

수리온 데이터획득/처리장치 동작회로 및 소프트웨어 개선을 통한 비행안전성 향상

Flight Safety Improvement on Surion through Circuit Design and Software Reformation of Data Acquisition Unit

전병규* · 정상규 · 김영목 · 장인기

국방기술품질원 사천3팀

Byung-kyu Jun* · Sang-gyu Jeong · Young-mok Kim · In-ki Chang

3rd Sacheon team, Defense Agency of Technology and Quality, Gyeongsangnam-do 52851, Korea

[요 약]

데이터획득/처리장치는 수리온의 2차양산 항공기에 최초 적용하기 위해 개발한 항공기 구성품으로서 엔진, 동력전달, 유압 등 항공기의 주요 계통의 정보를 처리, 타 계통 및 조종사에게 제공한다. 그러나 항공기 생산시험비행 중 해당 구성품과 관련된 여러 결함이 발생하였으며, 장비의 중요성을 고려할 때 긴급하고 확실한 개선이 요구되었다. 본 논문에서는 항공기에서 발생한 결함을 유형별로 분석하고 그 결과를 바탕으로 동작회로와 소프트웨어 전반에 걸쳐 원인분석 및 개선형상을 검증한 결과를 기술하였다. 특히 결함주입기법 기반의 항공기 연동시험을 통해 구성품 장비단위 뿐 아니라 체계단위에서 효과적으로 개선형상을 검증하였으며 이를 통해 수리온 비행안전성 및 품질 신뢰성을 크게 향상시킬 수 있었다.

[Abstract]

The data acquisition unit, signal acquiring and processing equipment, processes and provides major data of an aircraft such as engine system, power train system, hydraulic system, etc. However, it had lots of failure related to the system during production test flight, and it is necessary to fix them perfectly as soon as possible because of the significance of the equipment. In this paper, it contains failure classification and analysis for each defect element to improve whole software as well as electrical circuit. Particularly, utilizing Fault Injection Method based interworking test, more efficient improvement activity was performed for not only equipment level but also aircraft level, and as a result, it is achieved that considerable betterment of Surion quality and flight safety.

Key word : Data acquisition, Design Improvement, Fault analysis, Korean utility helicopter, Surion.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2015.19.5.370>



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 26 September 2015; Revised 22 September 2015

Accepted (Publication) 21 October 2015 (30 October 2015)

*Corresponding Author; Byung-kyu Jun

Tel: +82-55-751-5870

E-mail: bk0816@dtaq.re.kr

1. 서론

데이터획득/처리장치는 항공기의 비행과 관련된 주요 계통인 엔진, 연료, 유압, 동력전달, 로터, 착륙장치 및 비행조종계통과 연동되어 입력되는 이산신호, 아날로그 신호와 디지털 통신을 통해 항공기 정보를 수집/분석/처리하는 핵심 구성품이다. 분석 및 처리된 정보는 경고 시스템이나 통합형항공계기와 같은 시현장치를 통해 조종사에게 관련 정보를 제공하고 임무컴퓨터와 연동되어 비행 시 주요 정보로 활용된다[1],[2]. 그러나 해당 구성품이 항공기의 여러 계통과 매우 정밀하게 연동되어야 한다는 기능적, 성능적 특성에 기인하여 항공기의 생산시험 비행 중 많은 결함이 발생하였다. 이는 데이터획득/처리장치의 목적과 기능을 고려할 때 항공기 운용과 비행 안전 측면에서 심각한 영향을 미친다는 것을 의미한다.

본 논문에서는 데이터획득/처리장치를 적용한 항공기에서 발생한 결함현상을 분류하고 각 결함에 대한 원인을 분석한다. 또한 이를 개선하기 위해 동작회로와 소프트웨어 전 범위에 대한 설계개선 방안을 도출하고 최종적으로 구성품 및 항공기 단위에서 검증한 결과를 기술한다.

II. 데이터획득/처리장치 결함원인 분석 및 개선

수리온 항공기는 데이터획득/처리장치를 포함하여 장착된 구성품의 결함 발생 시 자체진단시험(BIT; built-in test)을 통해 장비 결함 유무를 유형 및 예상원인에 따라 사전 정의된 결함코드를 시현하는 기능을 보유하고 있다[3]. 즉, 결함코드 발생 유무를 통해 비행안전을 위한 항공기의 건전성을 확인할 수 있으며 정상상황에서 결함코드 발생은 허용되지 않는다. 그러나 항공기 생산시험비행 중 발생한 다양한 결함현상은 해당 장비의 중요도와 연동특성을 고려할 때 지상에서 항공기가 불가동되어 작전에 투입되지 못하거나, 최악의 경우 비행안전을 보장하지 못하는 상황이 발생할 수 있다. 표 1은 데이터획득/처리장치와 관련하여 발생한 결함현상을 정리한 것이다. 각 결함현상에 대한 원인분석 결과와 개선현상 도출을 위해 하드웨어 측면의 동작회로와 소프트웨어의 기능적 오류 측면으로 구분하여 개선활동을 수행하였으며, 2장의 1절부터 5절까지 세부적으로 기술한다. 또한 개선현상에 대한 검증결과는 3장에서 기술한다.

2-1 연동장비 결함발생 판단오류

데이터획득/처리장치는 항공기의 여러 계통 및 장비와 연동되어 동작하므로 이러한 계통과 장비에서 수신하는 각종 아날로그 신호, 디지털 통신, 이산신호의 건전성을 확인하여 임무컴퓨터에 보고하는 기능을 보유하고 있다. 특히 아날로그 신호는 사전에 설정된 전압 기준값에 따라 디지털화 하여 값을 계산,

표 1. 데이터획득/처리장치 결함발생 현황 및 분류

Table 1. Failure Classification of Data Acquisition Unit.

No	Classification of fault	Related fault code (fault phenomenon)	repetition rate
1	Fault judgement error for interlocking system	042 DISCRETE 3 FAIL	above 3
2	Low Rotor RPM warning malfunction	(MWP master warning flickering)	above 3
3	MGB oil pressure measurement malfunction	066 MGB OIL PRS. DISCREP	2
4	Rotor speed measurement malfunction	081 NR2 DISCREP	1
5	Maintenance mode CBIT result renewal fail	(DAU maintenance mode abnormal operation)	every sortie
6	EICAS/IVI displayed value impropriety (0 or XXX spot change)	048 MGB P VAL FAIL	above 2
		051/052 LH/RH HYD P VAL FAIL	1/2
		053/054 LH/RH FUEL P VAL FAIL	above 3/many
		059 ACC P VAL FAIL	1
		064 CARGO VAL FAIL	1

제공한다. 이 때 사전 설정 전압값의 범위를 넘어서는 신호가 인가될 경우 건전성 판단회로(BIT)에 의해 정비결함표 (MFL; maintenance fault list)에 정의된 코드가 시현되며 결함유무를 알려준다. 그림 1은 데이터획득/처리장치와 연동되는 장비 중 결함이 발생한 통합신호처리장치(ISPU)에서 수신되는 기어박스 오일온도(GB_OIL_TEMP_HIGH)에 대한 BIT 회로도 및 MFL 발생 시나리오를 분석한 결과를 보여준다.

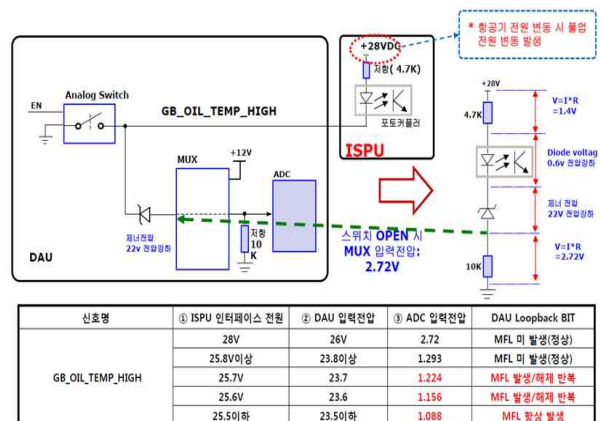


그림 1. ISPU BIT 회로도 및 체계전압 강하에 따른 결함발생 시나리오

Fig. 1. BIT circuit diagram for ISPU and defect scenario caused by voltage drop of the aircraft.

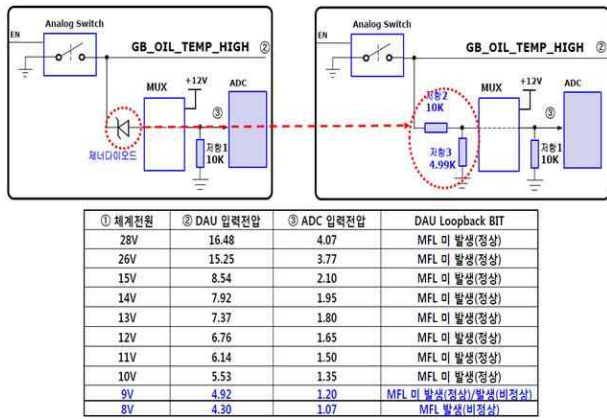


그림 2. 개선된 ISPU BIT 회로도 및 체계전압 강하 분석결과
 Fig. 2. Improved BIT circuit diagram for ISPU and analysis result for voltage drop of the aircraft.

그림 1에서 확인할 수 있듯이 항공기 체계에서 공급되는 전압인 28 VDC가 항공기 시동절차 등 특정 사유에 정격전압 이하로 떨어질 경우 MUX, ADC 소자에 인가되는 대상 신호의 전압이 사전 정의된 값에 하회하게 된다. 특히 최종적으로 ADC에 인가되는 신호 전압값이 1.224 V 이하로 인가되면 MFL이 발생/해제가 반복 시현되며 1.088 V 이하로 인가 시 MFL은 지속 시현되어 항공기 운용이 불가능하게 된다. 한편 ISPU 외의 연동장비에 대한 BIT 회로를 분석한 결과 타 장비의 경우 연동되는 장비 내에 DC-DC 컨버터 등 일시적 체계전압 강하를 대비한 회로설계(소자)가 적용되어 있음을 확인하였다. 그러나 ISPU 구성품에 대한 설계변경을 수행 할 경우 항공기 체계에 대한 추가적인 영향성 검토 등이 수반되어야 하므로 개선형상은 항공기 공급전압이 최하로 떨어지는 시동전압 조건인 12 V 이상에서 강성을 가지도록 데이터획득/처리장치 회로를 수정하는 것으로 도출하였다. 그림 2는 기존 소자를 대체하여 저항 분배기를 사용한 개선 회로도 및 체계전압의 강하에 따른 BIT 결과를 보여준다. 기존 회로도 및 비교하여 항공기 시동전압에서도 정상적인 동작을 보장함을 확인할 수 있으며, ADC에 인가되는 전압의 범위가 달라진 것에 따라 소프트웨어 상 기준전압값 역시 수정하였다.

2-2 Low Rotor RPM 경고 오작동

수리온 항공기와 같이 회전익기는 양력 발생을 위해 일정 수준 이상의 로터(블레이드) 회전율을 필요로 한다. 즉, 정상적인 비행을 위해선 기준치 이상의 회전속도를 감시하여 공기밀도나 항공기 하중, 기동 등 주위 공기역학적 환경이 변함에 따라 이를 반영하여 엔진토크를 조절하여 주며, 이러한 기능을 위해 데이터획득/처리장치에서는 로터 회전율(속도)을 계측하여 일정 수준 이하로 떨어질 경우 별도의 경고시현장치와 음성으로 이를 항공기 조종사에게 알려주는 ‘Low Rotor RPM’ 기능을 제공한다.

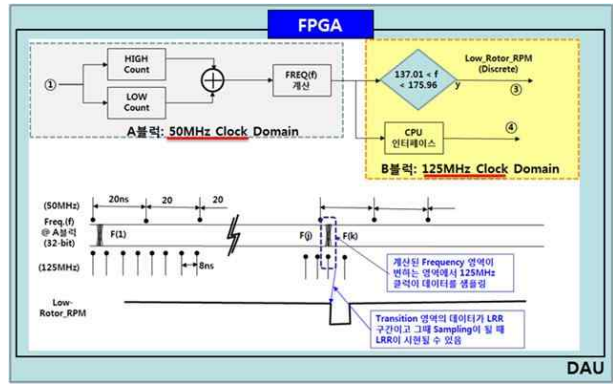


그림 3. FPGA 내부 기능모듈 비동기성에 의한 데이터 참조오류
 Fig. 3. Data access error caused by asynchronization characteristic of FPGA configuration.

그러나 다수의 시험비행 간 Low Rotor RPM 경고 오작동이 발생하였으며, 비행안전과도 연관되는 항목임을 감안하여 동작회로 및 관련 소프트웨어에 대해서 심층 분석을 수행하였다. 그 결과 로터 회전율을 계산하고 기준값과 비교, 경고신호를 생성하는 기능이 구현된 FPGA (field programmable gate array) 내부 모듈 간 계산속도 비동기성이 결함 원인으로 분석되었다. 그림 3은 해당 FPGA 내부 기능모듈을 도식화하여 보여주며 A블럭은 로터 회전율을 계산하는 기능모듈이고 B블럭은 계산된 로터 회전율과 기준 회전율과의 비교/경고신호 생성 및 타 계통으로 계산결과를 송신하는 기능모듈이다. 그러나 이러한 구현대로 동작할 경우 실제 계산속도(50 MHz, 125 MHz) 차이에 의해 A블럭에서 로터 회전율이 데이터 상 변경되는 시점에 B블럭이 해당 값을 참조할 경우 유효하지 않은 임의의 데이터가 사용될 수 있다. 따라서 이러한 문제를 근본적으로 해결하기 위해 그림 4와 같이 125 MHz로 동작해야 하는 필수성이 있는 기능부(그림 3의 ④)를 제외한 모든 기능모듈을 단일 계산속도로 동작하도록 수정하였다. 또한 외부통신부의 데이터 참조오류 방지를 위해 값이 변경되는 시점에도 유효한 데이터를 참조할 수 있도록 DPRAM (dual port RAM)을 추가 구성하는 것으로 개선형상을 도출하였다.

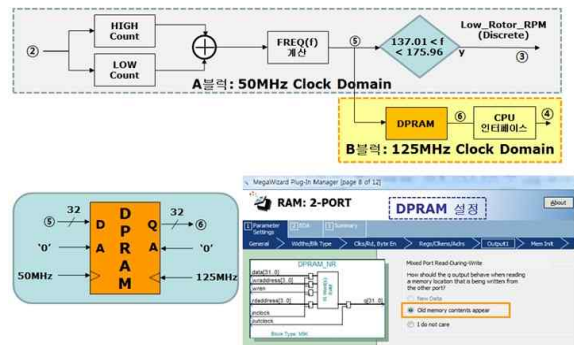


그림 4. 개선된 FPGA 내부형상 - 계산속도 동기화 및 DPRAM 추가
 Fig. 4. Improved FPGA configuration - calculation rate synchronization and inserting DPRAM.

2-3 MGB 유압 측정기능 오작동

주기어박스 (MGB; main gear box)는 엔진에서 생성된 출력을 메인로터, 꼬리로터 등으로 전달하는 핵심 구성품으로 항공기 비행안전을 위해 매우 중요한 장비이다. 따라서 데이터획득/처리장치는 MGB 내부의 오일온도, 유압 등의 정보를 취합하여 각종 시현장치를 통해 실시간으로 해당 값을 시현하고, 일정 임계값을 초과하는 경우 시각/음성 경고를 제공한다. 한편 데이터획득/처리장치는 취급하는 정보의 중요성에 기인하여 내부적으로 완전 독립된 이중화(redundancy) 설계가 반영되어 있으며 각 모듈의 건전성 확인을 위해 주기적으로 주요 입출력값을 비교하여 차이가 발생할 경우 이를 MFL로 시현한다.

수리온 시험비행 중 발생한 MGB 유압 측정기능 오작동은 정상적인 상태임에도 이중화된 2개의 데이터획득/처리장치 내부 기능모듈 MCM (main control module)이 각각 샘플링한 유압 정보가 X% 이상 차이가 발생한 경우로서, 해당 신호(전압)의 변동특성을 충분히 반영하지 못한 체계 연동성 미흡으로 판명되었다. 그림 5는 MGB 유압과 같이 아날로그로 신호를 수신하는 좌측 연료 유압(LH_FD_FUEL_PRESS) 및 좌측 유압작동기의 압력에 대한 인입전압을 보여주며, MGB 유압(MGB_OIL_PRESS) 인입전압의 범위 1.0~5.0 V에서 최대 변동폭이 약 1.5 V인 반면, 유사신호의 경우 최대 0.22 V 변동으로 보다 안정된 전압이 인입됨을 확인할 수 있다. 즉 전기적 잡음의 유입으로 인한 전압 변동값이 각 MCM의 샘플링 시점에 따라 실제값으로 측정되어 기준값 이상의 전압 차이 발생 결함카드를 시현하는 오경보이다. 따라서 항공기 체계의 전기적 특성을 반영하여 개선하기 위해, 해당 아날로그 신호를 수신 및 처리하는 기능모듈인 이중화된 인터페이스 회로(ISM; interface support module)의 입력부에 전압 평활화 소자인 캐퍼시터를 추가하여 변동폭을 억제하는 기술변경을 수행하였다.

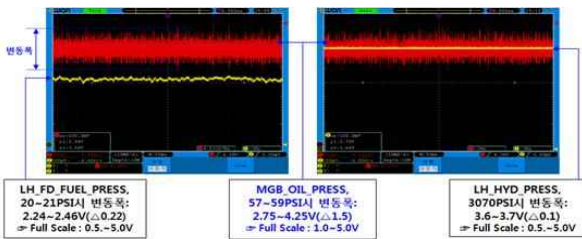


그림 5. MGB 유압신호와 유사신호의 전압특성 비교
Fig. 5. Voltage characteristic comparison of MGB oil pressure signal and other similar signals.

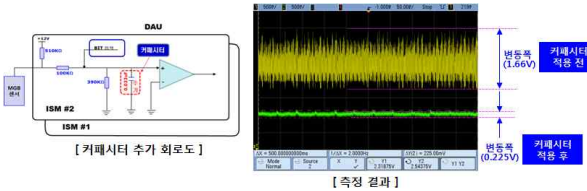


그림 6. ISM 개선 회로도 및 잡음감쇄 확인결과
Fig. 6. Improved ISM circuit design and result of noise reduction.

그림 6은 인입전압 잡음을 감쇄하기 위한 ISM 모듈의 개선 회로도이다. 기존에 존재하는 풀-다운(pull-down) 저항(390 kΩ)과 병렬로 캐퍼시터(0.033 uF)를 추가하여 저역필터를 구성, 순간적인 잡음의 영향을 억제하였고 추가한 캐퍼시터의 시간지연을 고려하여 time/frequency response를 분석 후 입력전압 샘플링 시점 76 us를 120 us로 변경하였다. 이를 통해 측정 시점 기준으로 MGB 유압신호의 최대 변동폭이 1.66 V에서 0.225 V로 개선된 것을 확인할 수 있다.

2-4 로터 회전을 측정유류

데이터획득/처리장치는 엔진계통 구성품인 2개의 이중화된 통합디지털 엔진제어기(FADEC; full authority digital engine control)에서 각각 제공되는 로터 회전을 NR #1, #2를 그림 7과 같은 측정 및 경고신호 생성 로직에 의해 조종사에게 제공되며 수리온 생산시험비행 중 식별된 MFL(081 NR2 DISCREP)은 MCM #1, #2가 제공받은 NR #1, #2 신호를 비교하여 X% 이상 차이 날 경우 발생한다. 한편, 2개의 엔진 동작상태, 관련 인터페이스/통신회로 상태 등 항공기가 정상상태에서는 FADEC #2에서 계측하는 NR #2가 유효한 값으로 제공되지 않으며 따라서 NR #1 값만 참조해야 한다. 그러나 데이터획득/처리장치의 소프트웨어를 분석한 결과, 모든 항공기 상태에서 MCM #1, #2는 2개의 NR값을 비교하여 경고를 생성토록 작성되어 필연적으로 임의값인 NR #2 수신 시점에 따라 임계값 이상의 차이가 발생할 수 있는 결함이 확인되었다. 따라서 항공기 특성에 맞추어 데이터획득/처리장치의 소프트웨어 요구도를 수정하고 관련 소스코드 역시 수정한 후 해당 결함은 해소되었다.

2-5 정비모드 CBIT결과 미갱신 오류 및 EICAS/IVI 시현값 부정확

데이터획득/처리장치가 제공하는 자체진단시험 중 연속 자체진단시험 (CBIT; continuous BIT)은 장비의 전원인가 후 차단까지 이상동작 및 이상신호 인입 등 결함유무를 감시하여 이상이 있을 경우 MFL을 발생시키는 기능이다. 그러나 일반 동작 모드와 다르게 정비모드에서는 CBIT 결과 갱신과 관련된 소프트웨어 코드가 누락되어 실시간 점검결과를 확인할 수 없는 오류가 식별되어 소스코드를 추가하여 해당 결함을 해소하였다.

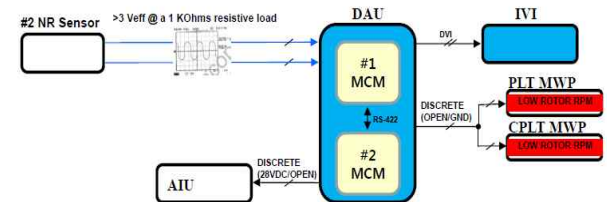


그림 7. 로터 회전을(NR) 측정/시현 및 Low Rotor RPM 경고신호 생성 관련 블록도

Fig. 7. Block diagram of rotor speed measurement/display and warning signal generation.

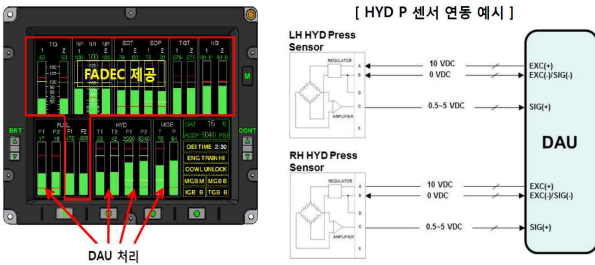


그림 8. IVI 시현화면(좌) 및 유압계통과의 연동도(우)
 Fig. 8. Picture of IVI display(Left) and interlocking block diagram with hydraulic pressure system(Right).

한편 데이터 획득/처리장치는 취합된 항공기 각 계통의 정보를 조종사에게 제공하기 위해 그래프와 수치를 다기능시현기(MFD; multi function display)의 EICAS (engine indicators and caution advisory system) 화면과 통합형항공계기(IVI; integrated vehicle indicator)에 시현하여 준다. 기본적으로 아날로그 신호인 각 계통의 정보는 전압으로 수신하여 처리하므로 특히 무부하 조건에서 항공기 체계의 전기적 특성이 주요한 시현값 오차의 원인이 된다. 그림 8은 FADEC으로부터 수신되는 신호와 아날로그 및 이산형태의 신호를 처리하여 IVI에 시현하는 기능을 보여준다. 그림 8에서 우측의 유압 정보(HYD P)의 좌우측 유압 센서로부터 수신되는 아날로그 신호가 좌측 IVI 화면에 시현되는 예시를 확인할 수 있다. 이 경우를 포함하여 표 2에서 확인할 수 있듯이 무부하 조건의 기준 전압값이 항공기 체계 전기적 잡음 영향을 충분히 고려하지 못할 경우 관련 결함이 발생하며, 수리온 생산시험비행 중에는 총 5개 계통과 관련된 MFL이 발생하였다. 표 2에서 실제 해당 계통의 동작범위에 따른 무부하 조건 시의 전압값을 개선 전후로 구분하여 표현하고 있다. 센서로부터 수신되는 신호가 항공기 잡음과 혼입되어 데이터 획득/처리장치로 인입되며, 개선 전 무부하 전압기준을 사용하였을 경우 특정 시점에서 항공기의 전기적 잡음환경에 따라

표 2. 결함발생 항목에 대한 신호처리 요구도 및 개선 전후 무부하 전압값

Table 2. Signal processing requirement and no-load voltage related to before and after of improvement.

No.	MFL	Operating range	No-load voltage (before)	No-load (after)
1	048 MGB P VAL	0~7 BAR	1 VDC	0.5~1 VDC
2	051 LH HYD P VAL 052 RH HYD P VAL	0~4500 psi	0.5~0.59 VDC	0.295~0.59 VDC
3	053 LH FUEL 054 RH FUEL	0~50 psig	0.5 VDC	0.25~0.5 VDC
4	059 ACC P VAL	0~5000 psi	0.5~0.68 VDC	0.34~0.68 VDC
5	064 CARGO VAL	0~10000 lb	1 VDC	0.5~1 VDC

표 3. 전압기준 개선 후 무부하 신호 측정결과
 Table 3. Measurement result of reformed voltage threshold related to no-load signal.

Input volt. (VDC)	MGB P VAL display value	HYD P VAL display value	FUEL P VAL display value	ACC P VAL display value	CARGO LOAD display value
below 0.2	XXX	XXX	XXX	XXX	XXX
0.3			0		
0.4		0	0		
0.5		0	0		
0.6	0	0	1	0	0
0.7	0	100	2	10	0
0.8	0	200	3	130	0
0.9	0	310	4	260	0
1.0	0	410	5	380	0
1.1	2	Not measured (unnecessary)			110
1.2	5	Not measured (unnecessary)			240

시현값이 '0' 또는 'XXX'로 지속적으로 변화한다. 즉, 미작동 등 무효신호인 'XXX'가 실제 작동중이나 무부하인 경우에도 시현되며 정상작동 여부를 오인할 수 있다. 이에 대한 개선으로 항공기 체계에서 각 계통이 장착된 부위별 전기적 요구도를 분석하고 정상동작을 위한 여유전압(margin)을 고려하여 무부하시 하한범위를 확대하였으며, 표 3과 같이 각 계통별 측정결과를 통해 개선효과를 확인할 수 있었다.

III. 데이터획득/처리장치 개선형상의 검증

동작회로와 소프트웨어의 심층 분석을 통해 도출한 개선형상에 대하여 이를 검증하기 위해 추가/변경된 부품의 환경요구도 영향성 입증에 포함된 장비 단위의 시험을 기본적으로 수행하였다. 또한 요구도 기반 전 범위의 성능검증을 위해 결함주입 기법 (fault injection method) 기반의 체계모의 연동시험을 수행하였다. 이러한 방법은 전자 시스템의 효과적인 개발을 위해 주로 사용되는 HILS (hardware-in-the-loop simulation)를 확장하여 적용한 시험기법으로 본 논문에서는 개선형상의 검증을 위해 수리온 체계개발 시 제작한 MEP SIL (mission equipment package system integration laboratory)[4]과 항공기 정보시스템 및 경고시스템을 MEP SIL과 유사하게 모사할 수 있는 VEP (vehicle equipment package) test bench 시험시설을 이용하였다. 또한 소프트웨어의 신뢰성 확보를 위한 정적시험 (software static test)[5]을 수행하였으며, 마지막으로 항공기 체계 단위에서 각 계통의 센서를 탈착, 임의 신호생성기 (function generator 및 multi signal profiler)를 장착하여 정상상황과 비정상상황에

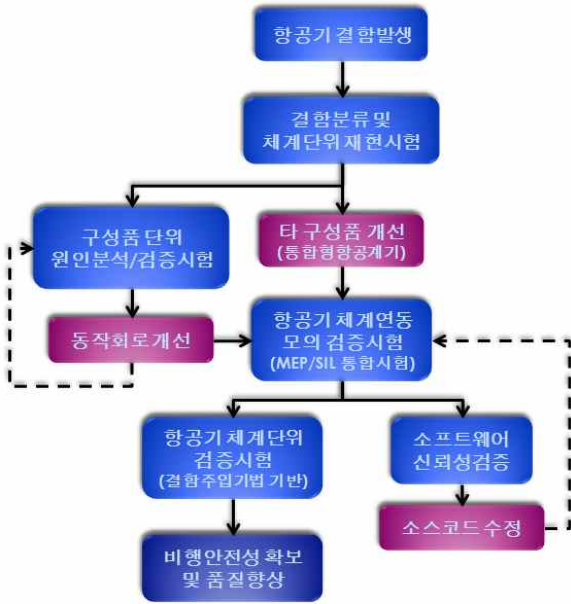


그림 9. 데이터획득/처리장치 개선 및 검증활동 수행절차
 Fig. 9. Task procedure of improvement and verification activity.

대응되는 신호를 인가하며 결함주입기법을 확장 적용하여 개선형상을 검증하였다. 또한 장비의 복잡성과 체계 연동특성을 감안하여 그림 9와 같이 항공기 결함발생 현상으로부터 최종 검증까지 개선 및 검증활동 수행절차를 수립하였다. 즉, 단품부터 항공기 체계까지의 기능/성능을 개선하기 위해 각 단계별로 분석된 결함 원인 및 개선결과를 피드백하고 MEP SIL 시설을 활용한 결함주입기법 기반 시험결과를 확인, 보완함으로써 최종적인 항공기의 성능과 비행안전성을 확보하였다.

3-1 데이터획득/처리장치 구성품 단위 검증시험

동작회로의 개선이 필요한 개선항목 중 추가 및 변경된 부품의 환경요구도 영향성을 확인하고 개선된 장비의 기본적인 기능적 검증을 위해 해당 장비의 개발시험장비와 생산용 수락시험 장비를 활용하여 시험을 수행하였다. 또한 각 신호단위의 정밀한 분석을 위해 신호 측정용 치구인 break-out box를 사용하여 각 입력값에 대한 예상출력과 측정치의 비교를 수행하였다.



그림 10. 데이터획득/처리장치 구성품 검증시험 구성
 Fig. 10. Test configuration of DAU verification.



그림 11. 변경된 회로의 환경요구도 충족 입증시험
 Fig. 11. Re-designed circuit proof testing for environmental requirement satisfaction.

그림 10과 11에서 개선된 동작회로의 기능시험과 환경요구도 충족 확인을 위한 입증시험 구성을 확인할 수 있다. 특히 환경시험은 추가된 부품의 특성을 고려하여 진동, 기계적 충격, 가속도 시험을 수행하였으며, 온도 영향성은 부품의 저장 및 동작온도 특성을 통해 분석으로 입증하였다. 개선형상의 검증결과 장비 단위의 결함은 발생하지 않았으며 다음으로 연동성능 확인과 잠재적 오류의 존재 여부를 확인을 위한 결함주입기법 기반 MEP SIL 시험을 수행하였다.

3-2 체계모의 연동시험(MEP SIL)

항공기 체계를 모사할 수 있는 MEP SIL과 VEP test bench를 활용하여 데이터획득/처리장치와 연동되는 각 계통에서 수신되는 신호의 정상입력과 결함을 주입한 비정상 입력을 인가하여 성능입증을 수행하였다. 그림 12에서 개선된 데이터획득/처리장치를 연결한 MEP SIL 시험시설과, 그림 13에서 VEP test bench 시험장비(좌)를 확인할 수 있으며 입출력 신호의 정밀 계측을 위한 break-out box(우) 또한 확인할 수 있다.



그림 12. 결함주입기법 기반 검증시험 구성(MEP SIL)
 Fig. 12. Facility configuration of fault injection based verification(MEP SIL).

표 4. 식별된 잠재적 소프트웨어 결함요소 목록

Table 4. List of identified latent software defect.

No.	Related requirement	Element of failure
1	Analog BIT (Out of Range)	(Out of range situation) Analog BIT abnormal fault occurred
2	Analog BIT (Disconnect)	(Disconnect situation) Disconnect & BIT fail fault code did not occur, but out of range did
3		Discordance between BIT code and software requirement
4	Analog BIT (Excitation)	Malfunction related to record of fault occurred time(Disconnect Filtering)
5	Maintenance mode	(In maintenance page) Intermittent fault occurred when push CBIT button consecutively
6	Discrete test (AT equipment)	Source code error related to AT equipment label and 'check box' realization error(oppositively)
7	Warning circuit BIT	Loopback logic unperformed about Low Rotor RPM
8	BIT result save	BIT result did not save (4 items)
9	Booting up time	After power on, DAU Ready signal time exceed(S/B : under 10 sec, ACT : 10.28 sec)
10	ADC data process	Discordance between source code and software requirement about communication down
11		Discordance between source code and software requirement about invalidation of ADC data
12	FADEC process	OEI Time display error and Discordance with software requirement
13		Insufficient processing about FADEC Heartbeat validity
14	Pri./Sec. change (MCM #1, #2)	(In maintenance page) Function key not operating when primary→secondary mode change
15		(In maintenance page) Discordance of CBIT result between primary MCM and secondary MCM (parameter reference error)
16		Discordance between BIT result and software requirement
17		(Warning signal output pin open situation) CBIT not performed when primary to secondary mode change
18	Pri./Sec. change (MCM #1, #2)	(MCM #1, #2 major fault occurred situation) Malfunction in matenance mode related to mode exit and rebooting
19		Analog BIT malfunction when automatic primary to secondary mode change caused by major fault occurred, and IVI BIT abnormal clear
20		(MCM #2 major fault situation) Abnormal primary to secondary mode change in maintenance mode
21	Pri./Sec. change (MCM #1, #2)	(Primary/secondary MCM power fault situation) Malfunction in maintenance mode (function key not operating and MFL not occurred)
22		(In maintenance page) Restrict to primary to secondary mode change only once (discordance with requirement)



그림 13. 결함주입기법 기반 검증시험 구성(VEP test bench)
Fig. 13. Facility configuration of fault injection based verification(VEP test bench).

표 5. 소프트웨어 신뢰성 검증시험 결과

Table 5. Analysis result of software reliability test.

Category	Fault degree	Description	Qty
Conversion rule	Minor	CONST characteristic lost before and after result of 'pointer cast'	1
Style rule		'else' sentence should be included in 'if - else if' construction	1
		'default' sentence should be included in 'switch ~ case' construction	1
Operator rule		In signed value, positive value may change to negative caused by 'Bitwise operator'	1
Operator rule	Major	Not using 'shift operator' with negative value or exceeding data size	1
		Not using other operators with boolean expression	1
Runtime error		Value change because of 'casting'	2
Identifier rule		Not releasing memory(file) after dynamic allocation	1
	Not using same identifier between inner and outer scope	1	
Initializati on rule	Function or 'object' data type should be same in declaration construction	1	
	Not using 'uninitialized' parameters	1	
Number of faults			12

MEP SIL과 VEP test bench에서 엔진 등 항공기 계통과의 연동을 모사하여 정상 및 비정상 입력에 대한 시험과 소프트웨어 연동기능 분석을 수행한 결과 잠재적 결함요소 및 기능적 오류 22건이 표 4와 같이 도출되어 추가 수정되었으며, 신뢰성 시험인 정적분석을 수행한 결과 표 5와 같이 중결함 8건, 경결함 4건이 식별, 개선되었다. 체계모의 시험을 통한 개선활동의 최종 결과는 표 6과 같다.

표 6. 체계모의 연동시험 항목 및 결과

Table 6. Test items and results of simulation for aircraft.

No	Test Item	Result
1	Mission computer/HOCAS interlocking function	Pass (reference to below pictures and result)
2	DAU fault reporting function	
3	FADEC signal/comm. processing and IVI display function	
4	FADEC fault trial test function	
5	VEP Test Bench (basic functional test)	

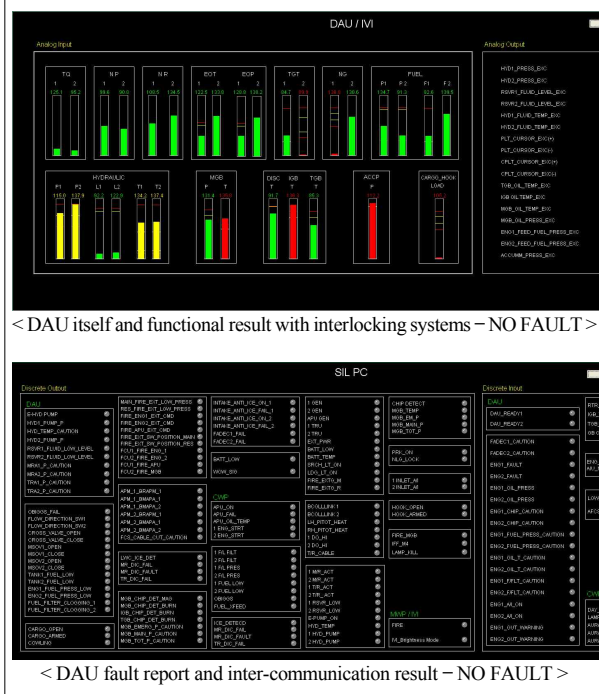


그림 14. 결함주입기법 기반 항공기 지상시험 구성
Fig. 14. Ground test configuration of fault injection based verification for aircraft.

IV. 결론

본 논문에서는 한국형기동헬기 수리온에 장착되어 항공기 상태와 각종 수치를 제공하는 데이터획득/처리장치에서 발생한 결함과 유형별 분석, 개선현상을 도출하였다. 결함원인 분석과 개선방안 수립을 위해 하드웨어 측면의 동작회로 뿐 아니라 소프트웨어 요구도 및 소스코드 검토와 신뢰성시험을 포함하여 전방위적인 개선활동을 수행하였다. 또한 그 결과물은 안전 비행을 위한 사전 검증으로서 장비 단위 기능시험, 결함주입기법 기반의 체계모의 시험 및 항공기 지상시험을 수행하고 비행을 통한 최종 성능입증을 수행함으로써 내재된 오류요소를 포함한 모든 결함이 해소되었고, 이에 따라 보다 개선된 품질과 비행안전성을 보장할 수 있는 항공기가 우리 군에 인도되어 운용중이다.

본 논문에서의 사례와 같이 타 계통 및 장비와 연동되어 복합적인 기능을 수행하는 항공무기체계의 구성품은 결함이 발생할 시 막대한 재산과 인명의 손실을 야기할 수 있는 사안으로 HILS 기반 결함주입기법 시험과 같은 보다 정밀하고 실질적인 검증을 수행한 후에 관련 무기체계에 적용하는 것이 필수적이라 할 수 있다.

참고 문헌

[1] Forces Support System Team, *Data acquisition unit*, KDS 7010-4011, DAPA, 2014.
[2] B. K. Jun, Y. M. Kim, I. K. Chang and C. Y. Kim, Flight safety improvement on Surion through reformation of data acquisition unit operating circuit and software, Defense Agency for Technology and Quality, Technical Report DTaQ-15-4404-Q, 2015.

3-3 항공기 체계장착 검증시험

항공기 체계모의 시험을 통해 검증된 데이터획득/처리장치 개선현상을 항공기 체계에 장착하여 추가적인 결함주입기법 활용 검증시험을 수행하였다. 즉, 비행을 통한 성능입증 이전에 실 항공기에서 각 계통의 센서 대신 임의신호생성기를 부착하고 항공기 데이터 획득장비(DAS; data acquisition system)[6]를 설치, 항공기 장착에 대한 연동성 및 안전성 확인을 수행하였다. 그림 14는 항공기 상부데크 엔진, 로터, 동력전달 계통의 센서 위치와 임의신호생성기를 부착한 시험 형상이다. 또한 정밀 계측을 위한 계측장비와 DAS를 설치한 항공기 내부 시험환경을 확인할 수 있다. 체계모의 검증시험과 함께 항공기 체계부착 지상시험 시에도 결함주입기법을 이용하여 비행안전성을 확보한 후 최종적으로 비행시험을 수행하였으며, 지상 150개 항목, 비행 41개 항목에 대해 개선되었음을 확인할 수 있었다.

[3] S. W. Kim, B. H. Lee, W. H. Chang and W. S. Oh, "Design and verification of built in test for KUH," *The Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 7, pp. 623-628, Jul. 2012.

[4] Y. K. Kim, M. C. Kim, W. W. Choi and W. S. Oh, "Development of the MEP integration test environment for Surion," *The Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 7, pp. 666-673, Jul. 2011.

[5] I. S. Kang, A Study on reliability improvement of weapon system embedded software, Degree of Master dissertation, Kumoh National Institute of Technology, Gumi, Korea, 2012.

[6] J. H. Yoo, Design of real time monitoring system for KUH aircraft flight test data analysis, Degree of Master dissertation, Gyeongsang National University, Jinju, Korea, 2013.



전 병 규 (Byung-Kyu Jun)

2011년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2011년 10월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원
※ 관심분야 : 항공전자, 감항인증, IMA, 항행시설, 소프트웨어 인증



정 상 규 (Sang-Gyu Jeong)

2013년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학석사)
2013년 3월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원
※ 관심분야 : 임베디드 시스템, 컴퓨터 아키텍처, 센서 네트워크



김 영 목 (Young-Mok Kim)

2009년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학석사)
2009년 5월 ~ 2010년 12월 : 국방과학연구소 연구원
2011년 1월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원
※ 관심분야 : 컴퓨터 시스템, 전자제어, 보안 알고리즘



장 인 기 (In-Ki Chang)

2000년 8월 : 창원대학교 기계공학과 (공학석사)
1995년 1월 ~ 현재 : 국방기술품질원 선임연구원
※ 관심분야 : 유압시스템, 착륙시스템, 추진, 구조설계