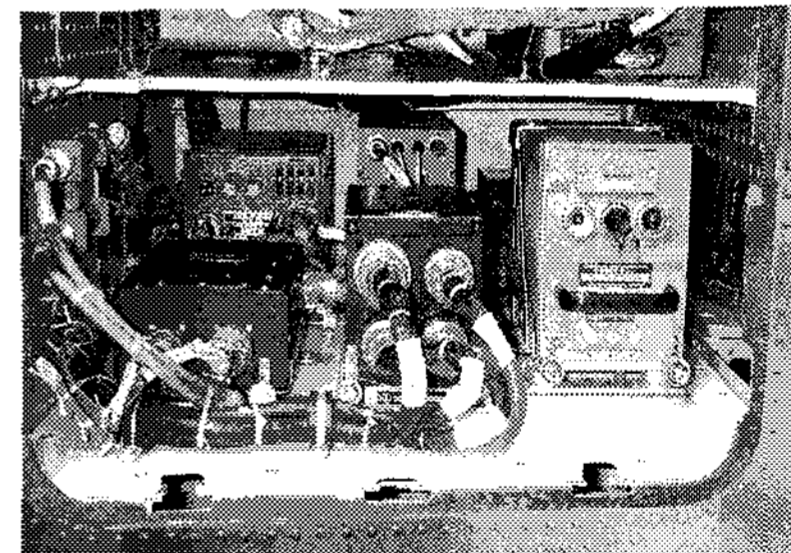
1차 환경시험 시 무장제어장치 x축 endurance 진동시험 진행 중에 무장제어장치 내 +28V 직류 전원선의 채핑(chafing)현상이 발생되어 케이스 접지와 연결되면서 단락 현상이 발생되었다. 이에 결함 조치 후 재시험을 수행하여 무장제어장치가 요구되는 모든 환경시험 규격에 대

해 충족됨을 검증하였다. 그림6은 무장제어장치 환경시험 수행 모습을 보여준다.



[그림 6] 환경시험(온도/고도/습도)

전자기 간섭 및 환경시험 완료 후에 지상에서 간이 시험 치구물에 외부장착물을 장착하고 무장제어장치를 사용하여 투하 및 로켓 발사 시험을 실시하여 장비의 기능 및 성능을 입증하였다. 지상시험이 완료된 후에 그림7과 같이 군용 항공기내에 무장제어장치를 탑재하여 수십 차례 외부장착물 선택투하, 비상 투하 및 로켓 단발/연발 발사 비행시험을 수행하여 장비의 기능 및 성능을 검증하였다. 그림8은 무장제어장치가 탑재된 군용 항공기의 비행장면을 보여준다.



[그림 7] 항공기내 무장제어장치 탑재 형상



[그림 8] 무장제어장치 탑재 후 항공기 비행시험

4. 결론

개발된 군용 항공기 탑재 무장제어장치는 순차제어회

로 설계기법을 이용하여 최적의 설계가 이루어졌으며, 장비의 기능 및 성능은 전자기 간섭, 환경시험 및 항공기 탑재 후 실제 비행시험등을 통해 충분히 검증되었다. 산학연 공동개발을 통한 무장제어장치의 국내 독자 개발로 해외도입 시 지불되어야 할 비용을 절감할 수 있었을 뿐만 아니라 선진국에서 기술이전을 회피하는 항공기 무장 제어 관련 핵심 기술을 확보할 수 있었다.

참고문헌

- [1] 박덕배의 3인, “저속통제기용 무장제어장치 및 무장 제어패널 개발”, 제 8회 항공기 개발기술 심포지엄 8권, pp 315-320, 5월 2003.
- [2] MIL-I-8671D, "Installation of droppable stores and associated release systems",
- [3] 김상진, "릴레이 시퀀스 제어회로 설계", 대림, pp 109 -168, 1월 1988
- [4] MIL-STD-461D "Requirements for the control of Electromagnetic Interference Emissions and Susceptibility"
- [5] MIL-STD-462D "Measurement of Electro-magnetic Interference Specifications"
- [6] MIL-STD-810E "Environment Test Methods and Engineering Guidelines"

김 형 신(Hyung-Shin Kim)

[정회원]



- 1990년 2월 : 영국 Surrey 대학교 공과대학원 위성통신과(석사)
- 2003년 2월 : 한국과학기술원 공과대학원 전산학과(박사)
- 2004년 2월 ~ 현재 : 충남대학교 컴퓨터 공학과 부교수

<관심분야>

임베디드 시스템, 멀티미디어 및 보안

박 덕 배(Deok-Bae Park)

[정회원]



- 1991년 2월 : 경북대학교 전자공학과(학사)
- 1997년 8월 : 경북대학교 공과대학원 전자공학과(석사)
- 1992년 3월 ~ 현재 : 국방과학연구소 선임연구원
- 2006년 3월 ~ 현재 : 충남대학교 컴퓨터 공학과 박사과정

<관심분야>

임베디드 시스템, 항공전자