

# 군용항공기 비행제어 소프트웨어 품질인증 절차에 관한 연구

허진구\*†

\* 국방기술품질원 사천센터

## A Study on Qualification Procedures of Flight Control Software on Military Aircraft

Jin-Goo, Heo\*†

\* Sacheon Center, Defense Agency for Technology and Quality

### Abstract

**Purpose:** This study investigates software qualification procedures based on the FA-50 flight control software to satisfy high reliability and flight safety.

**Methods:** We studied software qualification categories, standard/specification and developed country case. We proposed procedure to satisfy not only flight safety but also international standard.

**Results:** The proposed software qualification procedure satisfied flight safety and airworthiness based on the testing result of the FA-50 flight control software.

**Conclusion:** This paper showed an appropriate qualification procedures of the flight control software in domestic circumstance through the FA-50 flight control software qualification.

**Key Words:** Flight Control Software, Software Qualification, Airworthiness, Fly-By-Wire

• Received 26 July 2013, revised 25 August 2013, accepted 27 August 2013

† Corresponding Author(jingoo@hanmail.net)

© 2013, The Korean Society for Quality Management

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.

# 1. 서론

군용항공기에 적용되는 전자식 비행제어(Fly-By-Wire, 이하 FBW) 시스템은 종래의 기계식 조종장치를 대체한 전기신호를 이용하는 전자식 조종장치 방식을 적용한다. FBW의 핵심 장비는 비행제어컴퓨터(Flight Control Computer)이며 조종사에 의해 입력된 전기적 조종 입력 신호를 바탕으로 내부 연산을 거친 후 조종면에 전기신호를 전달하는 기능을 한다.

이러한 전자식 비행제어시스템은 주로 소프트웨어적인 방법으로 제어를 수행하기 때문에 비행제어 소프트웨어의 설계 및 구현을 수행하는 사람의 능력 및 질에 따라 그 소프트웨어의 안전성이 좌우되는 경향이 크다.

따라서, 비행제어 소프트웨어의 안전성을 확인하기 위해서, 비행제어 소프트웨어 품질인증은 비행 안전의 측면에서 매우 중요한 절차라고 할 수 있으며, 대부분의 소프트웨어에 있어서 개발 전 과정에서 품질인증이 차지하는 비중이 상당히 높다.

T-50 계열 항공기 중 최근 개발된 FA-50 군용항공기는 감항인증을 포함한 품질인증을 수행하였으며 품질인증 과정 중에 록히드 마틴社의 비행제어 소프트웨어 시험평가에 대한 기준 및 절차에 대한 내용이 부족할 뿐만 아니라 일부 시험에 대하여 개선이 필요한 것으로 확인되었다. 이에 본 논문은 국제적인 기준서를 바탕으로 감항인증 요구 시험 항목 도출하였으며, 도출된 시험 항목 및 선진국 사례를 바탕으로 비행제어 소프트웨어 시험 절차를 개선/수립하였다.

## 2. 소프트웨어 품질인증 제도

### 2.1 소프트웨어 품질인증의 종류

비행 안전성 및 신뢰성이 보장하여야 하는 항공용 소프트웨어의 인증을 위하여, 다양한 소프트웨어 규격이 만들어져 적용되어 왔다. 이러한 규격들은 군용 및 민간용, 미국, 유럽 규격이 있으며, 시대에 따라 적용되거나 취소되기도 하였다. 이들 분류는 크게 3가지 유형으로 가능하며, 소프트웨어 인증규격의 종류 및 특징은 다음과 같다.[Table 1]

Table 1. Software qualification categories and characteristic

Categories	Feature	Related Specification
Assessment Standards	evaluate ability of the S/W developer, quality of the maturity	CMMI ISO-9000-3
Development Standards	Provide guide line for S/W developing procedure	MIL-STD-2167A/2168/498 IEEE/EIA 12207 DEF-STD-055/056
Assurance Standards	Provide method for S/W developing project to achieve specific goals	DO-178B DO-278 IEC 61508

## 2.2 감항인증

감항인증(국내의 경우 2009.4.1. 법률 제정)은 군용항공기가 운영 범위 내에서 비행안전에 적합하며, 그 성능과 기능을 발휘 할 수 있음에 대한 감항당국(Certification Authority)의 인증을 말하며 이러한 감항인증은 항공기 품질 인증의 한 부분으로 볼 수 있다. 감항인증을 위해서는 항공기 설계가 기종별 감항인증기준을 충족하여야하며 일반적인 감항인증기준은 미 공군의 MIL-HDBK-516B를 준용하여 기종별 특성에 맞게 설정된다.

Figure 1는 비행제어 소프트웨어(컴퓨터 자원)에 대한 감항인증기준 사례를 나타내며, 해당 기준은 DO-178B(항공기 탑재 시스템 및 장비 인증에 있어서의 소프트웨어 고려사항), DO-254(전자 하드웨어에 대한 설계 보증 지침서), JSSG-2008(항공기 제어 관리 시스템 합동군사규격지침서) 및 AC 20-115B(미연방항공국(FAA)의 소프트웨어 고려사항)를 기반으로 기준이 설정되었다.

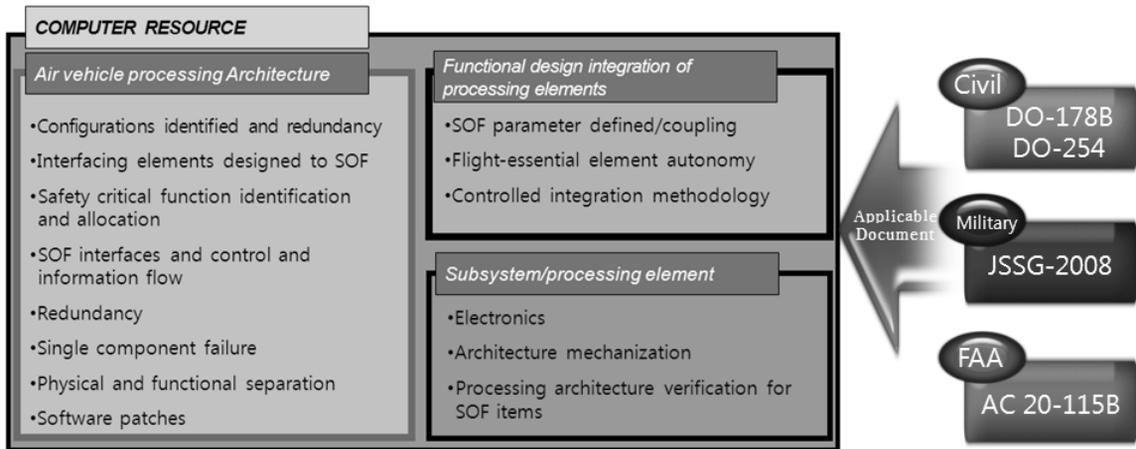


Figure 1. Flight control software airworthiness certification criteria

## 3. 비행제어소프트웨어 품질인증 요구 시험 항목 도출

비행제어 소프트웨어 품질인증을 위하여 수행하여야 할 시험 항목이 있으며 해당 요구사항은 DO-178B(항공기 탑재 시스템 및 장비 인증에 있어서의 소프트웨어 고려사항), JSSG-2008(항공기 제어 관리 시스템 합동군사규격지침서), MIL-HDBK-516B(감항인증기준) 등을 고찰하여 비행제어 소프트웨어 품질인증 요구 시험 항목 도출하여 Table 2에 정리하였다.

도출된 요구 시험 항목은 Hardware Certification, Unit, Hardware/Software Integration Test, System Test, Ground Test(항공전자 연동, 전자기 적합성, 전원, 구조연동 시험), Software Certification을 수행하여 하여야하며 각종 규격 자료를 통해 시험 항목을 도출하였으며 대표적인 요구조건 및 관련 근거는 다음과 같다.

**Table 2.** Required test of flight control software qualification

Requirement	Related standard or specification	Required test
Verify that the VCF components meet safety requirements.	MIL-HDBK-516B 6.2.2.15	FLCC(Flight Control Computer) H/W Certification
Certain events and conditions can adversely affect the functional and operational integrity of the VCMS. The system requirement enumerates those hazards and sets the stage for the limitation of their effects	JSSG 2008 3.1.14	
(Hardware) Validation and Verification processes	DO-254 5	
Verify that all parameters passed among SOF processing elements are defined and that unnecessary coupling is avoided.	MIL-HDBK-516B 15.2.1	Unit Test
The analysis should confirm the degree of structural coverage appropriate to the software level.	DO-178B 6.4.4.2	
The VCF hardware/software integration shall perform an integrity process which accounts for VCF development of its software and integration elements.	JSSG 2008 3.5.7	HW SW Integration Test
Hardware/software integration testing: To verify correct operation of the software in the target computer environment	DO-178B 6.4	
Verify that redundancy (hardware and software) is incorporated to satisfy fault tolerant SOF requirements, including probability of loss of control(PLOC) and reliability numbers.	MIL-HDBK-516B 15.1.5	System Test
The VCF redundancy requirements shall meet the handling qualities and flight safety requirements for all operational states	JSSG-2008 3.1.12	
Verify that interfaces/integration with other functions and sub-functions are safe.	MIL-HDBK-516B 6.2.2.7	Ground test (Avionics Compatibility Test, On-Ground Functional checkout)
Pre-flight tests are required to provide assurance of subsequent VCMS safety and operability. VCMS should have design for System test, Results Display, Fault Reporting and Monitor for preflight check.	JSSG-2008 3.1.13.1	
Verify that sensors are safely located to minimize/avoid structural mode coupling including vibration from configuration loading and gun fire, and to have safe sensitivity margins.	MIL-HDBK-516B 6.2.2.33	Ground Test (Structural Coupling Test)
Verify that electrical power normal/backup/ emergency capability following loss of engine(s) and generator(s) for VCF is safe.	MIL-HDBK-516B 6.2.3.6	Ground Test (Power Interaction Test)
Interrupting, impeding or otherwise interfering with signal generation, propagation or transmission in the VCMS shall not create hazards during air vehicle operation during flight.	JSSG-2008 3.1.11.11	Ground Test (EMC Test)
The results of the SQA process activities are recorded in SQA Records. These may include SQA review or audit reports, meeting minutes, records of authorized process deviations, or software conformity review records.	DO-178B 11.19	Software Cert.

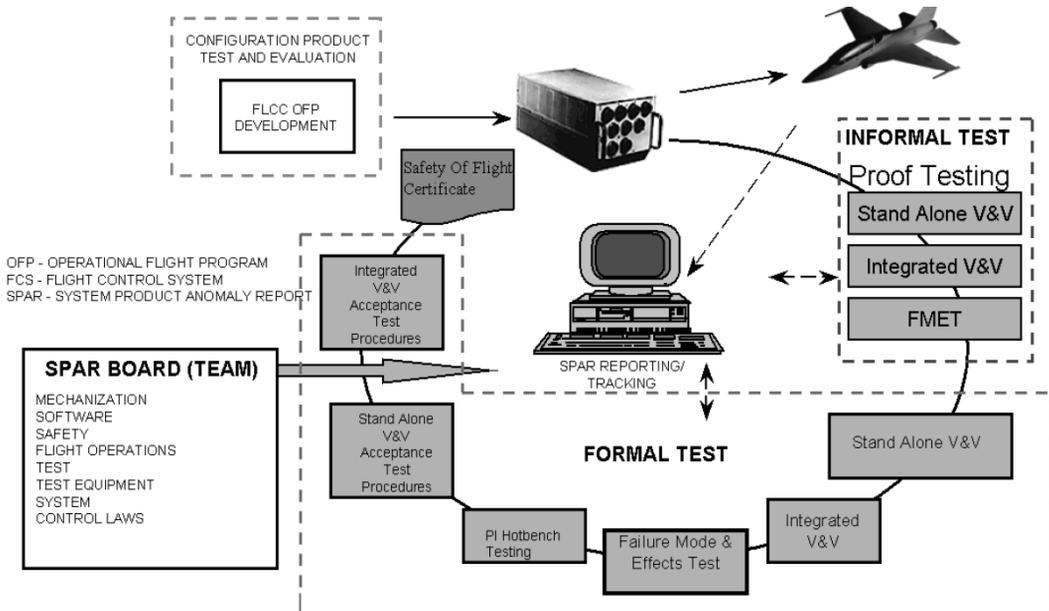
\* VCF: Vehicle Control Functions, SOF: Safety Of Flight,  
VCMS: Vehicle Control Management System, SQA: Software Quality Assurance

## 4. 비행제어 소프트웨어 품질인증 절차 선진국 사례

선진국(록히드 마틴社)에서 제공된 문서(비행제어 소프트웨어 개발 계획)를 통하여 항공기 비행시험을 위해서는 주요 계통별 비행안전이 검증 되어야만 비행시험이 가능하다는 것을 확인 하였다. 특히 비행제어소프트웨어의 경우 선진국 절차에 따라 품질인증을 위한 비행안전 인증서를 통해 비행시험 가능 여부를 보증하게 된다.

비행제어소프트웨어 비행안전 검증을 위해서는 아래의 시험 절차를 거쳐야 한다.[Figure. 2]

- 1) 비행제어 소프트웨어 개발
- 2) 비행제어컴퓨터에 비행제어 소프트웨어 장입>Loading)
- 3) Informal 시험 수행>Verification & Validation)
  - Stand Alone V&V, Integrated V&V, FMET(Failure Mode Effect Test)
- 4) Formal 시험 수행
  - Stand Alone V&V, Integrated V&V, FMET(Failure Mode Effect Test)
  - PI(Processor Interface) Hotbench Testing(수락시험 전 시험 장비의 건전성 확인)
  - Stand Alone V&V Acceptance Test Procedure
  - Integrated V&V Acceptance Test Procedure)
- 5) 비행안전 인증서>Safety Of Flight Certificate) 발행
  - ※ 만일 비행제어 소프트웨어에 결함이 발생한다면 Software Product Anomaly Report(SPAR)를 통하여 소프트웨어에서 발견된 문제를 기록하며 문제해결을 위해 필요한 변경내용을 형상관리 시스템에 기록, 검토 회의 등을 통해 결함 수정 활동을 수행한다.



Source: Lockheed Martin – Software Development Plan for the FA-50 Flight Control Computer Operation Flight Program, 2012

Figure 2. Qualification procedure of the Flight control software

## 5. 비행제어 소프트웨어 품질인증 절차 수립

비행제어 소프트웨어 품질인증 요구 시험 항목 및 선진국(록히드 마틴社)에서 제공한 계획 문서에 명시된 절차를 기반으로 비행제어 소프트웨어 품질인증 절차를 수립하였다.

수립된 품질인증 절차의 개선 사항은 다음과 같다.

### 1) 중복 및 필요 없는 시험 항목 삭제

#### - PI(Processor Interface) Hotbench Testing

→ 공식 시험 시작 전에 시험장비(Processor Interface)에 대한 정상적인 기능 수행 여부를 확인 하는 시험으로 해당 시험은 Informal Test 과정에서 검증 가능하므로 삭제

#### - Stand Alone V&V Acceptance Test Procedures

→ 록히드에서 제시한 절차와는 다르게 실제로 Stand Alone V&V Acceptance Test를 수행하지 않고 Stand Alone V&V 시험에 포함하여 수행함.

#### - Integrated V&V Acceptance Test Procedure

→ 록히드에서 제시한 절차와는 다르게 실제로 Integrated V&V Acceptance Test를 수행하지 않고 Integrated V&V 시험에 포함하여 수행함.

### 2) 비행제어 소프트웨어 품질인증에서 요구되는 시험 항목 추가

#### - FLCC Hardware Certification

#### - Software Unit Test

#### - HW/SW Integration Test

#### - 지상시험(Avionics Compatibility Test, Functional Checkout, System Install & Functional Test, Structural Coupling Test, EMC Test, Power Interaction Test)

#### - SOF(Safety Of Flight) Audit

#### - Airworthiness

#### - (양산 시)ROKG/ROKAF CCB, OFP Functional Checkout Flight, Service Letter & Retrofit for Customer

기존 록히드社의 비행안전 인증 절차를 기준으로 개선된 비행제어 소프트웨어 비행안전 인증 절차는 중복 또는 필요 없는 시험 항목은 삭제하였으며 품질인증을 위하여 민/군 규격(표준)에서 도출된 요구사항을 바탕으로 비행제어 품질인증에서 요구되는 시험 항목을 추가하였다.

개선된 비행제어 소프트웨어 비행안전 인증 절차는 아래와 같다.[Figure 3]

1) FLCC H/W에 대한 인증(수락시험 통과)

2) OFP Unit Test 후 Build up 그리고 OFP 장입

3) Hardware Software 통합시험

4) 비공식 System V&V 시험

5) 조종사 및 시험담당자에 의한 공식 System V&V 시험(지상시험과 병행)

6) 항공전자 & 비행제어 호환성 시험

7) 항공기 장착 후 장착/기능, 구조연동, EMI 시험 등과 같은 지상시험 수행

- 8) 시스템 시험 및 지상시험 결과를 토대로 SOF 감사 및 SOF Certification 발행
- 9) (양산 시)정부 형상 통제심의회를 통해 승인
- 10) (양산 시 필요에 따라)Service Letter 발행 및 운용항공기에 변경된 소프트웨어(OPF) 장입

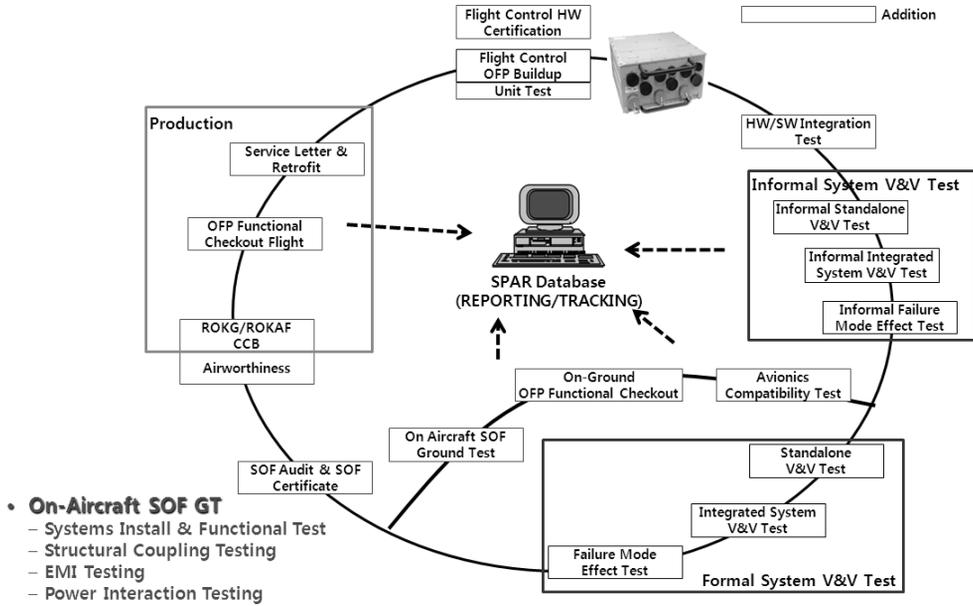


Figure 3. Improvement of the flight control software qualification procedures

## 6. 비행제어소프트웨어 품질인증 사례

선진국의 사례를 기반으로 국내환경에 적합하게 수립된 FA-50 비행제어 소프트웨어 품질인증 절차에 따라 시험을 수행한 결과 감항인증 기준을 충족함을 확인하였다.

대표적 감항인증 기준 및 적합성 확인 사례는 아래와 같다.

- 1) Processing Throughput(프로세싱 처리량)의 충분한 마진 설계
  - Processor가 64Hz 동작, 처리량 마진에 대한 설계 반영사항을 문서 검사를 통해 확인, 그리고 최악 시나리오 환경에서 수행한 LAB시험(결함 모드 영향성 시험) 결과를 통해 처리량이 충분함을 확인.
- 2) 단일 결함 허용을 위한 물리적/기능적 분리, 자체 진단
  - 소프트웨어에 결함 및 자체진단 기능을 고려한 설계가 반영하였는지 여부를 문서 검사를 통해 확인, 모든 결함 상황에 대한 안전성 확보 여부를 LAB시험(결함 모드 영향성 시험)을 통해 확인, 그리고 지상시험을 통하여 항공기상에서 기능점검 및 자체 진단 기능을 수행하여 기준 충족함을 확인 [Figure 6].
- 3) 추적성
  - 소프트웨어 개발 계획(형상관리, 요구도 설정, 시험 방안 등)을 문서 검사를 통해 확인.

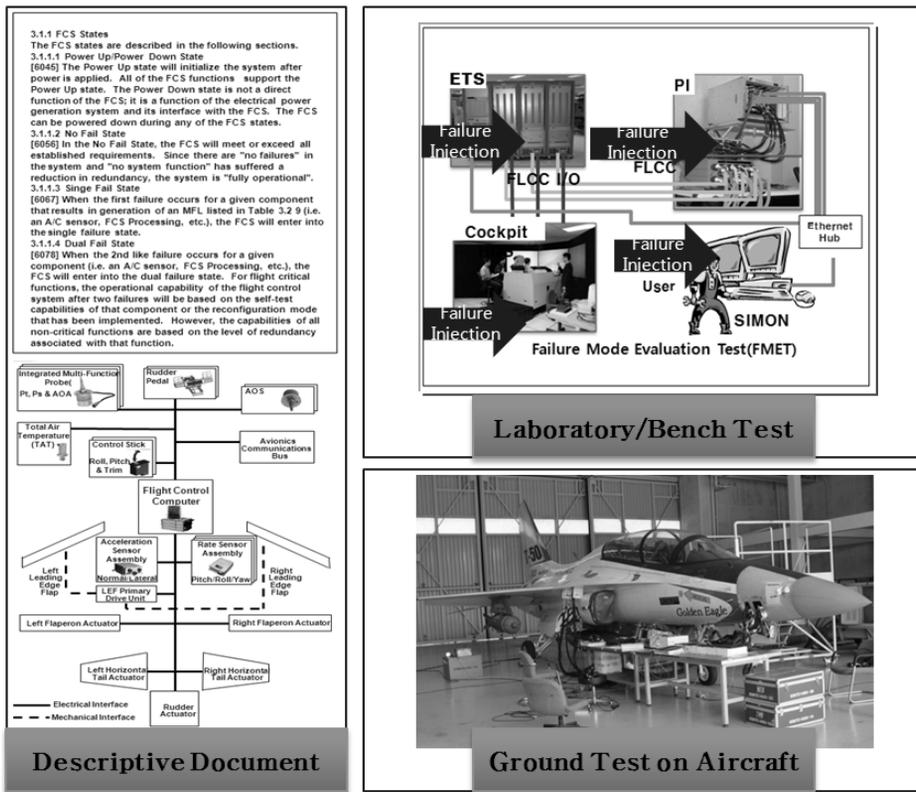


Figure 4. Example of airworthiness means of compliance

## 7. 결 론

비행제어 소프트웨어 품질인증은 소프트웨어 신뢰성과 비행 안전성 확인을 위하여 반드시 필요하다. 본 논문에서는 국외에 의존하여 수행되었던 품질인증 절차 및 국제적인 기준서의 내용을 고찰하여 국내 실정에 적합한 비행제어 소프트웨어 품질인증 절차를 수립하였다.

제시된 절차를 적용하여 FA-50 개발에 따라 비행제어 소프트웨어에 대한 품질인증을 위하여 최소단위 시험 (Software Unit Test), 기능적 요구도 충족 여부를 검증할 수 있는 독립검증시험(Stand-Alone V&V Test), 조종사에 의해 수행되어 시스템 상위 요구도를 검증하기 위한 통합시스템 검증시험(Integrated System V&V Test), 비행제어 소프트웨어가 결함내성을 가진 동작을 수행하는지를 평가하는 고장모드 영향성 시험(Failure Mode Effect Test) 및 지상시험을 수행하였으며 시험 및 감항인증 기준 충족을 통하여 제시된 품질인증 절차가 타당함을 확인하였다.

본 연구를 통하여 후속 국내개발 항공기의 비행제어 소프트웨어 품질인증 방안 제시 및 수행 능력을 확보할 수 있을 뿐만 아니라 감항인증 적용에 적용 및 활용 가능할 것으로 기대한다.

그리고 제시된 품질인증 절차에 대하여 다양한 품질인증을 사례 제시 및 개선 사항 도출에 대한 추가 연구가 필요할 것으로 생각된다.

## REFERENCES

- Department Of Defense. 2005. Airworthiness Certification Criteria.
- Heo, Jin Goo. 2012. "A Study on the Methodology for the Airworthiness Certification of Flight Control Integration Technology." Spring Conference of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 430-435.
- Kim, Jung Ja, and Cho, Sung Keun. 1991. "Study on Development of software Reliability Model and Application." Journal of the Korean Society for Quality Management 19(1):65-71.
- Lockheed Martin. 2012. Software Development Plan for the FA-50 Flight Control Computer Operation Flight Program.
- National Aeronautics and Space Administration. 1969. The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities.
- Park, Peom. 1992. "Experiment design and human reliability in software quality control system." Journal of the Korean Society for Quality Management 20(2):94-108.
- Radio Technical Commission for Aeronautics. 1992. Software Consideration in Airborne System and Equipment Certification.
- Seo, Sung Jo, Ko, Ki Ok, Choi, Du Yeol, and Hwang, Byeong Mon. 2007. "Study of T-50 Flight Control System Ground Test." Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 07(1302):319-322.

