

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(8), 707-712(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.8.707>

한국형 기동헬기 연료량 지시계 이상시현 현상 설계개선

김정훈*, 김창영, 장중진, 장인기, 전병규

Design Improvement for Abnormal Display of Fuel Indicator Mounted on the Korean Utility Helicopter

Joung-Hun Kim*, Chang-Young Kim, Joong-Jin Chang, In-Ki Chang and Byung-Kyu Jun
Defense Agency for Technology and Quality

ABSTRACT

Aircraft fuel indicator is a device to indicate the amount of fuel remained during flight, where accurate and consistent operation of the indicator should be maintained. Previously the Korean Utility Helicopter fuel indicator sporadically displayed abnormal sign by "8888" during flight, jeopardizing flight safety. Inappropriate EMI/EMC performance was detected during trouble shooting process. The cause of the abnormal display was found to be resulted from unstable power induced by electro-magnetic disturbance and CAN communication error. The aircraft fuel indicator design was improved and the design compatibility was verified to avoid abnormal display.

초 록

항공기의 연료량 지시계는 비행동안 잔여 연료량을 시현해주는 장치로 비행 중에는 정상적으로 성능을 발휘해야 한다. 한국형 기동헬기 연료량 지시계는 비행 중에 결함코드 "8888"을 시현하여 잔여 연료량을 확인하지 못해 비행안전에 영향을 끼쳤으며 고장탐구 과정에서 개발과정 시 미흡하게 설계된 EMI/EMC 성능을 확인하였다. 본 논문에서는 비행 중 결함코드를 시현하는 원인인 전자기 외란에 의한 전원 불안정 및 CAN 통신 오류를 확인하고 이와 연관된 연료시스템의 개선 및 설계 적합성을 입증하였다.

Key Words : Korean Utility Helicopter(한국형 기동헬기), Fuel Indicator(연료량 지시계), Fuel System(연료 시스템), EMI/EMC(전자기적합성), Controller Area Network (CAN 통신), Avionics(항공전자)

1. 서 론

항공기의 연료량 지시계는 비행동안 잔여 연료량을 시현해주며, 이를 기준으로 헬리콥터 잔여 비행시간 및 거리를 예측할 수 있는 장치로 지속적인 연료량 지시가 가능해야 한다[1].

한국형 기동헬기에 장착된 연료량 지시계(Fuel Indicator, FI)가 비행 중 연료량이 정상적으로 시현되지 못하는 즉, Fig. 1과 같이 결함코드 "8888"이 점멸되는 현상이 초도양산 비행 중 Table 1과 같이 6회가 발생되었다. 연료량 비정상 시현현상은 개발단계 운용시험평가 과정에서

† Received: January 20, 2014 Accepted: June 25, 2014

* Corresponding author, E-mail : oh-my-got@hanmail.net

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

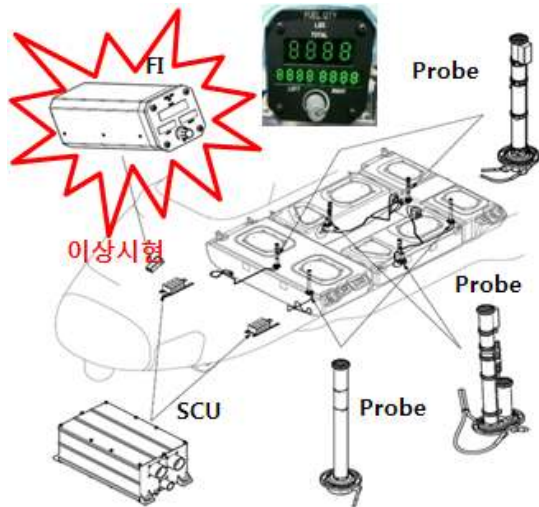


Fig. 1. Fuel Quantity System & FI Malfunction

Table 1. Fuel Indicator Malfunction History

호기	발생 횟수	결함내용
시제기	1	비행 중 결함코드 "8888" 점멸 시현
양산 #1	3	
양산 #2	1	
양산 #5	2	

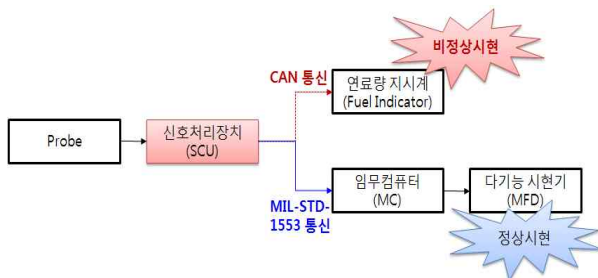


Fig. 2. Fuel Quantity System Communication Method

발생되었지만 1회성 결함으로 분류되어 고장탐구가 실시되지 않고 초도생산 시 지속적으로 발생되었다.

한국형 기동헬기에서 연료량을 확인하는 방법은 항시 관찰할 수 있는 조종패널의 연료량 지시계를 확인하는 방법과 필요에 의해 다기능 시현기(Multi-Function Display)의 Fuel Page를 선택하여 확인하는 방법이 있다.

신호처리장치 및 연료량 지시계간의 통신은 Fig. 2와 같이 CAN(Controller Area Network) 통신방식을 채택하고 있으며 신호처리장치 및 임무컴퓨터(Mission Computer, MC)간에는 MIL

-STD-1553 통신방식을 적용하고 있다. CAN 통신을 적용하고 있는 연료량 지시계에서 "8888" 결함코드가 시현될 때 다기능 시현기의 Fuel Page는 정상적으로 연료량이 시현됨을 확인할 수 있었다.

항공기 비행 중 결함코드가 발생되어 연료량을 확인할 수 없는 현상은 항공기 안전과 연관된 사항으로 신속한 개선방안 수립이 요구되었다.

본 연구에서는 한국형 기동헬기 연료량 지시계 이상시현 현상을 재 구현하고 수행결과에 따른 개선방안을 도출하여 재 입증하였다.

II. 기술변경 및 인증시험 결과 검토

2.1 연료시스템 기술변경 검토

개발과정 중 연료량 이상시현 현상이 1회, 초도생산 시 6회가 발생되어 이와 관련된 연관성을 찾기 위하여 규격화 이후 양산품 기술변경 사항, Table 2를 검토하였다.

규격화 이후 기술변경 검토결과 연료량 이상시현과 관련된 기술변경 사항은 없음을 확인하였으나 S/W 검토 중에 연료량 지시계에 적용된 S/W에 이상시현과 관련된 설계개념(Bus Off)이 적용된 것을 확인하였다. Bus Off 기능이란 S/W의 자기진단(PBIT, CBIT, IBIT) 수행 중 연료 정보가 연속해서 256회 이상 에러가 발생할 때 Fig. 3과 같이 연료량 정보가 시현되지 않고 고장코드인 "8888"이 시현되는 기능이다[2].

Table 2. Engineering Change Review After Standardization

품명	기술변경 사항
연료량 측정막대	• 체계 내추락성 만족을 위한 형상 변경(별도 EMI 시험 수행 완료)
연료량 지시계	• 동급이상 부품 대체 적용 • 정식 국방규격 작성 지침 적용에 따른 S/W 추가 • OT사항(노브 및 가변저항) 반영 • 경고 Lamp 변경(삭제) • 장착성 향상을 위한 나사길이 변경
신호처리 장치	• 동급이상 부품 대체 적용 • 납땜부 보호용 수축 튜브 적용 • 정식 국방규격 작성 지침 적용에 따른 S/W 추가 • 리벳 사이즈 변경

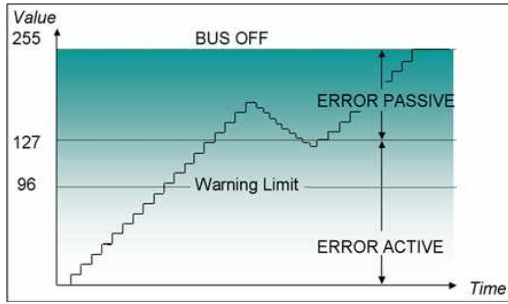


Fig. 3. Bus Off Function Concept



Fig. 4. Fuel Indicator Power Section on PCB

2.2 규격화 도면 대비 개발품 형상 검토

한국형 기동헬기 개발과정 중 실시한 기술변경 타당성을 검토하기 위하여 규격화 도면 대비 개발품의 형상을 비교 검토하였다.

연료시스템 전체 제품 검토결과 연료량 지시계 전원공급부의 형상이 규격화 도면에는 Fig. 4 와 같이 전기적 부하 분산을 위해 전압 조정기 소자가 반영되어 있었으나 개발 시제품 5대 중 일부에는 적용되지 않은 것을 발견하였다. 이는 연료량 지시계 개발업체가 전압 조정기 소자 추가 기술변경시 장비 영향성이 없는 것으로 판단하여 도면에만 반영하고 개발 제품에는 반영하지 않는 것이었다.

2.3 연료시스템 개발인증 시험결과 검토

연료시스템은 개발과정 중 고·저온, 고도, 습도, 염수분무, 모래/먼지, 일광, 호우, 가속도, 진동, 기계적 충격, 폭발환경, 유체오염, EMI/EMC 등의 환경시험이 실시되었다[3].

연료량 이상시현과 연관된 환경시험 항목은 개발품 대비 양산품 기술변경 검토 시에 발견된 EMI/EMC 항목이었다. 연료시스템 EMI/EMC 시험결과 검토 중 시험형상과 관련하여 연료량 측정막대 및 신호처리장치를 연결하는 케이블 및 연료량 측정막대에 Fig. 5와 같이 알루미늄 호일이 적용된 것을 발견하였다[4].

알루미늄 호일은 EMI/EMC 시험 시 전자파를 차단시켜 전자파 영향성을 알 수 없기 때문에 전자기 적합성 시험에는 부적절하다.

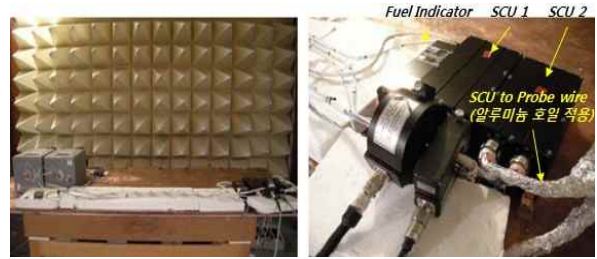


Fig. 5. EMI/EMC Test of Fuel Quantity System



Fig. 6. Probe's Design Change in Development Phase

개발 당시에 알루미늄 호일을 적용한 사유는 Fig. 6과 같이 연료량 측정막대의 동체 하부 돌출로 인해 내추락 시험 요구조건을 불만족 하여 재개발되고 있었기 때문에 EMI/EMC 시험대상에서 배제시키기 위해서였다.

2.4 기술변경 및 인증시험 결과 검토 종합

연료 시스템의 기술변경 및 개발 인증시험 검토결과 결함코드 “8888”과 관련된 항목은 CAN 통신과 EMI/EMC 항목이 관련됨을 알 수 있었다.

연료량 지시계에서 결함코드 “8888”의 의미는 연료량 지시계 고장이라는 의미이며 결함코드를 시현하는 경우는 두 가지이다. 첫 번째로 연료량 지시계 내부의 부품이 정상 작동하지 않을 때 시현해주며, 두 번째로 CAN 통신 오류가 연속해서 256회 이상 발생될 때 시현해준다.

결함코드가 발생된 항공기에서 전원 재인가 시에 연료량 지시계가 정상적으로 작동하였기 때문에 EMI/EMC 영향에 의한 내부 부품의 일시적 고장과 CAN 통신 설계개념인 Bus Off 기능에 원인이 있음을 추론하였다. 따라서 개발단계에서 추가된 전압용 조정기 부품과 EMI/EMC 시에 부적절하게 적용된 알루미늄 호일에 의한 연료시스템 전자기 적합성의 영향성 시험과 CAN 통신 에러를 점검하기 위한 시험이 요구되었다.

III. 연료량 이상시현 고장 재현 시험 및 원인검토

3.1 EMI/EMC 재시험

EMI/EMC 시험 시 적용된 알루미늄 호일 및 미 적용된 전압용 조정기 소자의 연료량 지시계 이상시현 현상 연관 여부를 확인하기 위하여 알루미늄 호일 미적용 상태에서 개발단계에서 수행한 EMI/EMC 시험을 양산품을 대상으로 MIL-STD-461F 기준의 Table 3과 같은 조건으로 재 수행하였다[5].

EMI/EMC 재시험 결과 RS103 조건에서 Fig. 7과 같이 시현숫자 깨짐, 미시현, 깨짐/미시현, 시스템 재부팅 현상이 발생되었다. EMI/EMC 시험에서 4가지 유형의 결함이 발생된 원인은 연료량 지시계 내부 전원회로의 전압소자가 전자기 영향을 받아 전원 불안정 현상이 일어났기 때문이다. 즉 Fig. 4의 전압용 조정기 소자가 전자기 영향을 받아 Ground에서 들어오는 전압량이 변화하여 연료량 내부에서 전원 불안정 현상이 일어난 것이다.

실제 항공기상에서는 결함코드 “8888”이 점멸되는 현상만 발생되었으나, EMI/EMC 시험에서는 Fig. 7과 같이 다른 유형의 4가지 결함이 추가적으로 발생되어 연료시스템이 전자기 적합성을 불만족한다는 결론을 얻었으나 연료량 이상시

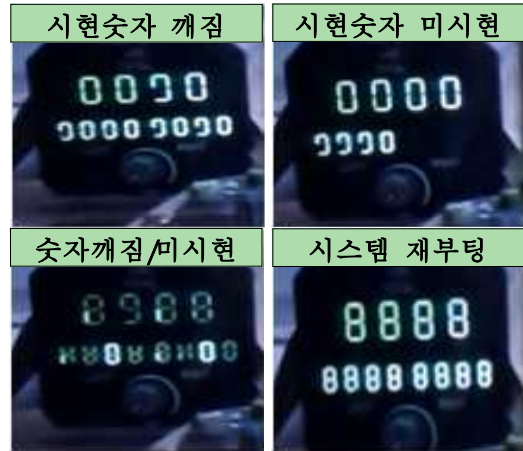


Fig. 7. Fuel System EMI/EMC Test Result

현과 EMI/EMC와의 관계를 입증할 수 없었다.

전자기 취약성이 연료량 이상시현 현상을 유발시켰다는 증거를 찾지 못하였기 때문에 연료시스템 기술변경 검토 과정 중 발견된 CAN 통신 Bus Off 기능과 연료량 이상시현과의 관계를 검토하기 위한 시험이 요구되었다.

3.2 CAN 통신 건전성 시험

전자기 취약성과 연료량 이상시현과의 관계를 입증하기 위한 CAN 통신 건전성 시험을 위하여 신호처리장치에 CAN 통신 모니터링 장비를 부착하여 지상조건에서 신호처리장치 및 연료량 지시계간의 CAN 통신 에러 횟수를 측정하였다.

한국형 기동헬기에서 실제로 발생하는 전자기에 의한 통신 에러를 측정한 결과 Fig. 8과 같이 헬기 전원 최초 인가 시에 데이터 수신 시에 에러가 연료량 지시계 데이터 수신 시에 약 60회 정도 발생되었으며 전원 인가 후에도 지속적인 신호처리장치 송신 에러가 6~8회 정도 발생되었다.

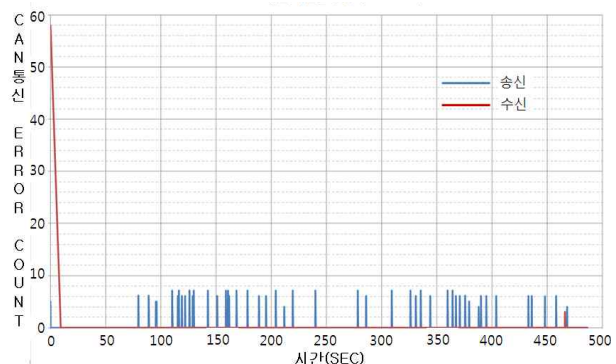


Fig. 8. CAN Communication Error Test Result in Aircraft's Ground Condition

Table 3. EMI/EMC Test Condition

항 목	내 용
CE101	Power Leads, 30 Hz to 10 kHz
CE102	Power Leads, 30 Hz to 10 kHz
CS101	Power Leads, 30 Hz to 150 kHz
CS114	Bulk Cable Injection, 10 kHz to 200 MHz
CS115	Bulk Cable Injection, Impulse Excitation
CS116	Damped Sinusoidal Transients, Cables and Power Leads, 10kHz to 100MHz
RE101	Magnetic Field, 30 Hz to 100 kHz
RE102	Electric Field, 10 kHz to 18 GHz
RS101	Radiated Susceptibility, Magnetic Field, 30 Hz to 100 kHz
RS103	Radiated Susceptibility, Electric Field, 2 MHz to 18 GHz



Fig. 9. CAN Communication Error Test Result in Fuel System Rig

실제 지상 항공기 기준의 CAN 통신 건전성 시험 결과 결함 현상과 동일한 결함코드 “8888”이 시현되는 현상을 재현하지는 못하였지만, 통신 에러가 최대 60회가 발생되는 것을 확인하였다. 항공기에서 CAN 통신 모니터링 장비를 장착하여 통신 에러를 모니터링 하는 것은 항공기 안전과 연관되기 때문에 한국형 기동헬기 개발과정에서 사용했던 연료시스템 Rig 시험장에 모니터링 장비를 장착하여 CAN 통신 에러 시험을 지속하였다.

시험 초기에는 Fig. 8과 같은 유형의 통신 에러가 발생하였으나 연속된 전원 작동 시험에서 CAN 통신에러가 256회 이상 발생되어 연료량 지시계에 “8888”이 시현되었으나, CAN 통신 칩에 전원이 공급되지 않아 모니터링 장비에는 Fig. 9와 같이 최대 240회의 통신에러가 발생된 것으로 기록되었다.

3.3 고장 재현 시험결과 및 원인검토

알루미늄 호일을 적용하지 않고 수행한 EMI/EMC 재 시험결과 규격서상 요구도인 전자기 적합성을 불만족 한다는 결론을 얻었으며 RS103 조건에서 시현숫자 깨짐, 미시현, 시스템 재부팅 현상이 발생되는 것을 확인하였다.

EMI/EMC 시험의 4가지 결함 발생 원인은 연료량 지시계 내부 전원회로의 전압소자가 전자기 영향을 받아 Ground에서 들어오는 전압량이 변화하여 연료량 내부에서 전원 불안정 현상이 일어난 것으로 추정하였다.

실제 지상 항공기 기준의 CAN 통신 건전성 시험 결과 통신 에러가 최대 60회가 발생되는 것을 확인하였다. 한국형 기동헬기 개발과정에서 사용했던 연료시스템 Rig 시험장에서 반복 수행한 CAN 통신 에러 시험결과 항공기와 동일한 연료량 이상시현 현상을 확인하였다.

결함코드 “8888”은 연료량 계기가 고장이라는 의미이나, 결함코드 시현 후 전원 재인가 시에 연료량이 정상적으로 시현되었기 때문에 하드웨어적인 고장은 아니었으며 결함 현상이 매 비행마다 발생된 것이 아니라 부정기적으로 발생하고 전원 재인가 시에 결함현상이 사라졌다. 이는 전자기 외란에 의해 발생한 CAN 통신 오류가 비행장소, 시기에 따라 변동하기 때문이다.

연료량 이상시현 현상은 전자기적 외란에 의해 전원 불안정과 CAN 통신 에러가 연속해서 256회 이상 발생하여 S/W의 Bus Off 기능이 작동하여 발생한 현상으로 추론되었다.

IV. 개선방안 및 입증시험

4.1 개선 방안

연료량 지시계 이상시현 현상 고장탐구 과정에서 확인된 전자기 적합성 불만족과 S/W 불완전성을 해소하기 위한 개선계획 수립이 요구되었다.

첫 번째로 전자기 외란에 의한 전원특성 개선 및 개발단계 전자기 적합성을 만족시키기 위한 방법으로 Fig. 10, Fig. 11과 같이 구성품 단위로는 연료량 지시계 내부의 EMI 필터기능 및 전원 안정화를 위한 전원 커패시터를 추가하였으며 체계차원에서는 연료량 지시계 및 신호처리장치간의 케이블에 Double Shield Wire를 적용하였으며 신호처리장치 하부에 접지를 추가하였다.

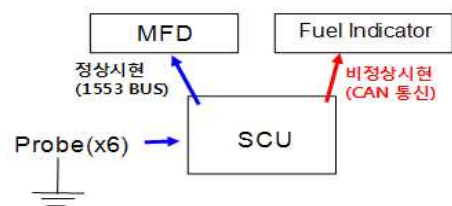


Fig. 10. Fuel System Before Design Improvement

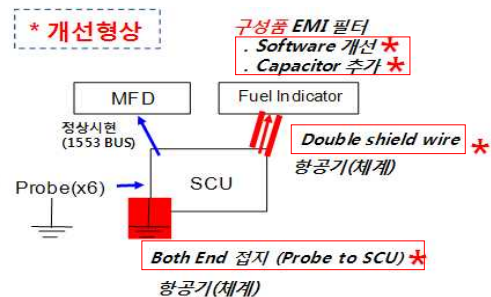


Fig. 11. Fuel System After Design Improvement

두 번째로 소프트웨어 측면에서는 CAN 통신 오류가 발생하더라도 연료량을 지속할 수 있도록 Bus Off 기능에 대하여 Reset 기능을 추가하였다. 개선전의 소프트웨어는 CAN 통신에러가 연속해서 256회 이상 발생되면 연료량을 시현하지 않고 결함코드 "8888"을 지속 시현하여 비행안전에 영향을 주었으나, 개선후의 연료량 지시계는 통신외란에 의하여 CAN 통신이 256회 이상 발생하더라도 CAN 통신 Reset 기능을 부여하여 지속적인 연료량 시현이 가능하도록 추진하였다.

4.2 개선 방안 입증결과

개선방안으로 적용된 부품은 EMI용 커패시터, Wire 및 접지였으며 이로 인해 영향을 받는 개발시험 항목은 고·저온, 전자기 적합성 시험 등이었다. 시험 비용을 최소화하기 위하여 한국형 기동헬기에 탑재된 다른 구성품에서 입증된 EMI용 커패시터를 적용하여 전자기 적합성 시험 수행만이 요구되었다. 고장탐구 과정에서 수행하였던 CAN 통신 건전성 시험은 S/W상 Reset 기능이 추가되었기 때문에 실시하지 않았다.

전자기 적합성 시험

전자기 적합성 만족을 위한 EMI용 커패시터 및 개선 S/W를 적용한 연료량 지시계와 Double Shield Wire를 장착한 연료시스템에 대하여 개발과 동일한 조건에서 전자기 적합성 시험을 Fig. 12와 같이 수행하였으며 모든 조건에서 적합함을 확인하였다. EMI/EMC 재시험에서 확인된 시현 숫자 깨짐, 미시현, 시스템 재부팅 현상이 발견되지 않았다[6].

개선방안 적용 후 실시된 지상 및 비행시험에



Fig. 12. Fuel System EMI/EMC TEST

서 결함코드 8888 시현현상이 현재까지 발생되지 않는 것을 확인하였다.

V. 결 론

본 논문에서는 연료량 지시계가 비행 중 연료량이 정상적으로 시현되지 못하고 "8888"이 점멸되는 현상에 대한 원인을 파악하여 전자기 적합성 만족 및 연료량이 정상 시현토록 하는 설계개선 입증결과를 제시하였다.

연료량 지시계 이상시현 현상은 전자기 외란에 의하여 전원 불안정 및 CAN 통신 오류를 연속해서 256회 이상 발생시켜 Bus Off 기능이 작동하여 결함코드 "8888"이 시현된 현상이다.

첫 번째로 전자기 적합성 불만족 및 전자기 외란에 의한 전원 불안정 해소 방법으로 연료량 지시계 내부의 EMI 필터 추가, 연료량 지시계 및 신호처리장치간의 케이블에 Double Shield Wire를 적용하였으며 신호처리장치 하부에 접지를 추가하였다.

두 번째로 소프트웨어 측면에서는 CAN 통신 오류가 발생하더라도 연료량을 지속할 수 있도록 Bus Off 기능에 대하여 Reset 기능을 추가하였다. CAN 통신에러가 연속해서 256회 이상 발생하더라도 CAN 통신 Reset 기능을 부여하여 지속적인 연료량 시현이 가능하도록 추진하였다.

회전의 항공기 연료량 지시계 이상시현 현상 설계개선을 통하여 향후 진행되는 파생형 항공기 사업에 크게 기여할 것으로 판단된다.

References

- 1) HELICOPTER, UTILITY, Korea Defence Standard KDC 1450-T4001, 2012, pp.102
- 2) BOSCH CAN Specification, 1991, pp.28
- 3) Qualification Test Report for KUH Fuel Quantity Measurement System, 2012, pp.5
- 4) EMI/EMC Test Report for KUH Fuel Quantity Measurement System, 2012, pp.24
- 5) Requirement for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment, MIL-STD-461F, Dec. 2007
- 6) EMI/EMC Test Report, 2013, pp.5