

한국형 기동헬기 임무탑재장비체계 설계 및 입증

Design and Verification of Mission Equipment Package System for Korean Utility Helicopter

김성우* 이병화* 유연운* 이종훈* 임종봉*

Sung-Woo Kim Byoung-Hwa Lee Yeon-woon Yu Jong-Hoon Lee Jong-Bong Yim

Abstract

Mission Equipment Package(MEP) system is a collection of avionic components that are integrated to perform the mission of the Korean Utility Helicopter(KUH). MEP system development is classified mission-critical embedded system but KUH MEP system developed including flight-critical data implementation. It is important to establish the good development and verification process for the successful system development. This paper describe the development and verification process in each phase for the KUH MEP system. MEP system design is verified through the qualification test, system failure test and compatibility test in System Integration Laboratory(SIL).

Keywords : Mission Equipment Package(임무탑재장비), Development Process(개발 프로세스), MEP Architecture(임무탑재장비 구조도), Compatibility Test(호환성 시험)

1. 서론

항공전자 체계는 실시간 처리가 요구되며 하드웨어 기술과 소프트웨어 기술이 병행하는 고도의 복합 체계다. 항공전자 체계 설계는 단순한 하드웨어와 소프트웨어 기술의 통합이 아닌 제반 문제점을 해결하는 조화로운 체계 통합 기술이 동시에 요구되는 특징을 갖는다. 규모가 큰 프로젝트는 여러 엔지니어가 하나의 팀으로서 철저한 협력이 필요하다. 여러 엔지니어가 서로 다른 부분을 맡아 한 부분을 개발했을 때 그 부분들이 서로 규격에 일치하는 하나의 시스템으로 구

성되어 질 수 있는 체계적인 관리가 필요하다. 실제로 하나의 서브시스템이 수정되었을 때 다른 부분들의 수정이 일관성 있게 관리 되어져야만 전체적인 개발의 능률성과 정확성이 유지될 수 있다. 그러므로 사업 초기부터 항공전자 체계 개발 프로세스가 잘 설정되어 원활한 의사소통 환경 조성 및 수정 관리, 그리고 프로젝트의 부분 관리, 프로젝트 통합 관리를 해야만 여러 엔지니어가 수행한 작업이 하나의 체계로 구성되어 성공적으로 규모가 큰 프로그램을 개발할 수 있다. 무기체계 내장형 소프트웨어는 무기체계에 내장되어 해당 장비의 임무에 전용으로 제공되는 소프트웨어로 무기체계의 지능화, 정밀화, 고도화에 따른 내장형 소프트웨어로 무기체계의 지능화, 정밀화, 고도화에 따른 내장형 소프트웨어 품질이 무기체계의 성능을 좌우한다. 내장형 소프트웨어의 획득 및 관리지침에 의

† 2011년 2월 15일 접수~2011년 5월 13일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 김성우(sabal7086@naver.com)

해 무기체계 내장형 소프트웨어의 체계적 개발 및 기술자료 작성이 요구되고 있다. 그러므로 항공전자 체계 개발은 지침을 수용한 개발 프로세스를 잘 정립되어야만 하는데 프로세스는 단계로 이루어진 작업 순서를 의미한다. 프로세스의 각각의 단계에서는 도구와 방법이 사용된다. 도구(Tool)는 프로세스와 방법에 자동화 또는 반자동화를 지원하는 기능 및 수단을 제공하는 것을 말한다. 방법(Method)은 기술적인 “어떻게”를 제공하는 것으로 요구사항 분석, 설계, 프로그램 구축, 시험, 유지보수 등의 타스크들로 구성된다. 프로세스의 문서화는 상호 공인한 내용을 담게 되어 중요한 의사소통 수단이 된다. 항공전자 내장형 소프트웨어(Embedded Software)는 임무 필수(Mission-Critical) 종류로 분류된다. KUH 임무탑재장비 통합은 한국형 기동헬기에 탑재되어 운용될 국내 개발품 13개, 국내 구매품 2개, 해외 구매품 6개 장비를 임무컴퓨터로 통합하여 각 장비별 기능을 발휘하도록 하는 통합 체계로 임무필수 내장형 소프트웨어 개발 방법으로 시작하였다. 그 후 사업 특성상 비행필수 정보를 처리하는 임무탑재장비 체계개발 방법을 수용하였다. 본 논문은 KUH 임무탑재장비 체계 개발에 대해 정리한 것이다.

Development & Documentation”으로 대체되었으며 1998년 5월에는 ISO STD 12207로 대체되었다^[1]. 소프트웨어 개발 프로세스 변천은 Fig. 1과 같다^[2]. MIL-STD-498이 ISO/IEC/IEEE-12207로 대체 되었으나 많은 프로젝트에서 MIL-STD-498의 기술문서를 적용하고 있으며 방위사업청의 소프트웨어 개발지침도 MIL-STD-498 및 IEEE-12207의 기술문서를 준용하여 사용되고 있다. KUH 임무탑재장비 체계 개발은 내장형 소프트웨어 프로세스 표준인 MIL-STD-498, MIL-STD-499 및 ISO 12207을 기본으로 한 개발 프로세스를 사용한다.

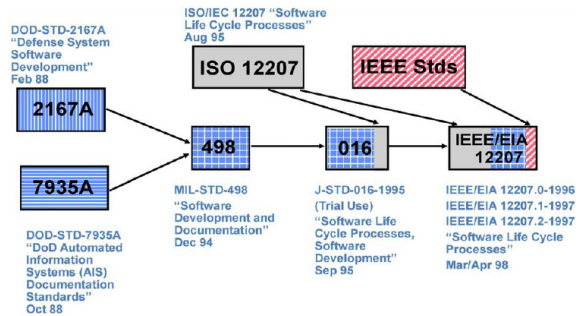


Fig. 1. 소프트웨어 개발 프로세스 변천

2. KUH MEP 체계개발 프로세스

1990년대 초 냉전의 종결로 인하여 세계의 군수 산업과 미국의 국방 획득 정책에는 큰 변화가 있었다. 국방비의 삭감으로 인하여 획기적인 개혁 조치가 불가피하게 되었으며 군수 분야 시장이 자생력을 상실하여 민군 겸용 기술, 그리고 민군 겸용 사용(Dual-Use) 과정 및 생산품 사용이 요구되었다. 과도하게 규정된 과정 표준이 국방성의 상용 운영 접근을 가로막았기 때문에 개혁의 핵심은 국방 규격서 및 표준의 변화에 주어졌다. 성능을 기준으로 한 규격서 및 표준은 무엇이 필요한지를 설명하며, 과정 (“어떻게”) 규격서 및 표준은 이를 어떻게 성취하는지를 설명한다. 실제로는 모든 규격서 및 표준에 성능 및 “어떻게”의 지시가 혼합되어있다. 국방규격서의 상용화 정책은 국방 규격서 및 표준에 성능 (“무엇이”) 및 “어떻게”의 지시가 혼합되어있는 것을 ‘무엇을’ 수행할 것인가 만을 규정하는 것으로 변화하는 것이다. 국방규격서의 상용화 정책에 의해 1994년 12월 5일에 MIL-STD-2167A “Defense System Software Development”가 MIL-STD-498 “Software

Pre-BLD #1	BLD #1	BLD #2	BLD #3	BLD #4	BLD #5
Functions are same as Build #1	→ Primary Flight Display	→ FLIR Display	→ PPC	→ HMD	Final OFP Clean-up
	→ AFCS Panel Interface	→ HVR Display	→ CEM	→ IDMC	
	→ Navigation	→ ASE Control & Display	→ H/C		
	→ Navigation Aid	→ EW Subsystem Interface	→ Performance		
	→ Flight Plan (Partial)	→ Flight Plan (Full)	→ Embedded Training		
	→ Data Base Management	→ AFCS Upper/ NAV CPL Mode	→ Data Link		
	→ Communication Control		→ Lateral Navigation		
	→ Intercom. Function				
	→ Identification				
	→ MFD/CDU Display				
	→ HOCAS Control				
	→ Digital Map				
	→ Subsystem Management				
	→ EICAS Display				
	→ Maintenance Display				
→ AFCS Upper / NAV CPL Mode (Experimental)					

Fig. 2. MEP OFP 증분 개발 프로세스 내용

KUH 임무탑재장비 체계 설계 프로젝트는 한 번에 개발 완료하기에는 규모가 크므로 각 점진적 개발단계가 완료되는 시점에 프로그램을 부분 인도하는 증분(Incremental) 개발 프로세스와 시스템이 가지는 여러 구성요소의 핵심부분을 개발한 후 각 구성요소를 개선 발전시켜 나가는 진화형(Evolutionary) 개발 프로세스를 사용하였다. Fig. 2는 KUH 임무탑재장비 비행 운용프로그램의 빌드별 증분 개발 내용이다. 초도비행 지원을 위한 빌드 #1 임무탑재장비 비행운용프로그램

은 신뢰성과 안전성에 초점을 맞추어 초도비행에 필수적인 기능 구현에 목표를 두고 빌드별 내용은 개발 일정을 고려하였다. 또한 생존 등의 병렬 개발이 가능한 부분은 진화형 개발 프로세스 방법을 이용하였다.

3. KUH MEP 구조도

한국형 헬기 임무탑재장비 체계는 통신/식별 계통, 항법계통, 생존계통, 임무관리/시현 계통으로 구성되며 개별 계통 탑재장비들은 MIL-STD-1553B 데이터버스를 기본으로 하여 임무컴퓨터를 중심으로 연동된다. 임무컴퓨터는 데이터버스의 버스제어기 역할을 수행하며 통제시현장치 및 다기능시현장치와 통합되어 조종사에게 운용자 인터페이스를 제공하며 MIL-STD-1553B 데이터버스를 포함한 인터페이스 능력을 제공한다. 임무탑재장비 체계는 다음과 같은 헬기체계의 세부계통과 연동한다.

- 비행조종 계통(AFCS)
- 엔진(FADEC) 계통
- 상태감시 시스템(HUMS)
- 데이터 획득/처리 장치(DAU)
- 연료계통(FQMS)
- 일체형 조종간(HOCAS)
- 조종석 제어패널 및 스위치류

여러 장비들을 연동하는 임무탑재장비 통합의 경우는 각 구성품 상호간 인터페이스 정의 및 구체적인 연동설계가 중요하다. 인터페이스 요구 규격을 개발 구성품에 대한 인터페이스 지침으로 작성하고 최종 상세 인터페이스는 전기신호연동통제문서로 작성하였다. 각 구성품 인터페이스 장별로 상호 서명하여 상호 합의 전기신호연동통제문서 변경 프로세스는 Fig. 3과 같다.

KUH 체계설계 검토 회의시 플랫폼 해외협력업체에서 Vehicle 모니터링 기능에 대한 문제점과 비행조종 컴퓨터는 OTS(Off-The-Shelf)로서 Arinc-429 인터페이스 문제점이 제기되었다. 제기된 Vehicle 모니터링 기능을 KUH 임무탑재장비 통합에서 일부 처리하기 위해 비행조종계통 비행필수 파라미터 구현방안을 검토하였다. 비행안전 필수 파라미터의 구현을 위해서는 비 비행안전 필수 체계와 기능적 및 물리적인 분리가

필요하다.

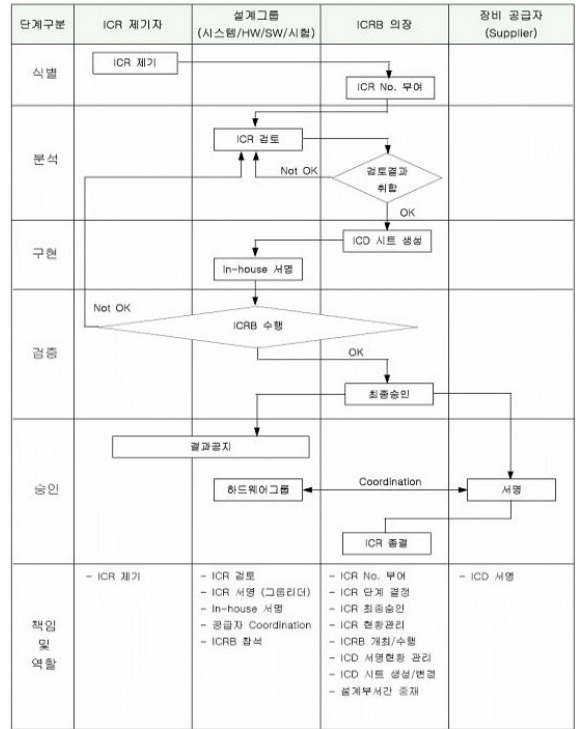


Fig. 3. MEP 전기신호연동통제문서 변경 프로세스

비행조종컴퓨터의 Arinc-429 인터페이스 처리를 위해 임무컴퓨터에서 비행조종컴퓨터와의 인터페이스를 Arinc-429로 변경하고, 또한 임무탑재장비로부터 비행조종계통으로 정보를 제공하는 전파고도계와 VOR/ILS 인터페이스를 Arinc-429로 변경하여 물리적인 전용 path로 비행필수 정보를 분리 처리하는 Fig. 4와 같은 임무탑재장비 체계 구조도로 설계 변경하였다.

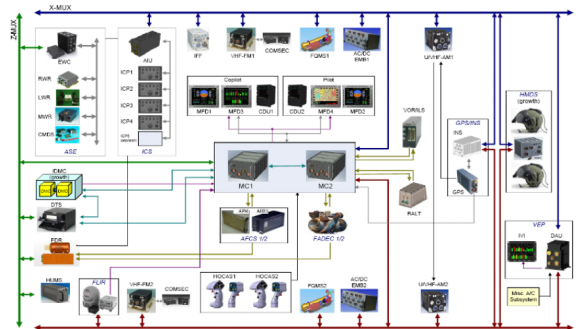


Fig. 4. KUH MEP 구조도

4. 안전 표준 및 체계 안전 프로세스

비행안전 필수 파라미터는 비 비행안전 필수 체계와의 기능적, 물리적인 분리와 함께 철저한 검증, 확인, 인증 절차에 의거한 개발을 요구한다. 플랫폼 해외협력업체에서 비행조종계통 2중 센서 처리를 위한 상호 점검과 DO-178B 레벨 A로 구현을 요구하였다. 상호점검은 비행필수 정보처리에 요구되는 체계 무결성을 위한 것으로 체계 무결성은 기능 수행중 고장을 발견하고 운용자에게 통보하는 시스템 능력이다^[3]. DO-178B (항공기 시스템과 장비 인증에 관한 소프트웨어 고려사항)는 항공무선 기술위원회(RTCA)에서 1992년 12월에 공포한 소프트웨어 개발표준이다. 이 표준은 항공무선 기술위원회(RTCA)와 민수 항공 장비 유럽 기구(EUROCAE)에서 개발되었고 이를 미 연방 항공국(FAA)이 항공기 소프트웨어 인증을 위한 용도로 사용할 것을 인정하여 현재 상용 항공기 소프트웨어를 위한 일반적인 표준 인증이다. DO-178B 규격은 감항성 요구사항을 준수하는 올바른 기능에 대한 신뢰 레벨이 필요한 항공 시스템 및 장비를 위한 소프트웨어 산출물의 지침을 제공한다. DO-178B는 지침으로 만들어졌지만 산업계에서는 표준 실행서가 되었다. 국방항공전자 분야에서도 DO-178B를 표준으로 받아들이고 있는 추세다^[4]. DO-178B에서는 프로세스 자체가 구체적으로 명확히 기술되어 있지 않으며 구체적인 프로세스를 만족 시킨 다기 보다는 DO-178B의 각각의 객체(Objective)을 충족시키기 위한 활동들이 진행된다. DO-178B는 보증규격으로서 특정한 속성을 달성하기 위한 규격으로 ‘어떻게’ 보다는 ‘무엇을’ 수행할 것인가를 정의한다. 상용 항공전자를 위한 군용 소프트웨어의 재사용 평가로 DOD-STD-2167의 소프트웨어 문서가 FAA에서 DO-178에 이용되었기 때문에 MIL-STD-498과 DO-178B 간에 일치하는 부분도 있다. 가장 큰 차이는 이 DO-178B는 일관성/정확성/검증성의 요구와 소프트웨어 시험에 강건성(Robustness)과 완전성(Completeness Coverage) 시험을 요구하는 것이다. 또 다른 차이는 MIL-STD-498의 주목적은 소프트웨어 수명주기 동안의 산출물 관리로 tailoring이 가능하지만, DO-178B의 주목적은 신뢰성으로 객체(Objective)를 충족시키는 것이며 레벨에 대한 tailoring이 불가하다. 5가지 소프트웨어 레벨과 충족시켜야 할 객체 수와 체계 설계에 적용하는 고장 위험도 레벨은 Table 1과 같다^[5].

Table 1. DO-178B 소프트웨어 레벨

레벨	고장영향성	총족 객체의 수	안전/신뢰성
A	Catastrophic	66	10 ⁻⁹
B	Hazardous	65	10 ⁻⁷
C	Major	58	10 ⁻⁵
D	Minor	28	10 ⁻³
E	No effect	0	해당 없음

체계 레벨 위험에 소프트웨어가 미치는 영향을 분석하는 방법 중 가장 많이 알려진 방법은 MIL-STD-882와 DO-178B이다^[6]. 한국형 헬기 체계에 적용한 안전성 평가 기준은 일반적으로 무기체계 적용 안전표준인 MIL-STD-882를 따르고 있다. 체계안전성 프로그램인 MIL-STD-882는 Fig. 5와 같이 각 단계별 계획을 수립하고 최종적으로 초도비행검토회의에서 안전성 검증 확인을 요구하고 있다. 체계 안전 평가 프로세스에서는 체계 설계 분석 단계에서 안전 관련 요구사항들을 정의하고 고장 조건들에 대한 체계 반응을 규정한다. 비행 안전 관련 요구사항들은 소프트웨어 수명주기 프로세스에 체계 요구의 한 부분으로 입력한다. 무엇보다도 체계 요구사항과 소프트웨어 설계 자료 간의 추적성이 체계 안전 프로세스에 중요하다. Fig. 6은 체계와 소프트웨어 수명주기 프로세스 간 체계 안전 관련 정보 흐름이다^[7].

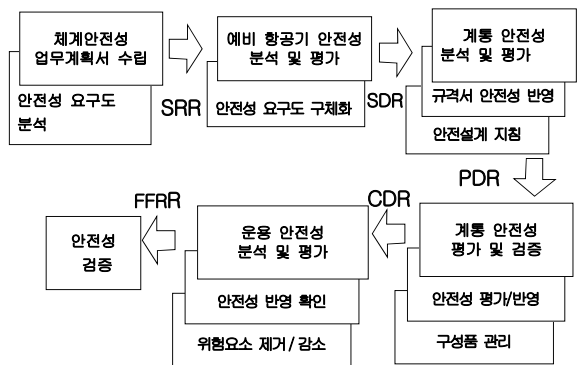


Fig. 5. 체계 안전성 계획단계별 적용

MIL-STD-882 규격에 따른 임무탑재장비 체계 위험요소 분석(SSHA) 분석결과 Table 2와 같은 153개의 위험요소가 도출되었다.

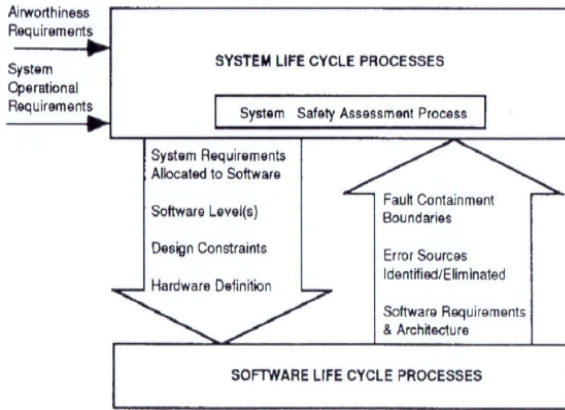


Fig. 6. 체계 및 소프트웨어 수명주기 프로세스 간 체계 안전관련 정보 흐름

Table 2. MEP 체계 위험요소 분석결과

Severity	Catastrophic	Critical	Marginal	Negligible
	8EA	16EA	70EA	59EA
Frequent	0	0	0	0
Probable	0	0	0	59
Occasional	0	1	70	0
Remote	0	6	0	0
Improbable	8	9	0	0

Catastrophic 8개 고장 항목에 대한 분석 결과 DO-178B 레벨 A에서 요구하는 10^9 이상의 안전성 결과를 확인하였다. 2009. 11. 23 ~ 11. 27에 수행한 KUH 초도비행 검토회의에서 안전성 검증결과를 최종 확인하였다.

5. MEP 체계설계 산출물

프로그램 개발 주요 실패원인 중 하나는 요구사항이 사용자 또는 고객의 기대나 요구를 제대로 반영하지 못하는 것이다. 프로그램 오류의 56%가 요구사항으로부터 발생한다. 체계 설계를 수행하지 않고 불안정한 요구사항을 가지고 프로그램 구현부터 시작하게 되면 첫 단추를 잘 못 채우는 결과를 초래하게 된다. 이와 같은 문제점을 해결하기 위해 KUH 임무탑재장비 설계는 설계 초기에 사용자와 설계자간의 운용설계 협의회를 통하여 사용자의 검토 및 요구사항 구체화를 하여 프로그램 요구사항을 정립하였다. 설계 프

로세스 단계는 요구사항을 상위로부터 flow-down하여 문서화하는 단계로 Fig. 7과 같다. KUH 임무탑재장비 체계 요구사항을 구체화하는 설계 구체화 진행에 따라 Fig. 8과 같은 순서대로 설계 산출물이 생성된다.

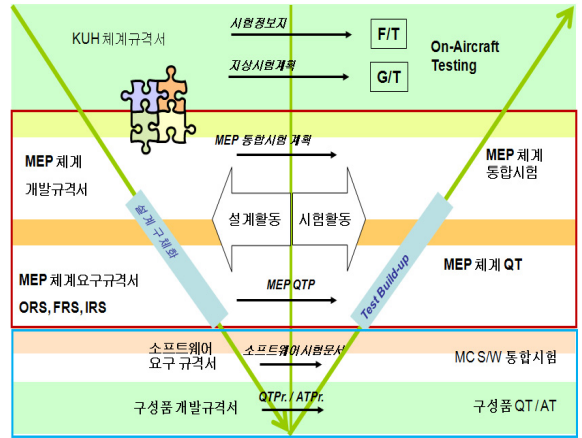


Fig. 7. MEP 체계 설계 및 요구도 입증 프로세스

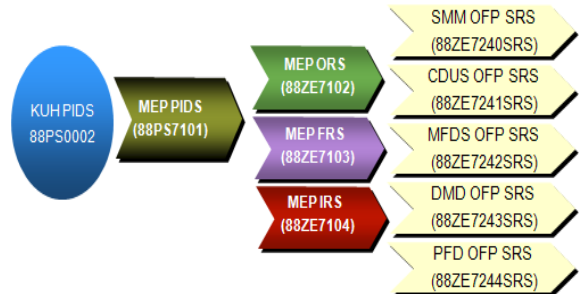


Fig. 8. MEP 체계 설계 산출물

임무탑재장비 체계 산출물은 임무탑재장비 개발규격서, 임무탑재장비 운용/기능/연동 요구 규격서, 소프트웨어 요구규격서(SRS)와 방위사업청의 소프트웨어 개발지침에 의한 소프트웨어 설계기술서(SDD), 소프트웨어 통합시험 절차서(STD), 소프트웨어 통합시험 결과서(STR), 소프트웨어 산출물 명세서(SPS)가 있다. 설계 프로세스 단계에서는 요구도 추적성 기록 유지가 중요하며, KUH MEP 체계는 통합 요구도 관리 소프트웨어(DOORS : Dynamic Object Oriented Requirements System) 도구를 사용하였다. DO-178B에서 요구하는 산출물은 Table 3과 같다. 향후 해외 수출을 위한 감항 인증을 위해서는 Table 3의 산출물 및 하드웨어 인증 표준 DO-254을 함께 고려해야 한다.

Table 3. DO-178B 산출물

약어	제목	형태
PSAC	Plan for S/W Aspect of Certification	문서
SDP	S/W Development Plan	문서
SVP	S/W Verification Plan	문서
SCMP	S/W Configuration Management Paln	문서
SQAP	S/W Quality Assurance Plan	문서
SRS	S/W Requirement Standards	문서
SDS	S/W Design Standards	문서
SCS	S/W Code Standards	문서
SRD	S/W Requirement Data	문서
SDD	S/W Design Description	문서
	Source Code	
	Executable Object Code	
SVCP	S/W Verification Cases and Procedures	문서
SVR	S/W Verification Results	이력
SECI	S/W Life Cycle Environment Configuration Index	문서
SCI	S/W Configuration Index	문서
	Problem Reports	이력
	S/W Configuration Management Records	이력
	S/W Quality Assurance Records	이력
SAS	S/W Accomplishment Summary	문서

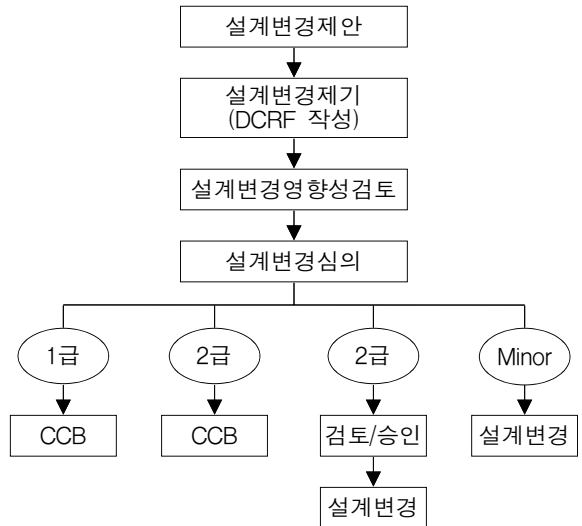


Fig. 9. MEP 체계 설계변경 프로세스

KUH 임무탑재장비 체계 개발 과정 중 발생하는 임무탑재장비 및 체계, 소프트웨어의 오류에 대하여 체계 결함기록(SPAR : System Product Anomaly Report)을 만들어 변경사항에 대하여 체계적인 이력을 관리하고 오류에 대한 책임규명 및 해결 방안 검토를 위한 체계 결함처리 검토회의체를 운영한다. 체계 결함기록(SPAR)은 임무탑재장비 체계 검증을 위한 인증시험을 진행하는 동안 발생하는 하드웨어/소프트웨어 결함 및 문서오류를 추적하고 자료화하여 관리하는 도구이다. Fig. 10은 KUH 임무탑재장비 체계 결함기록처리 프로세스다.

6. 설계변경/체계결함 처리 프로세스

항공전자 체계 개발은 요구도 변경 등에 따른 빈번한 설계문서 변경이 발생하므로 설계변경 처리절차를 문서화하여 일관된 추적관리를 하는 설계변경 프로세스가 요구된다. 설계변경 프로세스는 KUH 임무탑재장비 체계 형상관리의 일환으로서 임무탑재장비 형상관리 품목에 영향을 미치는 운용/기능/연동 요구규격서 및 전기신호연동통제문서(ESICD)의 변경 및 관리를 위해 설계변경심의회(DCRB)를 수행한다. 임무탑재장비 체계의 설계변경 프로세스는 Fig. 9와 같다.

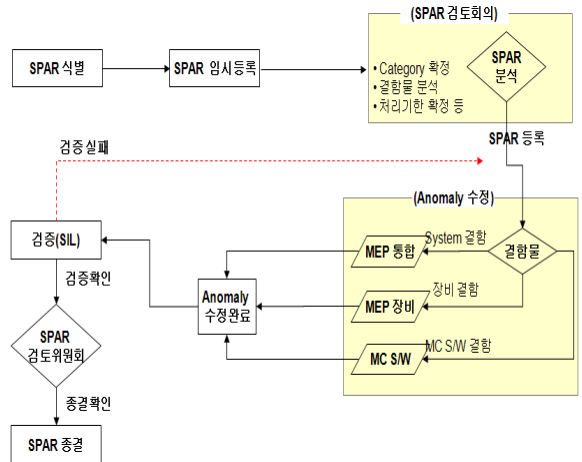


Fig. 10. MEP 체계 결함처리 프로세스

체계 결함기록은 결함을 재현하기 위하여 이상 현상, 시험환경, 심각도 및 절차 등을 기록한다. 체계 결함기록은 결함의 심각도에 따라 4개 카테고리로 관리한다.

- 카테고리 1 : 안전에 심각한 영향을 미치거나 운용 또는 필수적인 임무수행이 불가능 상태(비행시험용 임무컴퓨터 소프트웨어 배포 불가)
- 카테고리 2 : 운용 또는 임무수행에 심각하게 영향을 끼치며 대안이 없는 상태
- 카테고리 3 : 운용 또는 임무수행에 영향을 끼치지만 대안이 있는 상태
- 카테고리 4 : 사용자 또는 운용자에 불편을 끼치거나 귀찮은 결과를 초래하지만 운용 및 임무수행에는 영향을 끼치지 않는 상태

7. 인증시험 프로세스

MEP 체계 인증시험은 임무탑재장비 장비와 소프트웨어의 기능을 임무탑재장비 체계 통합시험장비(SIL) 환경에서 통합하고 MEP 체계 인증을 위한 기능시험과 통합시험을 한다. MEP 체계 기능시험은 MEP 체계의 연동 및 운용이 MEP 체계 운용, 기능요구 규격서에 할당된 요구도에 부합되는지를 입증하고 요구도의 적절성 및 완전성을 평가하기 위해 수행된다. 임무탑재장비 체계 기능시험을 위한 MEP 체계 기능시험절차서는 Table 4와 같은 9개 기능 그룹과 79개 세부 기능항목으로 구성된다.

Table 4. MEP 체계 기능시험

기능그룹	세부기능	기능그룹	세부기능
PFD 모드시험	12	항법기능	22
통신기능시험	9	일반운용	4
서브시스템 상태보고 기능	10	내장탑재 훈련기능	4
시스템 및 임무관리 기능	7	피아식별 기능시험	2
생존계통 연동	9		

MEP 체계 기능시험 프로세스는 Fig. 11과 같이 반복시험을 통한 비행운용 프로그램의 성숙도 향상을 목적으로 하여 체계 결함처리 프로세스와 연계하여 사용한다.

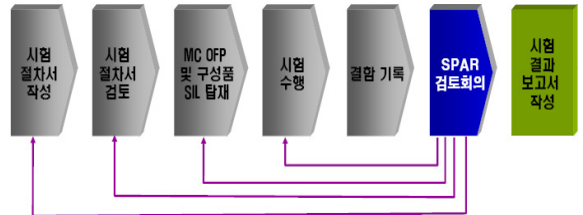


Fig. 11. MEP 체계 기능시험 프로세스

MEP 체계 통합시험은 MEP 체계 개발규격서에 정의된 요구도에 부합하는지를 입증하고 요구도의 적절성 및 완전성을 평가하기 위해 수행된다. MEP 체계 통합시험절차서는 Table 5와 같은 6개 기능그룹과 21개 세부 기능항목으로 구성된다.

Table 5. MEP 체계 통합시험

기능그룹	세부기능	기능그룹	세부기능
시스템 제어	1	항법기능	8
통신기능	1	식별기능	1
헬기체계연동	1	기타임무	9

군용 헬리콥터는 비행 안전을 위한 비행필수 정보에 대해 정상운용 중의 적절한 성능 외에도 체계 고장에도 생존할 수 있는 능력을 요구한다. 체계 고장시험은 고장이 발생할 때 체계에 어떤 일이 발생하는지를 파악하는 시험이다. 고장이 비행경로에 혼란(Disturbance)을 일으키면 조종사에 의한 수정을 반드시 필요로 하기 때문에 이 같은 항목들에 대한 체계 고장시험을 요구하고 있다^[8]. MEP 체계 고장시험은 Table 6과 같은 6개 시험으로 구성되어 있다.

Table 6. MEP 체계 고장시험

결함주입 시험	커버리지 시험
운용부하 시험	루프 내 운전자시험
방위 시험	궤적 시험

8. 호환성 검증

MEP 체계 구조도를 기준으로 MEP 체계가 헬기체계에 제공하는 신호와 헬기체계로부터 MEP 체계가 수신하는 신호에 대한 호환성 검증을 한다. 또한, 비행운용프로그램의 배포이후 MEP 체계와 연동되는 MEP 구성품의 형상변경이 발생하면 이에 따른 호환성 검증을 한다. MEP 통합시험장비와 비행조종계통 시험리그 간에 직접 연동을 하여 호환성 검증을 수행하는 방법이 가장 바람직하지만 KUH 사업 특성상 직접 연동은 불가하였다. 초도비행시험 진입 기준에 따라 사업 특성상 MEP 체계에서 구현한 비행조종계통의 일부 비행필수정보에 대한 비행조종계통의 하드웨어와 소프트웨어의 호환성 검증이 필수적으로 요구되었다. 비행조종계통 해외업체와 협의 결과 비행조종계통 시험리그에서 계획된 시나리오에 따라 임무탑재장비 연동신호를 AFCS Play-back Tape에 기록 및 저장한 후 MEP 통합시험장비에서 Tape를 재생하여 비행조종계통의 APM(Auto Pilot Module), AHRS(Attitude and Heading Reference System), ADC(Air Data Computer) 정보가 다 기능시험기에 시험되는지를 검증하며 MEP 통합시험장비에서는 비행조종계통의 연동 신호를 Tape에 기록 및 저장하여 비행조종계통 해외업체에 제공하여 비행조종계통 시험리그에서 비행조종계통의 호환성 검증을 한다. Fig. 12는 MEP 체계와 비행조종계통의 연동 및 호환성 검증 형상이다.

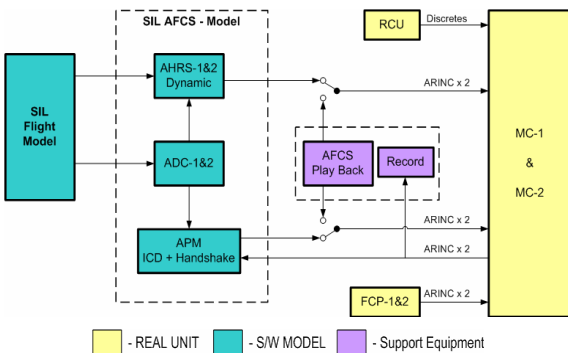


Fig. 12. MEP-AFCS 연동 및 호환성 검증

- 실제 형상 : 비행조종 계통 패널과의 인터페이스 점검
- 소프트웨어 모델 형상
 - SIL의 비행 모델을 이용한 모의 비행 수행

- 디지털 데이터 메시지 점검
 - ✓ SIL을 이용하여 MC에서 ARHS/APM의 S/W 모델로 제공하는 데이터의 모니터링
 - ✓ AHRS/APM의 S/W 모델을 이용하여 요구되는 데이터의 입력을 통해 MEP에서 처리하는 시험기능 점검
- AFCS 계통 점검을 위해 해외업체에 제공해야하는 임무컴퓨터의 AFCS Handling 데이터 기록
- 비행조종 계통 Play Back 기능을 구동한 임무컴퓨터의 AFCS 데이터 Handling 점검

비행조종계통과의 호환성 점검은 비행조종패널 인터페이스, 상위모드 연동, PFD(Primary Flight Display) 시험, MC에서 AFCS로의 feedback, MEP 센서 정보(VOR/ILS, RALT)에 대한 634개 신호에 대해 수행하였다.

9. 결론

항공전자 내장형 소프트웨어는 임무필수 종류로 분류되며 KUH 임무탑재장비 체계 개발도 임무필수 내장형 소프트웨어 개발 방법으로 시작하였다. 그 후 사업 특성상 비행조종계통 비행필수 파라미터 구현을 임무탑재장비 체계 구조도 설계 변경 등으로 일부 비행필수 정보에 대해 임무탑재장비 체계에서 구현하였다. 성공적인 항공전자 체계 개발을 위해서는 개발 및 입증 프로세스 정립이 중요하다. KUH 임무탑재장비 개발은 증분과 진화형 개발 프로세스 모델을 이용한 반복적 전 수명주기 접근방법을 사용하여 설계 및 입증 시험의 각 단계별 프로세스를 정립하였다. 설계 입증은 MEP 체계와 헬기체계 간에 주고받는 신호에 대한 호환성 검증, 특히 비행필수 정보를 주고받는 비행조종계통과의 호환성 검증이 필수적으로 요구된다. MEP 체계와 비행조종계통 시험리그와의 직접 연동이 불가한 상황에서, AFCS Play-back Tape 기법을 이용한 호환성시험으로 초도비행진입기준을 충족시킬 수 있었다. 2009. 11. 23 ~ 11. 27에 수행한 KUH 초도비행 검토회의에서 비행필수 정보처리를 포함한 KUH 임무탑재장비 체계 설계, 위험요소 분석, 체계 인증시험 및 고장시험, 호환성 시험결과의 적절성이 확인되어 초도비행 시험으로 진입하여 2010. 3. 10에 성공적인 KUH 초도비행시험을 수행하였다. 외국의 경우는 국방 항공전자 분야도 세계적인 민간 겸용 사용 추세에

따라 상용 표준서인 DO-178, DO-254을 채택하는 추세다. 이런 추세에 따라 향후에는 국방 항공전자 분야도 계획 초기부터 민군 겸용 사용을 염두에 둔 민수 분야의 감항 인증 요구사항 수용, 민수 항공전자 분야는 국방 분야의 프로세스, 국방 분야 설계 및 인증 요구사항들을 고려하는 방향으로 발전될 것이다. 본 논문이 향후 유사 항공전자 체계 개발사업에 도움이 되기를 기대한다.

References

- [1] LMTC, "U.S. Government Defense Acquisition Reform Use of Commercial Standards in Lieu of Military Specifications White Paper", 1995.
- [2] 국방과학기술아카데미, "무기체계 내장형 SW 개발관리개요", 2010.
- [3] 윤창섭, "Safety-Critical System 개발과 개발방법 소개", 시험평가기술심포지엄, pp. 16~27, 1999.
- [4] Kim Fowler, "Mission-Critical and Safety-Critical Systems Handbook", Newnes, pp. 522~526, 2010.
- [5] Alan C. Tribble, Steven P. Miller, and David L. Lempia, "Software Safety Analysis of a Flight Guidance System", NASA/CR-2004-213004, 2004.
- [6] FAA, "System Safety Handbook", 2000.
- [7] DO-178B, "Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification", 1992.
- [8] AGARD Flight Test Techniques, "The Principles of Flight Test Assessment of Flight-Safety-Critical Systems in Helicopter", Vol. 12, 1994.
- [9] 방위사업청, "무기체계 내장형 소프트웨어 획득 및 관리지침", 2009.