

## 항공기-무장간의 연동 시험을 위한 MIL-STD-1760E 기반 테스트 벤치 구축 사례 연구

### A Case Study on MIL-STD-1760E based Test Bench Implementation for Aircraft-Weapon Interface Testing

김태복\* · 박기석 · 김지훈 · 정재원 · 권병기  
LIGNEX원 유도무기연구소

Tae-bok Kim\* · Ki-seok Park · Ji-hoon Kim · Jae-won Jung · Byung-gi Kwon  
LIGNEX1, 181, Jukdong-ro, Yuseong-gu, Daejeon 34127, Korea

#### [요 약]

항공기 발사용 유도무기는 자체점검시험(BIT; built in test) 뿐만 아니라 MIL-STD-1760E 표준을 준수하여 전원, 이산신호, MUX(multiplexer)통신 등 다양한 시험을 수행해야 시스템 안전성 및 신뢰성이 입증된다. 본 사례 연구 목적은 MIL-STD-1760E 기반 항공기-무장간 연동용 테스트 벤치 구축을 통하여 공대지 유도탄 개발 시 유도탄 전원인가부터 표적정보 입력, 전달정렬, 유도탄 분리 절차에 이르기까지 정의된 TIME LINE에 의거 유도탄 발사 시퀀스 구현 방안을 제시하기 위함이고, 추가적으로 오류삽입 기능을 통해 비 활성탄에서 시험할 수 없는 항목까지 검증 범위를 극대화하는 참조 방안이 될 수 있다.

#### [Abstract]

In the case of aircraft-launched guided weapons, various interface tests such as MIL-STD-1760 based power source, discrete signal, MUX communication as well as BIT of missile can verify system safety and reliability. The purpose of this case study is to develop a test bench based on MIL-STD-1760E for interoperability testing between aircraft and weapons. We proposed a testing method of the launch sequence based on the defined TIME LINE in the development phase of the missile system from the application of the power of the missile to the targeting, the transfer order, and the missile separation process. Furthermore, it will be a reference model that can maximize the verification scope in the development phase of the air to surface missile system by simulating abnormal situation to the inert missile using the error insertion function.

**Key word** : MIL-STD-1760, DO-178C, Safety critical, Time line, Transfer alignment, Air to surface missile.

<https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.2.57>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 14 March 2018; Revised 26 March 2018  
Accepted (Publication) 19 April 2018 (30 April 2018)

\*Corresponding Author, Tae-bok Kim

Tel: +82-42-718-3627

E-mail: kimtaebok@lignex1.com

## I. 서론

항공기에는 각종 무장부터 계측장비에 이르기까지 다양한 장착물(stores)이 탑재되기 때문에 표준 연동방식을 정의하여 항공기와 장착물간의 상호 운용성을 보장하고, 신규 장착물 개발 시 연동비용을 최소화 할 수 있다. 1990년대 항공기-무장간 연동을 표준화한 MIL-STD-1760 [1]이 제정되어 전원, 이산신호, 1553B기반 MUX신호 등 다양한 신호를 하나의 배꼽(umbilical)케이블을 통해 유도탄 체계와 연동 가능하게 하였다.

항공기 발사 유도탄은 항공기 무장관리컴퓨터 (SMC; store management computer)로부터 엄격한 시간 제약조건 하에 많은 자료를 전달 받는다. 특히 항공기내의 관성항법장치 자료는 유도탄내 관성항법장치의 정렬을 위해 실시간 짧은 주기로 전달 정렬 과정을 수행하여야 한다.

유도탄의 비가역 분리절차 단계는 중요 안전 (safety critical) 구간으로 DO-178C [2] 규정에 따른 소프트웨어 구현 시 이종 (dissimilar) 아키텍처 설계를 고려해야 하는 부분으로서 다양한 오류 조건으로부터 유도탄 체계가 안전을 목적으로 시스템 진행 상태를 즉시 중단할 수 있도록 설계에 반영되어야 한다.

본 논문에서는 MIL-STD-1760E 표준 인터페이스를 이용하여 항공기 발사 유도탄과 항공기 체계 간의 전원인가부터 전달 정렬을 포함한 무장분리단계까지 유도탄체계와 무장관리컴퓨터간의 연동 모의 및 기능 검증을 할 수 있는 테스트 벤치 구축 사례를 기술하고자 한다.

## II. MIL-STD-1760 표준

### 2-1 MIL-STD-1760 개요

MIL-STD-1760은 항공기와 장착물간 전기적 연동 체계 (AEIS; aircraft/store electrical interconnection) 구축을 위해 항공기 및 장착물간의 표준 인터페이스를 정의하고 있고 다음과 같은 내용을 포함한다.

- 1) 전기(광학 포함) 신호 인터페이스
- 2) 물리적 배꼽케이블 및 연결기 인터페이스
- 3) 로직(자료형식 등) 인터페이스

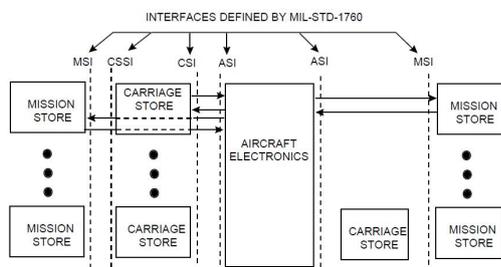


그림 1. MIL-STD-1760 인터페이스 계층  
Fig. 1. MIL-STD-1760 interface layer.

그림 1은 MIL-STD-1760에서 정의하고 있는 AEIS의 인터페이스 계층구조에 대해 나타내며, 구성은 다음과 같다.

- 1) Aircraft Store Interface (ASI)
- 2) Carriage Store Interface (CSI)
- 3) Carriage Store-Store Interface (CSSI)
- 4) Mission Store Interface (MSI)

그림 2는 MIL-STD-1760에 정의된 AEIS 물리적 계층구조를 보여준다.

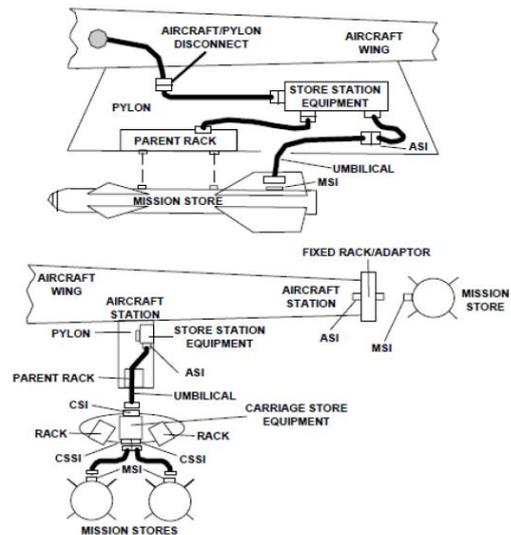
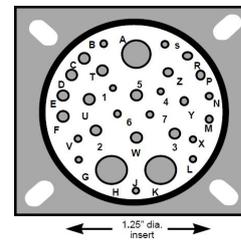


그림 2. AEIS 물리적 연동 계층구조  
Fig. 2. AEIS physical interface layer.



K, H	Mux A & B (twiaxial) (MIL-STD-1553)
5	High Bandwidth 1 (20 Hz - 1.6 GHz)
W, 3, 2	HB 2*, 3 & 4* (20 Hz - 20 MHz)
(HB 1, 2 = 50	Ohm co-ax, HB 3, 4 = 75 Ohm co-ax)
A	Low Bandwidth (twiaxial) (Audio)
Y, U	Fiber Optic 1* & 2* (reserved)
1	Release Consent
B, S	Interlock & interlock return
L, X, 7, 4, V	Address bits 0 thru 4
G, 6	Address parity & return
T	Structure ground (safety, 10 Amp)
C, D	28 VDC power 1 & return (10 Amp)
F, E	28 VDC power 2 & return (10 Amp)
P, M, J, Z	115 VAC, 3 phase & return (10 Amp)
R, N	270 VDC power* & return* (10 Amp)

\* = Not required for Class II interface

그림 3. 주 신호 세트  
Fig. 3. Primary signal set.

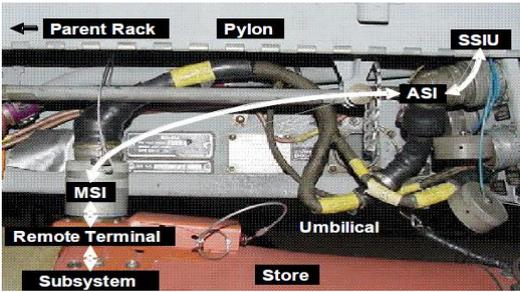


그림 4. MIL-STD-1760 물리적 인터페이스(예)  
Fig. 4. MIL-STD-1760 physical interface.

### 2-2 전기적 인터페이스

MIL-STD-1760는 AEIS 물리적 인터페이스에 대해 주 (Primary) 신호 세트와 보조 (Auxiliary) 전원 신호 세트를 정의하고 있다. 그림 3은 MIL-STD-1760에 정의되어 있는 컨넥터와 각각의 핀에 할당되어 있는 주 신호세트 목록을 보여준다.

한편 MIL-STD-1553B [3] 통신 방식을 따르는 MUX A&B, RT 통신 주소, 발사 동의(Release Consent), 장착물 연결신호 (Interlock), 28Vdc #2 신호는 중요 안전(Safety Critical) 신호이며, 해당 신호를 사용하기 위해선 MIL-STD-1760 표준에 따라 시스템 안전성을 고려하여 설계해야 한다.

### 2-3 물리적 인터페이스

물리적 인터페이스를 위해서 MIL-STD-1760 표준에서는 MIL-DTL-38999 표준의 커넥터를 사용한 배꼽(umbilical) 케이블을 이용하여 연결하고 있으며 그림 4는 ASI와 MSI간의 연결 예를 보여주고 있다. 정비 또는 시험 중 반복적인 연결/분리 작업과 비행 시 혹독한 외부 환경으로부터 연결 케이블 및 컨넥터에 물리적인 피로가 누적되며 이로 인하여 접속불량 또는 파손과 같은 고장이 발생할 수 있다.

### 2-4 논리적 인터페이스

MIL-STD-1760의 논리적 인터페이스는 MIL-STD-1553B [3]에 정의된 디지털 통신 방식에 따라 항공기와 장착물간의 데이터 교환이 이루어진다.

MIL-STD-1760은 장착물의 제어와 모니터링을 위해서 5bit 서브 주소를 이용하여 몇몇 표준 메시지를 정의하고 있다. 항공기에 탑재되는 장착물마다 교환 정보 및 절차가 상이한 관계로 주로 사용자 메시지를 정의하여 사용한다. 표 1은 MIL-STD-1760E의 표준 메시지 목록을 나타낸다.

각각의 메시지는 최대 32개 워드(word) 형식의 데이터 세트 로 구성된다. 이미 MIL-STD-1760에는 각 워드별 데이터 세부 형식이 정의 되어 있으며 표준서가 갱신될 때마다 그 수가 증가하고 있다. MIL-STD-1760E 기준으로 TABLE-B-VIII에서 187개의 데이터 목록 및 데이터 형식을 참조할 수 있다.

표 1. MIL-STD-1760E 표준 메시지 목록

Table 1. MIL-STD-1760E standard message list.

Message No. (Subaddress)	Description
1R(00001)	Aircraft Identification
1T(00001)	Store Description
7R/T(00111)	Data Peeling
8R/T(01000)	Test Only
11R(01011)	Store Control
11T(01011)	Store Monitor
14R(01110)	Mass Data Transfer Control
14T(01110)	Mass Data Transfer Monitor
19R(10011)	Nuclear Stores Control
27R(11011)	Nuclear Stores Control
19T(10011)	Nuclear Stores Monitor
27T(11011)	Nuclear Stores Monitor

## III. 항공기-무장 연동 테스트 벤치 구현

### 3-1 시스템 개요

항공기-무장 연동 테스트 벤치는 항공기와 공대지 순항 유도 무기 간의 전기적, 논리적 연동에 대하여 MIL-STD-1760E에 정의된 인터페이스 요구사항을 충족하도록 설계 및 구현한 사례이다. 테스트 벤치를 이용하면 장착물 개발 시 항공기 연동과 관련된 다양한 이벤트를 개발 초기 단계부터 적용하여 단계별 기능 검증용을 용이하게 수행 할 수 있다.

주요 용도로는 항공기 발사 공대지 유도탄 체계 개발 시 유도탄 전원인가부터 자체점검, 표적 정보 입력, 관성항법장치 전달정렬, 무장 분리 절차에 이르기까지 다양한 이벤트를 시나리오에 따라 모의를 하여 요구사항을 사전에 검증할 수 있다. 그림 5는 테스트 벤치를 활용한 항공기 연동 TIME LINE 시연 장면이다.

항공기-무장 연동용 테스트 벤치는 차량 탑재가 가능하여 항공기가 아닌 차량을 이용해 지상에서 항공기 발사 시퀀스에 따른 전달 정렬과정을 제한적으로 시험할 수 있다. 그림 6은 테스트 벤치를 차량에 탑재하여 지상에서 항공기-유도탄 간 전달정렬 시험 예시를 나타낸다.



그림 5. 항공기-무장 연동 모의용 테스트 벤치  
Fig. 5. Test bench for aircraft-weapon interface simulation.



그림 6. 테스트 벤치 차량탑재  
 Fig. 6. Test bench installation in SUV.

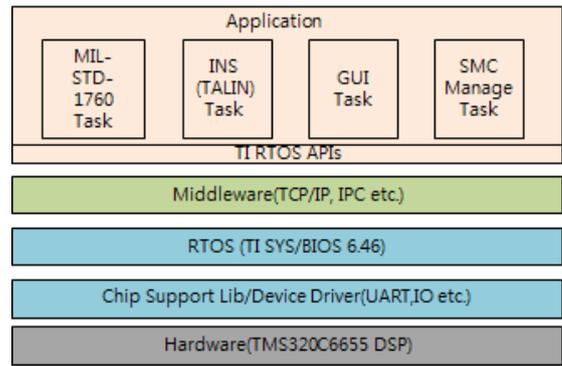


그림 8. 무장관리컴퓨터(SMC) 내장형 SW 아키텍처  
 Fig. 8. SMC embedded SW architecture.

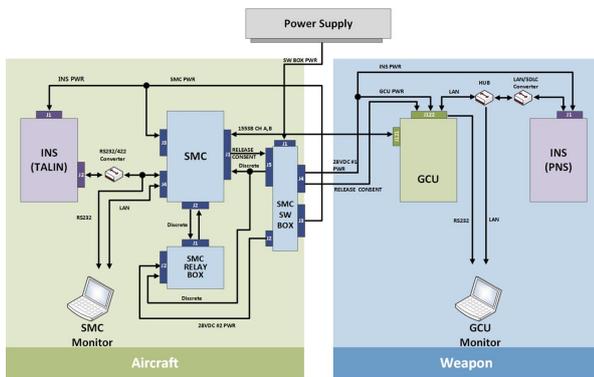


그림 7 항공기-무장 연동 테스트 벤치 시스템 구성도  
 Fig. 7. Aircraft-weapon test bench system diagram.

3-2 시스템 구성

그림 7은 항공기-무장 연동 테스트 벤치의 시스템 구성도를 나타낸다. 항공기-무장 연동 테스트 벤치는 무장관리컴퓨터(SMC), 항공기탑재용 관성항법장치(TALIN, 하니웰社(미)), 유도무기 내부 모의용 유도조종장치(GCU; guided control unit), 유도무기탑재용 관성항법장치(PNS, LIG넥스원社), SMC와 연동하며 항공기 내부 상황을 모의하기 위한 스위치박스, 테스트 벤치 시스템 모니터링 및 제어를 위한 노트북, 전원공급 장치 및 각종 케이블로 구성된다.

3-3 소프트웨어 아키텍처

항공기-무장 연동용 테스트 벤치의 SW 구성 품목은 무장관리컴퓨터(SMC)용 내장SW, 유도조종 장치용 내장SW, 무장관리컴퓨터/유도조종장치 모니터링 및 제어용 GUI (graphic user interface) SW로 구분된다.

SMC 내장 SW는 TI社의 C6655 DSP기반 회로카드 조립체에 RTOS (SYS/BIOS)가 탑재되었으며 그림 8과 같은 아키텍처로 구성되었다. 주요 태스크로는 MIL-STD-1760 메시지 관리, 관성항법장치 관리, GUI 연동, SMC 관리 태스크가 있다.

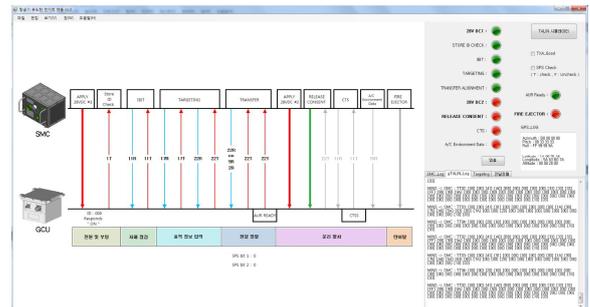


그림 9. 무장관리컴퓨터(SMC) 모니터링 및 제어 GUI  
 Fig. 9. SMC control & monitor GUI.

MIL-STD-1760 메시지 형식을 따르는 무장관리 컴퓨터의 제어 명령, 항법 데이터는 MUX를 통해 유도조종 장치로 전송된다. 항공기 탑재용 관성항법장치(TALIN)는 항법데이터를 RS-422 통신을 이용하여 40 msec 주기로 무장관리 컴퓨터로 전송한다.

무장관리 컴퓨터용 모니터링 및 제어용 GUI는 정의된 타임라인에 따른 항공기-무장간 이벤트 진행 현황을 사용자에게 시각적으로 표현해 준다. 각종 송수신 자료 전시 및 저장 기능을 지원하고, 정상적인 타임 라인 상으로는 검증할 수 없는 기능에 대해 오류삽입 기능을 통해 폭넓게 시험이 이루어 질 수 있도록 지원하고 있다. 그림 9는 무장관리 컴퓨터 모니터링 및 제어 GUI 화면을 보여준다.

유도조종 장치는 Free Scale 社의 P2020 프로세서 응용 회로카드 조립체에 실시간 운용체계를 탑재하였으며, 주요 태스크는 그림 10과 같이 MIL-STD-1760 메시지 관리, 유도탄용 관성항법장치 관리, GUI 연동, 유도탄 내부 부체계 모의, 유도조종장치 관리 태스크가 있다.

MIL-STD-1760 관리 태스크는 MUX라인을 통해 MIL-STD-1760에 따라 정의된 항공기명령, 항법데이터 및 각종 이벤트 자료를 수신하고, 상태정보 메시지를 무장관리 컴퓨터로 전송한다.

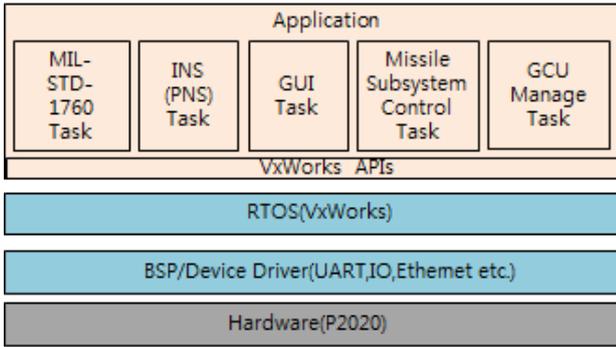


그림 10. 유도조종 장치 내장형 SW아키텍처  
Fig. 10. GCU embedded SW architecture.

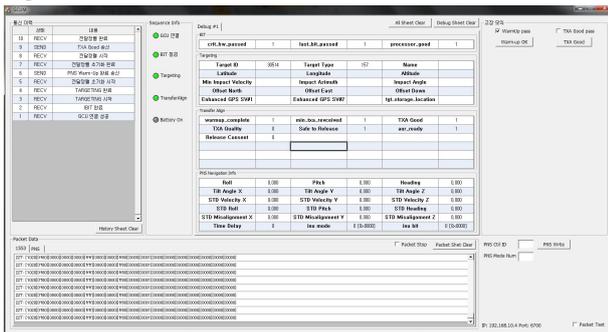


그림 11. 유도조종장치 제어/모니터링 GUI  
Fig. 11. GCU control & monitor GUI.

관성항법장치 관리 태스크는 유도조종 장치와 유도탄 내부 관성항법장치 간에 SDLC(synchronous data link control)통신 방식으로 전달정렬 데이터를 전송한다.

GUI 연동 태스크는 유도조종 장치 내부의 각종 자료에 대한 시각적 표현과 자료 저장기능을 담당하고 있으며, 특히 전달정렬 데이터를 실시간으로 갱신하여 화면에 전시한다.

유도탄 부체계 모의 태스크는 테스트 벤치 특성상 실제 유도탄의 부체계가 없기 때문에 이벤트 처리를 위해 가상으로 모의를 하는 역할을 담당한다.

### 3-4 전기적 인터페이스 구현

항공기-무장 연동 테스트 벤치 개발을 위한 전기적 인터페이스 클래스는 연동 최소화를 위하여 Class-II를 적용하였다. MIL-STD-1760기반 표준 입력 전원은 28Vdc #1, 115VAC 3상이며, 장착물의 전력소모량에 따라 사용 전원을 선택한다. 항공기-무장 연동 테스트 벤치는 유도탄 부체계를 별도 하드웨어로 제작하지 않아 전력소모량이 적은 관계로 28Vdc #1을 사용하였다. 28Vdc #2 전원은 유도무기 열전지 착화와 같은 안전 관련 기능을 위한 전원 공급용으로서 투하 절차와 무관한 기능 구현을 위해서는 적용하지 않는다. 28Vdc #2는 중요 안전(safety critical) 신호로 분류되어 있으며 발사 동의 신호 상태정보와 결합하여 유도탄 체계 내부에서 해당 28Vdc #2 활성 여부를 결정하였다 [4].

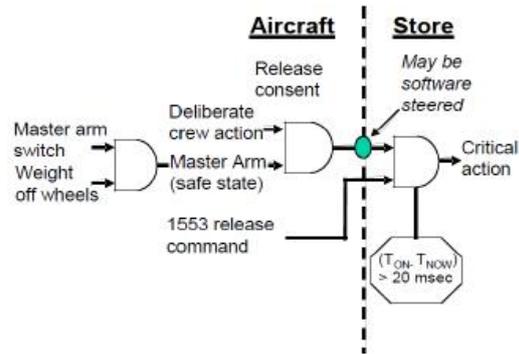


그림 12 발사 동의(RC) 로직  
Fig. 12. Release consent logic.

인터락(interlock) 이산신호는 장착물의 물리적 연결 상태 확인하기 위해 항공기에서 사용하는 신호이며, 장착물 컨넥터 부분에 인터락 신호와 인터락 리턴신호 사이에 선 연결만 제공하면 된다. 다만 인터락 신호만으로 장착물의 연결 여부를 판단한다면 케이블 단선 또는 컨넥터 접속불량 등의 문제가 발생 시 분리절차로 오인될 소지가 있기 때문에 MUX를 이용한 분리명령 데이터 수신을 통해 유도탄의 분리절차 진입 여부를 최종 확인하는 안전 대책을 강구하여야 한다.

무장 발사 동의(release consent)신호는 데이터 버스를 통한 무장분리 명령에 대하여 무장관리 컴퓨터의 메시지 정보와 실제 조종사 동의를 전기적인 이산 신호로서 추가 확인을 하여 신뢰성을 높였다. 그림 12와 같이 유도조종 장치는 발사동의 신호와 11T메시지에 포함된 무장 분리 허락(CTS; commit to separate) 명령을 동시 확인하여 무장 분리 절차를 진행할지 여부를 결정하였다.

뿐만 아니라 유도탄의 지상 시험 시 사고 발생을 방지하기 위하여 발사 동의 신호 생성 시 SI(safety interlock) 개념이 적용되었다. 예를 들어 Master ARM 스위치, WOW(weight on wheels) 신호를 복합 판단하여 지상 시험에서는 무장 분리 동작이 수행되지 않도록 하여 안정성을 고려하였다.

MUX 통신을 위해서 DDC社의 1553B 통신 소자를 사용하였다. 유도조종 장치의 RT(remote terminal) 주소는 1553B 통신소자를 하드웨어적으로 설정하였고 5bit 주소 라인과 1bit 패리티 라인을 Odd 패리티가 되도록 연결하면 전원이 인가된 후 500msec 이내에 1T 메시지를 무장관리 컴퓨터에 자동으로 전송한다.

### 3-5 논리적 인터페이스 구현

MIL-STD-1760은 논리적 인터페이스를 위하여 MIL-STD-1760에 정의된 메시지와 세부 워드 형식에 의거 ICD(interface control document)를 설계하는 것을 권장하고 있다. 앞서 II장에서 MIL-STD-1760E 표준 메시지가 정의되어 있으나, 항공기-무장 테스트 벤치에서는 1R/T, 11R/T 메시지가 외에 추가적으로 사용자 메시지를 표 2와 같이 정의하였다.



- [2] RTCA/DO-178C : Software considerations in airborne system and equipment certification, RTCA, Inc, 2011.
- [3] MIL-STD-1553B Notice 4 (1996) : Digital time division command/response multiplex data bus, U.S. DoD, 5 January 1996.

- [4] Squair, M. J., "Safety, software architecture and MIL-STD-1760," in *Proceedings of the 11th Australian Workshop on Safety Critical Systems and Software*, Adelaide: Australia, Vol. 29, pp. 93~112, 2007.



**김 태 복 (Tae-bok Kim)**

2013년 2월 :고려대학교 대학원 영상정보처리협동학과 (공학석사)  
2001~ 현재 :LIG 넥스원  
※관심분야 : 유도무기, 신호처리, SW 아키텍처



**박 기 석 (Ki-seok Park)**

2011년 2월 : 건국대학교 대학원 항공우주공학과 (공학석사)  
2013~ 현재 :LIG 넥스원  
※관심분야 : 유도무기, 임베디드, SW 아키텍처



**김 지 훈 (Ji-hoon Kim)**

2012년 2월 : 충남대학교 대학원 선박해양공학과 (공학석사)  
2013 ~ 현재 :LIG 넥스원  
※관심분야 : 유도무기, 기계설계, 구조역학



**정 재 원 (Jae-won Jung)**

1999년2월 :부산대학교 대학원 전기공학과 (공학석사)  
2000~현재 : LIG넥스원  
※ 관심분야 : 유도무기, EMC 등



**권 병 기 (Byung-Gi Kwon)**

2016년 8월 : 아주대학교 IT융합대학원 (공학석사)  
2006년 1월 ~ 현재 :LIG 넥스원  
※관심분야 : 유도무기, 신호처리