

# 국방품질연구논집

2021년 3권 2호(12월)



ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

**전문기고**

<b>김연상, 곽금표, 김상민</b> 40MM KM2 추진제의 연소 성능 개선을 통한 약량감소 연구	002
<b>이재형, 최광수, 이영내, 신재혁</b> K계열 군용 차량 바퀴 이탈에 의한 전도사고 조사 연구	009
<b>고동현 문태상 김형우</b> 자주포용 장전장치 밸브류 국산화 개발을 위한 시험방안 설계 및 평가에 관한 연구	015
<b>최상민, 서민성, 이영민, 서형필</b> 수상함 시운전평가서 국방표준화 및 효과성 분석 연구	024
<b>김성빈, 성기창</b> 궤도차량 엔진의 저온 시동성 개선 사례 연구	033
<b>하도준, 이경찬, 최형준</b> 항공기 착륙장치 장착 구조 균열원인 및 품질개선에 관한 연구	042
<b>김영래</b> 군용 무인기 체계 요구성능 항목 분석을 통한 국방규격서 검토 방안 연구	048
<b>박상수, 정아영</b> 군 감항인증 제도 및 사례 분석에 기반한 군용항공기 비행안전성 향상 방안 연구	057
<b>권덕규, 박영호</b> 드론 인터넷에서의 안전하고 효율적인 보안 체계 방안	064
<b>이수학, 이창규</b> 군 운용 개념에 부합한 TICN 운용관리장치 기능 사례 연구	074
<b>진정희, 이영민, 이병호, 신동기, 이영순</b> HEMP 방호용 CCTV의 신뢰성 있는 RS105 시험을 위한 구성 및 절차	082

국방품질연구논집은 연 2회 발행되는 학술논문지입니다.  
홈페이지 <https://www.dtaq.re.kr:8084/dqs>

---

---

<b>발행처</b>	경상남도 진주시 동진로 420(충무공동) 국방기술품질원
<b>발행일</b>	2021년 12월 30일
<b>발행인</b>	허건영
<b>기획 및 감수</b>	김인식
<b>편집위원장</b>	김상부
<b>편집위원</b>	이영순, 고준수, 진성일, 허재호, 박종훈, 이선희, 김성수, 설한신, 임재성, 박장식, 이정순, 홍성돈
<b>편집 및 발간</b>	이창희, 서재현, 배만재, 이형준, 백현무, 이동건, 강병수, 장민기, 장민욱, 최수진, 서민준, 박소영
<b>연락처</b>	055-751-5274
<b>국방인트라넷</b>	thdud3521@dtaq.mil
<b>인터넷</b>	thdud3521@dtaq.re.kr

---

# CONTENTS

## 전문기고

- 40MM KM2 추진제의 연소 성능 개선을 통한 약량감소 연구 2
- K계열 군용 차량 바퀴 이탈에 의한 전도사고 조사 연구 9
- 자주포용 장전장치 밸브류 국산화 개발을 위한 시험방안 설계 및 평가에 관한 연구 15
- 수상함 시운전평가서 국방표준화 및 효과성 분석 연구 24
- 궤도차량 엔진의 저온 시동성 개선 사례 연구 33
- 항공기 착륙장치 장착 구조 균열원인 및 품질개선에 관한 연구 42
- 군용 무인기 체계 요구성능 항목 분석을 통한 국방규격서 검토 방안 연구 48
- 군 감항인증 제도 및 사례 분석에 기반한 군용항공기 비행안전성 향상 방안 연구 57
- 드론 인터넷에서의 안전하고 효율적인 보안 체계 방안 64
- 군 운용 개념에 부합한 TICN 운용관리장치 기능 사례 연구 74
- HEMP 방호용 CCTV의 신뢰성 있는 RS105 시험을 위한 구성 및 절차 82

## 공지사항

- 국방품질연구회(DQS) 88
- 국방품질연구논집 원고모집 안내 89

## 40MM KM2 추진제의 연소 성능 개선을 통한 약량감소 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

A study on reducing propellant charge weight by  
improving combustion performance of 40MM KM2 propellant

김연상, Yun Sang Kim<sup>†</sup>

(주)한화 여수사업장 품질보증부 대리  
Assistant manager, Quality Assurance  
Section, Hanwha Yeosu plant

곽금표, Kum Pyo Kwak

국방기술품질원 유도탄약센터 연구원  
Researcher, PGM&Ammunition Center,  
Defense Agency for Technology and Quality

김상민, Sang Min Kim

(주)한화 보은사업장 품질보증부 과장  
Manager, Quality Assurance Section,  
Hanwha Boeun plant

### Abstract

In this study, we performed combustion improvement test to reduce propellant charge weight of 40MM high-velocity grenade. Throughout the research, We have been varified Closed Bomb Test(CBT) is more reliable method for predicting Internal Ballistics than 5.56 mm rifle tests. With improvement of propellant manufacturing process, we confirmed similar level of propellants charge weight to the U.S. 40MM high-velocity grenade. This paper suggest quality and safety improvement of 40MM high-velocity grenade, using Closed Bomb Test evaluation method.

keywords : Propellant, Burning rate, Internal ballistics

<sup>†</sup> Corresponding Author : Yun Snag, Kim

Tel : +82-62-640-1586, Fax : +82-505-730-1585, email : yunsnag890@hanwha.com

Hanwha Corporation Yeosu Plant, 411, Sinwollo-ro, Yeosu-si, Jeollanam-do, Korea

Received March 15th. 2021 Revised June 8th. 2021 Accepted July 15th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

40MM 고속유탄(K212, KM385 등)은 K4 고속 유탄 기관총에 사용되는 탄약이다. KM2 추진제는 40MM 고속유탄의 탄피 후미에 충전되며, 연소를 통해 고온 고압의 가스를 발생시켜 정지상태의 탄체에 운동에너지를 부여하여 탄체를 목표지점까지 비행시키는데 사용되는 물질이다.

40MM 고속유탄이 요구하는 포구속도를 만족시키기 위해서는 적합한 추진제의 중량을 탄피에 충전해야 하며, 이는 발사시험을 통해 결정된다.

40MM 고속유탄에 자동화 공정을 이용하여 충전 가능한 추진제의 최대 중량은 약 4.6g 수준이다.

최근 시험결과 결정되는 추진제의 약량이 4.6g 수준에 근접함에 따라 품질 리스크 및 안전상 위험이 예상되어 개선이 필요한 상황이다. 본 연구에서는 추진제의 연소 성능을 개선하여 추진제의 결정 약량을 낮춤으로서 완성탄의 조립 편의성 향상 및 안전 개선 효과를 가져 올 수 있을 것으로 기대된다.

## 2. 본론

### 2.1. 강내 탄도 이론 고찰

추진제는 연소 속도가 느린 저성능 폭발물의 범주에 속하며, 높은 화학적 에너지를 가지고 있어 연소 시 고온 고압의 가스를 발생시켜 정지상태의 비행체에 운동에너지를 부여하여 목표지점까지 비행시키는데 사용되는 물질이다[1].

추진제의 연소가스가 비행체의 운동에너지로 전환되는 과정은 Figure 1과 같으며 이때 강내에서의 압력과 포구속도의 관계식은 식1과 같이 나타낼 수 있으며, 속도에 대해 정리하면 식2와 같다[2].

$$A \int_0^{x_i} P dx = \frac{1}{2} m V^2 \quad (1)$$

$$V = \sqrt{\frac{2A \int_0^{x_i} P dx}{m}} \quad (2)$$

\* A = 압력이 작용하는 탄두의 단면적  
 m = 탄두의 중량  
 V = 포구 속도  
 P = 포강내 압력

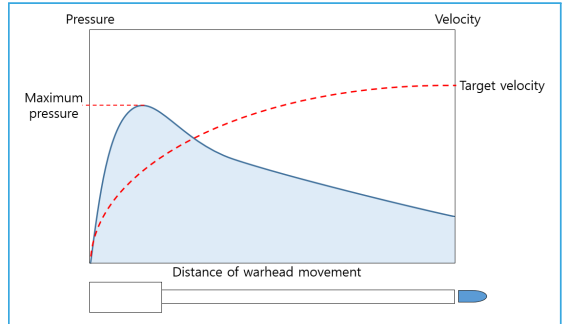


Figure 1. Correlation of pressure and velocity in Internal Ballistics

### 2.2. 강내 탄도 개선 검토

#### 2.2.1. 기능 변수 도출

적은 추진제 양으로 동일한 포구속도를 기대하기 위해서는 Figure 1의 압력-시간 그래프의 면적을 유지하면서, 연소 그래프의 형태를 바꿔야 한다. 이를 위해서는 연소속도를 높혀 총 면적을 넓히거나, 발생 압력을 높혀 총 면적을 넓히는 두 가지 방법이 고려될 수 있다.

개선을 위해 규격사항 내 변경 가능한 변수와 예상 효과는 Table 1과 같으며, 이는 Figure 2의 이슈 트리를 통해 산출해 내었다.

Table 1. Regulations of manufacturing factor & expecting result[3-5]

Factor	Expecting result
Increased energy	Increasing pressure
Decreased web size	Increasing burning rate
Reduced density	Increasing burning rate
Decreased length	Increasing burning rate

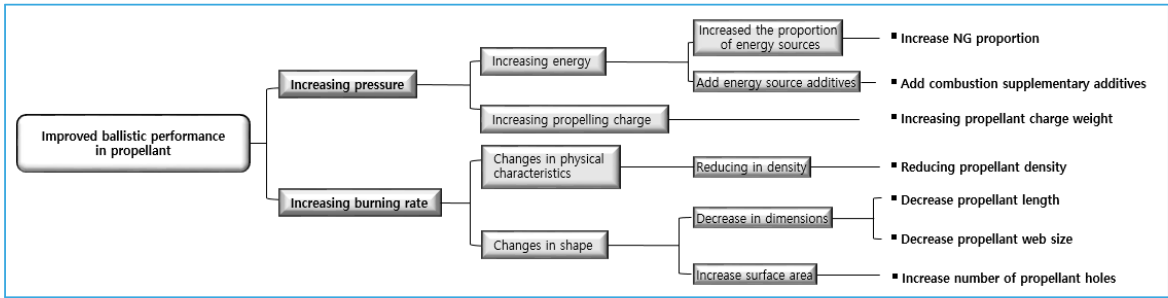


Figure 2. Function factor issue tree[3-5]

2.2.1. 강내탄도 성능 확인 인자 도출

완성탄의 강내 탄도 성능을 예측하기 위한 인자로 40MM KM2 추진제 국방규격 상 성능을 평가하는 5.56 mm Rifle Test 압력 Data와 보편적으로 추진제 성능 예측 시 사용되는 밀폐폭발시험(CBT, Closed Bomb Test)의 R.Q(Relative Quickness) Data를 강내 탄도 성능을 예측 가능한 유효인자로 도출하였다.

5.56 mm Rifle Test는 40MM 고속유탄용 KM2 추진제를 5.56MM 탄에 22 grain(1.425 g)을 충전한 후 -40~45 °C로 환경 처리하여 사격 후 발생 압력을 측정하는 시험이다. CBT는 밀폐된 용기(Bomb) 안에서 화약(추진제)을 연소시켜 시간에 따른 내부압력을 측정하는 시험으로 MIL- STD-286 801.1.2의

방법에 따라 200 cc 밀폐 용기 기준 20 g(0.1 g/cc)를 충전하여 시간(msec)당 발생 압력을 토대로 연소 시간 및 패턴, 최대압력 등의 data를 확인하여 기준 추진제 대비한 R.Q 값을 평가하는 시험이다.

KM2 추진제의 8개년 품질 정보를 토대로 결정된 추진제 약량과 예측 인자와 상관관계를 분석하였다. 40MM 고속유탄용 KM2 추진제의 5.56 mm Rifle Test 압력 대비 40MM 고속유탄의 확정약량의 상관성은 Figure 3의 상단 그림과 같이 R<sup>2</sup> 0.0488로 낮게 확인되었다.

반면, CBT R.Q 대비 40MM 고속유탄의 확정약량과의 상관성은 Figure 3의 하단 그림과 같이 R<sup>2</sup> 0.7251로 매우 높은 상관성을 보였다.

이는 1발당 1.43 g의 추진제로 평가하는 5.56 mm Rifle test 대비 1회 시험 당 20.0 g 소모되는 CBT 방법이 40MM 완성탄의 성능 예측 신뢰성 및 상관관계성이 높은 것으로 판단된다.

추진제 규격 내 개선을 통한 고속유탄의 강내 탄도 성능개선의 여부는 강내 탄도 예측의 신뢰성이 높은 CBT의 R.Q 데이터를 통해 1차 확인하였으며, 최종적으로 완성탄 발사시험을 통해 내탄도 성능 개선을 확인하였다.

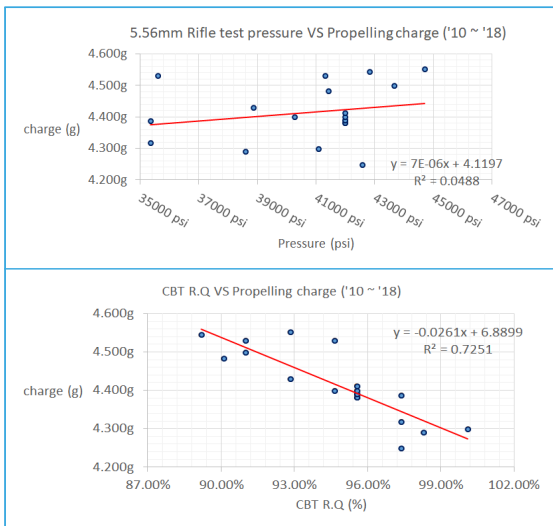


Figure 3. Correlation of propellant weight vs 5.56 mm rifle test pressure & vs cbt R.Q

2.3. 1차 개선 시험

추진제 그레이인의 외경 및 내경을 축소시켜 Web size를 감소시킨 조건과 추진제 그레이인 밀도를 감소시킨 2가지 변수에 대해서 약량 감소 효과성을 확인하기 위해 1차 개선시험을 실시하였다.

기존 양산 생산 조건을 대조군으로 정하고, 금형 변경 등 생산 공정을 조절하여 규격 내 Web size 와 밀도를 변경하여 기술시험 추진제 시료를 제작하였다. 시험 시료는 Web size 감소, 밀도 감소, Web size & 밀도 감소의 총 3가지 개선 조건으로 시료를 제작하였으며, Web size 감소한 추진제 그레이인의 형상은 Figure 4와 같다.

사격시험 전 CBT를 진행하여 완성탄 발사시험 전 양산 수준대비 내탄도 성능 변화를 확인하였으며 조건별 시료의 치수 및 CBT 결과는 Table 2와 같다.

40MM 완성탄 사격시험을 위한 예상 약량은 CBT R.Q와 확장약량과의 상관관계 회귀분석 결과를 통해 조건별로 예상되는 조립 약량을 추정하여 40MM 고속연습탄 KM385에 조건별 추진제 시료를 조립하였다.

사격시험 시료는 조건별로 예상 약량 대비 각각

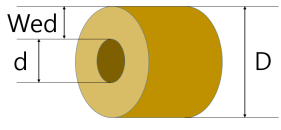
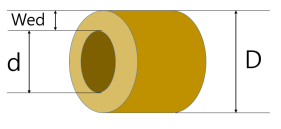
Category	Form	Web Size
Control group		0.570 mm
Decreased web size		0.485 mm

Figure 4. Correlation of propellant weight vs 5.56 mm

97 %, 100 %, 103 % 조건을 충전하여 약량조절시험 조건으로 사격하였으며 탄속은 도플러를 이용하여 측정하고, 압력은 피에조 센서(감도 : 10.77 mV/MPa)로 포강 내 압력을 측정하였다.

기술시험 조건별 완성탄의 사격 시험 결과는 Table 3에 나타낸다.

Table 2. Type of 1st test samples & results

	Category	Length	Web size	CBT R.Q	Charge weight (estimated)
1st test	1 Control group	1.497 mm	0.575 mm	100.0 %	4.508 g
	2 Decreased web size	1.445 mm	0.478 mm	124.2 %	3.932 g
	3 Reduced density	1.456 mm	0.581 mm	119.7 %	4.343 g
	4 Decreased web size + Reduced density	1.427 mm	0.476 mm	130.4 %	3.784 g

Table 3. 1st ballistic test results

	Category	Charge weight	Velocity	Pressure	
1st test	1 Control group	97 %	4.283 g	229.8 m/s	8,080 psi
		100 %	4.508 g	240.0 m/s	8,978 psi
		103 %	4.733 g	250.3 m/s	9,247 psi
	2 Decreased web size	97 %	3.735 g	218.5 m/s	7,452 psi
		100 %	3.932 g	230.5 m/s	7,452 psi
		103 %	4.129 g	239.3 m/s	8,619 psi
	3 Reduced density	97 %	4.126 g	227.4 m/s	5,925 psi
		100 %	4.343 g	241.7 m/s	5,925 psi
		103 %	4.560 g	249.6 m/s	6,464 psi
	4 Decreased web size + Reduced density	97 %	3.595 g	213.5 m/s	7,002 psi
		100 %	3.784 g	226.4 m/s	7,362 psi
		103 %	3.973 g	238.3 m/s	7,272 psi

시험 결과를 토대로 탄속과 추진제약량 간의 회귀 식으로 계산한 탄속 요구조건인 242.3 m/s를 발휘할 수 있는 확인 약량과 그 때의 예상압력은 Table 4와 같다.

개선된 추진제 조건별 사격시험 결과 CBT R.Q 상승에 따라 예상되는 약량은 최대 4.032 g으로 확실한 감소를 나타내었다.

사격전 예상 약량과는 다소 차이가 있으나, 기존 제품의 CBT R.Q가 100% 이내에 존재하여 외삽 범위의 예측으로 차이가 발생한 것으로 보인다.

### 2.4. 추가 개선 시험

1차 기술 시험결과 약량 감소의 효과가 큰 조건4번인 추진제 그레인 Web size 감소와 추진제 그레인의 밀도 감소를 동시에 적용한 추진제의 약량확인시험과 동시에, 추가 개선점 확인을 위하여 2차 개선시

험을 진행하였다.

추가 개선 조건은 기존 4번 조건에 NG를 추가 투입하여 기존 19.2%에서 19.7%수준으로 늘리고, 추진제의 전장을 기존 약 1.5 mm에서 약 1.25 mm로 감소시키는 변수를 추가하였다.

2차 개선시험은 1차 개선시험의 조정시험 결과 확인된 추진제 탄속 기울기를 기반으로 예상 약량을 산출하여 확인시험으로 진행하였으며, 생산한 시료 조건은 Table 5와 같다.

2차 개선시험 조건별 시료조립은 1차 개선시험 시 확인된 조건4의 확인약량으로 조립하여 사격하였으며, 사격 시험 결과는 Table 6과 같이 확인되었다.

시험 결과를 토대로 탄속 요구조건인 242.3 m/s를 발휘할 수 있는 확인 약량과 그 때의 예상압력은 Table 7와 같이 약량은 4.0 g에 근접한 수준으로 감소되었으며, 압력은 약 11,700 psi수준으로 예상할 수 있다.

**Table 4.** Analyze of 1st ballistic test results

Category		Target Velocity	Charge weight (estimated)	Pressure (estimated)
1st test	1	Control group	4.558 g	8,898 psi
	2	Decreased web size	4.176 g	8,565 psi
	3	Reduced density	4.397 g	6,172 psi
	4	<b>Decreased web size + Reduced density</b>	<b>4.032 g</b>	<b>7,389 psi</b>

**Table 5.** Type of 2nd test samples & results

Category		Length	Web size	CBT R.Q	Charge weight (estimated)	
2nd test	1	Decreased web size + Reduced density	1.427 mm	0.476 mm	130.4 %	4.031 g
	2	Decreased web size + Reduced density + Increased NG proportion	1.425 mm	0.478 mm	132.6 %	3.999 g
	3	Decreased web size + Reduced density + Increased NG proportion + Decreased length	1.280 mm	0.473 mm	133.6 %	3.984 g



**Table 6.** 2nd ballistic test results

Category			Charge weight		Velocity	Pressure
2nd test	1	Decreased web size + Reduced density	100 %	4.032 g	222.97 m/s	9,340 psi
	2	Decreased web size + Reduced density + Increased NG proportion	100 %	4.032 g	240.75 m/s	10,940 psi
	3	Decreased web size + Reduced density + Increased NG proportion + Decreased length	100 %	4.032 g	242.03 m/s	11,664 psi

**Table 7.** Analyze of 2nd ballistic test results

Category			Target Velocity	Charge weight (estimated)	Pressure (estimated)
2nd test	1	Decreased web size + Reduced density	242.3 m/s	4.281 g	9,518 psi
	2	Decreased web size + Reduced density + Increased NG content		4.010 g	10,924 psi
	3	<b>Decreased web size + Reduced density + Increased NG content + Decreased length</b>		<b>3.990 g</b>	<b>11,634 psi</b>

### 2.5. 재현성 확인 시험

약량 감소의 효과가 큰 것으로 예상되는 Web size 감소 & 밀도 감소 & NG 추가투입 & 전장 감소를 적용한 추진제를 신규로 2개 배치를 생산하여 해당 조건의 재현성을 확인하였다.

재현성 확인 시험은 동일 조건에서 2개 배치 각각에 대하여 상온10발, 고온10발을 사격하였다. 제작한 시료 조건은 Table 8과 같으며, 시험 조건별 완성탄의 사격 시험 결과는 Table 9와 같다. 시험 결

과를 토대로 242.3 m/s를 발휘할 수 있는 확인 약량은 Table 10과 같이 4.0 g 수준으로 2차 기술시험 시 확인된 약량의 재현성을 확인하였으며, 그때의 예상압력은 11,000 psi 수준으로 확인되었다.

### 3. 결론

규격 내 치수와 공정의 조절을 통해 요구 탄속을 만족시키면서도 추진제의 충전 약량을 낮출 수 있는 개선조건을 확인하였다.

**Table 8.** Type of reproducibility test samples & results

Category		Length	Web size	CBT R.Q	Charge weight (estimated)	
Reproducibility test	1	A Batch	1.277 mm	0.497 mm	129.0 %	4.103 g
	2	B Batch	1.260 mm	0.503 mm	128.9 %	4.103 g

**Table 9.** Reproducibility ballistic test results

Category			Charge weight		Velocity	Pressure	Temperature
Reproducibility test	1	A Batch	100 %	4.103 g	246.17 m/s	11,030 psi	21 °C
					246.84 m/s	11,368 psi	52 °C
	2	B Batch	100 %	4.103 g	246.68 m/s	10,754 psi	21 °C
					248.17 m/s	10,861 psi	52 °C

**Table 10.** Analyze of the reproducibility ballistic test results

Category			Target Velocity	Charge weight (estimated)	Pressure (estimated)
Reproducibility test	1	A Batch	242.3 m/s	3.998 g	10,955 psi
	2	B Batch		3.990 g	10,674 psi

기존 양산 조건으로 추진제 생산 시 확정 약량은 4.558 g에 예상압력은 8,898 psi 수준이었으나, 금번 실험을 통해 개선된 조건의 경우 확정 약량은 3.994 g 수준에 예상압력은 10,815 psi 수준으로 확인되었으며, 이는 미 40MM 고속유탄인 M430의 통상적 약량인 4 g 수준과 유사하다.

현재 국내 규격에서는 압력의 규제가 별도로 없으나 수출 시 이집트에서 요구한 압력 규격인 15,230 psi이하와 대비하여 비교 해보면, 개선된 조건의 추진제의 경우 평균압력은 10,815 psi, 압력의 편차는 602 psi 수준으로 규격 상한에 대비하여 6σ 이상의 품질 수준을 확보하여 압력에 대한 품질 수준 또한 안정적이라고 볼 수 있다.

또한 5.56 mm Rifle Test 보다 CBT의 결과가 강내 탄도 성능을 예측하기에 적합함을 확인 하였다.

본 연구결과 규격상 참고치수에 준한 기준추진제를 제조, 선정된 후 CBT 기준추진제로 설정하여 CBT의 R.Q의 범위로 추진제를 평가하여 관리 하는 것이 탄약의 성능 및 품질 개선을 가능토록 할 것으로 판단된다.

**참고문헌**

- 1 Cho ki hong & Chang il ho, "A Study on the Effect of storing Temperature upon the Self Life of Propelling Charge K676 and K677", Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, 8(1), pp.14-24, 2005.
- 2 Lee heung ju, Weapon engineering, Cheong moon gak, pp.68-93, 1994.
- 3 O seok hwan, "Chamber Pressure and Muzzle Velocity According to Web Size of Multi Perforated Propellant", Journal of The Korea Society for Aeronautical & Space Sciences, pp. 921-924, 2012.
- 4 Yun jae geon, "A Study on the Macroscopic Combustion Models of Gun Propellants", Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers, 18(8), pp.2201-2209, 1994.
- 5 Roh tae seong, "Analysis of Elements Influencing on Performance of Interior Ballistics", Journal of The Korea Society for Aeronautical & Space Sciences, 17(4), pp. 16-24, 2013.

# K계열 군용 차량 바퀴 이탈에 의한 전도사고 조사 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

## A Study on the Investigation of Rollover Accident Caused by K-Series Military Vehicle Wheel-Off

**이재형, J. H. Lee†**

국립과학수사연구원  
대구과학수사연구소 연구사  
Researcher, Daegu Institute,  
National Forensic Service

**최광수, G. S. Choi**

국립과학수사연구원 법안전과  
연구사  
Researcher, Forensic Safety,  
National Forensic Service

**이영내, Y. N. Lee**

국립과학수사연구원  
대구과학수사연구소 연구관  
Senior Researcher, Daegu  
Institute, National Forensic  
Service

**신재혁, J. H. Shin**

국방기술품질원 감항인증1팀  
선임연구원  
Senior Researcher,  
Airworthiness Certification  
Team 1, Defense Agency for  
Technology and Quality

### Abstract

This study summarizes the investigation results of rollover accident due to wheel-off during the operation of k-series military vehicle. The vehicle's rollover accident could be occurred due to reasons such as wheel-off, poor operation, and center of gravity problem. Generally, wheel-off accidents could be caused by various factors such as damage of fastening bolts, impact of foreign substances, and excessive driving. The accidents of military resources would be regarded as to be great loss in our nation so that substantial efforts are needed to prevent recurrence of similar accidents by analyzing the cause through a precise accident investigation. In addition, through a series of processes to identify the cause of an accident, it is possible to expect follow-up measures to prevent disputes on liability issues. This study aims to identify the cause of the accident through detailed analysis and contribute to prevent similar cases of vehicle accidents

**keywords :** Fatigue Striation, Fatigue, Forensic, Accident Investigation, K-Series Tanks

† Corresponding Author : Jaehyeong Lee

Tel : +82-54-970-0582, Fax : +82-55-751-5805, email : jh0206@korea.kr

National Forensic Service, 39872, 33-14, Hoguk-ro, Waegwan-eup, Chilgok-gun, Gyeongsangbuk-do, Korea

Received March 19th. 2021 Revised June 4th. 2021 Accepted July 12th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

현대의 일상은 발생 가능한 다양한 사고의 가능성에 의해 노출되어있다. 발생여부를 미리 알 수 없는 안전사고 및 재난사고는 예방이 가장 중요하며, 사고 발생 시 명확한 원인규명을 통해 법적 책임소재를 결정하고 재발방지 대책을 수립하는 것이 정의롭고 공정한 사회에 반드시 필요한 부분이다.

이에, 법공학은 각종 사고에 관한 법적 문제에 대해서 이를 공학적으로 해명하는 학문 분야로 해당 분야의 전문지식과 경험을 갖추고 있는 전문가가 법적인 관점에서 문제점을 규명하는 학문이다[1-2]. 이러한 법공학적 관점에서 차량 사고에 대해 수행한 다양한 연구 성과물이 있다. 김종혁 등의 연구에서는 차량 크레인 전도사고에 대한 원인을 규명하고자 차량 크레인의 구조에 대해 사전조사 후 현장에 입장했으며, 사고 현장에서 전도한 차량 크레인 붐의 길이, 수평, 수직 각도, 아웃트리거 확장 폭 등 사고 직전 차량 크레인의 자세를 확인하였다. 이후 아웃트리거의 손상 흔적과 차량 크레인 작업 위치 바닥의 손상 흔적을 비교하여 사고 전 차량 크레인의 위치를 특정하고, 적재물의 무게와 차량 크레인의 자세를 작업반경도와 정격 총하중표와 비교함으로써 사고 전 차량 크레인의 자세에서는 적재물의 중량이 초과하여 전도 할 수 있음을 확인하였다[3]. 또한, 김의수 등의 연구에서는 타워크레인 볼트 파손에 대한 원인 분석을 하였는데, 파면해석(Fractography)을 위해 SEM(Scanning Electro Microscope)를 이용한 파단면 관찰의 결과로 열처리 미수행이라는 불완전 공정 수행으로 강도 및 경도 값 저하로 인한 파단임을 공학적으로 밝혀내었다[4]. 김의수 등의 다른 연구에서는 기계 부품 파손에 따른 차량 화재 사고 원인 규명을 위해 파손된 부품의 형태학적 검사를 수행했으며, 동시에 계장화 압입시험법으로 파손 부품의 물성을 평가 후 법공학적 관점으로 발화지점 특정부터 파손 원인 분석을 수행하여 제품 본질의 품질과 더불어 운전자 관점의 운용품질관리의 중요성을 제시하였다[5]. 차량 운용환경이 차량 바퀴 결합에 큰 영

향을 미칠 수 있는 연구도 있었는데, Artigas et al.의 연구에서는 광산의 채광작업에 사용되는 차량의 바퀴 현상에 주목하였다. 채광 현장에서의 차량의 운용환경에 의한 진동과 사용자의 과도한 운영 등의 복합적인 작용으로 인해 바퀴에 연결된 볼트의 소성 변형이 이루어지고 시간이 지나면 지속적 피로에 의한 파괴가 이루어진다는 사례연구통한 교훈을 제시하였다[6]. 또한, Varin의 연구에서는 바퀴 이탈의 주요 인자로 바퀴 조립 설계, 장착과정, 정비 요구사항을 언급하고 있으며, 특히 적절한 토크로 인한 체결력이 바퀴 이탈사고를 방지할 수 있다는 중요성을 간과해서는 안 된다고 강조하였다[7].

본 연구는 운행 중이던 K계열 군용 차량의 우측 뒤 바퀴가 이탈되어, 차량이 터널 내 경계석을 충격 후 전도한 사고를 조사하여 사고의 원인을 분석한 내용을 담고 있다. 차량 전도 사고는 바퀴 이탈, 외부 충격, 운용미숙 등 다양한 원인에 의해 발생 가능하며, 부품파손 문제로 인한 경우 제조사 제품 전반에 걸친 품질 및 안전성과 깊은 관련이 있기 때문에, 체계적인 조사와 명확한 원인규명이 필요하다.

이에 K계열 군용 차량(이하 ‘사고차량’)의 검사를 수행하여 파손된 우측 뒤 바퀴와 정상적인 바퀴의 체결 상태 비교, 사고현장 수색 중 발견된 파손된 볼트, 우측 뒤 허브의 볼트 파손 원인의 공학적 판단을 위한 업무분장, 파손된 볼트, 허브에 나타난 손상흔적의 형태학적 검사 등 여러 사항을 종합하여 바퀴가 이탈된 원인을 도출하였다.

본 논문의 목적은 차량 사고조사에 수반되는 일련의 원인분석을 통해 그 결과를 도출하고, 동일한 사고 재발방지를 위한 예방품질 향상에 기여하고자 한다.

## 2. 사고 검사 및 감정

사고차량 전도사고 후 감정을 위해 획득한 사고 검사 감정물은 사고차량, 이탈된 우측 뒤 바퀴 조립체, 사고현장에서 수거한 파손된 휠 볼트 등 이었다. 해당 감정물 조사를 통해 수거한 휠 볼트와 이탈된

우측 뒤 바퀴의 휠 볼트 파단면 일치여부를 확인하고, 그 파단면을 분석하여 사고 원인을 파악하는데 주력하였다. 검사 및 감정 과정은 Figure 1과 같은 절차를 거친다.

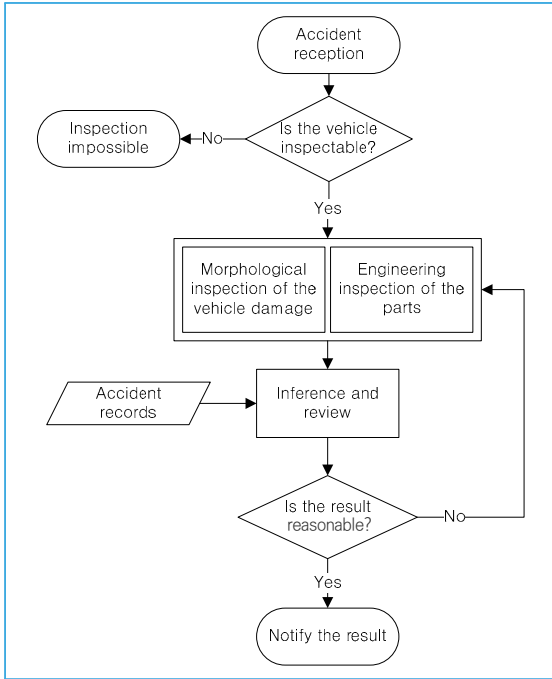


Figure 1. Inspection process diagram

## 2.1. 검사

### 2.1.1. 사고차량에 대한 검사

사고차량의 바퀴 조립체는 고무 타이어를 포함한 휠(Wheel)과 휠 볼트, 차량 몸체와 바퀴 연결을 위한 허브(Hub), 휠과 허브 사이에 맞는 드럼(Drum)으로 구성되어 있으며, 구성과 평면도 및 측면도는 Figure 2와 같다.

사고가 발생하지 않은 정상상태인 바퀴 조립체는 Figure 3의 (a)와 같으며 Figure 3의 (b)는 휠을 제거한 드럼-허브 조립체, Figure 3의 (c)는 드럼-허브 조립체에서 드럼을 제거한 모습을 보여준다. 바퀴 허브와 볼트는 타합으로 끼워 맞춰 사실상 일체형으로 연결되어있는 것이 정상적인 상태이다.

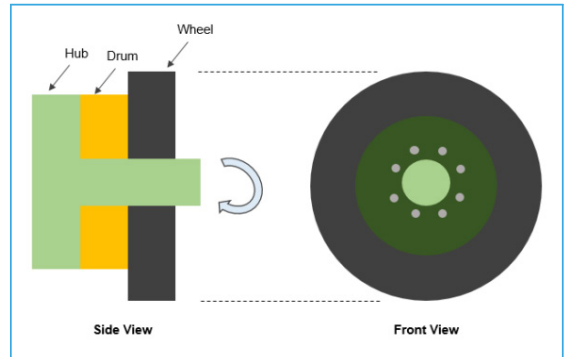


Figure 2. The front and side view of tire hub with drum and wheel

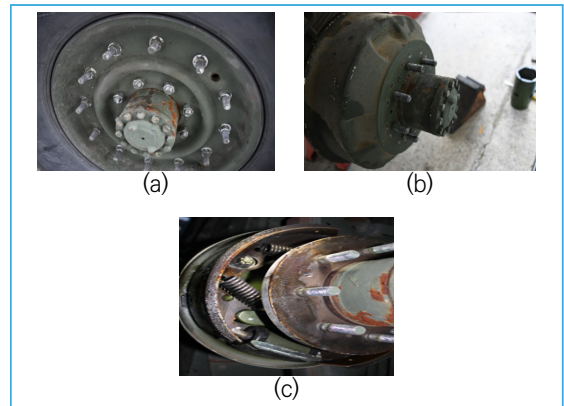


Figure 3. The normal condition of tire hub with drum and wheel, (a):normal wheel assembly, (b):wheel removed from (a), (c):hub removed from (b)

Figure 4에서와 같이 사고차량의 우측 뒤 바퀴에 연결 되어있는 드럼의 휠 볼트 홀은 총 8개로서 사고차량의 경우 8개의 휠 볼트 모두 파손되어 드럼 외부에서 식별되지 않는 상태였다. 사고 차량의 경우 Figure 4와 같이 휠 볼트 홀에서 반경 방향으로 바깥쪽에는 휠 볼트 홀 1개당 2개의 접촉 손상 흔적이 식별된다.

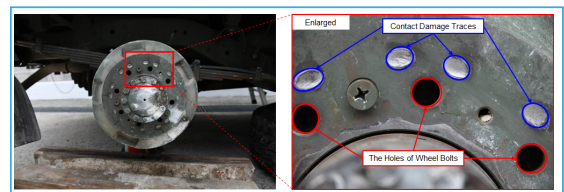


Figure 4. The vehicle condition of right-side(rear) drum after accident

사고차량으로부터 이탈된 우측 뒤 바퀴의 드럼을 허브로부터 분리하여 허브를 검사한 결과, Figure 5에서 보이는 바와 같이 8개의 휠 볼트 전부 허브와 드럼 접촉면 보다 깊은 곳에서 부러진 상태였다. 또한, 허브 표면에서 식별되는 바모 흔적은 허브 돌레를 따라 접선 방향으로 나타난 상태임을 확인하였고, 이는 좌측 허브의 동일 위치와 비교했을 때 손상 정도가 현저한 상태임을 확인하였다.

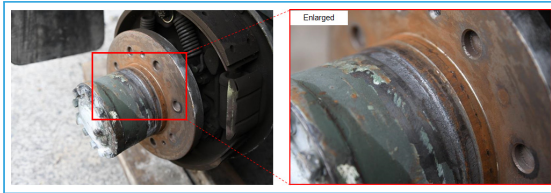


Figure 5. The vehicle condition of right-side(rear) hub surface

### 2.1.2. 이탈된 우측 뒤 바퀴에 대한 검사

Figure 6에서 확인할 수 있듯이 사고차량에서 이탈된 우측 뒤 바퀴의 8개의 홀을 검사한 결과 4개 홀에서 변형이 식별되었고, 그 중 1번 홀의 변형이 현저한 상태임을 확인되었다. 현장에서 휠을 수거하지 못해 촬영한 사진의 픽셀(px)거리로부터 1번 홀의 변형량을 정량적으로 측정한 결과 양호한 휠의 지름(약 750.9 px)과 비교 시 약 14.7% 늘어나 있음이 확인되었다. 또한, 이탈된 우측 뒤 바퀴의 내측면에는 드럼 외측면에 나타난 손상 흔적과 접촉하는 부분에서 현저한 접촉 손상 흔적이 식별되었다.

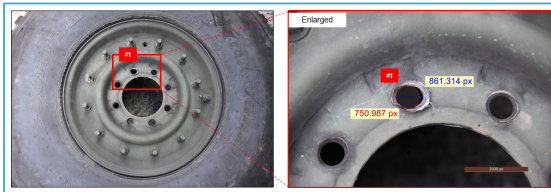


Figure 6. The vehicle condition of right-side(rear) wheel & significant deformation identified on the #1 hole

### 2.1.3. 휠 볼트에 대한 검사

Figure 7은 사고현장 주변 수색 결과 발견된 휠 볼트를 보여준다. 상단은 볼트 나사산이 일부 나사산에서 소성 변형이 식별됨을 보여주며 하단은 볼트에 체결되어 함께 수거한 너트로 테이퍼 진 부분에서 현저한 마손 흔적이 식별됨을 보여준다.



Figure 7. Damaged traces of bolt screw thread(left) and base side of nut(right)

### 2.1.4. 부품 검사 결과

사고차량으로부터 이탈된 우측 뒤 바퀴 드럼 표면의 접촉 손상 흔적은 반대편 좌측 뒤 바퀴 드럼 표면의 접촉 손상 흔적과 비교했을 때 상대적으로 그 흔적이 뚜렷한 상태였으며, 이탈된 우측 뒤 바퀴 내측면(드럼 접촉 면) 접촉 손상 흔적은 좌측 뒤 바퀴 내측면의 접촉 손상 흔적보다 뚜렷한 상태였다. 또한, 우측 뒤 바퀴 허브 표면의 손상 흔적은 좌측 뒤 허브 표면의 손상 흔적에 비해 현저한 상태였다. Figure 7에서 확인할 수 있듯이, 사고현장 주변에서 수거한 휠 볼트 체결 너트 외측으로 돌출된 볼트 표면에서 손상 흔적이 식별 되었다.

또한, Figure 8 상부 사진을 보면 확인할 수 있듯이, 볼트와 연결되는 너트 외측으로 돌출된 나사산 개수가 정상적인 차량 바퀴의 경우 5~6개인 반면에, Figure 8 하부 사진에 나타난 바와 같이 파손된 휠 볼트 체결 너트 외측으로 돌출된 볼트 나사산 개수는 약 2개로 식별되었다.

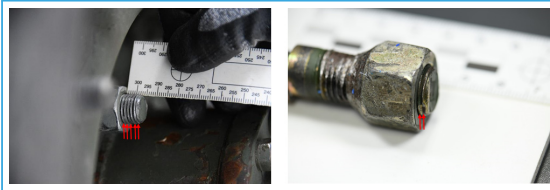


Figure 8. The difference between normal(left) and abnormal(right) bolt screw thread numbers

## 2.2. 원인 검토

### 2.2.1. 파단면 분석

휠 볼트 파단 원인에 대한 검토를 위해 휠 허브에 파단된 휠 볼트 Root 부위에 각각 8번까지 번호를 부여하였으며, 실체현미경(Carl Zeiss, Stemi SV11)을 사용하여 파단면을 검사하였다. 그 결과 파손된 8개의 휠 볼트 파단면의 전반에 걸쳐 전형적인 피로 파괴(Fatigue Fracture)를 의미하는 피로줄무늬(Fatigue Striation)와 비치마크(Beach Mark)가 식별되었고, 이는 차량 하중을 지탱하여 구르는 휠 및 이를 고정하는 휠 볼트의 역할로 볼 때 8개 휠 볼트 모두 반복적인 하중에 의한 것임을 추정할 수 있다. Figure 9를 보면 대표적으로 비치마크를 확인할 수 있는 8번 파단면을 확대하였다.

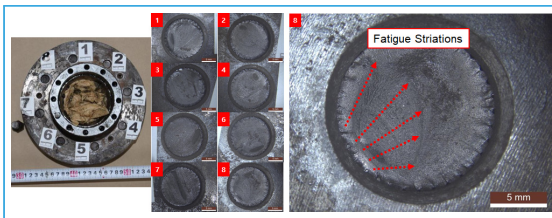


Figure 9. Fracture surface inspection and fatigue beach mark identification on #8

### 2.2.2. 사고 원인에 대한 검토

사고현장 주변에서 수거한 휠 볼트에 체결된 너트 외측으로 돌출된 볼트 나사산 개수는 약 2개로 식별되었는데, 이탈되지 않은 좌측 뒤 바퀴의 휠 볼트 체

결 너트 외측으로 돌출된 볼트 나사산 개수가 약 6개로 식별되는 점을 보아, 휠 볼트는 외력 혹은 너트 체결력 약화로 인해 풀린 것으로 사료된다.

또한, 휠 볼트에 체결된 너트 내측면과 볼트 나사산에서 손상 흔적이 현저한 점, 드럼 표면과 동 드럼 표면과 맞닿은 바퀴 내측면에서 상호 충격에 의한 것으로 볼 수 있는 손상 흔적이 현저한 점, 동 손상 흔적이 이탈되지 않은 좌측 뒤 바퀴의 드럼 표면 및 바퀴 내측면의 흔적에 비해 뚜렷한 점, 우측 뒤 허브 축 표면에 마찰 손상 흔적이 현저히 식별되는 점 등이 확인되었다. 이를 종합적으로 검토하였을 때 우측 뒤 바퀴의 휠 너트는 불상의 외력 혹은 체결력 약화로 풀려 내측면과 드럼 외측면에 유격이 발생해 차량 하중을 지탱하지 못하고, 바퀴가 흔들거리며 주행할 때 발생하는 반복적인 충격이 휠 볼트에 전달되어 휠 볼트의 피로파단을 야기한 것으로 사료된다.

## 2.3. 감정결과

사고에 대한 검사 및 검토결과 휠 볼트는 피로파단된 것이며, 그 원인으로는 불상의 외력 또는 너트 체결력 약화로 휠 너트가 풀려 바퀴가 흔들거리는 상태로 주행할 때 발생 가능한 반복 충격에 의한 것으로 판단된다. 바퀴가 차량 하중을 지탱하기 위해서는 휠볼트-너트의 적정 토크 체결에 의해 휠 내측면과 허브 외측면에서 발생하는 마찰력이 필요하며 만약 너트가 풀린다면 이 마찰력이 저하 또는 상실되어 차체 하중은 고스란히 휠볼트에 전달될 수밖에 없다. 휠 너트가 정상 체결 토크로 결합되지 않은 상태로 주행 중 한두 개의 너트가 풀림에 따라 휠에 유격이 생기고 이를 미처 인지하지 못하고 지속적으로 주행함에 따라 유격 및 충격에 의해 다른 너트가 풀렸을 가능성을 배제할 수 없을 것으로 추정된다. 즉, 불균형 상태에서 운행 시 발생하는 반복적인 진동과 충격이 휠 볼트 피로파단의 원인으로 보인다.

휠 볼트가 풀린 직접적인 원인은 규정 토크로 너트를 조이지 않은 경우, 외부 물체와 직접 충격에

의한 경우 등이 있으며 제시된 감정물 만으로는 구체적으로 특정할 수 없다.

### 3. 결론

본 연구에서는 운행 중 우측 뒤 바퀴 이탈에 의한 차량 전도 사고의 사고조사 및 원인분석을 수행하였다. 사고차량의 부품을 분석한 결과 휠 볼트의 파단면은 피로파괴에 의한 파단인 것으로 보이나, 그 원인에 대한 관점은 운용품질 관리의 문제와 부품 품질 본질의 문제로 구분될 수 있다.

다만, 부품 품질 자체의 문제였다면 동일한 운행 시간, 운행거리 등을 종합적으로 고려하여 해당 부품이 적용된 모든 차량에서 동일한 현상이 연속적 혹은 간헐적으로 발생했어야 하나, 사고 발생 전후로 동일한 사고는 보고된 바 없다.

따라서, 파단되어 이탈된 휠 볼트와 너트의 체결 상태, 파단면의 파손형태, 나사산의 마모 형태 등 분석 결과를 종합적으로 검토하였을 때 운용품질 관리 및 부품 체결 문제에 무게가 더 기울어진다는 결론이다. 운용품질 관점에서 사용자는 운용·정비교범 등 차량 매뉴얼에 차량 운행 전 상시 점검 항목을 확인하여야한다. 또한, 규정된 볼트와 너트 간 체결력을 확인할 수 있는 토크렌치 사용을 의무화하고 사용자 안전강화 관점에서 주기적인 점검과 관리감독을 강화한다면 차량 운용품질 향상에 기여를 할 수 있을 것으로 사료된다.

더불어, 제조사도 차량 납품 후 운용·정비교범 등 차량 매뉴얼에 바퀴의 체결 상태를 상시 혹은 장기 점검 항목으로 설정하지 않았다면 운용·정비 관리 차원에서 반드시 제공하여야 할 것이며, 이로인해 발생한 사고에 대한 제조사의 책임을 상계하여 최종 판단해야할 것으로 사료된다.

### 참고문헌

- 1 Sam, B., "Forensic Engineering: Reduction of Risk and Improving Technology", Engineering Failure Analysis, Vol. 14, pp. 1019-1017, 2007.
- 2 Brian, H., Mohamed, T., K., "Non-Destructive Testing Techniques for the Forensic Engineering Investigation of Reinforced Concrete Buildings", Forensic Science International, Vol. 167, pp. 167-172, 2007.
- 3 J., H., Kim, E., S., Kim, Y., I., Seo, B., S., Moon, J., M., Goh, N., K., Park, "Forensic Engineering Study on the Accident Cause Investigation of the Mobile Cranes Overturn Accident", The Proceedings of the Korean Society of Mechanical Engineers, pp. 1040-1045, 2011.
- 4 E., S., Kim, J., H., Kim, K., J., Lee, "Forensic Engineering Study on the Bolt Damage Analysis of the Tower-Crain using Fractography", The Proceedings of the Korean Society of Mechanical Engineers, pp. 14-15, 2011.
- 5 E., S., Kim, "Forensic Engineering Study on Damage Assessment of the Damage to the Internal Parts of a Vehicle Involved in a Fire Accident", The Korean Society of Mechanical Engineers, Vol. 34, No. 3, pp. 255-261, 2010.
- 6 A. Artigas, A. Monsalve, R. Colas, N.F. Garza-Montesde-oca, "Failure analysis of the fasten system of wheels used in mining picup trucks", Case Studies in Engineering Analysis, Vol. 8, pp. 28-35, 2017.
- 7 G. D. Varin, "Wheel Attachment Failures in Light-Duty Vehicles", Journal of Failure Analysis and Prevention, Vol. 17, pp. 660-671, 2017.



# 자주포용 장전장치 밸브류 국산화 개발을 위한 시험방안 설계 및 평가에 관한 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

## A Research on Test Method Design and Evaluation of Valves used for the Localization Development in Self-Propelled Artillery

고동현, Dong Hyeon Ko†

국방기술품질원 기동화력4팀 연구원  
Researcher, Land Systems Team 4,  
Defense Agency for Technology and  
Quality

문태상, Tae Sang Moon

국방기술품질원 기동화력4팀 책임연구원  
Principal Researcher, Land Systems Team 4,  
Defense Agency for Technology and  
Quality

김형우, Hyung Woo Kim

(주)모트롤 방산연구개발1팀 선임연구원  
Senior Research Engineer,  
Defense System R&D 1 Team,  
Corporation Mottrol

### Abstract

The valves of self-propelled artillery, which are applied to K55A1, are components that perform the function of loading bullets and moving the loading device. Previously, the total amounts are imported from CWAT, Co. However, localization is required because of value raise, cost reduction in production, reliable part supply. To confirm the perfection of development and the validity of system application for the valves of self-propelled artillery, we accomplished the test method design and evaluation on that item. As a result, the new development was satisfied with all of required specifications in the level of parts or upper systems.

**keywords :** Self-Propelled Artillery, Valve, Localization, Test Evaluation

† Corresponding Author : Dong-hyeon, Ko

Tel : +82-51-750-2556, Fax : +82-51-758-3992, email : pulsation\_h@dtaq.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 52851, 420, Dongjinro, Jinju-si, Gyeongsangnam-do, Korea

Received April 20th. 2021 Revised June 23rd. 2021 Accepted July 29th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

국산화 개발대상 품목인 “축압기”, “밸브, 방향전환용”, “밸브, 역지용”은 K55A1 자주포 장전장치에 조립되어 탄의 장전 및 장전장치 이동의 기능을 수행하는 장치이다[1]. 현재 스위스의 CWAT사로부터 전량 수입하고 있으나, 부품 국산화를 통해 수입대체 및 원가절감으로 경제성을 확보함으로써 안정적인 자재수급과 원활한 군수지원을 하고자 한다.

본 연구에서는 K55A1 자주포 장전장치의 하위구성품인 “축압기”, “밸브, 방향전환용”, “밸브, 역지용” 등 3종의 국산화 개발과정에서 진행한 규격 요구조건 적합성 및 기술적 도달정도를 확인하기 위한 시험평가 방안 및 결과를 제시하고자 한다. 국산화 개발에 앞서 설계기술, 제작기술, 시험평가기술 등에 대한 국산화 소요기술 분석, 국내 선행기술조사 및 국외 선행기술조사 등을 수행한 결과 국산화 개발에 문제가 없는 것으로 확인되었다.

## 2. 장전시스템의 작동원리

K55A1의 장전장치는 크게 탄 받침대, 스위블 밸브블록, 래밍 드라이브, 래밍 밸브블록, 지지대로 구성되며, 자주포 장전장치 형상은 Figure 1과 같다. 국산화 개발품인 밸브류는 래밍 드라이브 및 래밍 밸브블록의 하위 구성품으로 탄의 장전 및 장전장치 이동 기능을 수행한다[2].

“축압기”, “밸브, 방향전환용”은 “장전기-장전도구, 동력식”의 하위 구성품으로 시스템의 작동에 따라 축압기에 유압원을 축적 및 작동시켜 탄을 포구에 장전시키는 장치이다. “밸브, 역지용”은 “밸브블록, 선회용, 전진용”의 하위 구성품으로 장전조립체를 회전시켜 포구에 정렬 또는 복귀시키며, 포가 고각으로 작동 시 장전조립체를 전진 또는 후진시키는 기능을 한다.

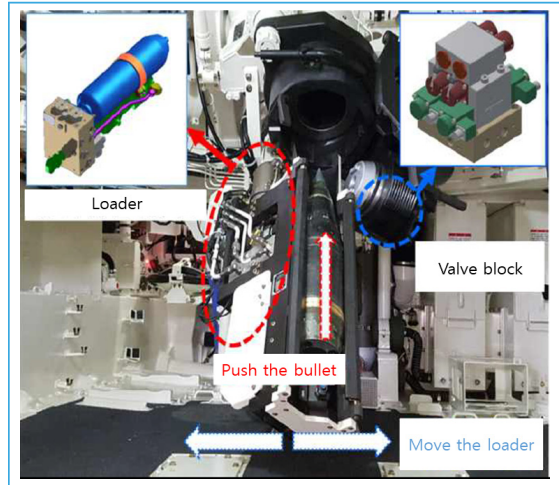


Figure 1. Loading system of K55A1

## 3. 개발 대상품 분석

수입품 대비 동등이상의 성능 구현을 위해 수입품을 분석하여 기계적 성능을 확보하였다.

“축압기”는 장전실린더 구동용 유압에너지를 저장하였다가 저장된 유압에너지를 장전실린더의 로드측에 공급하는 기능을 한다. 축압기의 형상은 Figure 2와 같고, 제원은 Table 1과 같다.

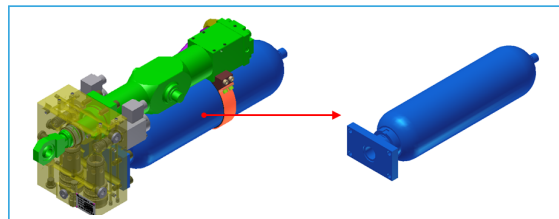


Figure 2. The shape of accumulator

Table 1. The specification of accumulator

Classification	Contents
Gas leakage	No leakage
Oil leakage	No leakage
Volumetric efficiency	88% or above
Release time(s)	0.05 or below
Dimension(mm)	496 X 134 X 114
Weight(kg)	11

“밸브, 방향전환용”은 장전기 실린더의 로직밸브 파일럿라인에 압력을 공급하거나, 복귀라인과 연결하여 로직밸브를 작동 및 차단시키는 기능을 한다. 밸브, 방향전환용의 형상은 Figure 3, 제원은 Table 2와 같다.

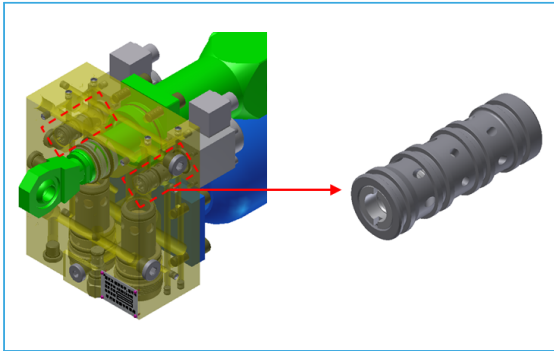


Figure 3. The shape of solenoid valve

Table 2. The specification of solenoid valve

Classification	Contents
Operating pressure(MPa)	13 ± 0.5
Internal leakage(cm <sup>3</sup> /min)	0.1 or below
Dimension(mm)	Φ20 X 57
Weight(kg)	0.09

“밸브, 역지용”은 선회용 및 전진용 유압실린더로 공급되는 유량을 제어하고, 역방향으로 유압유가 흐르지 못하게 하는 기능을 한다. 밸브, 역지용의 형상은 Figure 4와 같고, 제원은 Table 3과 같다[3].

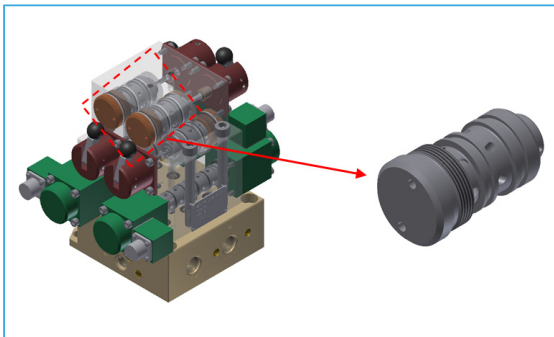


Figure 4. The shape of check valve

Table 3. The specification of check valve

Classification	Contents
Operating pressure(MPa)	14 ± 0.5
Opening pressure(MPa)	1.0 or below
Internal leakage	No leakage
Dimension(mm)	Φ32 X 66.4
Weight(kg)	0.32

## 4. 시제품 시험방안 설계

### 4.1. 시제품 개발

규격화된 QAR, 유사기능 제품 규격서, 원제작사 기술자료, 역설계 자료 등을 통해 규격화 도면(안)을 작성하였고, 규격화 도면(안)을 기준으로 시제품을 제작하였다. 시제품은 총 2SET이며, “밸브, 방향전환용”은 1SET당 2개, “밸브, 역지용”은 1SET당 4개 그리고 “축압기”는 1SET당 1개로 구성된다. 1SET는 환경시험 및 체계적합성 시험, 나머지 1SET는 내구도 시험을 수행하였다.

### 4.2. 시험방안 설계

해당 품목에 적용되는 기술자료(기 규격화 도면 등)와 관련규격(유사부품 및 체계장비규격 등)을 반영하여 시험평가 방안(항목, 절차, 기준, 조건, 필요 장비, 일자/장소 등)을 수립하였고, 체계업체의 의견을 수렴한 후, 국방기술품질원 품질경영실무위원회 심의를 통해 시험평가 방안을 확정하였다.

#### 4.2.1. 단위부품 성능시험 방안 설계

부품국산화는 수입품 대비 동등이상의 성능요구 조건을 갖는 것을 목표로 하고 있다. 그래서 1차적으로 수입품에 대해 역설계를 통해 소재분석, 성능분석 등을 수행하였으며, 2차적으로 상위조립체 규격 및 유사부품의 규격서(RS B 0041 등)를 참조하여 시험

방안을 설계하였다[4].

“축압기”는 질소가스의 압축 및 팽창으로 오일을 유출시켜 유압에너지를 공급하는 기능을 한다. 따라서 유사부품 규격서(RS B 0041)와 상위조립체 QAR에 실적용 되고 있는 가스압을 참조하여 질소가스 누설시험, 오일 누설시험을 설정하고, 체적효율시험, 작동시험, 자연누기시험 및 안정성시험을 선정하였으며, 시험 항목 및 기준은 Table 4와 같다.

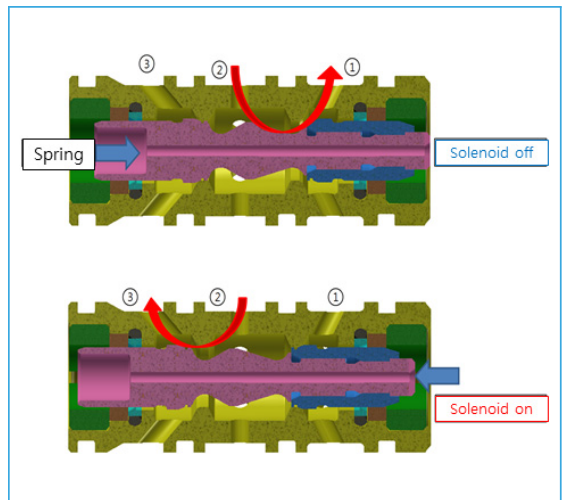
**Table 4.** Performance test standards of accumulator

Classification	Standards	Basis
Gas leakage	No leakage at gas pressure 6.7 MPa or above	RS B 0041
Oil leakage	No leakage at gas pressure 1.9 to 2.3 MPa	
	No leakage at oil pressure 21.0 ± 0.8 MPa	
Volumetric efficiency	The amount of discharged oil compared to inflow is over 88%	Comparison with Imported product
Operating test	Release time 0.05s or below at Oil pressure 13 ± 0.5 to 9.0 ± 0.5 MPa	
Natural leakage	Leak pressure 0.06 MPa or below after stored of 2 weeks under nitrogen gas pressure 7.5 ± 0.1 MPa	Reflecting the technology review
Pressure resistance	No deformation at 35 MPa	RS B 0041
Fracture resistance	No fracture at 50.1 MPa	

“밸브, 방향전환용”은 유압라인에 압력을 공급하거나, 복귀라인과 연결하여 로직밸브를 작동시키는 기능을 한다. 따라서 솔레노이드 on/off 시 작동유가 흐르는 방향 외의 포트에서는 누유량이 적어야 하며, 유압 회로 압력(13±0.5 MPa)에서 솔레노이드가 작동되어야한다. 이러한 성능을 만족하기 위해 누

유시험과 작동시험을 선정하였다.

누유시험은 저압 및 고압 조건에서 실시하며, 솔레노이드 on/off 상태에 따른 복귀포트를 막는다. 저압 조건 시 공급포트에 유압을 0.98±0.04 MPa, 고압 조건 시 13±0.5 MPa를 공급한 후, 복귀 및 공급 포트를 제외한 포트의 누유량이 0.1 cm<sup>3</sup>/min이 하이여야 한다. 작동성시험은 유압 13±0.5 MPa를 공급한 후, 솔레노이드의 작동이 원활하여야 한다. Figure 5는 솔레노이드 on/off 시 작동유 흐름을 나타내며, Table 5는 “밸브, 방향전환용”의 단위부품 성능시험 항목 및 기준이다.



**Figure 5.** Operating test of solenoid valve

**Table 5.** Performance test standards of solenoid

Classification	Standards	Basis
Leakage test	Low pressure 0.1 cm <sup>3</sup> /min or below at 0.98 ± 0.04 MPa	QAR A20015940
	High pressure 0.1 cm <sup>3</sup> /min or below at 13 ± 0.5 MPa	
Operating test	Operation at 13 ± 0.5 MPa	QAR A20015865

“밸브, 역지용”은 유압라인의 유량을 제어하고, 역 방향으로 유압유가 흐르지 못하게 하는 기능을 한다. 즉, Figure 6 작동 원리에서 1번 포트에 유압 공급 시 포펫을 밀어 2번 포트로 작동유가 흐르나, 2번 포트에 유압을 공급하면 포펫의 패킹에 의해 밀폐되어 작동유가 흐르지 못하게 하는 원리이다. 이러한 체크밸브의 기능을 파악하기 위해선 특정 압력(1.0 MPa 이하)에서의 열림압력시험과 유압 회로 압력(14±0.5 MPa)에서의 누유시험이 필요하다.

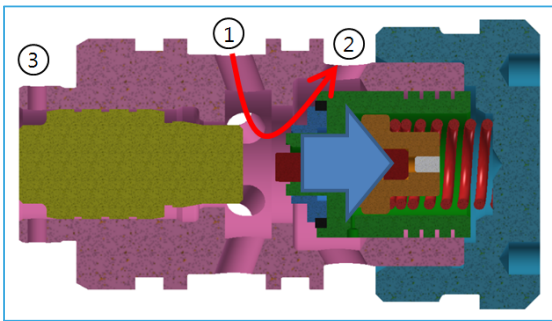


Figure 6. Operation principle of check valve

Figure 7은 누유시험을 나타내며 2번 포트에 유압을 공급하고 1번 포트의 유량을 계측한다. 저압 조건 시 공급포트에 유압 0.98±0.04 MPa, 고압 조건에서 14±0.5 MPa를 공급하며, 유량 계측 시 누유가 없어야 한다. 열림압력시험은 공급되는 압력을 서서히 상승시킬 때, 밸브 열림 시 열림 압력이 1.0 MPa 이하이어야 한다. “밸브, 역지용”의 단위부품 성능 시험 항목 및 기준은 Table 6과 같다.

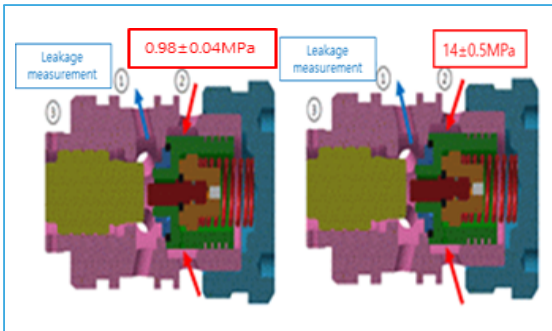


Figure 7. Leakage test of check valve

Table 6. Performance test standards of check valve

Classification		Standards	Basis
Leakage test	Low pressure	No leakage at $0.98 \pm 0.04$ MPa	Comparison with Imported product
	High pressure	No leakage at $14 \pm 0.5$ MPa	
Opening pressure		1.0 MPa or below	

#### 4.2.2. 상위조립체 성능시험 방안 설계

하위부품의 경우 단위부품 성능 기준은 만족하지만 상위조립체에 장착 시 성능상의 문제가 발생할 수 있으므로 상위조립체와의 호환성을 확인하는 절차를 추가하였다. 상위조립체 QAR의 성능시험절차를 시험기준으로 설정하였고, Table 7에 나타내었다.

Table 7. Performance test standards of Valve block

Classification		Standards
Operating test	Valve WV6, 7	Operating under reference pressure
	Check valve	Check valve
Opening pressure	Check valve	Opening at 1.0MPa or below
Leakage test	Check valve	No leakage

상위조립체 성능시험 중 WV6, 7 밸브의 작동시험 방법은 Figure 8과 같다. WV6 밸브 작동시험을 위해 “A5” 및 “B5” 포트는 막고, “A7” 포트와 “B7” 포트의 유로를 연결한다. “T” 포트는 시험장비의 복귀 라인과 연결하여 밸브 WV6의 솔레노이드를 ON 하고 유량을  $25 \pm 2$  l/min 공급할 때 밸브 작동이 원활함을 확인한다. WV7 밸브 작동시험은 “A7” 및 “B7” 포트를 막고, “A5” 포트와 “B5” 포트의 유로를 연결하여 수행한다.

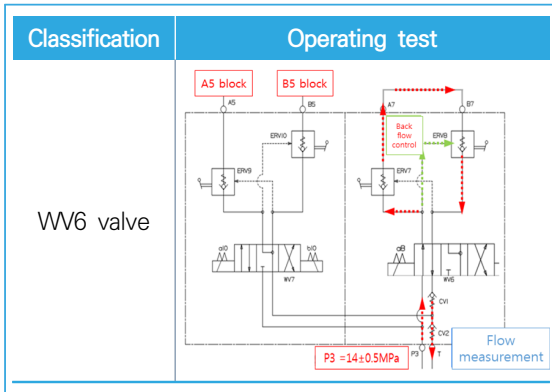


Figure 8. Operating test of valve block

열림압력시험은 체크밸브의 기능을 시험하는 항목으로 시험방법은 Figure 9와 같다. “T” 포트측에 누유 확인용 관을 설치한다. 시험장비의 공급압력을 최저상태로 한 후 솔레노이드를 ON하고 스위블밸브 블록의 “P3” 포트에 공급되는 압력을 서서히 상승시킬 때 체크밸브 열림 압력이 1.0 MPa이하임을 확인한다.

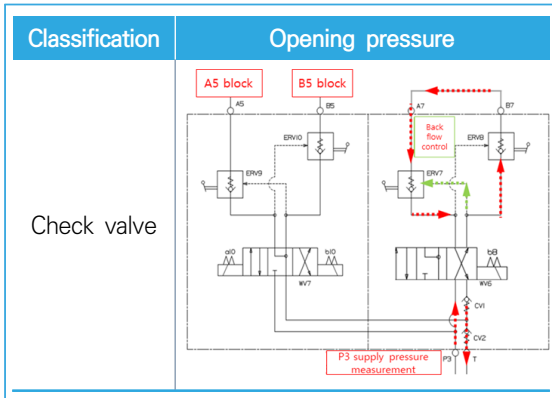


Figure 9. Opening pressure test of valve block

상위조립체 성능시험 중 체크밸브 누유시험 방법은 Figure 10과 같다. “P3” 포트와 “T” 포트를 개방하고 “A7” 포트와 “B7” 포트에 시험장비 최저 공급 압력(약 0.98 MPa)을 공급하고 3분간 유지 시 “T” 포트에 누유가 없음을 확인한다. 스위블 밸브블록의 “A7” 포트와 “B7” 포트에 압력 14.0±0.5 MPa을 공급하고 3분간 유지 시 “T” 포트에 누유가 없음을 확인한다.

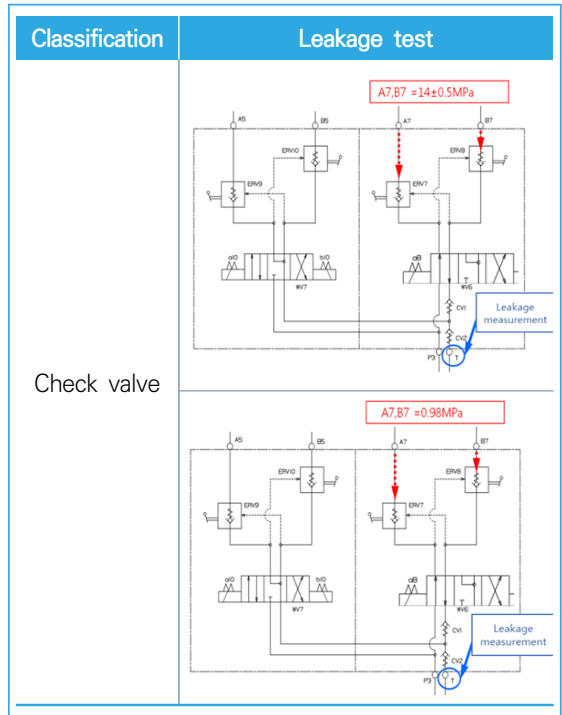


Figure 10. Leakage test of valve block

4.2.3. 상위조립체 환경시험 방안 설계

환경시험은 개발품을 장착한 상위조립체를 대상으로 실시하며, KOLAS인정을 받은 국내 전문 시험기관에서 실시하는 것으로 한다. 시험은 “저온저장, 저온작동, 고온저장, 고온작동, 습도, 진동, 충격” 7가지 항목으로 구성된다. 시험기준은 Table 8과 같이 상위조립체 개발 당시 적용한 환경시험 조건에 따라 MIL-STD-810F를 적용하여 시험을 수행한다 [5].

Table 8. Environmental test standards of Assembly

Classification	Standards
High temperature storage test	After exposing the test item to a temperature of 63°C of the storage cycle for at least seven cycles, maintain the test item at air temperature. Conduct a visual examination and an operational checkout of the test item.

Classification	Standards
High temperature operating test	After exposing the test item to a temperature of 63 °C of the storage cycle for at least seven cycles, conduct an operational checkout of the test item.
Low temperature storage test	After exposing the test item to a temperature of -33 °C of the storage cycle for at least seven cycles, maintain the test item at air temperature. Conduct a visual examination and an operational checkout of the test item.
Low temperature operating test	After exposing the test item to the temperature of -33 °C of the storage cycle for at least seven cycles, conduct an operational checkout of the test item.
Humidity test	After maintaining the relative humidity at 95 % at all times except that during the descending temperature periods the relative humidity may drop to as low as 85 %, conduct an operational checkout of the test item.
Vibration test	After 280 min of vibrate test for each axis, conduct a visual examination and an operational checkout of the test item.
Impact test	After performing 6 impacts at $11 \pm 2$ m/s, $40 g \pm 10 \%$ (3 times for each axis), conduct a visual examination and an operational checkout of the test item.
	After performing 6 impacts at $6 \pm 2$ m/s, $75 g \pm 10 \%$ (3 times for each axis), conduct a visual examination and an operational checkout of the test item.

4.2.4. 상위조립체 내구도 시험방안 설계

내구도 시험기준은 원제작사의 카달로그와 상위조립체의 QAR(A20015940, A20015865)를 참조 및 야전부대의 실전 운용횟수 등을 고려하였다. 10년간 최대 사격일수를 조사한 결과 최대 270회로 확인

되었으며, 안전을 등을 고려하여 2,000회 작동시험을 수행하는 것으로 하였다. 시험완료 후 CMM 측정 결과 시험물의 파손 등 변형이 없어야하며, 성능시험 수행 시 상위조립체의 QAR에 명시되어있는 성능시험기준을 만족하여야한다. Figure 11은 “축압기”, “밸브, 방향전환용”의 상위조립체인 “장전기-장전도구, 동력식”의 내구도 시험 1회 작동순서를 나타낸다. 세부시험절차는 성능시험기에 시험물을 조립 후 A1포트를 통해 축압기에 압력(13±0.5MPa)을 충전시킨 다음 전진1 및 전진2의 버튼을 ON하여 밀대를 전진시킨다. 시험은 총 2,000회 시험물을 작동시키며, 400회, 1,000회, 2,000회 시험을 완료한 후 시험물을 치구로부터 분리하여 시험물의 변형여부에 대한 육안검사와 성능시험을 수행하여 요구조건을 만족하는지 확인한다.

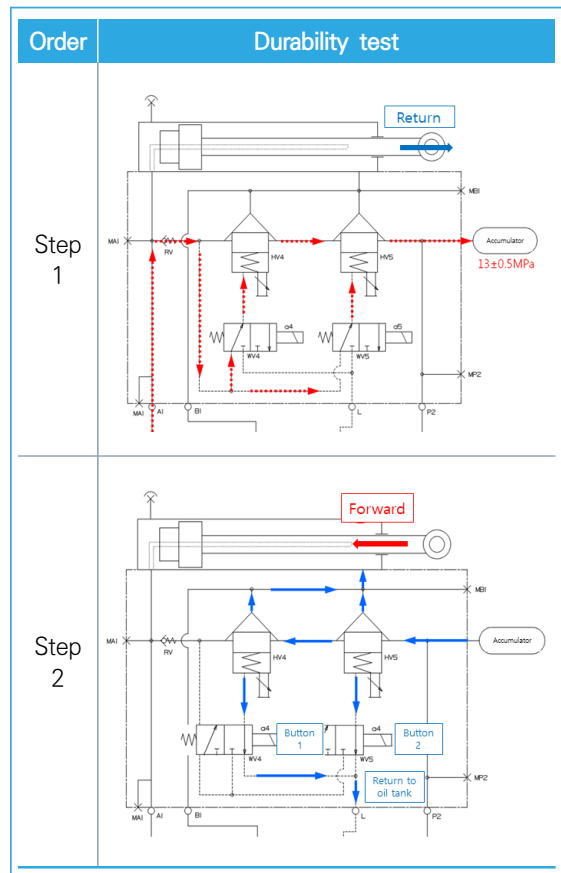


Figure 11. The order of durability test

#### 4.2.5. 체계적합성시험 방안 설계

체계적합성시험은 K55A1의 체계규격서인 장전 시험항목(KDS 2350-4004-3, 4.4.6.7.1 장전안정성시험)에 따라 설정하였으며, 시험 방법은 다음과 같다. 국산화 밸브 적용 후, 장전모의탄을 활용하여 장전 최대고각에서 탄 받침대 조립체의 정렬작동을 확인하고, 탄이 약실에 안정되게 안착되는지 확인한다[6].

### 5. 시험평가 결과

국산화 개발품 3종의 성능검증을 위해 시제품에 대한 시험평가를 Figure 12와 같이 진행하였으며, 시험결과 시험항목 기준을 모두 충족함을 확인하였다. 상위조립체 내구도 시험은 Figure 13, 체계적합성시험은 Figure 14와 같이 수행되었으며, Table 9는 내구도 시험 후 성능시험 결과, Table 10은 체계적합성 시험결과이다.



Figure 12. The order of test evaluation



Figure 13. Durability test of assembly



Figure 14. System operational test

Table 9. The result of durability test

Classification		Standards	Result
Forward velocity	Forward 1	6.5+1.0 m/s	7.22 m/s
	Forward 2	8.0±1.0 m/s	8.03 m/s
Stroke	Distance	232±2.0 mm	231 mm
Operating test	Valve WV6	Operating under reference pressure	Operation
	Valve WV7, check valve (CV1, CV2)		
Opening pressure test	check valve(#7)	10.2 kg/cm <sup>2</sup> or below	2.7 kg/cm <sup>2</sup>
	check valve(#8)		2.5 kg/cm <sup>2</sup>
	check valve(#9)		2.4 kg/cm <sup>2</sup>
	check valve(#10)		2.6 kg/cm <sup>2</sup>
Leakage test	check valve	No leakage	No leakage

Table 10. The result of system operational test

Classification	Bullet	Loading angle	Result
Performance test	K307 HEBB	0 mil	No fall back
		443 mil	
		910 mil	
	KM107 HE	0 mil	
		443 mil	
		910 mil	

### 6. 결론

본 연구에서 자주포 장전장치 밸브류 핵심부품 국산화 개발을 통해 얻은 연구내용 및 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 규격화된 QAR, 유사기능의 규격서(RS B 0041등), 원제작사 기술자료, 역설계자료(치수, 재질 등의 수입품 분석결과) 등을 통해 시험평가방안을 수립하였다.



- 2) 단위부품성능시험 평가기준은 없었으나 규격화 된 상위조립체 QAR의 성능요구조건과 유사기능의 규격서(RS B 0041 등)를 참조하여 성능시험 평가기준을 선정하였다.
- 3) 상위조립체의 성능시험과 환경시험은 규격화된 QAR의 성능요구조건을 적용하였고, 내구도시험의 경우 원제작사 카탈로그(MFBF) 및 야전부대의 실전 운용횟수를 고려하여 시험평가 기준을 선정하였다.
- 4) 체계적합성시험은 관련기관과 협의하여 K55A1의 체계규격서인 장전시험항목(KDS 2350-4004-3, 4.4.6.7.1 장전안정성시험)으로 선정하였다.
- 5) 기존 양산에 적용된 수입품과 동일한 성능요구조건을 적용하여 상위조립체 성능시험을 실시하여 “기준충족”하였으며, 규격화된 QAR 및 규격서(MIL-STD-81F)를 통해 환경시험(고온/저온/습도/진동/충격)과 총 2,000회의 내구도시험결과 개발품의 안전성과 신뢰성을 입증하였다.
- 6) 최종적으로 개발품이 장착된 상위조립체를 K55A1 체계차량에 부착하여 K55A1 양산시 적용하는 체계규격서의 장전안정성 시험을 실시하여 체계적합성의 요구조건에 충족하였다.

본 연구를 통해 국산화 개발한 자주포 장전장치 밸브류의 규격화로 안정적인 품질을 입증하였으며, 향후 창정비 시 안정적인 자재수급과 원활한 군수지원이 가능할 것으로 판단된다. 해당 부품개발 시 축적된 제품제작 및 시험평가 기술은 유사 부품의 국산화 및 시험평가 시 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

## 7. 후기

본 연구는 방위사업청에서 일반부품 국산화로 승인(개발관리번호 : D170003, D170004, D170005)되어 국방기술품질원 관리 하에 (주)모트론에서 개발한 국산화 과제 결과 중 일부이다.

### 참고문헌

- 1 Na Ra Byeol, Kim Byung Hyun, Lee Ju Seung, Kim Byeong Ho, “A Study on the Increase of the Reliability of the Flick Rammer on K-55A1 Self Propelled Artillery”, Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 19, No. 9, pp. 62-68, 2018.
- 2 DTAQ, “The Report on Quality Improvement for Flick Rammer System of K55A1 Self-Propelled Howitzer”, 2018.
- 3 Sung Baek Ju, Lee Eun Woong, Kim Hyoung Eui, “Empirical Design of an On and Off Type Solenoid Actuator for Valve Operation”, KIEE International Transactions on EMECS, Vol. 4B, No. 2, pp. 39-46, 2004.
- 4 Korea Reliability Certification Center, “Oil Hydraulic System-Bladder Type Accumulator”, RS-B-0041, 2003.
- 5 MIL-STD-810F, “Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests”, Department of USA, 2000.
- 6 KDS 2350-4004, “Howitzer, Medium, Self-Propelled, K55A1”, Korea Defence Standard, 2018.

# 수상함 시운전평가서 국방표준화 및 효과성 분석 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

## A Plan of Defense Standardization of the Surface Vessel Trial Memo and its Effectiveness Analysis

### 최상민, Sang-Min Choi†

국방기술품질원 개발품질사업총괄팀  
선임연구원  
Senior Researcher,  
Development Quality  
Management Team, Defense  
Agency for Technology and  
Quality

### 서민성, Min-Sung Seo

국방기술품질원 개발품질사업총괄팀  
연구원  
Researcher, Development  
Quality Management Team,  
Defense Agency for  
Technology and Quality

### 이영민, Yeong Min Lee

국방기술품질원 개발품질사업총괄팀  
연구원  
Researcher, Development  
Quality Management Team,  
Defense Agency for  
Technology and Quality

### 서형필 Hueong-Pil Seo

국방기술품질원 함정2팀  
선임연구원  
Senior Researcher, Naval Sea  
Systems Team 2, Defense  
Agency for Technology and  
Quality

### Abstract

In this study, the standard(draft) was prepared through the analysis of the trial evaluation report for the vessels in which the trial operation was performed in the past. Currently, there is a problem with different evaluation procedures and standards as the trial evaluation report is prepared, confirmed and modified for each project without a standardized evaluation. In addition, a number of different evaluation criteria were identified even in similar vessels. Accordingly, the standard(draft) was derived by identifying the contents that require standardization of the test driving evaluation. The effectiveness of applying to the standard draft was analyzed by identifying problems and improvement plans in the existing test operation evaluation report preparation process. As a result of the study, by reducing inefficient work, man-hour reduction and work efficiency increase could be expected, and unnecessary administrative requirements were greatly reduced. Based on the results of this study, it was expected that the procedure of the test operation evaluation report currently in use could be improved and a more objective evaluation could be performed through the application of the standard.

keywords : Sea trail, Surface vessel's, Defense standardization, Effectiveness, Naval ship building

† Corresponding Author : Sang-Min, Choi

Tel : +82-55-751-5120, Fax : +82-55-751-5266, email : cscsm90@dtaq.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 52851, 420, Dongjinro, Jinju-si, Gyeongsangnam-do, Korea

Received April 26th. 2021 Revised May 31st. 2021 Accepted October 12th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

방위사업청(이하 방사청)은 개청 이후 수십 척의 건조 함정에 대한 작동 성능·요구 사양 만족 여부를 확인하기 위하여 시운전평가서에 따라 업무를 수행하고 있다. 시운전평가서란, 함정 자체 및 각종 장비의 성능시험을 위한 내용, 절차, 방법, 기준을 기술하고 그 결과를 기록하는 서식이다. 국내 수상함정의 경우 매 계약마다 계약 업체(이하 조선소)가 시운전평가서를 작성하여 방사청, 소요군, 국방기술품질원(이하 기품질)·국방과학연구소(이하 국과연) 등 관련 기관의 기술검토를 거쳐 방사청에서 확정한다. 수상함정 시운전 평가 절차는 선도함과 양산함(후속함)으로 나뉘어 수행하며, 개발 단계인 선도함의 경우 시험평가를 수행한다. Table 1에는 시운전과 시험평가의 차이를 설명하고 있다.

**Table 1.** Result of Comparison Test with Trial

Classification	Trial	Test
Evaluation Contents	Contract of Requirements	Sufficiency of Required Operational Capability
Evaluation Criteria	Top Level Specification Ship Building Spec	Top Level Requirement Required Operational Capability
Evaluation Sheet	Trial Memo	Operational Test & Evaluation Test

함정 무기체계 성능 및 기능 확인을 위해서는 시운전 단계에서 평가를 수행해야한다. 이때, 평가원마다 동일한 기준을 갖기 위해서는 객관적인 시운전평가서가 반드시 필요하다.

그러나, 현재는 표준화된 평가서 없이 개별사업별로 시운전 평가서를 작성, 협의 및 확정함에 따라 평가절차 및 기준이 상이할 수 있어 객관성이 떨어지는 등 업무 비효율이 발생하고 있다. 조선소가 장비

제작사와 협조하여 시운전 평가서(안)을 작성하고 방사청이 확정된 이후 시운전평가를 수행 단계에서 시운전 평가서 수정 요소가 식별되는 경우이다. 이때 계약업체는 표준화 업무지침에 따라 방사청 또는 기품원에 형상통제심의의를 요청하여 형상통제심의의를 실시한다. 이러한 과정에서 관련기관(방사청, 기품원, 국과연 등)의 불필요한 행정업무 소요가 발생한다. 뿐만 아니라 오탈자, 단순오기 등 경미한 사항에 대한 형상통제심의도 자주 발생하고 있는 실정이다.

따라서, 이러한 비효율적인 업무 절차를 개선하기 위한 방안 모색이 필요하였다. 이를 위하여 기품원에서는 방사청에서 수행한 시운전 제도개선과 연계하여 시운전 평가서 표준(안) 제정 및 국방표준화(안) 방안에 대한 연구를 수행하였으며, 국방표준화(안) 작성에 대한 업무 효율성 향상 등 효과성에 대한 분석을 실시하였다.

## 2. 현실태

함정 양산사업은 매 함정 계약마다 시운전평가서 작성, 검토, 확정 절차를 거치며, 시운전평가서 확정 후 기술변경(단종으로 인한 모델 변경, 관련 기술 자료와 일치화 등) 사례가 다수 발생되어 필요 이상의 행정 및 기술 검토 소요가 발생하고 있다. 현재 계약업체가 수행하는 시운전 단계는 단순 장비 및 구성품을 설치 수행하여 시운전 평가를 수행하지 않는 1 단계를 제외하고 2단계부터 총 5단계로 구성되어 있으며 상세 내용은 아래 Table 2와 같으며, 세부 내용은 해군 무기체계 시험평가 업무편람에 따른다[1].

**Table 2.** Classification of Naval Surface Vessels's Trial[1]

Classification	Step	Contents
Builder's Trial	2	Builder's Harbor Trial
	3	Builder's Sea Trial
Acceptance Trial	4	Harbor Acceptance Trial
	5	Sea Acceptance Trial

시운전 평가서는 평가서 작성, 수정 및 확정 단계에 따라 작성되며 작성 프로세스와 관련기관별 수행 업무는 Figure 1과 같다. 수정 단계에서 실시하는 형상통제심의회의는 단순 오탈자 및 오기 등 단순한 사항으로 인한 평가서 수정이 빈번하게 발생하고 있는 실정이다. 또한 위의 프로세스로 작성된 시운전 평가서에 대해 현재 동일 시운전 평가 종목임에도 불구하고, 각 사업팀 및 조선소마다 시운전 평가 항목의 차이점이 발생하고 있다.

**2.1. 건조자 및 인수시운전 중복 항목 식별**

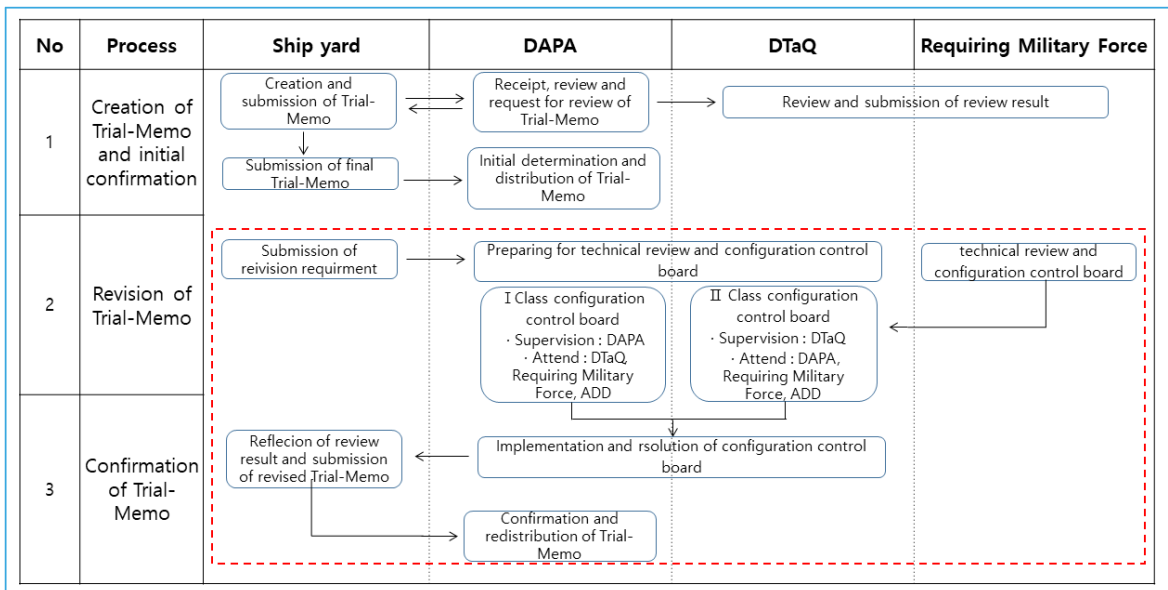
건조자 및 인수시운전 평가항목 간에는 평가 수행 기관이 달라 평가 내용과 절차는 유사하나 미세하게 내용이 다른 중복 평가항목이 다수 존재하는데, 이러한 경우에는 평가 목적은 유사하여 단순히 시운전 수행기간이 늘어나는 현상이 발생할 수 있다. Table 3에서 보듯 대표적인 ○○함 전기분야 시운전평가 항목 비교 결과, 정박·항해 모두에서 세부적인 절차나 평가의 목적의 차이를 보이는 것이 있지만 대부분이 동일한 내용으로 평가를 중복해서 수행하는 것을 확인할 수 있었다.

**Table 3.** Classification of Naval Surface Vessels Trials

Classification	Trial Article Number		Overlap Trial Article Number
	BT	AT	
Total	41	33	29 (71 %)
Harbor	34	26	22 (65 %)
Sea	7	7	7 (100 %)

**2.2. 동일 함정 호선별 평가항목 차이 발생**

대표적인 동일 양산 함정인 검독수리-B 건조 사업을 기준으로 시운전 단계별 항목 수 분석을 실시하였다. 각 항목별 시운전 평가서 분석을 통해 동일 함정의 호선별 평가항목의 차이는 없으며, 동일한 조선소에서 동일 함정사업을 수행하는 경우 각 항목별 시운전 평가서 작성 및 확정 내용은 차이가 발생하지 않는 것을 확인할 수 있다. 하지만 동일 항목 시운전 수행을 위해 작성되는 시운전 평가서에 대한 분석 결과, 각 함정의 시운전 평가서 내용 중 관련근거, 시운전 조건 및 시운전 방법의 작성내용의 차이가 발생하는 것을 확인하였다. 이에 따라, 기품원에



**Figure 1.** Creation Process of Trial Memo

서는 사업별, 조선소별 상이한 시운전 평가서에 대해 표준화(안)을 도출하여 국방표준서 작성을 검토하고, 이에 따른 효과성 분석에 대한 연구를 수행하였다.

### 3. 시운전 평가서 표준화 방안

함정 시운전 평가서 표준화(안) 도출을 위하여 ○○함 기준으로 시운전 평가 종목을 선정하였으며, 각 분야별로 시운전 평가서 표준화 방안을 도출하였다. 분야별 시운전 평가 종목 분류는 Table 4와 같으며, 객관적이고 정확한 표준화 방안 도출을 위해 방위사업청에서 서울대학교와 연구용역과제로 수행하였다<sup>1)</sup>[2].

**Table 4.** Classification of Naval Surface Vessels's Trial

Classification	Class Sign	Number
1	GP : General Performance	001 - 099
2	HS : Hull Structure	101 - 199
3	MP : Machinery Propulsion	201 - 299
4	EP : Electric Plant	301 - 399
5	EL : Electronics	401 - 499
6	AU : Auxiliary	501 - 599
7	HF : Hull Fitting	601 - 699
8	WP : Weapon Performance	701 - 799
9	CC : Combat Command	801 - 899

#### 3.1. 시운전 평가서 표준화(안) 도출

함정 시운전 평가서 표준화(안) 방안을 위한 접근은 시운전 방법, 관련 근거 문건 상이, 장비 최신화 및 복합적 요인에 의한 상이점 등을 분석하여 분야별로 도출하였다.

##### 3.1.1. 기본성능(GP), 주추진(MP) 분야

기본성능 및 주추진 분야 항목들은 각 함정별 엔진 종류에 따라 시험항목 및 평가방법이 상이하다. 이에, 각 엔진 Mode 및 엔진 종류별 표준(안)을 각각 제시하였다. 함정별 관련근거 사례 분석을 통해 미포함 사양서 항목 및 관련 문건에 대한 표준화가 필요한 것을 확인하였다. 시운전 내용 검토를 통해 관련 근거 내 관련 도면은 엔진 관련 계통도 6가지를 포함하도록 작성하였다. 관련 문건은 인수시운전 업무 편람과 엔진 운용지침서를 포함하고 엔진 종류별 제작사규격을 포함하도록 표준(안)을 도출하였다.

기본성능 및 주추진 분야 항목의 시운전 조건은 함정의 상태와 각 엔진별 모드 설정 표준화가 필요함을 확인하였다. 본 시운전 항목 수행 이전에 수행되어야 하는 항목을 기재함으로써 시운전 수행시기를 확정할 수 있도록 표준(안)을 제시하였다. 더하여, 엔진별 모드가 상이할 수 있기 때문에 각 엔진의 공통적인 모드 설정에 대한 부분만 표준화하여 작성하였다.

##### 3.1.2. 전기(EP), 전자통신(EL), 보기(AU), 의장(HF)

전기, 전자통신, 보기 및 의장 분야는 함정별로 동일한 시운전 항목들을 다수 포함된다. 따라서 함정 7척에 대한 시운전 평가서의 관련 근거, 시운전 조건, 시운전 방법을 비교분석함으로써 해당 분야에 대한 시운전 평가서 표준(안)을 도출하였다. 시운전 조건은 시운전 수행 중 주의사항들을 모두 포함할 수 있도록 작성하였다. 전기 분야 발전기-EPCC 연동 작동시험 항목의 경우 기관조종실에서 발전기 연동 작동 시운전을 하는데 목적을 두고 있기 때문에 관련 근거 항목 내 사양서 항목을 포함하도록 표준(안)을 작성하였다. 해당 항목 내 관련 도면과 관련 문건은 시운전 내용 검토를 통해 전기계통, 전력제어, 배전반에 대한 계통도를 포함하였다. 또한, 시운전을 수행하는 발전기의 제작사규격 및 작동 유지 매뉴얼을 포함하도록 작성하였다.

1) 정책연구과제 용역 과제 : 함정 시운전 평가서 표준화 방안 연구 (방위사업청-서울대학교 산학협력단)

### 3.1.3. 무장(WP), 전투체계(CC)

무장 및 전투체계 분야는 함정별 무장상태와 임무에 따른 전투체계의 복잡도가 상이하기 때문에 표준화 가능 항목과 불가능 항목으로 구분하여 각각에 대한 표준화를 수행하였다. 울산급 Batch-II를 기준으로 각 함정별 미포함된 항목과 공통 항목수도 상이한 것을 확인하였다. 해당 분야들에 대한 함정 7척의 공통 항목들은 표준화 가능 항목으로 구분하여 표준(안) 도출과정을 수행하였다.

무장 분야 항목 중 동일하게 포함된 공통 항목은 함정별 시운전 평가서의 비교분석을 통해 표준(안)을 도출하였다. 무장 분야 항목 중 동일하게 포함된 항목의 항목번호가 상이한 사례를 확인하였다. 해당 상이한 항목번호는 인수시운전 편람을 참고하고 사례 분석을 통하여 항목번호를 재부여하였다. 해당 분야 항목의 관련 근거 항목은 필요 장비시양서와 관련 도면을 포함하도록 작성하였다. 시운전 조건과 방법은 동일하게 포함된 항목의 경우 기존에 유사하게 작성되고 있었다. 그러나 세부적으로 미반영된 내용이 확인됨에 따라 해당 내용들을 포함하도록 표준화를 수행하였다.

전투체계 분야 중 동일하게 포함된 공통 항목은 사례분석을 통해 관련 근거, 시운전 조건 및 시운전 방법 항목을 표준화하였다. 시운전 항목에 따라 조건을 확정하고 콘솔에 조치하고 결과를 확인하는 형식으로 시운전 방법을 작성하였다. 그러나 전투체계 분야의 경우 함정 체계의 복잡도에 따라 콘솔에 따른 표시결과가 상이할 수 있으므로 결과 분석에 대한 유동성이 필요하다고 판단되었다.

### 3.1.4. 중복되거나 불필요한 항목 검토 및 개선방안 제시

시운전 평가항목 중 기본 중복되거나 불필요한 항목에 대한 검토를 실시하였다. 1단계 검사로 가능한 항목, 작동시험과 성능시험이 통합 가능한 항목들을 분류하여 제시하였다. 또한, 시운전 수행 내용이 중복되어 하나의 시험으로 동시 수행이 가능한 항목들

을 식별하였다. 대표적인 종목으로는 전기 분야 발전기 배전반 연동 작동 시험, 발전기 최대 출력 시험, 주파수 변환기 연동 작동 성능 시험 등이었다. 또한, 의장분야 화생방 보호 구역내 양압 유지 시험은 정박 및 항해시운전 단계에서 중복으로 포함되고 시험 내용이 동일함에 따라 통합하여 하나의 항목으로 도출하였다.

위와 같은 절차로 울산급 Batch-II 대상으로 시운전 평가서 표준(안)을 작성하였다. 표준(안) 작성 후 국방표준서 제정 및 활용을 위하여 대표적인 시운전 종목을 선정하여 국방표준서(안)을 작성하였다. 표준서(안)은 시운전 평가서를 바탕으로 작성하였으며 국가표준·단체표준 등을 준용하였다[3].

## 4. 평가서 표준(안) 효과성 분석

앞선 언급한 Figure 1의 시운전 평가서 작성 프로세스에서 표준(안) 적용 시 효과성에 대한 분석 연구를 수행하였다. Figure 1의 붉은색 부분에서 주로 비효율적 업무가 다수 발생하고 있는 점을 착안하여, 문제점과 개선방안을 도출하였다. 개선방안 도출 후, 작성 절차별 발생하는 문제점 및 위험도 등을 분석하여 표준화로 인해 개선할 수 있는 사항들에 대해 효과성 분석을 실시하였다. 효과성 분석을 위하여 제조업에서 생산공정 효율화 및 프로세스 개선에 주로 적용하는 VA/NVA 기법을 적용하였다. 해당 기법의 정의와 식별된 문제 분류는 아래와 같다. 문제 분류 기준은 계약업체(조선소) 및 관련기관(방사청 등)과 협의를 통해 선정하였다.

- VA(Value Added, 부가가치) : 개선 전/후 모든 관점에서 업무상 꼭 필요한 프로세스
- NVA(Non Value Added, 비부가가치) : 現 개선 관점에서 낭비요소가 있어 운영상 꼭 필요한 프로세스를 제외한 개선 가능한 부분
- 문제 분류: 업무 시스템(A), 정보 공유 미흡(B), 업무 절차 및 기준(C)

비부가가치 프로세스 개선을 위해 식별된 문제점

들의 빈도수를 분석하여 3가지 카테고리로 분류하였다. 이러한 문제점들은 개선 후 프로세스 적용 시 업무절차 간소화 및 효율성이 향상될 수 있음을 기대할 수 있다.

- 1) 업무시스템으로 인한 문제점(A)
  - 타 계약업체 및 운용함정 자료 수집 제한 등 문제점 식별 多
  - 평가서 작성 및 검토 시간 과다 필요로 인해 업무량 과다
- 2) 정보 공유 미흡으로 인한 문제점(B)
  - 부서별 도면 최신화 관리 및 변경 이력 추적 관리 미흡
  - 조선소간 Revision 상이점 식별 多
- 3) 업무 절차 및 기준에 따른 문제점(C)
  - 불필요한 행정소요(실무회의, 형상통제심의, 출장소요 등) 다량 발생
  - 평가서 확정 후 수정내역 관리 미흡
  - 오탈자, 경미한 수정(사업명, 함명 등) 필요 내용 다량 발생

효과성 분석을 위하여 대표 양산 함정 사업을 선정하여 단계별 소요 인시를 산출하였다. 대상 함정 및 산출 기간은 최근 인도된 차기상륙함(LST-II) 2번함 건조(15. 1.)부터 4번함 인도(18. 11.)로 선정하였다. 단계별 및 소요별 기준을 정하여 접수·생산 문서수를 확인하여 소요 인시를 산출하였다.

- 단계별 기준 : 최초 작성단계 → 수정 단계 → 확정단계
- 소요별 기준 : 단순 행정업무(0.5h), 기술검토 (3 h/1건), 회의 참석 업무(6 h)

효과성 분석방법 선정을 위하여 외부 전문위원 자문을 실시하였다. 본 연구의 주 핵심은 업무 효율 향상 및 인력 운용 프로세스 개선이므로, 이러한 방면

에서 주로 사용되는 기법인 TVM(Time Value Map)이 적합하다고 판단하였다. TVM은 인력 운용 프로세스 개선에 적합한 기법으로, 자문위원이 타 연구(군수분야 육군 제2보급단 : 사람중심의 물류체계 재정비로 업무효율 향상 연구)에서 수행한 실적을 확인하였다.

TVM 적용 방안은 해당 사업의 시운전 평가서 작성 프로세스 소요시간을 기준으로 VA와 NVA 값을 분류 및 산출하였다. 그 후 개선된 프로세스 소요시간 중 NVA에 대한 감소 효과도 산출을 실시하였다. 최종적으로 PCE(Process Cycle Efficiency)를 산출하여 효과도를 비교하였다. 분석 결과는 Table 5와 같다.

산출된 분석 결과 NVA로 분류되는 구분 중에 가장 높은 비율을 차지한 것은 오탈자 수정 및 정보 공유 미흡으로 인한 불필요 수정소요 식별사항이었다. 또한, 각각 동일한 시운전 평가서임에도 불구하고 조선소별로 형상통제심의 및 실무회의를 수행함에 따라 불필요한 행정소요가 식별되는 사항이었다. 세부 내용은 아래와 같다.

- 방사청 및 기품원 : 불필요한 행정업무 소요 및 형상통제심의 감소(1,784 h)
- 계약업체 : 평가서 작성, 불필요한 수정소요, 조선소별 형상통제심의 감소(5,083 h)

※ 절감율 선정기준 : 관련기관 의견 수렴 결과 반영(NVA 업무 소요 30% 및 불필요 행정 업무 40% 수준 감소)

TVM 방법 최종 적용 효과도 산출을 위하여 현 수준과 개선 후의 PCE를 산출하였다. PCE 계산식은 아래와 같다.

$$- PCE(\%) = \text{부가가치시간} \div \text{전체소요시간}$$

**Table 5.** Benefit Analysis Results by Related Organization after Trial Memo Improvement

Process		Problem	VA/ NVA	Classifi- cation	Lead Time(h)	
Trial Memo Creation and Initial Confirmation	Similar Naval Ship Technology Survey	Information Collection Restrictions of Different Ship-Yard	VA		2,550	10,197
	Examination of Standard Data	Information Collection Restrictions of Interoperable Naval Ships	VA	A		
	Trial Memo Creation	Insufficient Latest Management	VA			
		Decreased Level of Detail (Misprint etc.)	NVA	C	6,628	
	Trial Memo Examination and Revision	Lack of Examination Time	VA	C		
	Trial Memo Confirmation	Insufficient Revision History Management and Sharing Information	VA	B	1,019	
Trial Memo Revision	Trial Memo Revision Need Submit	Insufficient Sharing Information	VA	B	308	3,077
	Examination of Standard Data	Excessive Time Required for Collecting and Examining Information	VA	C	2,769	
		Unnecessary Revision Need Identification (Misprint, Discord Revision etc.)	NVA	C		
	Implementation of Working Meeting	Unnecessary Administrative Task	NVA	C		
Trial Memo Confirmation	Prepare for Configuration Control Board	Unnecessary Administrative Task	NVA	C	13,209	16,279
		Each Ship-Yard need Configuration Control Board	NVA	C		
	Conduct a Configuration Control Board	Unnecessary Administrative Task	NVA	C		
		Insufficient Preparation of Configuration Control Board	VA	A	813	
	Trial Memo Revision and Submit	Insufficient Sharing Information	VA	B	2,257	
Trial Memo Re-Confirmation	Insufficient Revision History Management and Sharing Information	VA	B			

TVM 방법을 통한 개선 전·후 산출 결과 PCE 가 11.79 % 상승하였으며, NV는은 총 6,867 h

이 절감 가능한 것으로 분석되었다. 세부 항목 및 분석 결과는 Table 6과 Figure 2와 같다.



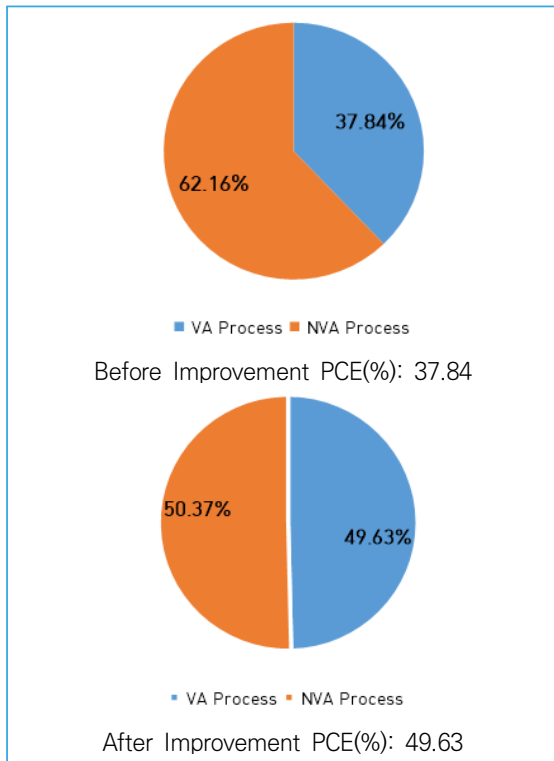
**Table 6.** List of NVA Improved Items

Improvements Possible Items	Lead Time(h)
Decreased Level of Detail (Misprint etc.)	994
Unnecessary Revision Need Identification (Misprint, Discord Revision etc.)	221
Unnecessary Administrative Task	369
Unnecessary Administrative Task	1,761
Each Ship-Yard need Configuration Control Board	1,761
Unnecessary Administrative Task	1,761

- LST-II 사업 산출 기간(3년 10개월) 및 근로 기준법 상의 근로시간 적용
- 근로기준법에 따라 근로시간은 1일 8시간, 1년 52주 근무 (15일 유급휴가)로 산정
- 해군 인시 산출은 자료가 제한되어 검토 제외

**Table 7.** Step-Calculated Total Reduction Man-hour

Classification	Calculated Person(M/Y)
Creation Process	1.3
Revision Process	0.4
Confirmation Process	2.1



**Figure 2.** Creation Process of Trial Memo

표준화로 인한 단계별 산출된 소요시간을 기준으로 최종 절감 가능 인시를 산출하였다. 단계별 산출 결과 기대효과는 Table 7과 같다. 개선 후 관련기관 인시 절감을 통하여 효율적 인력 운용이 가능할 것으로 판단된다. 인시 절감 산출을 위해 아래와 같은 기준을 적용하였다.

## 5. 기대효과 및 발전방향

시운전 평가서 표준화(안) 작성 및 국방표준서 활용 시 효과성 분석에 대해 연구를 수행하였다. 평가서 표준화 작성 과정에서는 방사청에서 연구용역을 수행한 서울대학교 자료를 활용하였으며, 국방표준서 활용 시 개선점을 관계기관별로 분석하였다. 이로 인한 연구 기대효과는 아래 2가지 방향으로 나타내었다.

### 5.1. 시운전 평가서 표준화(안) 및 국방표준서 작성

시운전 평가서 표준화(안) 작성을 통하여 현재 사업별로 상이하게 적용되고 있는 시운전 절차 및 조건 등을 일원화할 수 있을 것으로 판단된다. 이로 인해 객관적이고 일관성 있는 시운전 평가 수행을 수행하여 관련기관별 이견을 최소화 할 수 있을 것으로 기대된다.

### 5.2. 시운전 평가서 표준화로 인한 효과성 분석

기존 시운전 평가서 작성 프로세스 중에서 NVA 개선을 통하여 VA가 11.79% 상승하였으며, 인력 절감이 가능하여 업무 효율성이 향상할 수 있음을 확인하였다.

### 5.3. 후속 추진 연구사항

본 연구에서 수행한 시운전 평가서 표준화(안) 및 효과성 분석은 연구 기간을 고려하여 일부분의 사업에 대해 분석 및 표준화를 실시하였다. 따라서 시운전 평가서 표준(안) 중에 시운전 방법, 내용 및 결과 부분에 대하여 내용을 통합하거나 해군의 의견을 추가 반영이 필요한 점이 식별되었다. 또한, 함정별 장비·설비에 따라 표준(안) 적용이 필요한 시운전 평가 항목에 대하여 표준(안) 작성 방안에 대해 추가 연구가 필요하다고 판단되었다. 또한, 시운전 평가서 표준(안) 적용을 방사청 주관으로 형상식별서로 관리할 것인지, 업체 계약 문서로 적용할 것인지, 미군의 MIL 규격처럼 단체표준으로 관리할 것인지 등에 대한 관리 방안에 대한 추가 연구가 필요하다고 판단되었다.

### 5.4. 제도·정책 발전방향

시운전 평가서 표준(안) 적용을 위하여 현재 시운전 평가 관련 문서인 함정건조사양서, 해군 무기체계 시험평가 업무 편람, 함정설계건조 기준 등 규정에 표준(안)을 적용하는 방안에 대해 명시하는 것으로 개정이 필요하다. 또한, 기존 절차인 시운전 평가서 작성, 확정, 수정 단계에서 관련기관별 업무 수행 절차 및 분담에 대한 재조정이 필요할 것으로 판단되며, 앞에서 언급한 표준(안) 활용 방안이 확정될 경우 추후 관리 주관 기관이 선정되어야 할 것이다.

## 6. 결론

본 연구에서는 과거 시운전이 수행된 함정에 대한 시운전 평가서 분석을 통해 현실태와 표준화가 필요한 내용을 사례를 통해 분석하고 시운전평가서 표준(안) 작성을 수행하였다. 그리고 시운전평가서 표준(안) 시행에 따른 효과성을 분석하였다. 이를 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 시운전평가서 객관성 확보 필요
  - 현재 시운전평가서는 표준화된 평가서 없이

매 사업별로 시운전 평가서를 작성, 확정, 수정함에 따라 평가절차 및 기준이 상이할 수 있음.

- 유사한 함정에도 평가 기준이 상이한 점이 다수 식별되어 관련기관 이전 발생 가능성이 상존함.
- (2) 시운전평가서 표준(안) 작성
    - 현실태와 표준화가 필요한 시운전평가서를 식별하여 서울대학교 연구 용역을 통해 표준(안) 도출
    - 도출된 시운전 평가서 표준(안)을 바탕으로 국방표준서 제정(안) 작성
  - (3) 시운전평가서 표준(안) 효과성 분석
    - 기존 시운전평가서 작성 절차에서 문제점 및 개선방안 식별
    - 식별된 문제점들을 TVM기법을 적용하여 효과성 분석 실시
    - 6,867시간 절감 가능 및 11.79% 업무 효율 상승 기대
    - 관련 기관(방사청, 조선소 등) 비효율적 업무 감소를 통한 인시 절감 가능

본 연구 결과를 바탕으로 향후 시운전 평가 관련 문서인 함정건조사양서, 해군 무기체계 시험평가 업무 편람 등 규정에 표준(안)을 적용을 위해 명시하는 것이 필요하다고 판단되었다. 또한, 시운전 평가서 표준(안) 중에 시운전 방법, 내용 및 결과 부분 내용을 통합하거나 소요군의 의견 반영을 위한 추가 연구가 필요하다고 판단되었다.

### 참고문헌

- 1 Manual of Weapons System Test and Evaluation, Manual, R.O.K. Joint Chiefs Staff, Korea, 2019.
- 2 Center for Naval Ship Engineering NSE SNU, "A Study on the Standardization Method of the Trial Memo for Surface Vessel", DAPA, Korea, 2020.
- 3 Lee, H. S, Seo, H. P., Beak, Y.K, Lee. S, I, "Analysis of Sea Trial's Title for Naval Ships Based on Big Data", J Korea Academia-Industrial, 21(11), pp. 420-426, 2020.

## 궤도차량 엔진의 저온 시동성 개선 사례 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

### A Case Study for the Improvement of Cold Start-Ability in Tracked Vehicle Engine

**김성빈, Sung Bin Kim**두산인프라코어 CS Engineering팀 과장  
Manager, CS Engineering Team, Doosan Infracore**성기창, Ki Chang Sung†**두산인프라코어 방산엔진팀 책임연구원  
Chief Research Engineer, Special Engine Team, Doosan Infracore

#### Abstract

The cold start requirement of most vehicle is  $-32^{\circ}\text{C}$ . So most vehicle system provides starting aid devices as water preheating system and auxiliary power unit (single cylinder engine) to prevent battery discharging problem during long starting time. Cold start-ability is performed under several severe condition, limited starting times and limited operating time of starter, 8hrs maintain time under full soaking temp condition. Limited heating condition and so on those environments are clearly stated in the system-specifications. There are various approaches to improve cold start-ability. Preferentially combustion optimization is most easy approaching method through fuel injection quantity, pressure and multiple injection control and hardware point of view, we introduced the change of the oil storage position by the application of the Oil anti-drain valve in this work which can reduce the starting load by bringing up the effect of oil heating through the preheating condition. This improvement model was applied in engine development and improved outstanding achievement in cold start-ability and this is also applicable to similar systems as extendibility.

**keywords :** Cold Start, Pilot Injection, Multiple Injection, Staring Fuel Quantity, JP-8

† Corresponding Author : Ki Chang Sung

Tel : +82-32-211-8306, Fax : +82-32-211-8555, email : kichang.sung@doosan.com

Doosan Infracore, 22502, 489, Injung-ro, Dong-gu, Incheon, Korea

Received April 30th, 2021 Revised June 3rd, 2021 Accepted July 27th, 2021 Published December 30th, 2021

# 1. 서론

압축착화 방식 디젤엔진의 저온 시동은 엔지니어가 엔진 개발 시 해결해야 하는 어려운 과제 중 하나이다. 가솔린 엔진과 달리 점화원이 없는 디젤 엔진의 연소는 실린더 내의 압축가스 온도에 크게 영향을 받으며, 낮은 압축 공기온도와 낮은 연료온도에 의해 영향을 받아 점화지연(Ignition Delay)이 발생하여 시동이 지연되거나 연소 불안정 현상으로 시동에 실패하는 현상이 발생할 수 있다[1,3]. 뿐만 아니라, 엔진 및 시스템의 낮은 유체온도에 의한 높은 점도는 Cranking 속도상승의 큰 저항 요소로 작용하기 때문에 저온 시동성을 개선하기 위해서는 연소특성에 적합한 분사 전략과 구동 저항력을 감소시키는 연구가 모두 고려되어야 한다. Figure 1은 저온 시동성에 영향을 주는 요소들을 나타내었다.

본 엔진이 적용되는 차량은 -32℃, -20℃ 저온 시동성을 요구하고 있으며, -32℃에서는 냉각수 예열기를 통한 시동 전 냉각수 순환 시스템이 사용된다. 예열시간, 시동스위치 인가 후 목표 엔진회전수

도달 안정화 시간, System 상태 및 저온 Soaking 시간, 사용되는 연료(항공유-JP8) 및 윤활유 등 모든 시동환경은 규격으로 명시되어 있으며 이러한 규격의 변화가 없는 범위 내에서 시동성 개선이 요구된다. 그러나, 기존의 차량에 사용되는 대형 엔진은 대부분 기계식 연료펌프 구동방식으로 Common Rail 전자식 엔진에 대한 연구자료가 부족하고 항공유를 사용하는 저온 시동에 대한 구체적인 개발사례나 연구결과를 찾아보기 힘들다.

따라서 본 연구의 목적은 엔진 이외 외부 부하를 저감시키거나 정해진 엔진 Layout으로 인해 부품의 성능 향상(예 시동기 Size 변경)이 불가능한 조건에서 항공유를 적용하여 저온 시동을 위한 연료분사압력, 연료량, 연료량 상승률 등의 인자들을 조합 연소 효율을 향상시키고 엔진 오일온도 상승을 통해 내부 마찰이 감소됨에 따라 시동부하를 저감시켜 -32℃ 조건 및 -20℃ 조건에서의 차량에 사용되는 엔진 규격에 부합되도록 저온 시동성 최적화를 진행하는 데 있다.

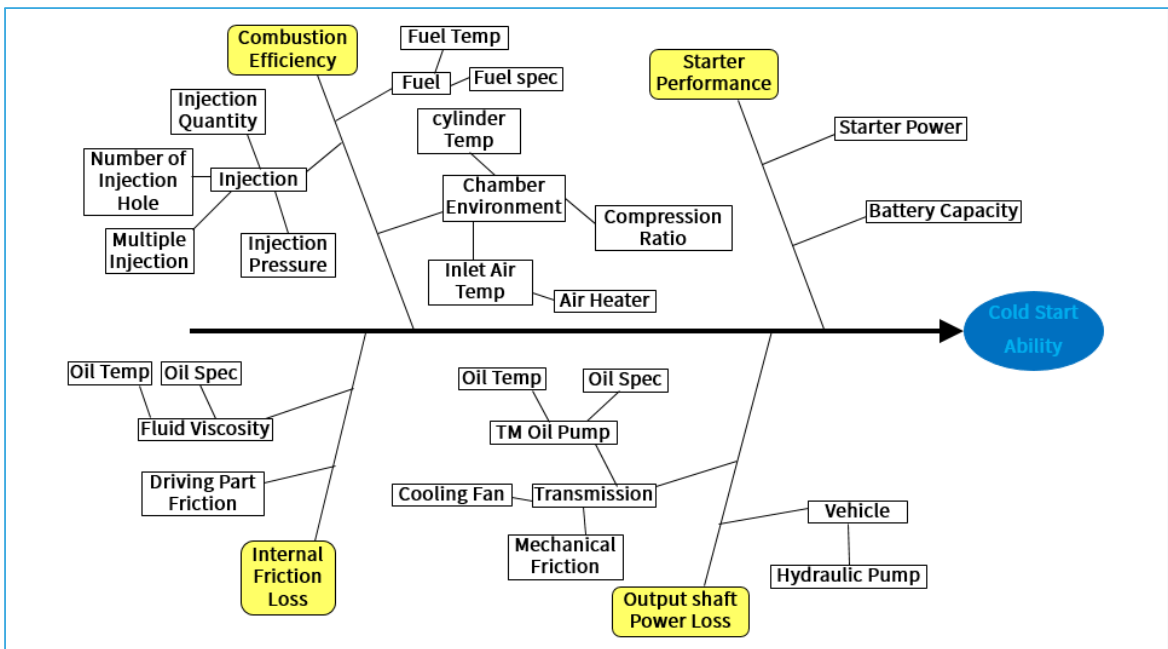


Figure 1. Major factors of cold start ability (Fishbone diagram)

## 2. 시험

### 2.1. 시험 방법

차량의 저온시동 규격은  $-32^{\circ}\text{C}$ 와  $-20^{\circ}\text{C}$  두 가지로 규정하고 있다. 두 조건 모두 저온 Chamber에 입고 후 모든 시스템, 작동유체 및 외기온도가 규정 온도  $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 이내에 들어올 때까지 Soaking 후 8시간 이상 유지해야 한다는 점은 동일하지만 시동 절차에서 차이가 있다.

$-32^{\circ}\text{C}$ 의 경우 차량 비상용 보조발전기(APU)을 작동시키고 발전 상태가 확인이 되면 냉각수 예열기를 가동한다. 예열수는 차량의 Heater에 의해 가열되고 가열된 예열수는 엔진의 냉각수와 열 교환하여 별도의 순환 펌프에 의해 냉각수가 엔진 내부를 순환하게 되는데 이러한 작동을 1시간 동안 진행한다. 예열이 종료되면 순환펌프, 예열기, 비상발전기 순으

로 멈추고 연료펌프를 작동시킨 후 시동 스위치를 5초 이상 누른다.  $-20^{\circ}\text{C}$ 의 경우  $-32^{\circ}\text{C}$  조건에서 진행되는 예열 절차가 생략된다.

Figure 2를 참조하면 규격화된 저온시동 절차를 확인 할 수 있다. 예열절차는 엔진 비 가동 상태에서 이루어지기 때문에 예열수 순환은 냉각수 펌프가 아닌 차량신호로 작동되는 순환펌프에 의해 이루어진다.

차량은 차량유압장치 및 동력장치(엔진, 변속기, 라디에이터)의 조합으로 작동되는 System이다. 엔진 단품 시험은 저온시동과 관련된 주변 장치를 모사 할 수 있지만 엔진 출력축의 차량유압펌프 작동 부하와 변속기 유압 및 냉각팬(변속기 유압으로 작동되는 구조)부하가 고려되지 않았기 때문에 단품 시험의 결과를 차량시험에 적용하였을 때는 출력 단 부하 차이에 대한 이해가 필요하다. 따라서 최종 저온 시동 개발은 차량상태의 확인 시험이 필수적이다.

시험 시 ETAS사의 인터페이스 모듈인 ES581 장

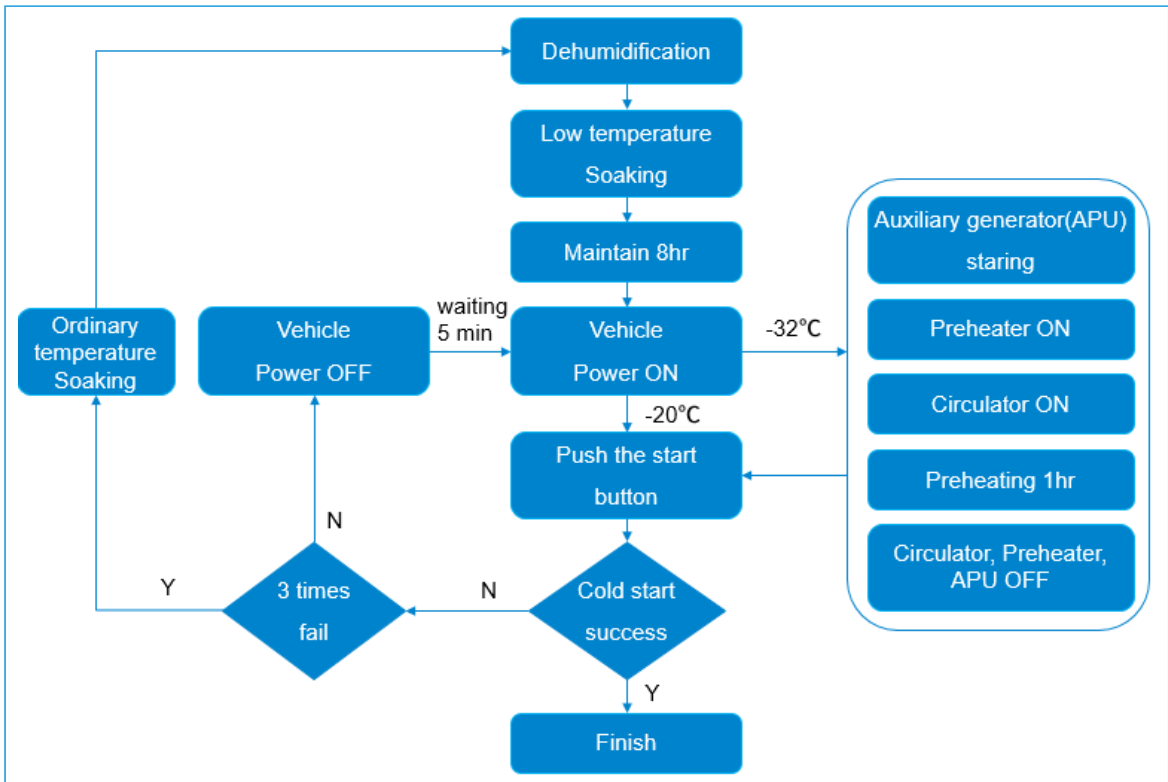


Figure 2. Flow chart of cold start

비와 INCA 소프트웨어를 사용 엔진제어장치(ECU)에 CAN통신 연결하여 엔진에 장착된 압력, 온도센서등에서 측정되는 연료분사압력, 연료량, 오일온도 등의 인자들에 대해 데이터 취득 및 캘리브레이션을 진행하였다.

## 2.2. 연료 특성 및 엔진 사양

본 연구에서 사용된 엔진이 일반 디젤엔진과 큰 차이점은 사용연료를 일반 상용디젤유뿐만 아니라 JP-8(항공유)도 사용 가능해야 한다는 점이며 -32℃의 저온 시동성도 요구하기 때문에 일반 디젤연료의 Freezing point보다 낮은 JP-8 사용이 필요하며 이 연료의 사용이 규격으로 명시되어 있어 본 시험에서는 JP-8이 적용되었다.

JP-8(Jet Propellant Type 8)은 케로신 타입의 항공유로서 정전기 방지제, 부식방지제, 윤활강화제, 그리고 결빙방지제, 산화방지제 등의 첨가제를 포함하고 있으며, 본 연구에 사용된 JP-8은 현재 전투기 연료로 사용 중인 것이다. 두 연료의 기본 특성은 Table 1에 정리되어 있으며 시험에 사용된 연료의 정유업체 시험 성적서를 참조하여 작성하였다.

Table 1. Characteristics of JP-8 and diesel fuel

Properties	JP-8	Diesel
Centane number	42.9	55.0
Density(15℃ kg/m <sup>3</sup> )	790.0	829.2
Freezing point(℃)	-53.0	-30.0
Flash point(PMCC ℃)	44.0	50.0
LHV(MJ/kg)	43.3	42.5
Distillation		
50%(℃)	187.0	279.0
90%(℃)	234.0	351.0

Table 1에 나와 있는 바와 같이 디젤연료와 비교하여 JP-8은 세탄가와 밀도가 낮지만 휘발성과 발열량(LHV)은 더 높다. 낮은 세탄가에 따라 점화지연

(Ignition delay)이 길어지고 증발된 연료가 실린더 내에서 늦게 점화된다. 점화지연의 차이는 배기특성과 특히 저온 시동에 영향을 미친다[4,8].

낮은 밀도는 분사압력과 동일 분사기간 동안 주입되는 연료의 양에 관련되어 연료 소모량과 엔진 성능에도 영향을 준다. 게다가 밀도는 세탄가, 점도, 휘발성과 같은 다른 연료특성에도 간접적으로 영향을 미친다. JP-8이 디젤연료에 비해 높은 단위질량당 발열량을 갖고 있지만 낮은 밀도 때문에 단위부피당 발열량은 디젤연료가 더 높다[4,8]. 일반적으로, 휘발성이 높을수록 점화지연 시간이 짧지만 세탄가의 영향으로 디젤연료 대비 점화지연이 길다 [4-8]. 이러한 연료 특성을 고려한 분사 전략이 요구된다.

본 연구에 적용된 엔진의 주요 제원은 Table 2와 같으며 전자제어식 엔진이다.

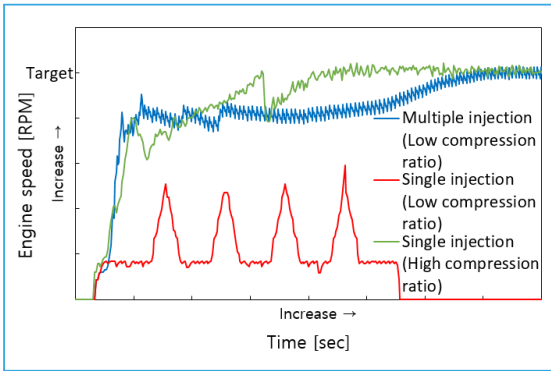
Table 2. Engine specification

Items	Specification
Configuration	V type 12 cylinders
Displacement	26.9 ℓ
Supercharging	Turbocharger intercooler
FIE	Common rail

## 3. 결과

### 3.1. 연소분사전략 변화를 통한 저온 시동성 개선

엔진 개발 중 피스톤 하드웨어가 변경되면서 압축비가 낮아졌다. 높은 압축비의 경우 Main Injection 만으로도 저온 시동이 가능하였으나, 낮은 압축비 변경 후에 동일 분사조건으로는 저온 시동이 불가능함을 확인하여 낮은 압축비에서 착화가 이루어 질 수 있도록 분사 전략을 Pilot Injection을 적용한 다단 분사로 변경하였다. Figure 3은 압축비와 다단분사 적용에 따른 시동성을 보여준다.



**Figure 3.** Effect of cold start ability by multiple injection and compression ratio

다단 분사의 효과는 Main Injection 이전 Pilot Injection에 의해 연소환경을 개선하여 Main Injection의 점화지연을 짧게 하고 착화시점과 연소압력 증가 속도를 빠르게 할 수 있다. 압축비 저하에 따른 점화지연을 상쇄할 수 있고 실효성 있는 연소실 내 연소를 이끌어 낼 수 있다.

이는 엔진 단품 시험에서 Pilot 분사량과 분사시기를 조합하여 Main Injection과 Pilot Injection의 분사시기 및 분사량을 최적화하였다.

하지만, 차량에서의 저온 시동은 엔진 단품의 저온 시동보다 더 가혹한 조건이다. 엔진의 출력축에 변속기 유압, Cooling Fan, 차량 유압 System 구동 펌프 부하가 모두 인가되기 때문이다. 엔진 단품상태에서 확인된 저온 시동 분사전략을 차량 저온 시동에 적용한 결과 목표 엔진 Idle회전수에 도달하지 못하고 결국 정지되는 현상이 확인되었는데 이는 해당 구간에서의 엔진출력이 외부 부하를 넘어서지 못한 현상으로 파악되었다.

일반적으로 분사압력(Rail pressure)을 증대할 시 연료 액적 분열 및 주변 공기의 유입이 원활하여 연료의 기화가 향상되고 이는 연소특성이 향상되는 결과를 이끌어 낼 수 있다[2,9].

저온 시동 성공조건은 총 Cranking 시간 1분 이내에 시동이 가능해야 한다. 엔진회전수 상승시간이 지연되면 연료량이 상승하는 가변적인 연료 목표량이 적용된다. 그리고 목표 Idle 엔진회전수에 도달하

기 전 Low Idle 제어 모드로 전환되며 회전수 Overshooting을 방지하는 제어 모드가 적용된다.

엔진의 부하조건이 높으면 엔진회전수 상승이 지연되고 분사 연료량이 높아지게 되는데 이때 Idle 제어 모드로 전환되어 연료량이 급격하게 줄어들면서 엔진회전수가 Drop되어 목표 엔진회전수 도달시간이 매우 지연된다. 이러한 현상의 개선방안으로 시동 연료량(Starting fuel quantity) 및 연료량 증가율(Fuel injection increase rate)을 최적화할 필요성이 있다.

본 엔진이 적용된 궤도차량의 저온 시험 진행은 타 시험 대비 시간 및 비용이 과다하게 소요되어 연소 제어 인자의 많은 영향성 확인이 제한되어 있다. 따라서 엔진 단품에서 최적화된 다단분사 전략을 바탕으로 위에서 언급된 연료분사압력, 시동 연료량, 연료량 증가율 인자들에 대하여 최적화를 실시하였다.

Table 3과 같이 최적화는 직교배열을 활용하여 제어인자(연료분사압력(A), 시동연료량(B), 연료량 증가율(C)) 및 수준(인자별 적용값으로 +는 값이 증가됨을 의미)을 적용하였고 Table 4와 같은 순서로 시험을 진행하였다. 여기서 A1, A2, B1, B2, C1, C2는 제어인자별 적용값을 의미한다.

**Table 3.** Controlable factors and levels

Controlable factors		1 Level	2 Level
A	Fuel pressure	A1	A2(+)
B	Starting fuel quantity	B1(+)	B2
C	Fuel injection increase rate	C1	C2(+)

**Table 4.** Experimental conditions

No.	Experimental conditions	Factors		
		A	B	C
1	A1-B1-C1	A1	B1	C1
2	A1-B2-C2	A1	B2(B1-20)	C2(C1+5)
3	A2-B1-C2	A2(A1+100)	B1	C2(C1+5)
4	A2-B2-C1	A2(A1+100)	B2(B1-20)	C1

시험 결과, Figure 4와 같이 연료분사압력(A), 시동 연료량(B), 연료량 증가율(C) 제어인자의 A2-B1-C2 적용값 조합이 최적 조합으로 확인되었는데 이는 연료분사압력(A)을 높이고 시동 연료량(B)과 연료량 증가율(C)을 증가하는 조건이 Response (각 제어인자 적용에 따른 엔진회전수 도달 시간 평균값)가 작아져 최적임을 알 수 있다.

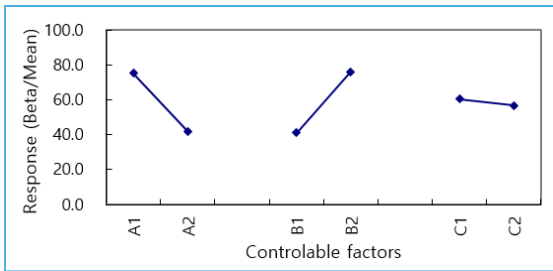


Figure 4. Response of starting time

엔진회전수 별 제어인자의 영향성을 파악하기 위해 Figure 5와 같이 회전수를 Cranking(①), Cranking-Idle 중간 회전수(목표 Idle 회전수 중간 값 ②), Idle 중간 회전수-Idle 회전수(③) 3개 구간으로 나누어 데이터를 분석하였다.

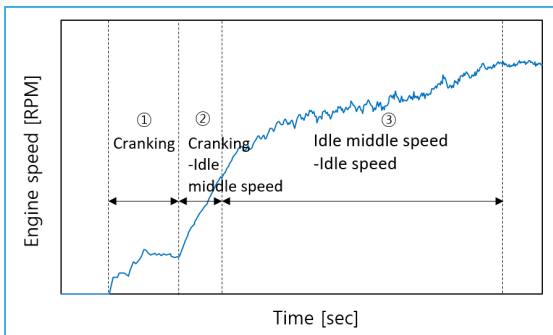


Figure 5. Area of engine speed

Figure 6은 Cranking 회전수 영역(①)에서의 영향성으로 Figure 4의 총 시동시간과 같이 시동 연료량(B)과 연료량 증가율(C)을 증가시키는 경향은 동일하나 연료분사압력(A)을 낮추는 것이 시동성에 유리함을 알 수 있다.

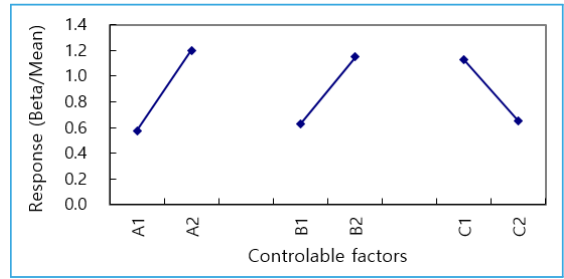


Figure 6. Response of cranking speed area(①)

Cranking 회전수 이후 Idle 중간 회전수 영역(②)에서도 마찬가지로 연료량(B)과 연료량 증가율(C)을 증가시키고 연료분사압력(A)을 낮추는 것이 시동성에 유리함을 Figure 7에서 확인할 수 있다.

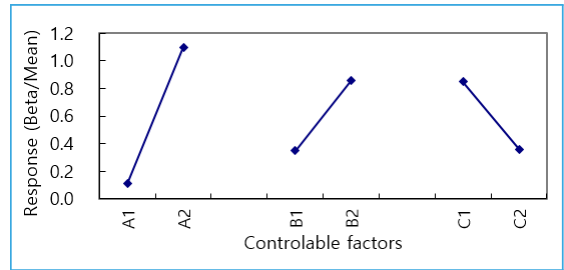


Figure 7. Response of cranking-middle idle speed area(②)

그러나, Idle 중간 회전수 이후 영역(③)에서는 연료분사압력(A)을 높이는 것이 유리하였으며 Response의 기울기 변화가 큰 연료분사압력(A)과 시동 연료량(B)이 시동시간에 많은 영향을 미치는 것으로 Figure 8과 같이 분석되었다.

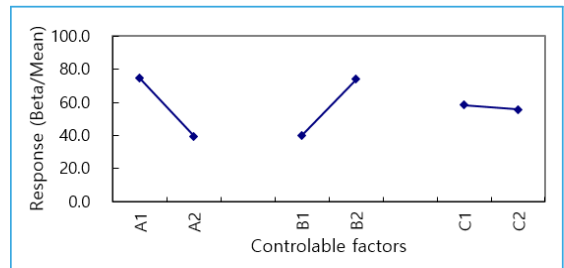


Figure 8. Response of idle middle-idle speed area(③)



연료분사압력을 기존 연료분사압력 대비 10~15% 증가시켜 시동성능의 개선을 확인하였는데 Figure 9는 분사압력 상승을 통한 저온 시동성 변화를 나타낸 것으로 Cranking 및 Idle 중간회전수 구간(①, ②)에서는 분사압력을 낮추고 Idle 중간회전수 이후에 구간(③)에서는 분사압력을 높이는 경향이 시동성에 유리함을 확인할 수 있다. 하지만 공기밀도가 충분히 높지 않은 상태에서 분사압력을 높이면 분무도달거리가 증가하고 연료가 벽면에 닿는 현상이 발생하여 연소효율 악화되어 연소되지 못하고 배출되는 백연 현상이 증가 할 수 있어 각 회전수 별 최적 분사압력을 설정하는 것이 중요하다.

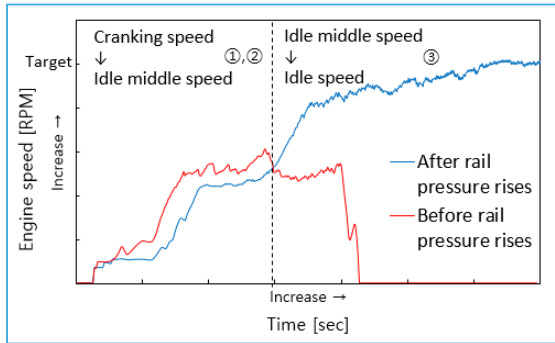


Figure 9. Effect of cold start ability by fuel pressure

연료 온도가 낮을수록 점도가 증가하고 분사 개시시점이 지각되어 실제 분사연료량이 줄어든다[7]. 그리고, 디젤연료보다 밀도가 낮은 JP-8의 사용은 디젤연료 기준으로 설정한 적정 연료량 대비 실제 적은 연료(mg/str)가 사용되는 것을 예상할 수 있으며, 이는 저온시동에서 실제 분사량 보정을 위해 요구 연료량을 높이는 이유가 된다.

Figure 10에서 연료량 증대에 따라 초기 Cranking 엔진회전수 상승 및 Idle 회전수 진입 전 엔진회전수가 증대됨을 확인하였으며, 엔진회전수 Drop 현상을 개선하고 Cranking 후 목표 엔진회전수 도달 시간도 단축할 수 있었다.

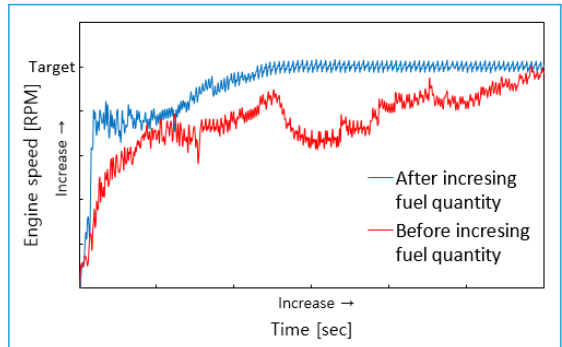


Figure 10. Effect of cold start ability by starting fuel quantity

### 3.2. Anti-Drain Valve 적용에 따른 오일온도 상승을 통한 시동성 개선

Anti-Drain Valve는 메인 베어링에 도달되는 엔진오일 속도를 향상시키기 위해 오일회로에 오일을 일정시간 이상 정체시킬 수 있도록 구성되어 있다. 이 Valve를 적용하기 전 엔진오일의 수위는 오일 팬과 오일탱크 하단에만 위치하게 된다. 예열시스템을 작동한다 하더라도 엔진의 오일예열 효과는 엔진 실린더 블록과 오일 팬 및 탱크를 통한 전도열만 있으며 뿐이며 거리가 상당히 떨어져 있어 오일온도를 높이는 데에는 매우 비효율적인 구조다. 냉각수 온도 상승에 의해 실린더 벽면을 통한 열 손실이 줄어들어 연료 연소에는 긍정적인 영향이 있으나, 시동부하에 직접적인 영향을 주는 오일점도가 약  $-20^{\circ}\text{C}$ 의 낮은 오일온도로 인해 높은 수준으로 엔진 내부 마찰을 저감하기가 어렵다.

전략적으로 사용되는 차량의 운영환경 때문에 오일회로가 복잡하게 설계되어 있으며, 다른 엔진 대비 오일펌프로부터 구동계에 오일이 공급되는 입구인 메인 갤러리까지 거리가 2m 이상으로 길다. 이렇게 긴 오일회로는 냉각수와 직접 또는 간접적으로 열 교환이 발생 할 수 있는 구조이다. 오일회로에 Valve를 설치하여 엔진 비 가동 시에 오일이 머무르게 하면, 오일 팬과 오일탱크 뿐만 아니라 오일 Delivery line, 오일쿨러, 오일필터에서 예열된 냉각수와와의 열 교환을 기대할 수 있다. 즉 Anti-Drain Valve 적용

에 따라 오일상승에 영향을 미치게 되며 이는 점도를 낮추어 엔진 내부의 마찰을 저감시킬 수 있으므로 저온 시동성을 개선할 수 있는 요소가 된다.

실제로 동일한 예열 Process를 진행하였을 때 Figure 11과 같이 시동 직전 오일온도가 Valve 적용 전보다 약 2배 수준의 빠른 오일온도 상승율을 확인하였다. 이는 예열 시간 내 약 20℃ 오일온도 차이를 보였으며, 그 영향성과 Injection 전략을 포함한 시동성 개선의 결과를 Figure 12에서 확인 할 수 있다.

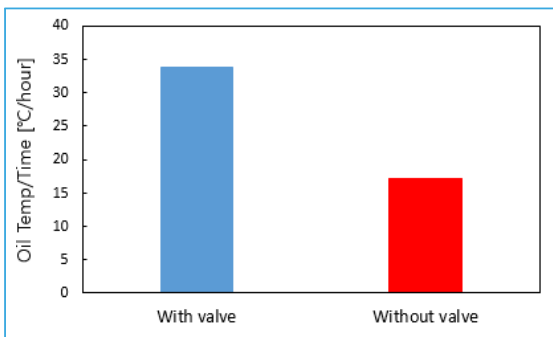


Figure 11. Comparison of oil temperature with and without oil anti-drain valve

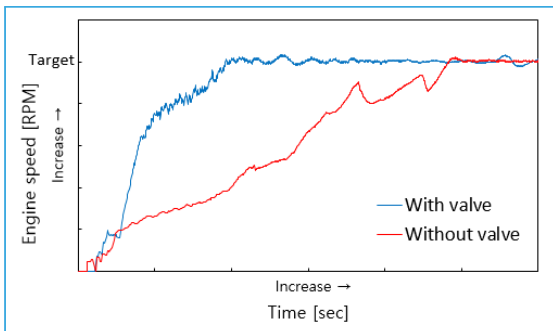


Figure 12. Effect of cold start ability by oil anti-drain valve

#### 4. 결론

본 연구에서는 JP-8 연료를 사용한 저온 시동조건에서 기존의 높은 압축비에서 사용한 분사전략으로 낮은 압축비에 의한 엔진회전수를 상승시킬 수 있는 수준의 연소가 불가능하여 엔진 단품에서 다단분사를 적용한 후 차량시험 평가를 통해 연료분사압력

및 시동 연료량 등의 분사전략 최적화 및 오일회로 내 Valve를 적용하여 시동성을 개선하였으며, 주요 결과는 아래와 같다.

연료분사압력 영향성을 확인하여 Idle 중간회전수 이후 영역에서 연료분사압력을 10~15 % 증대하였으며 이는 연소 효율을 향상시켜 시동 엔진 성능에 영향을 미친 것으로 판단된다.

엔진회전수에 따른 연료량 및 연료증가율 증대를 통해 빠른 엔진회전수 상승을 이루었는데 이것은 낮은 연료온도 및 밀도가 낮은 JP-8사용에 따른 실제 분사연료량이 줄어든 것을 보정해 주는 효과에 의해 나타난 것으로 판단된다.

마지막으로 오일회로의 Oil Anti-Drain Valve 적용으로 기존의 엔진의 하부에 위치한 오일을 냉각수에 직/간접적으로 접촉해 있는 위치에 머물게 하여 예열수 순환에 의한 오일온도 상승을 확인하였는데 이는 엔진 내부 마찰을 감소시켜 시동부하가 저감됨에 따라 시동성 향상에 영향을 준 것으로 판단된다.

향후 엔진의 저온 시동 개발시 연소 효율 향상 및 시동부하 감소 고려사항으로 활용될 수 있을 것으로 기대되며, 적용 차량 및 환경조건에 따라 추가 인자 고려 및 최적화 검토가 요구된다.

#### 참고문헌

- 1 Bruno Lindl and Heinz-Georg Schmitz, "Cold Start Equipment for Diesel Direct Injection Engines", SAE 1999-01-1233, 1999.
- 2 Haengsoo Lee and Jinwoo Lee, "Improment of Diesel Combustion using multiple injection under Cold Start Condition", Journal of The Korea Academy Industrial Cooperation Society, 18(4), pp. 711-717, 2017.
- 3 Z. Han, N. Henein, B. Nitu, W. Bryzik, "Diesel Engine Cold Start Combustion Instability and Control Strategy", SAE International, 2001-01-1237, 2001.
- 4 Jungyeon Lee, Jeongwoo Lee, Seunghyun Lee, Dongsu Kim, Seungha Lee, Cheolhwan Lee,

Kyoungdoug Min and Hoimyoung Choi, "A study on the Combustion and Emission Characteristics of a CI Engine fueled with JP-8", Journal of Mechanical Science and Technology, pp. 1336-1339, 2013.

- 5 NATO Logistics Handbook, 1997.
- 6 Gerald Fernandes, Jerry Fuschetto, Zoran Filipi and Dennis Assanis, "Impact of Military JP-8 Fuel on Heavy Duty Diesel Engine Performance and Emissions", University of Michigan, 2005.
- 7 Jinwoo Lee, "Characteristics of the Spray Development

with Diesel Fuel Temperatures", Journal of The Korea Academy Industrial Cooperation Society, 17(3), pp. 270-275, 2016.

- 8 Gerald Fernandes, Jerry Fuschetto, Zoran Filipi and Dennis Assanis, "Impact of Military JP-8 Fuel on Heavy Duty Diesel Engine Performance and Emissions", University of Michigan, 2005.
- 9 Heywood JB, Internal combustion engine fundamentals, International editions, McGraw-Hill, 1988.

# 항공기 착륙장치 장착 구조 균열원인 및 품질개선에 관한 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

## A Study on Defect Causes and Quality Improvements in the Structure of Aircraft Landing Gear

하도준, Do Jun Ha

한국항공우주산업 유압계통팀 연구원  
Researcher, Hydraulic System Team,  
Korea Aerospace Industries, LTD.

이경찬, Gyeong Chan Lee

국방기술품질원 항공1팀 선임연구원  
Senior Researcher, Aeronautical Systems  
Team 1, Defense Agency for Technology  
and Quality

최형준, Hyoung Jun Choi†

국방기술품질원 항공1팀 연구원  
Researcher, Aeronautical Systems Team 1,  
Defense Agency for Technology and  
Quality

### Abstract

This quality improvement study aims to investigate the cause of structural defects that occur during aircraft operation and to confirm structural health for the improvement configuration. Aircraft are exposed to various loads due to harsh environments and rapid maneuver during operation and mission performance. The influence of various and complex factors such as vibration, shock load, and repeated load is a potential hindrance to flight safety due to structural strength degradation and cracking compared to design load. Therefore, quality improvement is essential through inspection and cracking of vulnerable areas of the aircraft structure and analysis of structural strength, fatigue, and life. In particular, it was analyzed for defects in the structure of the landing device in which static loads and repetitive loads are concentrated during takeoff and landing. After improving the quality for defects, it was confirmed through structural strength and lifespan analysis.

keywords : Load, Stress, Fatigue, Structural Analysis, Margin of Safety

† Corresponding Author : Hyoung-Jun, Choi

Tel : +82-55-751-5357, Fax : +82-55-751-5805, email : chj@dtqa.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 52851, 420, Dongjinro, Jinju-si, Gyeongsangnam-do, Korea

Received October 6th. 2021 Revised December 3rd. 2021 Accepted December 13th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

항공기는 운용 중 다양한 하중조건에 노출되며, 운용시간이 증가할수록 작용하는 하중의 반복적 영향에 의해 피로균열이 발생한다. 항공기 구조는 초기 건전성을 유지하지 못하고, 취약부위의 강도저하로 인해 균열이 발생하거나 파단에 이르게되며, 항공기 임무 불가 및 안전에 위험한 상황이 발생된다. 따라서 항공기 취약 구조의 균열 원인을 규명하고 구조 보강에 대한 품질개선이 필수적으로 요구되고 있다 [1-2]. 특히, 착륙장치는 항공기 이착륙시 급격한 하중의 작용 및 다수의 반복 작동을 요구하는 계통이며 피로수명에 취약하다[3]. 착륙장치를 지지하는 구조는 충격에 대한 정적하중 및 운용 중 발생하는 반복하중에 의해 치명 특성을 고려하여야 한다. 본 품질개선 연구에서는 착륙장치 축압기의 장착 지지구조의 균열에 대한 원인을 규명하고 구조 보강을 통해 품질개선을 수행하였다. 개선된 형상을 검증하기 위해 응력해석 및 수명해석을 통해 구조 건전성을 검증하고자 한다[4].

## 2. 본론

### 2.1. 결함 품목 및 현상

군용항공기의 전륜착륙장치(NLG, Nose Landing Gear) 장착 구조에 균열이 발생함에 따라 그 원인 규명 및 개선이 필요하다. 균열이 발생한 구조는 Figure 1과 같이 NLG 지지대(Support)이다. 운용 중인 군용항공기를 대상으로 검사를 수행하여 약 23% 수준의 균열 결함이 발견되었으며, Table 1에서 항공기 운용시간 대비 균열 발생 현황을 확인할 수 있다.

Table 1에서 확인된 항공기 운용시간 대비 균열 발생은 비행안전에 중대한 영향을 미칠 수 있으므로 이를 방지하기 위해 품질개선이 필요하다.

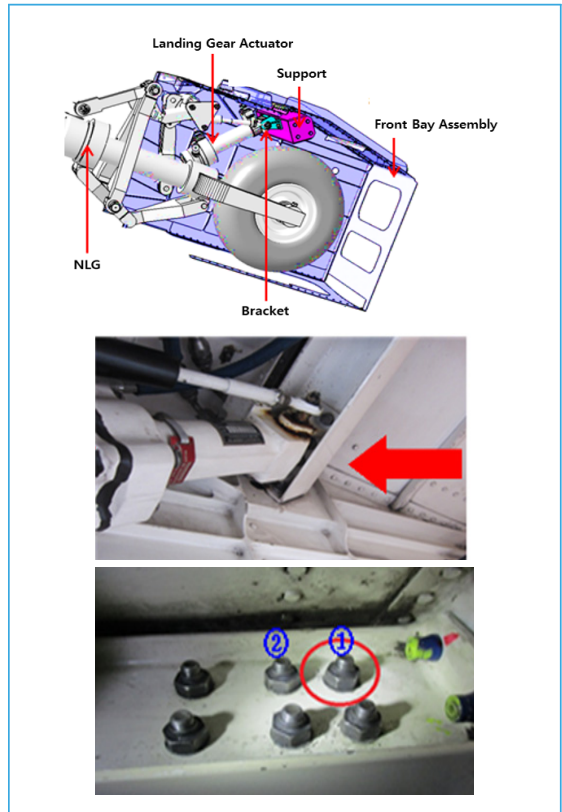


Figure 1. Feature of Defect in Landing Device

Table 1. Defect on Aircraft Operating Time

Category	3000~3500H	~4000H	~4500H	4500H~
Aircraft	15	53	12	4
Crack	1	14	6	3

#### 2.1.1. 균열 형태

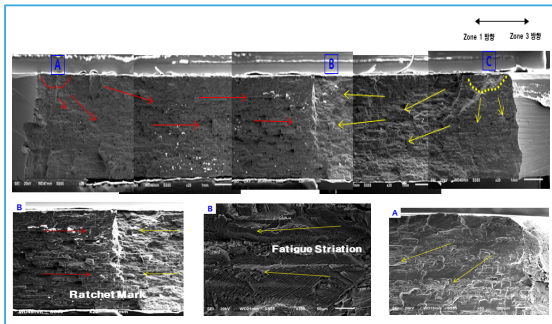
균열발생 형태는 Bolt hole을 중심으로 수평 또는 사선 형태로 발생하였으며, 대체적으로 호기별로 누적 비행시간 및 이착륙 횟수가 많을수록 균열 발생 크기가 큰 경향이 나타났으며, 균열이 발생한 위치 및 크기별 운용 항공기의 발생 빈도를 Table 2와 같이 확인하였다. 균열은 지지대 내부 Figure 1의 볼트 장착부위 ①, ②에서 주로 발생하였다. 균열 크기는 대략 2~15 mm 수준이다.

**Table 2.** Location and Size of Structure Defect

Category	Location			Size of Defect : mm				
	①	②	①,②	2	3	5	10	15
Aircraft No.	20	2	2	1	13	4	5	1

2.1.2. 균열부 파단면 검사 분석

착륙장치 장착 브라켓 및 지지대는 Aluminum 2024-T351 (AMS-QQ-A 250/4) 재료를 사용하였고 기계가공 파트로 제작되었다. 또한, Finish 공정은 양극산화피막처리 및 프라이머 1 Coat, 폴리우레탄 3 Coat로 처리되었다. 물리적 특성을 고려하여 파단면 와전류 검사 결과 Figure 2와 같이 Hole에서 초기 균열이 성장하여 피로균열이 성장하는 피로 줄무늬(Fatigue Striation)을 확인할 수 있다. 또한 균열 성장에 따라 양방향 진행 파손면(Failure Planes)의 단차로 인해 갈쭉톱니무늬(Ratchet Mark)가 관찰된다.<sup>1)</sup>



**Figure 2.** First Defect Occurance and Fatigue Growth

2.2. 결함 원인

균열 부위에 대한 해석결과 정적강도(안전율)0)

1) 갈쭉톱니무늬 : 피로균열의 시발점이 다수일 때 발생하며, 피로균열이 진전 되어 다른 피로균열 시발점에서 시작한 파손면과 서로 만나는 경계선이다.

및 피로강도(설계 요구수명 10,000 h)을 고려하면 균열이 발생할 수 있는 수준이며, 작동기의 반복 및 작동 하중에 따른 구조 변형으로 패스너의 풀림 및 유격이 발생할 수 있을 것으로 판단된다. 결국 지지구조의 균열 발생 원인은 유압작동기의 반복 작동에 의한 하중의 영향으로 피로파괴에 의한 균열로 보인다.

2.2.1. 균열 구조 응력해석

Table 3은 해석 하중조건 및 응력해석 결과를 보여주고 있으며, 착륙장치 지지구조의 설계제한하중 조건에서 Hole 사이 단면해석에서 안전율이 음의 값(-)인 -0.60으로 정적강도가 불만족하여 기체구조 보강이 필요하다.

**Table 3.** Stress Analysis for Structure Defect

Analysis Area	Design Load	Mode of Defect	Margine of Safty
Structure Six-Points	Retraction Load (3720lbs)	Tension + Shear of Bolt	+0.00
		Bearing of Hole	+0.71
		Tension + Bending at Hole Section	-0.60

2.2.2. 균열 구조 수명해석

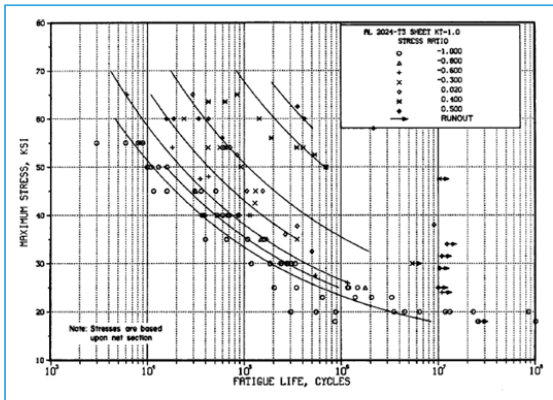
항공기 수명해석은 비행자료 분석을 통해 하중을 산출하고, 균열부위(피로 임계)를 확인하여 형상 및 재질 등 구조 특성을 도출한다. 구조 응력분석을 통해 수명해석을 수행하여 균열구조의 수명을 예측한다. 대상 항공기는 설계 대비 이착륙 횟수가 약 34% 증가 및 NLG 작동 횟수는 약 47% 증가하여 운용되고 있으며, 이를 바탕으로 결함 원인으로 분석된 NLG 유압작동기의 설치 위치에 따른 설계 및 피로 하중을 적용하여 Table 4와 같이 균열 구조에 대한 수명해석을 분석하였다.

**Table 4.** Actuator Support Loads Analysis

Actuator Location	Design Load(lbs)	Fatigue Load(lbf)	M.F	Operation time
Extend	4620	3720	0.805	2g:25%
Retract	-3720	-2100	0.565	1g:75%

균열 부위의 재료물성치는 Figure 3과 같이 MIL-HDBK-5H의 SN Curve를 사용하여 선정하였다[5-6].

- Equivalent Stress Equation :
  - $\log N_f = 11.1 - 3.97 \log(\text{Seq} - 15.8)$
  - $\text{Seq} = S_{\max} (1 - R)^{0.56}$
  - Standard Error of Estimate = 0.38
  - Standard Deviation in Life = 0.90
  - $R^2 = 82\%$



**Figure 3.** AL2024-T3 SN Curve, L Direction

지지대 균열 부위에 대한 피로해석은 응력-수명 해석 방법을 사용하였으며, KTFAP S/W를 활용하여 해석을 수행하였다. 응력집중계수는(Kt) 최대 응력인 1.0을 적용하였다. Table 5와 같이 임계부위(①)의 피로해석 결과에서 분산계수(Scatter Factor, 10)을 적용할 경우 설계 요구수명(10,000 h) 비행시간을 불만족한다.2)

2) Scatter Factor : 피로해석(시험) 시 발생하는 불확실성을 배제하기 위한 보정계수이며 스케일 및 시편개수, 해석(시험) 신뢰도 수준에 따라 달라진다.

**Table 5.** Actuator Support Fatigue Analysis

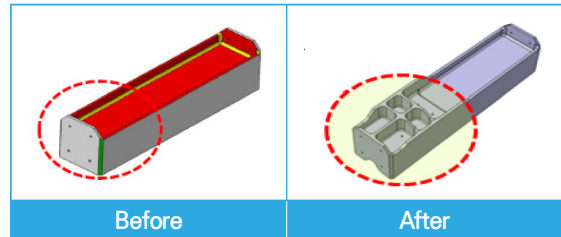
Material	Max Stress (ksi)	Defect Size	Analysis Life (H)	Fatigue Life (S.F=4) (H)	Fatigue Life (S.F=10) (H)
AL	87.9	0.2202	4540	1130	450

### 2.3. 결함 개선

#### 2.3.1. 균열 개선 형상

구조 건전성 향상을 위해 지지대 Hole 부분 형상을 Figure 4와 같이 보강 개선하였다. 지지대의 Web 두께 및 Flange를 추가하였다.

- 형상 개선 내용
  - Web(4곳) 두께 : 3.50 mm → 6.50 mm
  - 양끝 플랜지 : 3.0 mm → 3.5 mm
  - Pocket(4곳) : 플랜지 두께 3.0 mm
  - 중량 0.480 kg → 0.592 kg



**Figure 4.** Structure Improvement Configuration

#### 2.3.2. 개선 형상 응력해석

Figure 5와 같이 지지대 개선 형상 FEM 해석 모델을 구성하였다. 해석툴(Analysis Solver) MSC/NASTRAN을 활용하여 해석하였으며, 후처리(Pre/Post Process)는 MSC/PATRAN을 적용하였다.

- 설계 제한하중 조건
  - NLG 작동기 Extension 조건 : 4620 lbs
  - NLG 작동기 Retraction 조건 : 3720 lbs

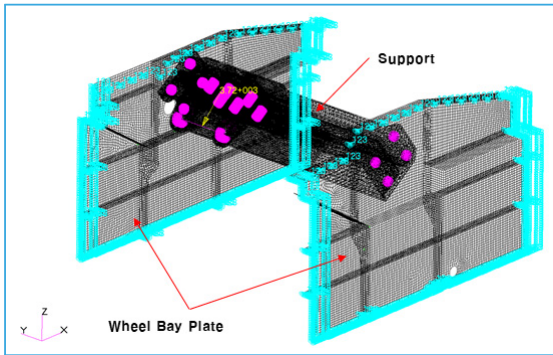


Figure 5. FEM Analysis Configuration

개선 형상에 대한 응력해석 결과는 Figure 6 및 Table 6과 같이 파손 모드인 Tension 조건에서 최소 안전율이 +0.02로 구조건전성을 확인하였다. 구조 건전성은 정적강도 만족기준으로서 안전율(M.S)이 0보다 커야한다.

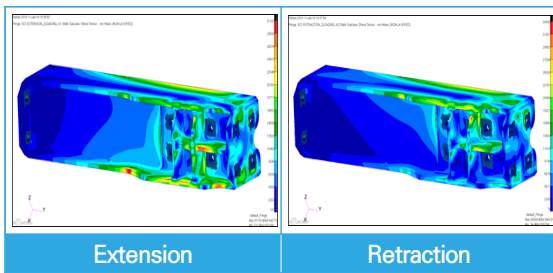


Figure 6. Stress Analysis(Simulation)

Table 6. Actuator Support Stress Analysis

Load Case	Ftu (ksi)	fvon (ksi)	S.F	F.F	Failure Mode	M.S
Extend	60	31	1.5	1.15	Tension	+0.12
Retract	60	34	1.5	1.15	Tension	+0.02

Figure 7의 지지대 Hole 위치와 브라켓의 체결 Bolt 강도 해석은 NASM6240, S.F(1.5), F.F(1.15), 파손모드 Shear + Tension 조건과 Retraction 하중조건으로 수행한 결과 Table 7과 같이 최소 안전율이 +0.32로서 구조 건전성을 확인하였다.

Table 7. Support and Bracket Stress Analysis

S/N	Rt	Rs	M.S for t & s	M.S for bearing
F1	0.59	0.47	+ 0.32	+ 2.15
F2	0.15	0.63	+ 0.53	+ 1.36
F3	0.15	0.18	+ 3.26	+ 7.22
F4	0.17	0.18	+ 3.06	+ 7.48
F5	0.02	0.30	+ 2.31	+ 3.94
F6	0.00	0.19	+ 4.35	+ 6.98

### 2.3.3. 개선 형상 수명해석

작동기 하중조건에 대한 유한요소 해석 결과로부터 내부하중을 산출하였다. 산출된 내부하중을 활용하여 피로 임계부위에 대한 굽힘응력과 베어링 응력을 산출한 후 하중과 응력 관계식에 따라 응력스펙트럼을 생성하였다. Figure 7과 Table 8은 선정된 유한요소 모델과 패스너 하중을 보여주고 있으며, 설계하중에 대한 F1 위치의 Bolt Hole 응력값을 확인할 수 있다.

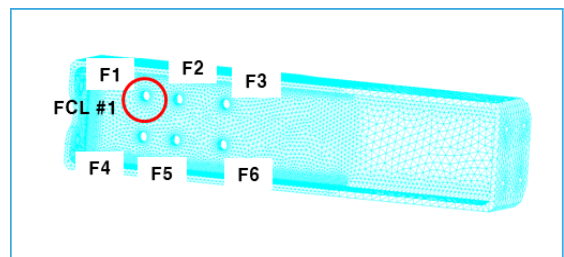


Figure 7. Support FME Analysis Model

Table 8. Fatigue Limit Station and Stress on F1

Extend			Retract		
fx(lbs)	fy(lbs)	fz(lbs)	fx(lbs)	fy(lbs)	fz(lbs)
-705	134	1269	1183	-484	-1979
Load Condition		Sb(ksi)	Sbr(ksi)		
A/C Retract (NLG Up)		11.9	11.3		



피로수명해석 결과 Table 9와 같이 Scatter Factor를 고려할 경우 설계 요구수명(10,000 h) 비행시간을 만족한다.

- 피로하중 최대응력 산출
- 응력집중계수(Kt) : 1.0

**Table 9.** Fatigue Life Analysis of Support F1

Material	Max Stress (ksi)	Defect Size	Analysis Life (H)	Fatigue Life (S.F=4) (H)	Fatigue Life (S.F=10) (H)
AL	44.9	0.005	198980	49740	19890

### 3. 결론

본 논문은 군용항공기 전문착륙장치 장착 구조에 균열이 발생하여 운용중인 항공기를 대상으로 검사를 수행하였으며, 약 23 % 수준의 결함의 발견되었다. 항공기 운용시간 대비 균열 수준 확인 결과 호기 별로 누적 시간 및 이착륙 횟수가 많을수록 균열 발생 크기가 큰 경향이 있으며, 비행 임무 및 안전에 중대한 영향을 미칠 수 있다. 발생한 균열은 조사결과 약 2 ~ 15 mm 수준이다. 상세한 분석을 위해 균열부 파단면을 분석하였다. 지지 구조물의 홀에서 초기 균열이 성장하여 피로균열이 성장하는 피로출무늬를 현상을 확인 할 수 있다.

결함원인 분석에서 해석결과 정적강도(안전율>0) 및 피로강도(설계 요구수명 10,000 h)을 고려하면 균열이 발생할 수 있는 수준으로 확인되었다. 균열부위 응력해석 결과 지지구조의 설계제한하중 조건에서 Hole 사이 단면해석에서 안전율이 음의값(-)인 -0.60으로 정적강도가 불만족하여 기체구조 보강이 필요하다. 또한 수명해석 결과 설계요구 수명 비행시

간을 불만족하였다.

결함개선을 위해 구조 Web의 두께 증가 및 Flange 추가를 통해 보강하였다. 구조보강 형상에 대한 검증 을 위해 FEM 응력해석을 수행하였으며, 파손 모드 인 Tension 조건에서 최소 안전율(M.S)이 +0.02 로 구조건전성을 확인하였다. 또한 수명해석 결과 요구수명(10,000 h) 대비 피로수명(19,890 비행시간) 을 확보하였다.

결국, 항공기 착륙장치 장착 부위 지지대의 균열 에 대한 원인을 규명하고 구조 보강을 통해 품질개 선을 수행하였다. 개선된 지지대 형상에 대해 강도 및 피로수명 분석을 통해 구조 건전성을 확인하였다.

### 참고문헌

- 1 "Aircraft Structural Integrity Program (ASIP)", MIL-TD-1530D, 2016.
- 2 Yoon, Y. I., Kim, S. T., " Aging Aircraft's Main Damage Characteristics and Effects of Structural Degradation Induced by Pitting Corrosion Fatigue", Proceeding of Spring Conference KSME, pp. 101-107, 2010.
- 3 S.J. Kim, T.W. Kim, "Study on Fixed Wing Aircraft Fatigue Life Substantiation Method", Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics, pp. 41-46, 2016. DOI: <https://doi.org/10.12985/ksaa.2016.24.1.041>
- 4 "Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure", AC 25.571.
- 5 MIL-HBDK-5J, "METALLIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES", Washington D.C., U.S.A., 2003.
- 6 Chang, D., Kang, J., Huh, N., Kim, J., Kim, Y., Kim, H., Kim, D., Kim, H., "Verification of Applicability of Engineering Fatigue Analysis Method Using Detailed Finite Element Analyses", Proceeding of KSME Spring Symposium, pp. 325-326, 2019.

## 군용 무인기 체계 요구성능 항목 분석을 통한 국방규격서 검토 방안 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

A Study on the Military Standard Specification Review through  
the Analysis of Performance Requirements for Military UAVs

김영래, Youngrae Kim †

국방기술품질원 항공센터 선임연구원  
Senior Researcher, Aeronautical Systems Center,  
Defense Agency for Technology and Quality

### Abstract

High-quality military standard specifications are needed to enhance the quality of military supplies. If the military standard specifications are insufficient, quality problems and configuration changes may occur excessively during production. Eventually, the delivery will be delayed. In order to solve this problem, a high-quality review of the draft military standard specifications is required. In this study, performance requirements for military UAVs were derived through the analysis of the prior UAV specifications, and verification conditions were identified. Also, the standards for the military specification of UAV and review checklists for each type of military standards were derived. These results are thought to contribute to stabilizing the quality of military UAVs by preventing quality problems in advance.

**keywords :** Military Standard Specification, Performance Requirement, UAV, UAV System

† Corresponding Author : Youngrae Kim

Tel : +82-55-279-4184, Fax : +82-55-287-4780, email : rae@dtaq.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 51474, 9, changwon-daero 1137, Seongsan-gu, Cahngwon-si,  
Gyeongsangnam-do, Korea

Received November 8th. 2021 Revised December 13th. 2021 Accepted December 20th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

국방기술품질원은 관련 법에 따라 국방규격작성관리기관의 규격(안)에 대한 기술검토를 지원하고 있다[1-2]. 개발사업의 규격화 시 다량의 국방규격 기술검토가 요구되나 시간 및 인원의 제한과 검토자 간 경험, 검토 능력에 따라 결과의 차이가 발생하고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 국방기술품질원은 무기체계 분야 별 국방규격 검토 방안 연구를 수행하고 있다[3-5]. 이에 따라 ‘20년 항공분야 국방규격 검토 가이드라인 연구가 진행되었다[6]. 하지만, 무인기 체계는 일반 항공 무기체계와는 달리 항공기, 지상통제체계 등이 포함되는 복합 무기체계이다. 따라서 무인기 체계만을 위한 규격 검토 방안이 요구된다. 본 연구에서는 군용 무인기 필수성능 요구조건을 조사/분석하고 이를 통해 무인기 체계 국방규격서 검토 방안을 연구하였다.

## 2. 본론

### 2.1. 무인기 체계 국방규격서 현황 분석

현재까지 무인기 체계 국방규격이 제정된 사례는 군단정찰용무인기(RQ-101), 사단정찰용무인기(RQ-102)이며, 군단정찰용무인기-II(RQ-104), 중고도정찰용무인기(RQ-105)는 국방규격 제정을 위해 국방규격(안) 검토가 진행 중이다. 무인기 체계의 공통체계 규격 및 필수 임무장비 규격을 분류하기 위해 국방규격 제정 사례 및 국방규격(안)을 분석한 결과 무인기 체계, 비행체, 지상통제장비, 데이터링크 규격서는 무인기 운용에 필수적인 규격이므로 공통체계 규격서(Common System Standard Specification)로 분류하였으며, 임무를 위한 영상감지기, 합성개구면레이더는 임무장비 규격서(Payload Standard Specification)로 분류하였다. 분류 결과는 Table 1과 같다.

**Table 1.** Classification of military UAV standard specifications

Classification	RQ-101	RQ-102	RQ-104	RQ-105
Common System	<ul style="list-style-type: none"> <li>• UAV System</li> <li>• Air Vehicle</li> <li>• Ground Control System</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Unmanned Aircraft System</li> <li>• Unmanned Aerial Vehicle</li> <li>• Ground Control Station</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• UAV System</li> <li>• Air Vehicle</li> <li>• Ground Control System</li> <li>• Data Link System</li> <li>• Communication Data</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Unmanned Aircraft System</li> <li>• Unmanned Aircraft</li> <li>• Ground Control System</li> <li>• Communication Data</li> </ul>
Payload	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Image Sensing System</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Electro Optical Tracking System</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sensor System, Electro-Optical, Infrared</li> <li>• Radar, Synthetic Aperture</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sensor System, Electro-Optical, Infrared</li> <li>• Radar Set</li> </ul>
Support Equipment	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Launcher System</li> <li>• Engine Test Equipment</li> <li>• Launch Control Station</li> <li>• Ground Data Terminal</li> <li>• Ground Relay Station</li> <li>• Air Vehicle Test Equipment</li> <li>• Electric &amp; Communication Test Equipment</li> <li>• Image Sensor Test Equipment</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Arresting System</li> <li>• Launch and Recovery</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Landing Control Subsystem</li> </ul>	-

## 2.2. 무인기 체계 규격서 공통 필수성능 항목 분석

무인기 특성 상 임무 및 탑재장비에 따라 요구되는 성능은 매우 다양하다. 따라서 무인기 체계 규격서 공통 필수성능 항목 분석을 위해 Table 1의 4개 군용 무인기 체계에 대한 성능을 모두 나열한 뒤 3개 이상의 무인기 체계에 공통적으로 포함되어 있는 성능을 무인기 체계 공통 필수성능으로 판단하였다. 분석 결

과 Lv. 2/Lv. 3 최종 항목 기준으로 무인기 체계 공통 필수성능은 Table 2와 같이 23 항목(Lv. 2 : 노란색 16 항목, Lv. 3 : 파란색 7 항목)이 도출되었다.

무인기 체계 규격서 공통 필수성능 도출 방법과 동일한 방법으로 비행체 19 항목, 지상통제장비 17 항목, 영상감지기 18 항목, 데이터링크 12 항목의 공통 필수성능을 도출하였으며, 도출 결과는 Table 3과 같다.

**Table 2.** Analysis of UAV system performance requirements

Performance Requirement Lv. 1	Performance Requirement Lv. 2	Performance Requirement Lv. 3	RQ-101 Requirements	RQ-102 Requirements	RQ-104 Requirements	RQ-105 Requirements
System	System Mode		• Launch Mode	• Take-off • Landing	• System Mode	• System Mode
	Flight Control Mode		• Flight Control Performance	• Flight Control	• Flight Control Mode	• Flight Control Mode
	Payload		• Payload	• Payload	• Payload	• Payload
	Emergency Logic		• Loss of Communication /GPS	• Emergency Power • Loss of Communication	• Emergency Logic	• Emergency Logic
Air Vehicle	Take-off /Landing Performance	Take-off	• Launch • Runway Take-off /Landing	• Take-off • Take-off /Landing Area	• Take-off	• Take-off /Landing Range • Take-off /Landing Performance
		Landing	• Parafoil Recovery • Runway Take-off /Landing	• Landing • Take-off /Landing Area	• Landing	• Take-off /Landing Range • Take-off /Landing Performance
	Flight/ Mission Performance	Max. Speed	• Max. Speed	• Max. Speed	• Max. Speed	• Max. Speed
		Max. Operation Altitude	• Operation Altitude	• Operation Altitude	• Max. Operation Altitude	• Max. Operation Altitude
		Endurance	• Endurance	• Endurance	• Endurance	• Endurance
	Ground Control Station	Air Vehicle Control	Take-off /Landing Control	• Main Up-link • Additional Up-link	• Air Vehicle Control • Flight/Video	• Take-off /Landing Control

Performance Requirement Lv. 1	Performance Requirement Lv. 2	Performance Requirement Lv. 3	RQ-101 Requirements	RQ-102 Requirements	RQ-104 Requirements	RQ-105 Requirements
		Air Vehicle /Payload Control	<ul style="list-style-type: none"> <li>Main Up-link</li> <li>Additional Up-link</li> <li>EO/IR Control</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Control</li> <li>Air Vehicle Control</li> <li>Flight/Video Control</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Air Vehicle /Payload Control</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Air Vehicle /Payload Control</li> </ul>
	Antenna Control		<ul style="list-style-type: none"> <li>Antenna Control</li> </ul>	-	<ul style="list-style-type: none"> <li>Data Link Control</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Antenna Control</li> </ul>
	Simultaneous Control		-	<ul style="list-style-type: none"> <li>Simultaneous Control</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Simultaneous Control</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Simultaneous Control</li> </ul>
	Mission Planning		-	<ul style="list-style-type: none"> <li>Mission Planning /Analysis</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Mission Planning</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Mission Planning /Control</li> </ul>
	Location Display		<ul style="list-style-type: none"> <li>Flight/Target Information</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Location Display</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Location Display</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Map Display</li> </ul>
Ground Control Station	Status Display		-	<ul style="list-style-type: none"> <li>Air Vehicle Status Display</li> <li>EO-IR Status Display</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Status Display</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Air Vehicle Status Display</li> <li>EO-IR Status Display</li> <li>Data Link Status Display</li> </ul>
	Built in Test		<ul style="list-style-type: none"> <li>Payload BIT</li> <li>Ground System BIT</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>BIT</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>BIT</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Fault History Management</li> </ul>
Sensor System (Electro-Optical, Infrared)	Target Recognition		<ul style="list-style-type: none"> <li>Target Recognition</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Target Recognition</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>EO - Target Recognition</li> <li>IR - Target Recognition</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>EO GSD</li> </ul>
	Target Location Accuracy		<ul style="list-style-type: none"> <li>Flight/Target Information</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Target Location Accuracy</li> <li>EO/IR Accuracy</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Target Location Calculation</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>EO/IR Coordinates Accuracy</li> </ul>
	Target Automatic Tracking		<ul style="list-style-type: none"> <li>Automatic Tracking</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Zoom and Automatic Tracking</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Target Automatic Tracking</li> </ul>	-
Data Link	Performance		<ul style="list-style-type: none"> <li>Ground System and Air Vehicle</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Packet Error</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Data Link Performance</li> </ul>	-
	Range		<ul style="list-style-type: none"> <li>Ground System and Air Vehicle</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Data Link Range</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Data Link Range</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Data Link Range</li> </ul>
	Frequency		<ul style="list-style-type: none"> <li>Ground System Function</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Data Link Frequency</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Data Link Frequency</li> </ul>	-

**Table 3.** Analysis of UAV subsystem performance requirements

Subsystem	Performance Requirements
Air Vehicle (19 Items)	Weight, Center of Gravity, Operation Mode, Flight Control Mode, Control Surface Operation, EO-IR, Up-link, Down-link, Propulsion Start, Propulsion Operation, Power, BIT, Emergency Logic, Take-off, Landing, Max. Speed, Max. Operation Altitude, Endurance, Flight Control Performance,
Ground Control Station (17 Items)	Up-link, Down-link, Antenna Control, Air Vehicle Control, Simultaneous Control, EO/IR Control, Data-link Status Display, Air Vehicle Status Display, Mission/Map Display, Video Display, Weather Display, Mission Planning, Flight Data Storage, Video Storage, Power, Emergency Power, BIT
Sensor System (Electro-Optical, Infrared) (18 Items)	Size, Weight, Power, Operation Mode, Video Mode, Status Display, Preparation Time, Continuous Operation Time, Operation Range, Operation Speed, Alignment Error, Location Output Error, Stabilization Accuracy, Visual Range(EO), Resolution(EO), Visual Range(IR), Resolution(IR), BIT
Data Link (12 Items)	Power, Frequency, Range, Up-link, Down-link, Data Link Performance, Data Link Change, Electronic Protection, Bandwidth Change, Data Link Channel Change, Antenna Control, BIT

### 2.3. 무인기 체계 필수성능 확인을 위한 검증 조건

무인기 체계 규격서에 따라 성능을 검증할 때 필수적으로 확인되어야 하는 검증 조건들이 필요하다. 예를 들어, 비행체의 최대속도에 대한 검증시험을 위해서는 검증조건으로 비행체 중량/연료량 고도 조건,

대기조건, 속도 종류 및 기준 등이 있어야 한다. 선행 무인기 사업 시 속도 종류(TAS/CAS)가 국방규격에 명시되지 않아 시험이 지연된 사례가 있다. 따라서 선행 사업 기술변경 사례 및 RQ-101 등 기존에 규격화 된 군용 무인기 체계 규격서 검토를 통해 규격서에 포함되어야 하는 검증조건을 Table 4와 같이 도출하였다.

**Table 4.** Verification conditions for performance requirements

Standards Specification	Performance Requirements	Verification Conditions
UAV System	Take-off	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Wind Direction/Speed, Runway Drying Condition
	Landing	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Wind Direction/Speed, Runway Drying Condition
	Max. Speed	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Atmosphere Condition, Altitude Condition, Speed Type(TAS, etc.)
	Max. Operation Altitude	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Atmosphere Condition, Altitude Type(Pressure Altitude, etc.)
	Endurance	Atmosphere Condition, Operation Profile
	Target Recognition	Altitude, Horizontal Distance, Target Size, Visual Range
	Target Location Accuracy	Altitude, Horizontal Distance, Target Coordinates Error, Visual Range, GPS Condition
	Data Link Performance	Line of Sight, Data link Performance Criteria(Bandwidth, Error, etc.)
	Data Link Range	Line of Sight, Range Criteria(Equipment Placement, etc.)
Air Vehicle	Data Link Frequency	Frequency Band
	Weight	Weight Type(Empty, Max. Take-off Weight, etc.)

Standards Specification	Performance Requirements	Verification Conditions
	Center of Gravity	Range according to the Reference Point(MAC, etc.)
	Control Surface Operation	Control Surface Type, Operation Range(Up/Down)
	Up-link	Frequency Band
	Down-link	Frequency Band
	Propulsion Operation	Normal Operation Criteria(RPM according to Power Level, Fuel Pressure, Oil Pressure, etc.)
	Take-off	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Wind Direction/Speed, Runway Drying Condition
	Landing	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Wind Direction/Speed, Runway Drying Condition
	Max. Speed	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Atmosphere Condition, Altitude Condition, Speed Type(TAS, etc.)
	Max. Operation Altitude	Air Vehicle Weight/Fuel Quantity, Atmosphere Condition, Altitude Type(Pressure Altitude, etc.)
	Endurance	Atmosphere Condition, Operation Profile
	Flight Control Performance	Navigation Error according to Flight Control Mode
Ground Control Station	Up-link	Frequency Band
	Down-link	Frequency Band
	Data-link Status Display	Status Items(to be shown)
	Air Vehicle Status Display	Status Items(to be shown)
	Power	Power Characteristics(VAC, Hz, etc.)
	Emergency Power	Emergency Power Duration Time
Sensor System (Electro-Optical, Infrared)	Size	Definition of Equipment(to be measured)
	Weight	Definition of Equipment(to be measured)
	Power	Power Characteristics(VDC, etc.)
	Preparation Time	Definition of Preparation Time
	Continuous Operation Time	Definition of Continuous Operation Time
	Operation Range	Reference Axis, Operation Range(Azimuth, Elevation, etc.)
Sensor System (Electro-Optical, Infrared)	Operation Speed	Operation Speed(Azimuth, Elevation, etc.)
	Alignment Error	Reference Axis, Acceptable Error
	Location Output Error	Acceptable Error
	Stabilization Accuracy	Acceptable Error
	Visual Range(EO)	Horizontal/Vertical Visual Range
	Resolution(EO)	Definition of Target, Resolution Criteria
	Visual Range(IR)	Horizontal/Vertical Visual Range
	Resolution(IR)	Definition of Target, Resolution Criteria
Data Link	Power	Power Characteristics(VDC, etc.)
	Frequency	Frequency Band
	Range	Line of Sight, Range Criteria(Equipment Placement, etc.)
	Up-link	Line of Sight
	Down-link	Line of Sight
	Data Link Performance	Line of Sight, Data link Performance Criteria(Bandwidth, Error, etc.)
	Electronic Protection	Electronic Protection Performance(MHz, dB, etc)
	Data Link Channel Change	No. Data Link Channel

## 2.4. 무인기 체계 규격서 표준(안) 및 체크리스트

앞에서 분석한 공통 필수성능 및 검증 조건을 토대로 무인기 체계, 비행체, 지상통제장비, 데이터링크, 영상감지기에 대한 규격서 표준(안) 및 체크리스트를 Figure 1~5와 같이 작성하였다. 해당 표준

(안)은 소요군의 무인기 성능 요구조건 선정 및 개발기관에서 규격서 작성 시 참고할 수 있는 자료로 활용될 수 있다. 또한, 해당 체크리스트는 규격서 검토 시 활용될 수 있다. 이를 통해 향후 양산 시 기술변경 건수를 감소시키며, 양산 기간/비용이 계획 대비 초과되는 것을 방지할 수 있을 것으로 판단된다.

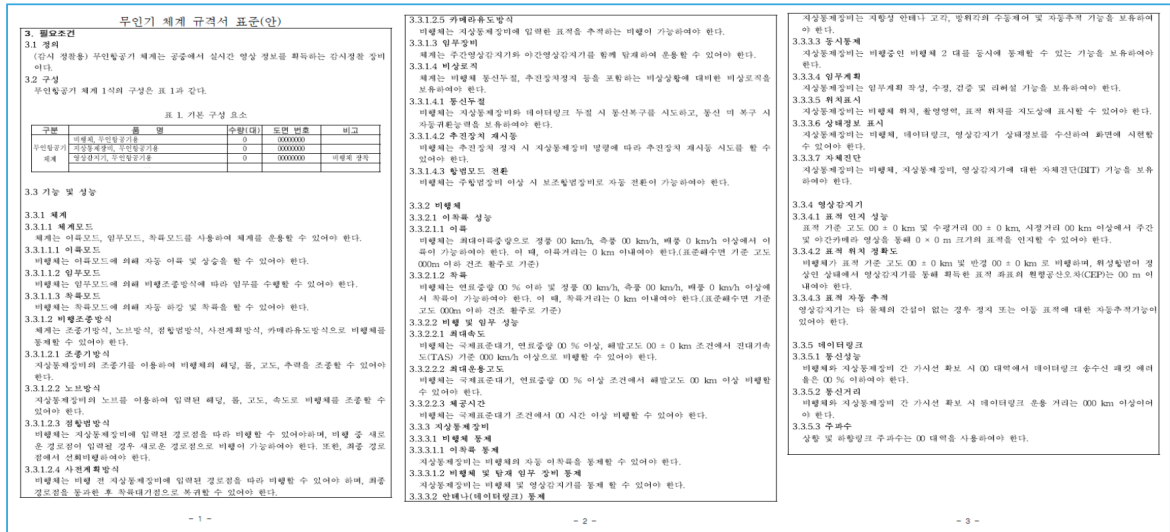


Figure 1. Standardization of UAV system specification

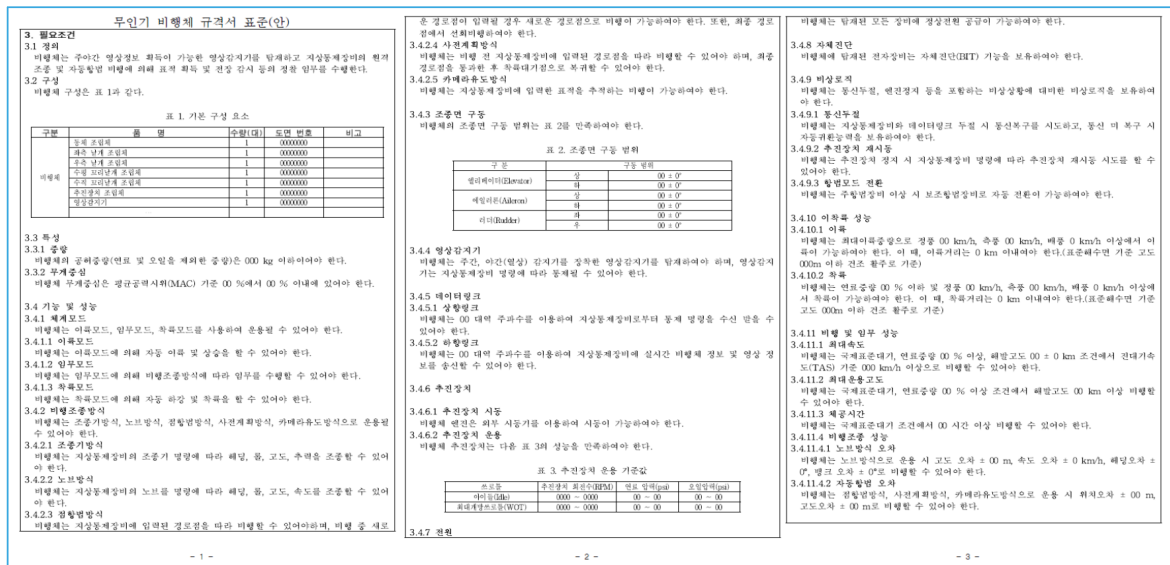


Figure 2. Standardization of air vehicle specification





◎ 무인기 규격서 별 검토 체크리스트

항목	테이블	검점 항목	확인 결과	항목	테이블	검점 항목	확인 결과
<b>A 체계 규격서</b>				<b>C 지상통제장비 규격서</b>			
	1	이착륙 성능 검증을 위한 '비행체 중량/연료량', '공속/공향', '이/착륙 거리 기준' 등이 설정되어 있는가?			1	데이터링크 통제 검증을 위한 '주파수 대역'이 설정되어 있는가?	
	2	비행체 최대속도 검증을 위한 '비행체 중량/연료량', '고도 조건', '속도 종류 및 기준' 등이 설정되어 있는가?			2	데이터링크 상태 도시에 필요한 항목이 설정되어 있는가?	
	3	비행체 최대운동고도 검증을 위한 '비행체 중량/연료량', '대기 조건', '고도 기준' 등이 설정되어 있는가?			3	임무상황 및 지도 도시에 필요한 항목이 설정되어 있는가?	
	4	비행체 체공시간 검증을 위한 '대기조건', '체공시간 기준' 등이 설정되어 있는가?			4	기상정보 도시에 필요한 항목이 설정되어 있는가?	
	5	영상감지기 표적 인지 및 표적 위치 정확도 검증을 위한 '표적 기준 고도 및 수평거리', '시정거리' 등이 설정되어 있는가?			5	천원 특성에 대한 항목이 설정되어 있는가?	
	6	데이터링크 통신성능 검증을 위한 '대역폭', '패킷 에러율' 등 통신성능 지표가 설정되어 있는가?			6	비상전원 유지시간에 대한 기준이 설정되어 있는가?	
	7	데이터링크 통신거리 검증을 위한 '운용거리' 기준이 설정되어 있는가?		<b>D 데이터링크 규격서</b>	1	천원 특성에 대한 항목이 설정되어 있는가?	
	<b>B 비행체 규격서</b>				2	운용 주파수에 대한 기준이 설정되어 있는가?	
	1	중량 검증을 위한 '중량 종류 및 기준'이 설정되어 있는가?			3	통신성능 검증을 위한 '대역폭', '패킷 에러율' 등 통신성능 지표가 설정되어 있는가?	
	2	무계중심 검증을 위한 '평균궤적시위(MAC)에 따른 무계중심 범위'가 설정되어 있는가?			4	전자보호 기능 검증을 위한 기준이 설정되어 있는가?	
	3	조종면 구동 검증을 위한 '조종면 종류', '구동 범위'가 설정되어 있는가?			5	데이터 링크 전송률 기준이 설정되어 있는가?	
	4	추진장치 검증을 위한 '회전수', '연료/오일 입력', '정상상태 기준' 등이 설정되어 있는가?		<b>E 영상감지기 규격서</b>	1	작동준비시간 및 연속운용시간 기준이 설정되어 있는가?	
	5	이착륙 성능 검증을 위한 '비행체 중량/연료량', '공속/공향', '이/착륙 거리 기준' 등이 설정되어 있는가?			2	'구동범위' 및 '수동속도'에 대한 기준이 설정되어 있는가?	
	6	비행체 최대속도 검증을 위한 '비행체 중량/연료량', '고도 조건', '속도 종류 및 기준' 등이 설정되어 있는가?			3	'위치출력 오차' 및 '안정화 정확도' 기준이 설정되어 있는가?	
	7	비행체 최대운동고도 검증을 위한 '비행체 중량/연료량', '대기 조건', '고도 기준' 등이 설정되어 있는가?			4	'시계 범위' 및 '분해능' 기준이 설정되어 있는가?	
	8	비행체 체공시간 검증을 위한 '대기조건', '체공시간 기준' 등이 설정되어 있는가?					
	9	비행체중 성능 검증을 위한 '항법 오차' 기준이 설정되어 있는가?					

Figure 5. Checklist for review of UAV standard specification

### 3. 결론

군수품 품질강화를 위해서는 완성도 높은 국방규격 제정이 필수적이다. 국방규격이 미흡할 경우 양산 단계에서 품질문제와 기술변경이 과도하게 발생할 수 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 국방규격 자료에 대한 내실 있는 검토가 필요하다. 이를 위해 본 연구에서는 선행 무인기 체계 사업 규격서 분석을 통해 무인기 분야 공통 필수성능을 도출하였으며, 이 중 세부 검증 조건이 필수적으로 필요한 공통 필수성능에 대한 필요 검증 조건을 식별하였다. 또한, 이를 바탕으로 무인기 분야 필수성능요구조건 검토 체크리스트를 작성하였으며, 국방규격서 작성 및 검토 시 참고할 수 있는 무인기 체계, 비행체, 지상통제장비, 데이터링크, 영상감지기에 대한 규격서 표준(안)을 작성하였다. 본 연구 결과는 신규 개발 무인기 체계의 규격화 자료 작성 시 참고자료로 활용될 수 있으며, 국방규격 검토 시 담당자 간 기준 통일로 일관성 있는 검토 결과를 도출할 수 있을 것으로 판단된다. 또한, 불필요한 기술변경 방지를 통해 납품 지연 등의 문제를 미연에 방지할 수 있을 것으로 기

대한다. 이는 곧 군 무인기 체계 품질 안정화 및 기술 성숙도 향상으로 이어질 것으로 판단된다.

### 참고문헌

- 1 Defense Acquisition Program Act, Statutes of the Republic of Korea, 2021.
- 2 Standardized Work Regulation, Defense Acquisition Program Administration, 2021.
- 3 Kim, D., "A Study on Guidelines for Reviewing TDP based on Essential Performance Requirements in C4ISR System", DTaQ-19-6447-R
- 4 Kim, H., "Guide for Standardization of National Defense Standard :Guided and Conventional Ammunition", DTaQ-19-6284-O
- 5 Hwang, S., "The guidelines for reviewing defense standards based on essential performance requirements in the land system", DTaQ-21-7146-R
- 6 Kim, Y., "The guidelines for reviewing defense standards based on essential performance requirements in the aerospace weapon system", DTaQ-20-6675-R, 2020.

# 군 감항인증 제도 및 사례 분석에 기반한 군용항공기 비행안전성 향상 방안 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

A Study on improving Flight Safety of Military Aircraft based on  
Military Airworthiness Certification System and Case Study

박상수, SangSoo Park†

국방기술품질원 감항인증연구센터 연구원  
Researcher, Airworthiness Certification Research Center, Defense  
Agency for Technology and Quality

정아영, Ahyoung Jeong

국방기술품질원 감항인증연구센터 연구원  
Researcher, Airworthiness Certification Research Center, Defense  
Agency for Technology and Quality

## Abstract

Airworthiness Certification System is most important to prevent Aircraft because of verifying safety and reliability of Developed Aircraft. Civil Airworthiness Certification has been mandatory since 1947 by establishing ICAO(International Civil Aviation Organization). In Korea, it has been mandatory since 1963 because a law related to Airworthiness Certification was enacted. After starting Airworthiness Certification System, it has completed Airworthiness Certification for dozens of Aircraft project. but, there are so many problems while aircraft project was in progress. In this study, we analyze Airworthiness Certification System and Trouble that occur during Airworthiness Certification activities and find system improvements. In addition, We propose a way for improving Safety of Flight. First, we find improvements to develop Airworthiness Certification System based on result of analysis. Second, we suggest develop system to manage essential element of using Airworthiness Certification Activity. Our suggestions are expected to contribute to improving Safety of Flight and increasing work efficiency.

keywords : Airworthiness Certification, Military Aircraft, Safety of Flight(SOF)

† Corresponding Author : Sang-Soo, Park

Tel : +82-55-751-5344, Fax : +82-55-751-5805, email : kiki6092@dtaq.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 52851, 420, Dongjinro, Jinju-si, Gyeongsangnam-do, Korea

Received October 8th. 2021 Revised December 8th. 2021 Accepted December 15th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

감항인증은 견딜 감(堪)에 배 항(航)의 합성어로 “항공기가 안전하게 비행을 견딘다”는 의미를 가지고 있다. 다시 말해 감항인증이란 항공기 개발 및 제조 시 구조, 강도, 성능 등 비행하기에 적합한 안전성과 신뢰성을 갖추었는지 확인하여 항공기가 설계 단계부터 도태 시까지 전 수명주기 동안 비행안전성이 있다는 것을 정부가 인증하는 제도이다.

민간 감항인증의 경우 1919년 파리조약 체결, 1944년 시카고 조약 체결 및 1947년 국제민간항공기구(ICAO : International Civil Aviation Organization) 창설 이후 전 세계적으로 항공기의 감항인증이 의무화되었으며, 우리나라의 경우 1963년 항공안전법을 제정하면서 의무화되었다. 군 감항인증의 경우 작전 및 전술 운용을 위한 성능을 주로 고려했기 때문에 감항인증을 수행하지 않았으나 항공기의 운용목적에 따른 기능과 성능을 보장하는 것과 동시에 인명과 재산의 보호를 위한 비행안전성 확보의 중요성을 깨닫고 2000년대 초반 미국, 유럽을 시작으로 감항인증 제도를 도입하기 시작하였다. 우리나라의 경우 2009년 「군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률」이 제정되면서 감항인증 제도가 의무화되었다.

군 감항인증 제도 시행 이후 현재까지 수십 개 사업에 대한 비행안전성 검토를 완료했으며, Table 1은 완료 사업 중 주요 항공기 연구개발 사업의 감항인증 실적을 보여준다. 그 과정에서 설계 문제, 감항인증계획 및 기준 설정오류, 비행안전성 미충족 사항이 다수 발견되었다.

2021년 현재, 단군 이래 최대 무기개발사업인 KF-X 사업, 육군의 노후공격헬기를 대체하기 위한 LAH 사업, 적 정보수집 및 정찰 등의 임무 수행을 위한 중고도정찰용 무인항공기 및 군단정찰용 무인항공기-II 사업의 감항인증 활동이 활발히 진행 중이다. 성공적인 감항인증 활동을 통해 비행안전성이 확보된 항공기의 개발을 이끌어내기 위해서는 과거 감항인증 사례에 대한 철저한 분석을 통해 발생 가능한 문제를 조기에 예측하고 차단하는 것이 중요하다. 이를 위해서는 과거 감항인증 활동 당시 수행 기록, 현안 등에 대한 고찰이 필수적이다. 하지만 현재 감항

Table 1. Airworthiness Certification History for Major Aircraft Project

Aircraft Project	Year	Research institute
KT-1T	2009	Korea Aerospace Industries, LTD.
KUH-1	2012	
FA-50		
T-50i	2013	
KUH-1P		
MUH-1	2015	
KT-1P		
FA-50PH	2016	
KUH-1M		
T-50TH	2017	
KUH-1CG	2019	Korean Air

인증 사업 이력 및 현안에 대한 분석에 대한 연구가 부족하며 이를 위한 체계 구축이 미비한 실정이다.

본 연구에서는 현 감항인증 제도와 이미 개발 완료된 항공기의 감항인증 활동 중 발생한 현안 및 발생 원인을 분석 및 고찰하고, 이를 토대로 제도적 관점과 시스템적 관점으로 접근하여 비행안전성 향상 방안을 도출하여 최종적으로 차후 개발될 군용항공기의 비행안전성 확보를 위해 앞으로 나아갈 방향을 제안하였다.

## 2. 본론

Figure 1은 본 연구의 흐름도를 보여주며, 단계별 연구를 통해 목표를 달성할 수 있었다.

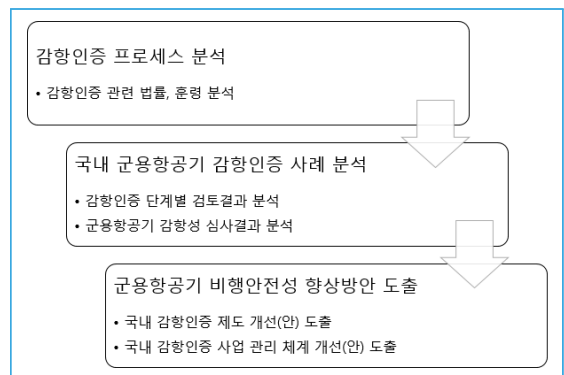


Figure 1. Research Conceptual Diagram

## 2.1. 감항인증 프로세스 분석[1-4]

감항인증 제도 고찰을 위해 먼저 감항인증 프로세스 분석을 수행하였다. 군용항공기 감항인증과 관련한 모든 업무는 군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률, 시행령, 시행규칙을 근간으로 이뤄지고 있으며, 그 외 법 및 시행령에서 위임한 사항과 감항인증 업무 수행을 위한 세부 절차 등은 군용항공기 비행안전성 인증에 관한 업무규정이 청 훈령으로 제정되어 있다.

국내 군용항공기 감항인증기관은 Figure 2와 같이 방위사업청 인증기획과, 주·전문기관, 사업관리기관으로 구분된다. 인증기획과는 감항성 심사결과 승인 및 감항 관련 인증서 발급 등 감항인증 전반에 관련된 내용을 조정·통제하는 기관이며, 주·전문기관은 실질적인 감항인증 업무를 관리하고 수행하는 기관으로 각 군, 기품원, 국과연으로 구성되어 있다.

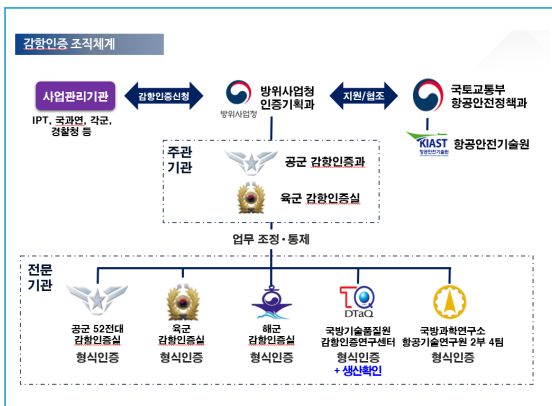


Figure 2. Airworthiness Certification Organization Chart

Figure 3은 감항인증 프로세스를 보여주며, 크게 감항인증 신청, 계획, 초도비행승인, 형식인증, 생산확인 다섯 단계로 구분하는 것을 확인할 수 있다. 감항인증 신청은 감항인증의 첫 단계로서 체계 계약 전에 진행하며, 신청이 들어오면 감항인증을 위한 팀이 구성되고, 요구도 검토(SRR/SFR : System Requirement Review / System Function

Review), 설계 검토(PDR/CDR : Primary Design Review / Critical Design Riview) 등 주요 설계 단계에 참여하여 감항영향성 검토를 수행하게 된다. 항공기의 비행안전성 확보 여부를 판단하기 위한 기준인 감항인증기준은 PDR 이후 30일 이내에 제출해야 하며, CDR 종료 60일 이내에 감항인증계획(안)을 제출하고 30일 이내에 감항인증심의위원회 상정을 통해 의결을 완료해야 한다. 그 후 감항인증주·전문기관이 비행안전성 충족 여부를 판단하기 위한 감항성 심사를 수행하며, 감항성 심사 단계를 통과하면 항공기의 설계가 비행안전성을 확보했다는 사실을 인증하는 형식인증서가 발급된다. 형식인증서 발급 이후 항공기가 설계대로 제작이 가능한 지 여부를 확인하기 위한 생산확인 단계로 넘어가며 생산확인 단계까지 통과해야 감항인증서를 획득할 수 있다.



Figure 3. Procedure of Airworthiness Certification System

## 2.2. 감항인증 사례 분석

군용항공기 감항인증 제도 개선 및 비행안전성 향상 방안 도출을 위해 과거 감항인증 수행 이력을 분석하였다. 신청서, 설계검토, 감항인증기준 및 계획 수립 단계별 검토의견, 발생 현안을 정리하고 원인을 분석하였다. Table 2는 감항인증 단계별 검토의견 건수 분석 결과이며, 감항인증에 중대한 영향을 미치는 항목(감항인증기준 추가, 절차 변경, 입증내용 보완 등)은 중(critical)으로 분류하고 단순 오기와 같은 경미한 사항은 경(minor)으로 분류하였다.

Table 3은 단계별 주로 발생한 검토의견을 분석

**Table 2.** Analysis result of Review Comment by stage of Airworthiness Certification Process

Phase	Application	PDR	CDR	Review of Criteria	Review of Plan
critical	0	13	3	22	2
minor	24	5	2	0	18

**Table 3.** Review comment by stage of Airworthiness Certification Process

Process	Result of Review Comment Analysis
Application	Correction of Application form of Airworthiness Certification * Cause of issue : Ignorance of Airworthiness Certification element to be included in Application form
Design Review	Request for Correction of Design Alteration and Needs of Verification * Cause of issue : Difficulty of review due to limitation of providing Reference Data
Criteria Review	Add Criteria of Airworthiness Certification and Correction of Typo * Cause of issue : Change of Critical Design of Aircraft due to detection of error
Final Approval	Correction of report of Airworthiness Certification Plan * Cause of issue : Ignorance of Airworthiness Certification element for writing report of Airworthiness Certification Plan

하여 나열한 결과이다. 분석 결과를 세부적으로 살펴 보면 먼저 신청서 단계에서는 주로 신청서 용어 오기, 내용 명확화 등 신청서 자체에 대한 검토의견이 주로 식별되었다. 원인 분석 결과 사업관리기관 및 개발기관의 감항인증 관련 규정 미숙지로 인해 신청서 작성 시 반드시 포함해야 할 내용 등에 대한 이해가 부족하여 발생하는 현상으로 사료된다. 설계검토 단계에서는 주로 설계변경, 입증 필요사항에 대한 보완 요구가 지속적으로 발생하였다. 원인 분석 결과, 규정 및 제도상으로 사전 자료검토 권한에 제한이

있어 개발기관이 자료를 제공하지 않는 상황이 발생하고, 이에 따라 설계검토회의 시 심도 있는 감항영향성 검토가 어려운 것으로 판단된다. 기준검토 단계에서는 감항인증기준 추가 및 보완 요구가 지배적이었는데, 원인분석 결과, 최초 개발형상 대비 중요 형상변경 또는 기술적 판단 오류사항 식별 등이 빈번하게 발생하여 생긴 현상으로 사료된다. 대표적인 예시로 MUAV 체계개발 사업 감항인증기준 및 적합성 검증방법 변경을 들 수 있는데, 항공기의 구조건전성 입증에 대한 데이터로 설계도면, 해석데이터를 제시 하였으나 감항인증팀에서는 부족하다고 판단하였고, 이에 하중시험 데이터를 요구하였다. 개발업체가 제시한 데이터 외에 다각적인 데이터 검토를 통해 비행안전성 확보 여부를 심사한다는 것을 확인할 수 있는 좋은 사례이며, 차후 개발될 항공기 구조건전성 입증에 대한 데이터를 준비하는 데 참고할 수 있을 것이다.

계획승인단계에서는 주로 감항인증 요소(생산확인 수행여부 등) 누락사항에 대한 보완을 요구했으며, 신청서 단계와 동일하게 사업관리기관 및 개발기관의 감항인증 관련 규정 미숙지로 인해 발생하는 현상으로 사료된다.

Table 4는 주요 사업의 감항성 심사 결과를 분석한 결과이다. Table 4를 보면 대부분의 사업이 한자리 수의 미충족 항목이 발생하는 것을 확인할 수 있으나 특정 사업의 경우 두자리 이상의 미충족 항목이 발생한 것을 감항성 심사 결과를 통해 확인할 수 있다. 의무후송전용헬기(KUH-1M), 사단정찰용무인기(KUS-9)가 대표적인 예이다. 미충족 발생 원인 분석 결과, KUH-1M의 경우 대부분의 미충족 사항이 체계결빙 운용능력 항목에서 발생했는데, 그 이유는 항공기의 체계결빙 능력이 검증되지 않아 생긴 결과인 것을 분석을 통해 확인하였다. KUS-9의 경우 착륙속도 및 접근절차, 프로펠러와 지면 간격, 환경기준, 연료펌프 등의 항목에서 미충족이 발생하였다. 미충족 발생 원인 분석 결과, 항공기 설계 시 균요구도를 우선적으로 반영하였고, 기본설계 및 상세설계검토 시 제도적으로 감항인증 기관의 의견 반영

이 어려웠기 때문에 비행안전성 심사 시 미충족 항목이 발생한 것으로 사료된다.

**Table 4.** Airworthiness Assessment of Development Project of Aircraft

Aircraft Project	Criteria	Satisfaction	Dissatisfaction
KUH-1	000	000	0
FA-50	0,000	0,000	2
T-50i	0,000	0,000	2
KUH-1P	000	000	0
MUH-1	000	000	0
KT-1P	000	000	0
FA-50PH	0,000	0,000	4
KUH-1M	000	000	101
T-50TH	000	000	4
KUH-1CG	000	000	0
DUAV(KUS-9)	000	000	10

또한, FA-50, T-50i 인도네시아 수출기, FA-50PH 항공기의 경우 비슷한 미충족 항목이 발생하는 것을 분석을 통해 확인하였다. 충돌방지등 시각 장애구역 허용범위 항목이 대표적인 예이며, 항공기 수평면 ±00 이내에서 입체각 0.0 스테라디안(sr) 이하의 시각장애를 주는 것만 허용하나, 항공기 자체 구조물로 인하여 항공기 하방에서 0.0 스테라디안(sr) 이상의 시각장애가 존재하여 미충족하게 되었다. 미충족 발생 원인 분석 결과, 앞서 언급한 KUS-9과 마찬가지로 군 요구도 만족 위주의 설계와 감항인증팀의 의견 개진을 위한 제도적인 미비점으로 인해 발생한 결과로 사료된다. FA-50, T-50i, FA-50PH 항공기는 모두 T-50 계열 항공기로서 동일한 미충족 항목이 발생하며, 기본형 항공기의 파생형 개발 사업이 많은 우리나라 군용항공기 특성상 초기 모델에 대한 감항성 심사가 매우 중요한 것을 사례 분석을 통해 확인하였다. 현재 중동, 동남아 지역을 중심으로 수리온, T-50 계열 항공기의 수출 가능성이 높아지고 있는 시점에서 이러한 미충족 데이터를 체계적으로

관리한다면, 수출항공기의 비행안전성 심사 시 기초 자료로 활용될 수 있을 것이다. 또한, 개발 업체는 추후 체계개발 시 미충족이 발생했던 사항이 재발하지 않도록 관리를 할 것이며, 이를 통해 비행안전성이 확보된 항공기의 개발을 이끌어낼 것이다.

### 2.3. 군용항공기 비행안전성 향상 방안

2.1, 2.2절에서는 현 군용항공기 감항인증 제도 및 사례를 조사하고 발생 현안에 대한 원인을 분석하였다. 분석 결과, 항공기 개발 시 감항인증 기관의 의견 개진이 제도적으로 쉽지 않다는 제도적 미비점을 도출할 수 있었으며, 기본형 항공기의 개량형 사업의 경우 비행안전성에 영향을 미치는 항목이 동일하게 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 이에 따라 분석한 내용을 바탕으로 두 가지 관점으로 군용항공기 비행안전성 향상 방안을 도출하였다.

#### 2.3.1. 감항인증 제도 개선

군용항공기의 비행안전성 향상 방안 도출을 위해 제도 고찰을 수행하였다. 앞서 언급했듯이 현재 주요 설계단계에서 감항인증 기관의 권한이 명확히 명시되어 있지 않으며, 이에 주요 설계단계에서 감항인증 관련 의견 개진이 쉽지 않은 실정이다. 뿐만 아니라 업체에서 관련 자료의 제공을 제한하고 있으며, 이에 세밀한 검토가 어려운 실정이다. 현재 주요 설계검토회의 관련 조항으로는 감항인증 업무규정 제19조과 방위사업관리규정 제56조가 있으며, 감항인증 전문 인력의 권한 확보 및 세밀한 검토를 위해 단순 참여 인력이 아닌 검토위원으로써 권한을 부여할 수 있도록 관련 규정의 개정을 제안한다. 이를 통해 감항성 심사 시 미충족 항목의 발생을 사전에 예방할 수 있을 것으로 사료된다.

- 감항인증 업무규정 제19조 2항
  - 개정 전 : (생략) 주요 검토회의에 감항인증 전문인력이 참여해야 한다.





참고하여 항공기의 비행안전성 확보 여부를 보다 정확히 판단할 수 있을 것으로 예상된다.

### 3. 결론

국내 군용항공기 개발 사업이 많아짐에 따라 군용항공기의 비행안전성 확보를 위해 감항인증의 중요성이 점점 커지고 있다. 감항인증은 군용항공기의 비행안전성 확보를 위해 반드시 필요한 제도이며, 감항인증 제도의 발전은 곧 항공기의 비행안전성 향상으로 연결된다. 이러한 사항에 착안하여 본 연구에서는 감항인증 제도 및 사례를 분석, 고찰을 통해 군용항공기 비행안전성 향상 방안을 도출하였다. 첫째, 감항인증 제도의 이해를 위해 관련 법령, 업무규정을 분석하였다. 둘째, 실제 감항인증 사례 분석을 통해 감항인증 제도 미비점 및 시스템적인 개선사항을 고찰하였다. 셋째, 분석결과를 바탕으로 군용항공기 비행안전성 향상을 위한 제도개선 및 관리 체계 개발(안)을 제안하였다.

현재 한국형전투기(KF-X), 소형무장헬기(LAH), 중고도 무인기 등 군용항공기 개발 사업이 활발히 진행되고 있으며, 차후 드론으로 대변되는 소형 회전익 무인기를 포함한 다양한 무인기의 개발 사업이 진행될 예정이다. 이에 따라 감항인증 기관의 역할이 더욱 중요해질 것으로 예상하며, 감항인증 업무 고도

화를 위해서는 과거 사례를 철저히 분석하여 미비점을 도출하고 보완하는 것이 무엇보다 중요하다. 본 연구를 통해 도출된 군용항공기 비행안전성 향상 방안은 현재 부족한 감항인증 제도 및 시스템을 효과적으로 보완해줄 수 있을 것으로 기대하며, 추후 보완 연구를 통해 제도 보완 및 감항인증 사업 이력관리 체계 최적화를 지속적으로 이뤄낸다면 군용항공기의 비행안전성 향상에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

### 참고문헌

- 1 Act on the Certification of Flight Safety for Military Aircraft, Defense Acquisition Program Administration, 2019.
- 2 Enforcement Ordinance on the Certification of Flight Safety for Military Aircraft, Defense Acquisition Program Administration, 2019.
- 3 Enforcement Regulation on the Certification of Flight Safety for Military Aircraft, Defense Acquisition Program Administration, 2019.
- 4 Operational Regulation on the Certification of Flight Safety for Military Aircrafts, Defense Acquisition Program Administration, 2020.

# 드론 인터넷에서의 안전하고 효율적인 보안 체계 방안

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

## A Secure and Efficient Security System for Internet of Drones

권덕규, Deok-Kyu Kwon

경북대학교 대학원 전자전기공학부  
School of Electronic and Electrical Engineering,  
The Graduate School of Kyungpook National University

박영호, Youngho Park†

경북대학교 전자공학부 교수  
Professor, School of Electronic Engineering,  
Kyungpook National University

### Abstract

With the development of sensor technology, IoT (Internet of Things) is widely used in people's daily life such as smart home, military service, medical network, and etc. However, IoT devices are attached in specific areas, which cannot display its own ability. Therefore, drone technology has emerged nowadays and researchers have applied drones to the IoT, which is called as IoD (Internet of Drones). In 2020, Hussain et al. proposed an elliptic curve cryptography (ECC) based on authentication protocol for IoD environments. However, we find that their scheme is vulnerable to insider and ephemeral secret leakage (ESL) attacks. Moreover, their scheme requires high computation costs because of using ECC. To surmount security vulnerabilities and computation cost problem of Hussain et al.'s scheme, we propose a secure authentication scheme for IoD environments. Our scheme requires low computation costs using only hash functions and exclusive-OR (XOR) operations. We also utilized biometrics to ensure the security level of our scheme. To prove our scheme's security features, we use informal analysis and AVISPA simulation tool. The result shows that our scheme can provide better security properties and efficiency than the other related scheme. Therefore, We demonstrate that our scheme is suitable to IoD environments.

**keywords :** Internet of Drones, Authentication, Fuzzy extractor, Cryptanalysis, AVISPA

† Corresponding Author : Youngho, Park

Tel : +82-53-950-7842, Fax : +82-53-950-5505, email : parkyh@knu.ac.kr  
Kyungpook National University, 41566, 80, Daehakro, Buk-gu, Daegu, Korea

Received November 11th. 2021 Revised December 16th. 2021 Accepted December 17th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

사물 인터넷 (Internet of Things)은 주변 사물을 인터넷에 연결하여 사람들에게 유용한 서비스를 제공하는 기술이다. 사물 인터넷 디바이스에는 프로세서, 통신 및 센싱 모듈 등이 내장되어 있으며 이를 통해 주변 환경을 모니터링하여 관련 데이터를 수집하게 된다. 해당 데이터는 서버에 전송되고 서버는 데이터를 분석한 후 이를 토대로 사람들에게 서비스를 제공한다. 그러나 사물 인터넷에 사용되는 디바이스는 일반적으로 지상의 특정 지역에 부착되어 있기 때문에 음영 지역에 따라 제한된 정보만을 모니터링할 수 있다는 단점이 있다.

드론 기술은 상공에서 데이터를 수집하는 무인 항공기의 일종으로 사물 인터넷 기술이 가진 공간적 한계를 극복할 수 있을 것이라 예상된다. 드론에는 통신, 컴퓨팅, 에너지 공급, 녹화, 액추에이터 및 센싱 모듈 등이 내장되어 있다[1]. Figure 1은 드론의 기본적 구조를 나타낸다.

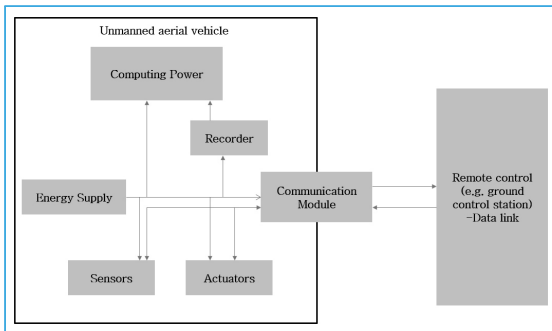


Figure 1. The basic structure of a drone

드론은 사람이 탑승하지 않는 항공기로, 사람이 탑승하였을 시 요구될 수 있는 각종 안전장비를 탑재하지 않아도 되는 장점이 있어 소형화 및 경량화에 이점이 있다. 이러한 이점을 활용해 미국은 이라크 및 아프가니스탄 전쟁에서 정찰용 무인기를 테러 작전에 활용하여 아군의 인명 피해를 최소화했으며 드론 기술의 활용도가 다각화됨에 따라 국방부는 드론을 방위에 적용하기 위해 드론운용 및 정비병

(156101)을 모집하고 이를 정찰, 공격 및 지원 임무 등에 활용할 방안을 연구하고 있다. 또한, 최근 센서, 배터리 및 전기 모터 기술의 발전은 드론 기술을 더욱 고도화하고 있다. 따라서, 연구자들은 드론 기술을 사물 인터넷 환경에 적용시키기 위한 노력을 지속해왔으며 이를 드론 인터넷(Internet of Drones)이라 부른다[2].

드론 인터넷은 사용자에게 유용한 서비스를 제공할 수 있지만 이러한 서비스를 공급하기 위해 교환하는 메시지는 공개 채널상에서 이루어지기 때문에 보안상 문제를 야기할 수 있다. 예를 들어, 악의적인 공격자가 사용자의 모바일 디바이스를 습득하거나 공개 채널 상의 메시지를 가로챌 후 이를 분석하여 재전송, 중간자 공격 등 다양한 보안 공격을 전개할 수 있다. 따라서, 드론 인터넷 환경에서 사용자의 정보를 보호할 수 있는 안전하고 효율적인 인증 방식이 필요하며 이에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다.

2020년 Hussain 등은 드론 인터넷 환경에서의 인증 프로토콜을 제안하였다[3]. Hussain 등은 안전한 통신을 보장하기 위해 타원 곡선 암호화와 생체 정보 등을 활용하였다. 본 논문에서는 Hussain 등의 체계는 내부자 공격과 임시 비밀 유출 (Ephemeral Secret Leakage) 공격에 취약함을 보인다. 또한, 타원 곡선 암호는 높은 보안성을 지니지만 상대적으로 높은 계산 부하를 요구하기 때문에 드론 인터넷 환경에 적합하지 않다. 따라서, 본 논문에서는 이러한 보안 문제를 해결하고 경량화된 통신을 제공하는 드론 인터넷에서 보안성이 강화된 인증 체계 방안을 제안한다. 본 체계는 보안 등급을 보장할 수 있도록 생체 정보를 사용하였으며 경량화를 제공할 수 있도록 해시 함수와 XOR 만을 사용한 것이 특징이다. 또한, 비정형 보안 분석과 AVISPA (Automated Validation of Internet Security Protocols and Application) 시뮬레이션 도구를 활용하여 다양한 보안 공격에 안전함을 확인한다[4]. 제안한 체계의 성능 분석을 위해 관련 체계와의 통신량 및 연산량 성능 분석 비교를 실시한다. 따라서, 본 논문에서 제안한 체계는 드론 인터넷 환경에서 안전하고 효율적

인 통신 서비스를 제공할 수 있다.

## 2. 시스템 모델

### 2.1. 시스템 모델

Hussain 등과 본 논문에서 제안하는 체계의 시스템 모델은 Figure 2와 같다. 시스템 모델은 사용자, 지상 서버, 관제 서버 및 드론으로 구성되며 자세한 설명은 다음과 같다.

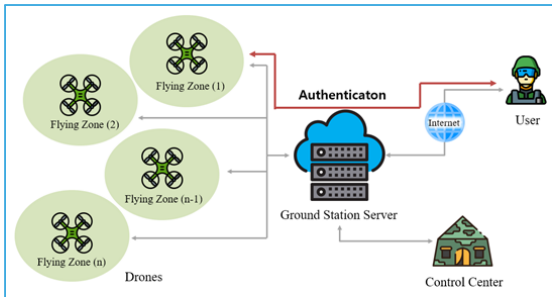


Figure 2. General system model for IoT environments.

- 사용자 : 사용자는 모바일 디바이스를 소지하며 이를 이용하여 지상 서버에 자신을 등록한다. 교통 모니터링 및 군 작전 등 다양한 드론 서비스를 제공받기 위해 사용자는 지상 서버와 드론과의 인증 과정을 거쳐야 한다.
- 지상 서버 (Ground Station Server) : 지상 서버는 드론을 제어하고 사용자의 민감한 정보를 관리하는 역할을 수행하며 사용자와 드론의 안전한 인증을 제공한다. 지상 서버는 드론과 사용자의 정보를 모두 관리할 수 있을 정도의 충분한 연산 능력과 저장 공간을 가지고 있다.
- 관제 서버 (Control Server) : 관제 서버는 전체 네트워크와 지상 서버를 관리할 수 있는 권한을 가지고 있다.
- 드론 : 드론은 비행 구역에 배치되어 있으며 주변 정보를 수집한다. 따라서, 인증된 사용자와 통신을 수행할 시 드론은 사용자에게 군사적 정

보나 주변 환경 모니터링 등 다양한 서비스를 제공할 수 있다. 드론은 제한된 연산 능력과 저장 공간을 가지고 있다.

### 2.2. 공격자 모델

본 논문에서 공격자는 Dolev-Yao (DY) 네트워크 모델을 바탕으로 공개 채널상의 모든 메시지를 도청, 탈취, 수정 및 삭제할 수 있다[5]. 또한, 공격자는 내부자로서 지상 서버에 정상적으로 등록하여 드론과 인증 과정을 수행할 수 있고, 전력 분석 공격을 통해 모바일 디바이스의 파라미터를 얻을 수 있다 [6]. Canetti-Krawczyk (CK) 모델에 의거하여 본 논문의 공격자는 지상 서버의 마스터 키 혹은 임시 비밀 값 등을 얻을 수 있다[7].

### 2.3. 퍼지 추출기

퍼지 추출기는 생체 정보와 같은 노이즈가 낀 데이터를 “helper string”을 이용하여 일정한 값을 반환할 수 있도록 하는 알고리즘이다. 따라서, 본 논문에서는 퍼지 추출기를 이용하여 사용자의 생체 정보를 보안에 활용한다. 퍼지 추출기는 “생성 ( $GEN(\cdot)$ )” 및 “재생성 ( $REP(\cdot)$ )” 알고리즘으로 구성된다.

- $GEN(BIO_i) = (\sigma_i, \tau_i)$  : 사용자가 생체 정보  $BIO_i$ 를 입력하였을 때, 퍼지 추출기는 해당 정보를 이용하여 비밀 파라미터  $\sigma_i$ 와 helper string  $\tau_i$ 를 반환한다.
- $REP(BIO'_i, \tau_i) = \sigma_i$  : 사용자가 노이즈가 낀 생체 정보  $BIO'_i$ 를 입력하였을 때, 퍼지 추출기는 이전에 생성한 helper string  $\tau_i$ 를 이용하여 재생성 알고리즘을 수행하고 이를 통해 비밀 파라미터  $\sigma_i$ 를 계산한다.

## 3. Hussain 등의 인증 체계 및 보안 취약점

본 장에서는 Hussain 등이 제안한 드론 인터넷 환경에서의 인증 체계를 기술한다. Hussain 등의 체

계는 초기화, 사전 배치, 사용자 등록, 로그인 및 인증 단계로 구성된다. Table 1은 본 논문에서 사용하는 기본적인 시스템 매개 변수와 설명을 나타낸다.

**Table 1.** Basic notations

Notations	Descriptions
$GSS, U_i, DR_j$	GSS, User, Drone
$ID_i, PWD_i, BIO_i$	Identity, Password, Biometrics of user
$PID_i$	User's pseudo identity
$ID_{DR_j}$	Drone's real identity
$PID_{DR_j}$	Drone's pseudo identity
$k$	GSS's Master key
$r_0, r_1, r_2$	Random numbers
$T_u, T_s, T_{DR}$	Timestamps
$SK$	Session key
$P$	Base point
$h(\cdot)$	Hash function
$\parallel$	Concatenation operator
$\oplus$	Exclusive-OR operator

### 3.1. Hussain 등이 제안한 인증 체계

#### 3.1.1. 초기화 단계

Figure 3에서 보듯, 초기화 단계에서 GSS는 타원곡선과 마스터 키를 선택하고 이를 통해 공개 키를 계산하여 네트워크 상에 배포한다.

GSS (S)
Select $E_p(\alpha, \beta)$ , Basepoint $P$
Pick master key $k$
Compute $P_{pub} = k \cdot P$
Publish $\{E_p(\alpha, \beta), P, h(\cdot), P_{pub}, Gen(\cdot), Rep(\cdot)\}$

**Figure 3.** Initialization phase of Hussain et al.'s scheme

#### 3.1.2. 사전 배치 단계

GSS는 드론  $DR_j$ 를 등록하기 위해  $DR_j$ 의 ID를 선택하고 공유 비밀 파라미터  $RID_{DR_j}$ 를 계산하여

$DR_j$ 의 메모리에 저장하며 Figure 4와 같다.

Drone ( $DR_j$ )	GSS (S)
	Pick a unique identity $ID_{DR_j}$
	Compute $RID_{DR_j} = h(ID_{DR_j} \parallel k)$
	Store $\{ID_{DR_j}\}$ in the database
	← $\{ID_{DR_j}, RID_{DR_j}\}$
Store $\{ID_{DR_j}, RID_{DR_j}\}$ in the memory	

**Figure 4.** Predeployment phase of Hussain et al.'s scheme

#### 3.1.3. 사용자 등록 단계

Figure 5에서, 사용자  $U_i$ 는 등록을 위해 GSS에 ID와 로그인 요청 파라미터  $RID_i$ 를 전송한다. GSS는 이를 토대로 인증 파라미터  $R_i$ 를 계산하여  $U_i$ 에게 반환한다.  $U_i$ 는 자신의 비밀번호와 생체 정보 등을 활용하여 이를 안전하게 모바일 디바이스  $MD_i$ 에 저장한다.

User ( $U_i$ )	GSS (S)
Select $ID_i$	
Generate $r_0$	
Compute $RID_i = h(ID_i \parallel r_0)$	
	→ $\{RID_i\}$
Choose $PWD_i$	
Input $BIO_i$	
Compute $Gen(BIO_i) = (\sigma_i, \tau_i)$	
$A_i = h(ID_i \parallel PWD_i \parallel \sigma_i)$	
$R'_i = R_i \oplus h(PWD_i \parallel \sigma_i)$	
$RID'_i = RID_i \oplus h(ID_i \parallel \sigma_i)$	
Save $\{A_i, R'_i, \tau_i, Gen(\cdot), Rep(\cdot), h(\cdot)\}$ into $MD_i$ memory	
	← $\{R_i\}$
	Compute $R_i = h(RID_i \parallel k)$

**Figure 5.** User registration phase of Hussain et al.'s scheme

#### 3.1.4. 로그인 및 인증 단계

$U_i$ 는  $MD_i$ 에 신원 확인 정보를 입력하고 이를 통해 안전하게 로그인 과정을 수행한다. 이후 특정  $DR_j$ 와 통신하기 위해 타임스탬프, 난수 및  $DR_j$ 의 ID 등을 암호화하여 GSS에게 전송한다. GSS는 해당 메시지를 토대로  $U_i$ 를 확인하고  $DR_j$ 에게 요청 메시지  $MSG_2$ 를 전송한다.  $DR_j$ 는  $MSG_2$ 의 적법성을 판단하고 자신이 생성한 난수 및 타임스탬프를 이용하여 세션 키를 계산한다. 또한  $DR_j$ 는  $U_i$ 와 세션 키를 합의하기 위해 반환 메시지를 계산하고 이를 전송한다.  $U_i$ 는 메시지를 복호화하며 최종적으로 세션 키를 합의하며 Figure 6에 나타났다.

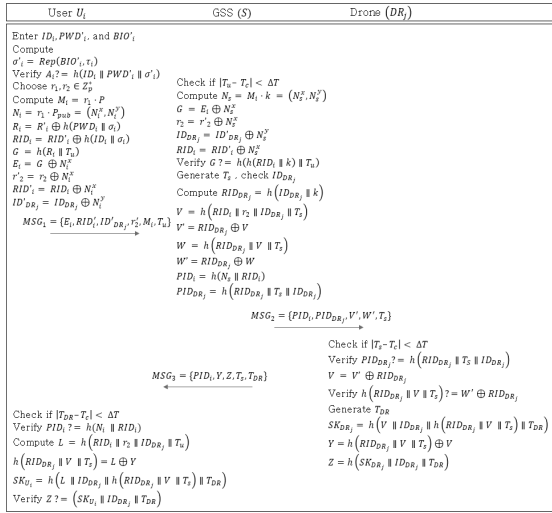


Figure 6. Login and authentication phase of Hussain et al.'s scheme

### 3.2. 보안 취약점

본 장에서는 Hussain 등이 제안한 체계의 보안 분석을 실시하였으며 Hussain 등이 제안한 체계가 내부자 및 임시 비밀 유출 공격에 취약함을 발견하였다[3].

#### 3.2.1. 내부자 공격

악의적인 공격자  $ADV$ 는 내부자로 위장하여 지상 서버에 정상적으로 등록된 후 드론과 로그인 및 인증 절차를 수행한다. 인증 단계에서 얻은 정보를 토대로 공격자는 다른 합법적인 사용자의 세션에 침입하여 중요한 정보를 계산할 수 있다. 본 논문에서 수행한 내부자 공격은 다음과 같다.

- 1 단계 : 공격자  $ADV$ 는 지상 서버와 정상적으로 등록된 후 드론  $DR_j$ 와 인증 단계를 수행한다. DY 모델에 의거하여,  $ADV$ 는 자신의 인증 과정에서 생성한 공개 채널 상의 메시지  $MSG_{1A} = \{E_A, RID'_A, ID_{DR_j}, r'_{2A}, M_A, T_A\}$ 와  $MSG_{2A} = \{PID_A, PID_{DR_j}, V'_A, W'_A, T_{SA}\}$ 를 얻을 수 있다. 이를 통해,  $ADV$ 는

$N_A = r_A \cdot P_{pub} = (N_A^x, N_A^y)$ ,  $RID_A = RID'_A \oplus N_A^x$  및  $ID_{DR_j} = ID'_{DR_j} \oplus N_A^y$ 를 계산할 수 있다. 최종적으로,  $ADV$ 는  $DR_j$ 와 지상 서버 간의 비밀 값인  $RID_{DR_j} = V'_A \oplus h(RID_A \| r_{2A} \| ID_{DR_j} \| T_{SA})$ 를 연산할 수 있다.

- 2 단계 :  $ADV$ 는 획득한  $RID_{DR_j}$ 를 기억한 후 다른 합법적 사용자  $U_i$ 의 세션에 침입한다.  $ADV$ 는  $U_i$ 의 인증 과정에서 발생하는 메시지  $MSG_2 = \{PID_i, PID_{DR_j}, V', W', T_s\}$  및  $MSG_3 = \{PID_i, Y, Z, T_s, T_{DR}\}$ 를 얻는다. 이후,  $ADV$ 는 해당 메시지에서  $V'$ 을 이용하여  $V = V' \oplus RID_{DR_j}$ 를 연산하고, 최종적으로  $U_i$ 의 세션 키  $SK = h(V \| ID_{DR_j} \| h(RID_{DR_j} \| V \| T_s) \| T_{DR})$ 를 계산한다.

내부자 공격을 통해  $ADV$ 는 합법적인 사용자  $U_i$ 의 세션 키  $SK$ 를 계산할 수 있다. 따라서, Hussain 등의 방식은 내부자 공격에 취약하다.

#### 3.2.2. 임시 비밀 유출 공격

$ADV$ 가 사용자  $U_i$ 로부터 유출된 임시 비밀 파라미터  $r_1$ 을 얻었을 때 사용자는  $U_i$ 의 세션 키  $SK$ 를 계산할 수 있다. 구체적인 공격 단계는 다음과 같다.

- 1 단계 :  $ADV$ 는  $r_1$ 과 메시지  $MSG_1 = \{E_i, RID'_i, ID'_{DR_j}, r'_2, M_i, T_u\}$ 을 사용자  $U_i$ 의 세션으로부터 획득한다. 이후,  $ADV$ 는  $N_i = r_1 \cdot P_{pub} = (N_i^x, N_i^y)$ ,  $r_2 = r'_2 \oplus N_i^x$ ,  $RID_i = RID'_i \oplus N_i^x$  및  $ID_{DR_j} = ID'_{DR_j} \oplus N_i^y$ 를 연산한다.
- 2 단계 :  $ADV$ 는  $MSG_2 = \{PID_i, PID_{DR_j}, V', W', T_s\}$ 와  $MSG_3 = \{PID_i, Y, Z, T_s, T_{DR}\}$ 를 추가적으로 얻어내고, 지상 서버와  $DR_j$ 간의 비밀 값인  $RID_{DR_j}$ 를 계산하기 위해  $V = h(RID_i \| r_2 \| ID_{DR_j} \| T_s)$ 를 연산하고  $RID_{DR_j} = V' \oplus V$ 를 얻는다. 최종적으로,  $ADV$ 는 연산한  $RID_{DR_j}$ ,  $ID_{DR_j}$ ,  $V$ , 그리고

공개되어 전송되는 파라미터  $T_S$ ,  $T_{DR}$ 을 이용하여 세션키  $SK = h(V \| ID_{DR_j} \| h(RID_{DR_j} \| V \| T_S) \| T_{DR})$ 를 계산할 수 있다.

임시 비밀 유출 공격을 통해  $ADV$ 는  $U_i$ 의 세션키  $SK$ 를 계산할 수 있으므로 Hussain 등이 제안한 체계는 임시 비밀 유출 공격에 취약하다.

### 4. 제안한 인증 체계

Hussain 등의 인증 체계는 내부자 및 임시 비밀 유출 공격에 취약하다. 따라서, 본 논문에서는 Hussain 등의 체계가 가진 보안 취약점을 개선한 드론 인터넷에서의 안전한 인증 체계를 제안한다. 제안한 체계는 드론 배치, 사용자 등록, 로그인 및 인증 단계로 구성된다.

#### 4.1. 드론 배치 단계

Figure 7에서 보는 바와 같이,  $GSS$ 는 드론  $DR_j$ 를 등록하기 위해  $DR_j$ 의 ID  $ID_{DR_j}$ 를 선택하고 난수  $r_j$ 를 생성한 후 공유 비밀 파라미터  $RID_{DR_j}$ 를 계산하여  $DR_j$ 의 메모리에 저장한다. 또한  $ID_{DR_j}$ 와  $r_j$ 를  $GSS$ 의 데이터베이스에 안전하게 저장한다.

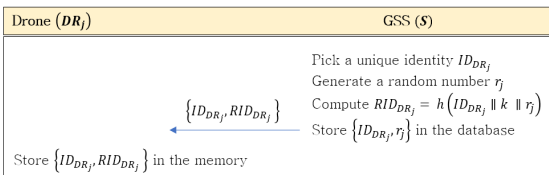


Figure 7. Drone deployment phase of proposed

#### 4.2. 사용자 등록 단계

사용자  $U_i$ 는 등록을 위해 ID, 비밀번호 및 생체 정보를 이용하여  $GSS$ 에게 로그인 요청 메시지  $\{ID_i, RID_i\}$ 를 전송한다.  $GSS$ 는 이를 토대로 인증 파라미터  $R_i$ 와 가명 ID인  $PID_i$ 를 계산하여  $U_i$

에게 반환한다.  $U_i$ 는 자신의 ID, 비밀번호 및 생체 정보 등을 사용하여  $MD_i$ 에 저장한다. Figure 8에 관련 내용을 기술하였다.

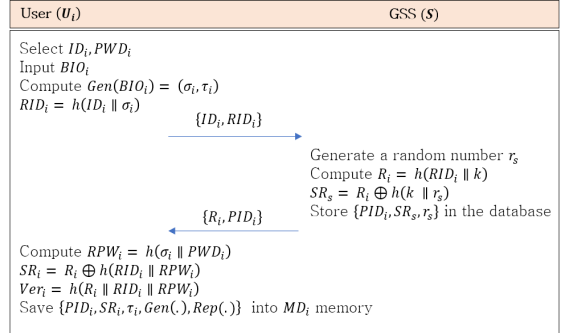


Figure 8. User registration phase of proposed scheme

#### 4.3. 로그인 및 인증 단계

Figure 9에서  $U_i$ 는  $MD_i$ 에 ID, 비밀번호 및 생체 정보를 입력한다. 이를 통해  $MD_i$ 는 안전하게 로그인 과정을 수행한다. 이후  $U_i$ 와 통신하기 위해

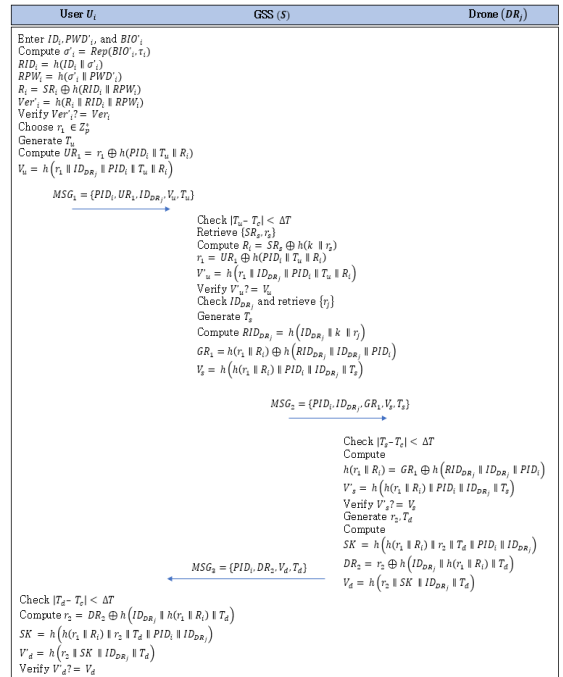


Figure 9. Login and authentication phase of proposed scheme

$DR_j$ 를 선택하고 난수와 타임스탬프를 생성하여 인증 요청 메시지  $MSG_1$ 을 계산한다.  $GSS$ 는  $MSG_1$ 을 이용하여  $U_i$ 의 적법성을 판단하고 데이터베이스에 저장된  $DR_j$ 의 난수  $r_j$ 를 사용하여 공유 비밀 파라미터  $RID_{DR_j}$ 를 계산한다.  $GSS$ 는  $RID_{DR_j}$ 를 이용하여 메시지를 암호화한 후  $DR_j$ 에게  $MSG_2$ 를 전송한다.  $DR_j$ 는  $MSG_2$ 의 적법성을 확인한 후 난수 및 타임스탬프를 생성하고 세션 키  $SK$ 를 계산한다. 또한  $DR_j$ 는 난수를 암호화하여  $MSG_3$ 를 생성한 후 이를  $U_i$ 에게 반환한다.  $U_i$ 는  $MSG_3$ 를 복호화한 후  $DR_j$ 의 난수를 이용하여  $SK$ 를 합의한다.

## 5. 보안 분석

### 5.1. 비정형 보안 분석

본 장에서는 비정형 보안 분석을 이용하여 제안한 체계가 내부자, 모바일 디바이스 도난, 재전송, 중간자 및 임시 비밀 유출 공격 등에 안전함을 보인다. 또한, 제안한 체계가 상호 인증을 만족함을 증명한다.

#### 5.1.1. 내부자 공격

공격자는 정상적인 사용자로 지상 서버에 등록하고 이를 통해 드론  $DR_j$ 과 인증 절차를 수행하며 해당 과정 중에 공개 채널 상의 메시지  $MSG_{1A}$ ,  $MSG_{2A}$ ,  $MSG_{3A}$ 를 얻을 수 있다. 그러나  $RID_{DR_j}$ 는  $h(RID_{DR_j} || ID_{DR_j} || PID_i)$ 와 같이 해시 함수로 마스킹되어 있고, 공격자가  $RID_{DR_j}$ 를 추측하는 것은 계산적으로 실행 불가능한 작업이다. 따라서,  $ADV$ 는 지상 서버와  $DR_j$ 간의 공유 비밀 파라미터  $RID_{DR_j}$ 를 계산할 수 없다. 따라서, 제안한 체계는 내부자 공격에 안전하다.

#### 5.1.2. 모바일 디바이스 도난 공격

모바일 디바이스 도난 공격은 공격자  $ADV$ 가 사용자  $U_i$ 의 모바일 디바이스를 습득하고 전력 분석공

격을 통해 저장된 파라미터  $\{ PID_i, SR_i, \tau_i \}$ 를 얻어  $U_i$ 의 중요한 정보를 계산하는 공격이다[6]. 그러나  $\{ PID_i, SR_i, \tau_i \}$ 는 해시 함수에 의해 마스킹되어 있으며 이를 통해  $U_i$ 와 지상 서버 간의 공유 비밀 파라미터  $R_i$ 를 계산할 수 없다. 따라서,  $ADV$ 는 해당 파라미터를 이용하여 로그인 요청 메시지  $MSG_1 = \{ PID_i, UR_1, ID_{DR_j}, V_u, T_u \}$ 를 생성할 수 없다. 따라서, 제안한 체계는 모바일 디바이스 도난 공격에 안전하다.

#### 5.1.3. 재전송 공격

재전송 공격은  $ADV$ 가 이전 세션에서 공개 채널 상으로 전송되는 메시지를 탈취한 후 이를 현재 세션에 재전송하여 중요한 정보를 얻는 공격이다. 제안한 체계에서 모든 메시지는 타임스탬프  $T_u$ ,  $T_s$ ,  $T_{DR}$ 와 함께 전송되고 사용자는 타임스탬프의 유효성을 검증함으로써 인증 절차를 진행한다. 따라서, 이전 세션에서 사용한 메시지를 사용자가 수신하였을 때 사용자는 타임스탬프를 검증하고 만료된 메시지로 판단하여 이를 무시한다. 따라서, 제안한 체계는 재전송 공격에 안전하다.

#### 5.1.4. 중간자 공격

중간자 공격은 사용자와 지상 서버 혹은 지상 서버와 드론 사이에 공격자가 위치하여 인증을 수행하는 공격이다. 제안한 체계에서 모든 메시지는 타임스탬프로 검증되며 공유 비밀 파라미터  $RID_{DR_j}$  및  $R_i$ 로 암호화되어 공개 채널을 통해 다른 참여자에게 전송된다. 그러므로, 공격자는 정상적인 메시지를 생성할 수 없다. 따라서, 제안한 체계는 중간자 공격에 안전하다.

#### 5.1.5. 임시 비밀 유출 공격

$ADV$ 가 사용자  $U_i$ 로부터 유출된 임시 비밀 파라미터  $r_1$ ,  $r_2$ 를 얻고, 이를 통해 세션 키  $SK =$



$h(h(r_1 \| R_i) \| PID_i \| ID_{DR_j} \| T_S)$  계산을 시도한다. 그러나  $SK$ 를 계산하기 위해 공격자는  $U_i$ 와 지상 서버 간의 공유 비밀 파라미터  $R_i$ 를 연산해야 한다.  $R_i$ 는 해시 함수  $h(r_1 \| R_i)$ 의 형태로 마스킹되어 공개 채널상으로 전송되기 때문에 이 값을 추측하는 것은 계산적으로 불가능한 작업이다. 따라서, 제안한 체계는 임시 비밀 유출 공격에 안전하다.

### 5.1.6. 상호 인증

제안한 방식에서 각각의 참여자들은 메시지를 수신한 후 타임스탬프  $T_u$ ,  $T_S$  및  $T_{DR}$ 을 검사한다. 또한, 각 참여자는 수신한 메시지를 토대로  $V'_u = V_u$ ,  $V'_S = V_S$ ,  $V'_d = V_d$ 를 추가적으로 검증하는 작업을 수행하여 메시지의 유효성을 검증한다. 따라서, 제안한 체계는 상호 인증을 제공할 수 있다.

## 5.2. AVISPA 시뮬레이션

본 장에서는 AVISPA 시뮬레이션 도구를 사용하여 제안한 체계가 재전송 및 중간자 공격에 안전함을 증명한다[4]. AVISPA는 High-Level Protocol Specification Language (HLPSL) 언어를 사용하며, AVISPA의 Translator는 이것을 Intermediate Format (IF)로 변환한다. IF는 보안 분석을 위해 Constraint Logic-based Attack Searcher (CL-AtSe), On the fly Model-Checker (OFMC), SAT-based Model-Checker (SATMC) 및 Tree Automata based on Automatic Approximations for Analysis of Security Protocol (TA4SP) 등의 백엔드로 입력된다. 본 논문에서 제안한 방식은 XOR을 사용하기 때문에 이를 지원하는 CL-AtSe와 OFMC 백엔드를 사용하여 보안 분석을 실시한다. 최종적으로 백엔드는 분석 결과인 Output Format (OF)를 반환한다. Figure 10은 AVISPA 시뮬레이션 결과창을 나타내며 SUMMARY 항목에 “SAFE” 메시

지를 확인할 수 있다. 따라서, AVISPA 시뮬레이션 분석 결과 제안한 체계는 중간자 및 재전송 공격에 안전함을 확인하였다.

% OFMC % Version of 2006/02/13 SUMMARY SAFE DETAILS BOUNDED_NUMBER_OF_SESSIONS PROTOCOL  /home/span/span/testsuite/results/KDK.if GOAL if GOAL as_specified BACKEND OFMC COMMENTS STATISTICS parseTime: 0.00s searchTime: 0.02s visitedNodes: 8 nodes depth: 3 plies	SUMMARY SAFE DETAILS BOUNDED_NUMBER_OF_SESSIONS TYPED_MODEL PROTOCOL /home/span/span/testsuite/results/KDK.5.if  GOAL As Specified  BACKEND CL-AtSe  STATISTICS Analysed : 0 states Reachable : 0 states Translation: 0.02 seconds
--	---

Figure 10. AVISPA simulation result

## 6. 성능 분석

본 장에서는 제안한 인증 체계의 통신량 및 연산량 분석을 통해 이전에 제안한 관련 체계[3,8,9]와의 성능 분석을 진행한다.

### 6.1. 통신량 비교 분석

제안한 체계의 통신량 비교 분석을 위해 관련 체계의 통신량 측정을 실시한다[3,8,9]. Hussain 등의 체계에 따라, 사용자의 ID, 드론의 ID, 타임스탬프, 난수, 타원곡선 Point 및 SHA-1 해시 함수를 각각 128 bits, 16 bits, 32 bits, 128 bits, 320 bits 및 160 bits로 규정한다[3]. 이를 통해, 제안한 체계의 전체 통신량 분석 결과는 1568bits로 측정되었다. Table 2는 제안한 체계와 관련 체계의 전체 통신량 측정 결과를 나타낸 표이다. 결과적으로, 제안한 체계는 관련 체계에 비해 통신량에서 효율성을 가지고 있음을 확인할 수 있다.

**Table 2.** Total communication costs comparison

Schemes	Messages	Total communication costs
Wazid et al.[8]	3	1696 bits
Ever et al.[9]	6	1920 bits
Hussain et al.[3]	3	2208 bits
Ours	3	1568 bits

### 6.2. 연산량 비교 분석

본 장에서는 제안한 체계와 관련 체계의 연산량 분석을 실시한다. Hussain 등의 체계에서 측정된 결과에 따라, 타원곡선 multiplication, 타원곡선 addition, 해시 함수, 퍼지 추출기, 난수 생성 및 bilinear pairings는 각각  $T_{em}$  (모바일 디바이스: 5.116 ms, 지상 서버: 0.926 ms, 드론: 4.107 ms),  $T_{ea}$  (모바일 디바이스: 0.013 ms, 지상 서버: 0.006 ms, 드론: 0.018 ms),  $T_h$  (모바일 디바이스: 0.009 ms, 지상 서버: 0.004 ms, 드론: 0.006 ms),  $T_f$  (모바일 디바이스: 5.116 ms, 지상 서버: 0.926 ms, 드론: 4.107 ms),  $T_r$  (모바일 디바이스: 2.011 ms, 지상 서버: 0.118 ms, 드론: 1.185 ms) 및  $T_{bp}$  (모바일 디바이스: 17.36 ms, 지상 서버: 4.038 ms, 드론: 12.52 ms)이다[3]. Table 3은 측정치에 기반한 연산량 비교 분석 결과이며 이를 통해 제안한 체계는 관련 체계와 비교하여 높은 경량성을 가지고 있음을 확인하였다. 따라서, 제안한 보안 체계는 해시 함수 및 XOR만을 사용하여 관련 방식보다 통신량 및 연산량에서 효율적이므로 실시간성을 요구하는 드론

인터넷 환경에 적합함을 증명하였다[3,8,9].

## 7. 결론

본 논문에서는 드론 인터넷 환경과 이를 토대로 Hussain 등이 제안한 인증 체계를 보안 분석한 결과 내부자 및 임시 비밀 유출 공격에 취약함을 확인하였다. Hussain 등의 체계가 가진 보안 취약점을 개선하기 위해 본 논문에서는 드론 인터넷 환경에서 안전한 인증 체계를 제안하였다. 제안한 체계는 내부자, 모바일 디바이스 도난, 재전송, 임시 비밀 유출 공격 등 다양한 보안 공격에 안전하고 상호 인증을 보장한다. 또한, 제안한 방식은 해시 함수와 XOR만을 사용하기 때문에 경량성을 보장할 수 있다. 제안한 체계의 보안 특성을 증명하기 위해 비정형 보안 분석과 AVISPA 시뮬레이션 도구를 사용하였고, 효율성을 증명하기 위해 관련 체계와의 통신량 및 연산량 측정 비교를 실시하였다. 따라서, 제안한 체계는 드론 인터넷 환경에 적합하며 효율성과 안전성을 제공할 수 있다. 향후, 제안한 체계를 고도화하여 실제 드론 인터넷 환경에 적합한 방식을 개발해 나갈 것이다.

### 참고문헌

- Wazid, M., Das, A. K., & Lee, J. H., "Authentication Protocols for the Internet of Drones: Taxonomy, Analysis and Future Directions", *Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing*, pp. 1-10, 2018.

**Table 3.** Total computation costs comparison.

Schemes	User	GSS	Drone	Total costs (ms)
Wazid et al.[8]	$16T_h + T_f + T_r$	$8T_h + T_r$	$7T_h + T_r$	8.648
Ever et al.[9]	$2T_{bp} + 5T_h + T_r$	$2T_{bp} + 3T_h$	$2T_{bp} + 9T_h + T_{em}$	86.386
Hussain et al.[3]	$2T_{em} + 8T_h + T_f + 2T_r$	$T_{em} + 3T_h$	$6T_h$	20.432
Ours	$10T_h + T_f + T_r$	$7T_h$	$5T_h + T_r$	8.435

- 2 Gharibi, M., Boutaba, R., & Waslander, S. L., "Internet of Drones", *IEEE Access*, 4, pp. 1148–1162, 2016.
- 3 Hussain, S., Chaudhry, S. A., Alomari, O. A., Alsharif, M. H., Khan, M. K., & Kumar, N., "Amassing the Security: An ECC-based Authentication Scheme for Internet of Drones", *IEEE Systems Journal*, 15(3), pp. 4431–4438, 2020.
- 4 Available at <http://www.avispa-project.org/>
- 5 Dolev, D., & Yao, A., "On the Security of Public Key Protocols", *IEEE Transactions on Information Theory*, 29(2), pp. 198–208, 1983.
- 6 Yu, S., Lee, J., Park, K., Das, A. K., & Park, Y., "IoV-SMAP: Secure and Efficient Message Authentication Protocol for IoV in Smart City Environment", *IEEE Access*, 8, pp. 167875–167886, 2020.
- 7 Canetti, R. & Krawczyk, K., "Universally Composable Notions of Key Exchange and Secure Channels", *Proceedings of the International Conference on the Theory and Applications of Cryptographic Techniques—Advances in Cryptology (EUROCRYPT'02)*, pp. 337–351, 2002.
- 8 Wazid, M., Das, A. K., Kumar, N., Vasilakos, A. V., & Rodrigues, J. J. P. C., "Design and Analysis of Secure Lightweight Remote User Authentication and Key Agreement Scheme in Internet of Drones Deployment", *IEEE Internet of Things Journal*, 6(2), pp. 3372–3584, 2019.
- 9 Ever, Y. K., "A Secure Authentication Scheme Framework for Mobile Sinks Used in the Internet of Drones Applications", *Computer Communications*, 155, pp. 143–149, 2020.

# 군 운용 개념에 부합한 TICN 운용관리장치 기능 사례 연구

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

## A Case Study of TICN MSM Function Consistent with the Military Operation Concept

이수학, Suhak Lee†

한화시스템 품질경영담당 전문연구원  
Senior Engineer, Quality Management Dept., Hanwha Systems

이창규, Changkyu Lee

솔리드윈텍 품질보증팀 팀장  
Team Leader, Quality Assurance Team, Solidwintech

### Abstract

The purpose of this study is to investigate the special functions applied to MSM (MSAP System Manager) in charge of managing and operating MSAP (Mobile Subscriber Access Point) within the TMCS (Tactical Mobile Communication System) network and to confirm the importance of MSM in the TMCS network. This study confirmed the differentiated function compared to EMS of commercial WiBro mobile communication network. Also, referring to the differentiated functions of MSM confirmed in this study, it is expected that various operational concepts can be applied to the development of new defense communication systems in the future.

keywords : WiBro, EMS(Element Management System), MSM(MSAP System Manager), Mobile, Network

† Corresponding Author : Suhak. Lee

Tel : +82-31-8091-7836, Fax : +82-31-8091-7199, email : sh2013.lee@hanwha.com  
10F, 188, Pangyojeok-Ro, Bundang-Gu, Seongnam-Si, Gyeonggi-Do, 13524, Korea

Received November 21st. 2021 Revised December 21st. 2021 Accepted December 21st. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

오늘날 이동통신은 고도화되고, 복잡한 형태로 구성되어 있으며, 전술정보통신체계(TICN: Tactical Information and Communication Network)를 구성하는 부체계 중 전술이동통신체계(TMCS)는 상용 WiBro 이동통신 기술을 기반으로 소요군의 요구 사항을 추가 접목시켜 개발이 되었다. 전술이동통신 체계를 구성하는 다양한 장비들에 대한 감시 및 제어 등을 네트워크를 통하여 담당하는 장비를 운용관리장치(MSM)라고 하며, 상용 WiBro 망에서는 EMS/NMS(Network Management System)라는 명칭으로 통용된다. 이 운용관리장치도 앞서 언급한 바와 같이 상용 WiBro 기술을 기반으로 개발이 되었으나, 소요군에 맞는 운용 개념을 반영하고, 상용 WiBro 망에서의 고정된 기지국 운용과 달리 부대 단위별 이동성을 고려한 차별화 기능의 적용 사례 연구를 통하여 추후 군 통신망 적용에 도움이 되자 한다.

## 2. 상용 WiBro 통신망에서의 EMS

### 2.1. EMS의 정의

EMS란 통신망 장비를 네트워크를 통해 감시 및 제어할 수 있는 시스템으로 정의할 수 있다. 이동통신망 사업자는 고객에게 음성 통화 이외의 다양한 가치를 제공하기 위해 다양한 서비스를 제공하는 시스템을 구축한다. 상용 서비스 제공사(Service Provider)를 통해 구축된 이러한 시스템은 전체 이동통신망의 관점에서는 망을 구성하는 하나의 요소로서 NE(Network Element, 망 요소)로 구분되며, 서비스 제공사는 NE에 대한 운용 및 유지보수를 위해 EMS를 구축하여야 한다. EMS는 NMS와의 연동 기능과 운용자 정합을 통한 OAM(Operation Administration Maintenance) 기능을 제공하여야 한다. 3GPP의 관리 참조 모델<sup>1)</sup>에 의하면 EMS와 NE와의 연동은 Type 1 Interface에 속하며, EMS

와 NMS와의 연동은 Type 2 Interface에 속한다. EMS는 NE와의 Type 1 Interface를 통해 OAM 기능을 구현한다[3-4].

EMS가 Type 1 Interface를 통해 연동하는 NE는 ITU-T 권고 안 Z.311 ~ Z.317에 따라 이동통신사의 환경에 맞게 개발되어 운용되고 있으며, 구성 관리, 장애 관리, 성능 관리 등의 기능을 수행한다.

EMS는 Type 2 Interface를 통해 서비스 제공사가 개발한 시스템(NMS)과 연동하여 신뢰성(Reliability), 가용성(Availability), 지속성(Durability)을 보장하기 위해 OAM 기능을 제공한다. 일반적으로 서비스 제공사는 구축한 시스템에 특화된 OAM 기능을 제공하기 위한 별도의 EMS를 구축하지만, 경우에 따라서는 EMS를 구축하지 않고 NE에서 NMS와의 연동 기능과 OAM 기능을 구현하기도 한다.

마지막으로 EMS는 시스템의 운용 및 유지 보수 작업을 처리하기 위한 운용자 정합 기능(Human Interface Function)을 제공하기 위해 OAM 클라이언트와 연동하는 기능을 제공하여야 한다. 운용자는 OAM 클라이언트를 통해 EMS에 접근하여 성능 정보, 장애정보, 형상정보 등을 조회하거나 추가, 변경, 삭제할 수 있다. 아래 Figure 1을 통하여 EMS의 인터페이스 구조를 보여주고 있다.

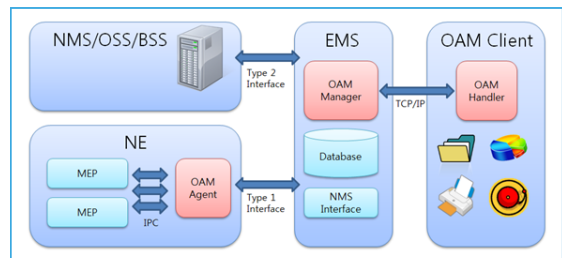


Figure 1. The structure of the interface in EMS

다음 Figure 2에서는 일반적인 EMS 시스템에 대한 구성을 나타낸다. 그림에서 EMS 서버의 FCAPS는 각각 장애관리(Fault management), 구성관리

1) 3GPP TS 32.101: "Telecommunication management; Principles and high level requirements"

(Configuration management), 계정관리(Accounting management), 성능관리(Performance management), 보안관리(Security management)를 의미한다[1].

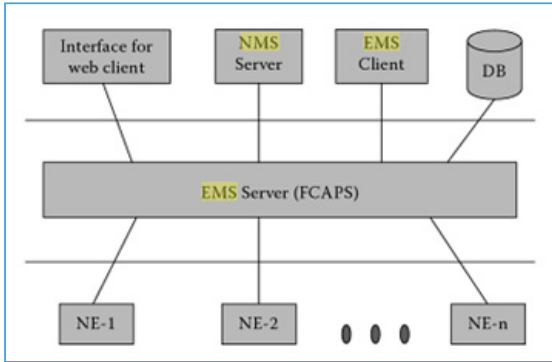


Figure 2. Element management system architecture

## 2.2. 국내 KT WiBro 망에서의 EMS

국내 KT에서 서비스하고 있는 WiBro 망 구성은 다음 Figure 3과 같이 ACR(Access Control Router)과 연결된 EMS가 다수의 RAS(Radio Access Station) 장비를 관리하고 있는 구조이다.

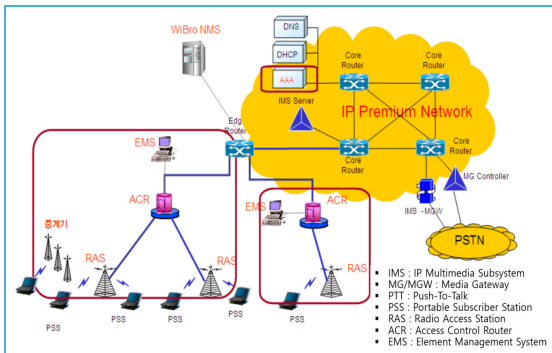


Figure 3. The configuration of the service network in the WiBro system

그리고 실제 관리 장비를 대상으로 표현하면 다음 Figure 4와 같이 간단하게 표현할 수 있으며, 상위 계층인 WiBro NMS가 네트워크 스위치 장비 및 중계기들을 관리하고, ACR과 RAS 등 NE에 해당하

는 장비는 WiBro EMS를 통하여 관리를 한다. WiBro NMS 및 WiBro EMS는 하위 장비에 대한 효율적인 관리를 위하여 SNMP(Simple Network Management Protocol)가 적용되어 있다[2].

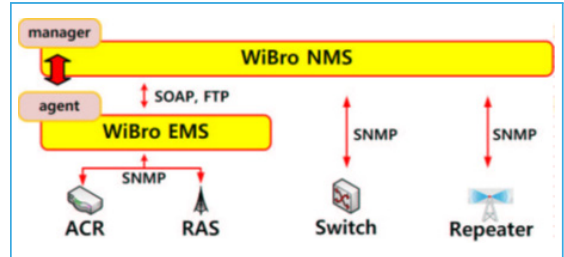


Figure 4. Layered architecture for network management

그리고 WiBro EMS를 포함하고 있는 WiBro NMS 세부 기능은 다음과 같다[5-6].

- WiBro 망 통합관리 기능
  - 망구성정보(물리적 정보와 논리적 정보)를 실시간으로 수집 및 감시
  - 장애검출 및 시험 등 유지보수 업무를 지원하기 위한 제반 관리기능 제공
  - 성능정보 수집 및 TCA(Threshold Crossing Alarm) 발생 기능 제공
  - WiBro 망자원, 장애, 성능, 품질 및 환경 등에 대한 통계 기능을 제공
- 기지국(RAS) 및 제어국(ACR) 관리 기능
  - : WiBro EMS
  - 물리적 (NE, Rack, Shelf, Slot, Port), 논리적(FA, Sector, Subcell) 형상 관리
  - 실시간 장애 모니터링을 포함한 이력 관리, 등급 관리, 필터링 기능
  - 성능 데이터(Connection, Handover, Qos, PDU 사이즈 등) 실시간 수집/분석 관리
  - 기지국 무선품질정보(RF 파워, 채널 품질, RSSI, 송/수신 VSWR 등) 수집/분석 관리
  - 시스템의 내/외부 Traffic Path, 송신 출력, 수신 입력, Throughput 등 시험 기능

- 중계기 관리 기능
  - 중계기별(광중계기, RF중계기, 인빌딩 중계기) 형상 정보와 하위 중계기들의 토폴로지 정보 관리(MHU-SHU-ROU)
  - 중계기의 RF장애, 광모듈 장애, 온도 및 Door 장애 감시
  - 장애 감지/원인/위치판별/복구 등을 가시/가청 형태로 표시
  - MHU와 하위 ROU의 서비스 상태를 감시
  - 출력 파워, VSWR 등 RF 상태 감시 및 TCA 관리
  - BER, RF, MHU-ROU 원격통신 시험 등 시험 관리
- AAA(Authentication, Authorization, Accounting) 관리 기능
  - CPU 부하, 메모리 사용률, Processor 동작 상태수 등 자원정보 관리
  - AAA 서버 운용상태 감시를 위한 주기적 서버 상태 감시 기능
  - Diameter 프로토콜 메시지 처리(Authentication, Account 관련) 통계 관리
- L2 스위치 관리 기능(ACR-RAS 간)
  - L2 스위치 자원 및 L2 스위치와 연결장비 간의 링크 자원 관리
  - L2 스위치 운용상태 및 L2 스위치 인터페이스에 대한 장애 감시
  - L2 스위치 인터페이스에 대한 트래픽 성능정보 관리 등

위의 열거된 기능들과 같이 WiBro NMS 망과 WiBro EMS 망의 기능들은 상위 네트워크 망과 연동되는 장비들에 대한 관리 및 감시 등을 목적으로 하고 있다. WiBro EMS 망에서는 단독적으로 WiBro 기지국 장비에 대한 운용 관리를 담당하고 있으며, 기지국 장비 외에 음영지역 개선을 위한 중계기 종류들은 WiBro NMS 망에 직접 연동하고 있음을 알 수 있다.

### 3. TICN 망에서의 운용관리장치

#### 3.1. 운용관리장치의 개요

운용관리장치는 TICN 망의 하위 체계 중 TMCS라는 전술이동통신체계에 적용되며, TMCS는 지휘소 및 주변지역, 원격지의 전술다기능단말기(TMFT : Tactical Multi-Functional Terminal) 가입자에게 음성, 데이터 및 멀티미디어 서비스를 통해 이동통신 수단을 지원해 주는 개념으로 개발되었으며, 상용 WiBro 기술을 도입하여 이동통신망을 제공한다. 다음 Figure 5를 통해 TICN 체계 구성을 나타내고 있다[7-8].

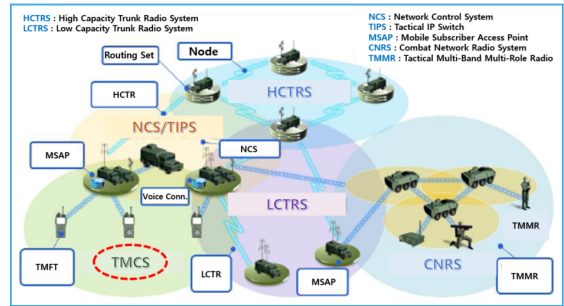


Figure 5. TICN System

TMCS 체계에서 운용관리장치는 망제어체계(NCS)와의 망계획 연동 및 이동기지국 탑재장비(무선접속장치, 접속제어장치, 소형중계기)에 대한 관리 기능을 제공하는 장비로 다음 Figure 6과 같은 기본 운용 개념을 갖고 있다.

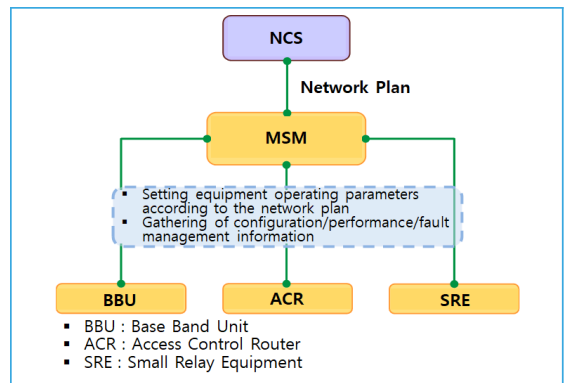


Figure 6. The MSM operation concept

위 운용개념도를 통해 기존 상용 WiBro EMS와 의 큰 차이는 연동되는 장비가 한정되어 있음을 알 수 있다. 상용 WiBro EMS에서는 소수의 EMS 장비가 ACR을 통하여 다수의 RAS를 연동하여 관리하는 것인데 반하여 TMCS에서는 한 대의 운용관리장치가 각 한 대의 무선접속장치, 접속제어장치, 그리고 최대 3대의 소형증계기를 관리, 운용하도록 되어 있다. 이는 TMCS 장비의 운용 개념 상 기지국이 이동 중에도 서비스를 할 수 있도록 구성을 한 것에 기인한다.

TMCS체계에 적용되는 운용관리장치는 기존 상용 WiBro EMS 기능에 더하여 추가적으로 소요군 운용에 필요한 사항들이 구현되어 있으며, 다음 Table 1에 요구사항과 분석, 검토된 사항들을 포함하여 정리하였다.

또한, Table 2와 같이 운용관리장치에 적용된 AAA 인증 서버에 대한 요구사항과 분석, 검토된 사항을 정리하였다.

### 3.2. 운용관리장치의 일반적 EMS 기능

다음 Figure 7은 운용관리장치의 기능적인 요소들을 분류하여 나타낸 것이다.

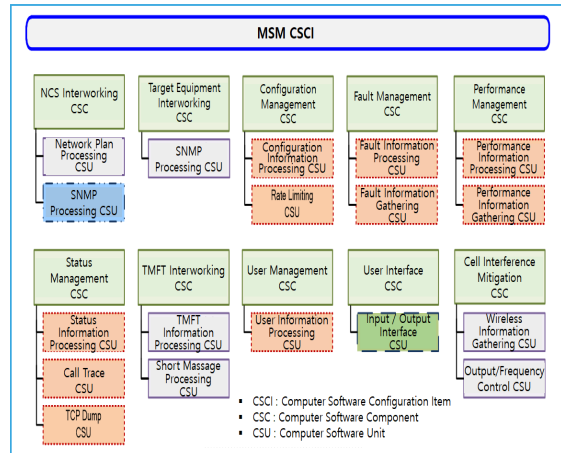


Figure 7. CSCI of the MSM

Table 1. The main requirements of TICN MSM

The main requirements of TICN MSM	Analysis and Review	Notes
- Network plan information reception and reception network plan application as management target equipment in conjunction with NCS	- NCS and TCP interworking - SNMP interworking with the equipment to be managed	Commercial-based SNMP interworking
- Control of TMCS major management target equipment	SNMP interworking with the equipment to be managed	Commercial-based SNMP interworking
- Configuration/state/disability/performance management of TMCS major management target equipment	SNMP interworking	Commercial-based SNMP interworking
- BBU cell interference control function	GUI implementation applied	New
- The function of transmitting a batch text message for the same cell connection TMFT	TCP, UDP interworking	New

Table 2. The main requirements of TICN AAA SW

The main requirements of TICN AAA SW	Analysis and Review	Notes
- Equipped with AAA protocol, it provides mutual authentication function between access TMFT and base station/terminal	- Application of individual servers alone or SW installation on existing servers → Application of AAA SW to MSM for cost and space utilization	



위의 운용관리장치 CSCI 요소들을 바탕으로 기존 상용 WiBro EMS와 비교하여 운용관리장치의 일반적 EMS 기능을 개략적으로 설명한다.

- 망제어체계 연동 : 본 기능 요소는 상위 망관리 장비와의 연동 기능으로 실제 운용적인 측면에서는 다소 차이가 있을 수는 있으나 기능적인 측면에서는 상용 WiBro EMS에서의 WiBro NMS 연동 기능과 유사하다고 할 수 있다.
- 관리대상장비 연동 : 본 기능 요소는 관리대상 장비와의 SNMP 연동에 대한 부분으로 상용 WiBro EMS 에서의 ACR/RAS 와의 SNMP 연동부분과 동일하다.
- 구성관리/장애관리/성능관리/상태관리 : 본 기능 요소들은 상용 WiBro EMS 에서의 기능과 유사하다고 할 수 있으며, 다만 일부 파라미터 값들은 다를 수 있다.
- TMFT 연동 : 본 기능 요소는 동일 셀 내 기지국에 접속한 가입자 단말인 TMFT 에 대한 정보를

조회하는 기능으로 상용 WiBro EMS에서의 접속 단말 조회 기능과 유사하다고 할 수 있으며, 부가적으로 접속된 TMFT에 동보 문자메시지를 전송하는 기능은 3.3절에서 설명하고자 한다.

- 운용자 관리 : 본 기능 요소는 운용자에 대한 계정 및 운용자 인증 관리와 운용 이력 저장에 대한 기능으로 상용 WiBro EMS에서의 계정 관리와 유사하다.
- 운용자 인터페이스 : 본 기능 요소는 운용에 필요한 사용자 인터페이스의 제공에 대한 부분으로 운용관리장치는 표준 웹브라우저 접속에 의한 자바 플랫폼의 GUI를 제공하며, 상용 WiBro EMS에서도 Web 기반 등 다양한 사용자 인터페이스 GUI를 제공한다.

### 3.3 운용관리장치의 차별화 기능

Table 3에 상용 WiBro EMS의 주요 기능과 TICN 운용관리장치에 최종 구현되어 적용된 다양한 기능을 비교하여 정리하였다.

**Table 3.** Compare the main functions of TICN MSM and WiBro EMS

The main function of commercial WiBro EMS	The main function of TICN MSM	Notes
- WiBro network intergrated management function	- Limited to equipment to be managed by same shelter	
- RAS and ACR management function	- Management of major equipment to be managed such as BBU, ACR, SRE etc.	
- Repeater equipment management function	Not applicable (There's no repeater on the system network)	
- L2 switch management function	- Apply through ACR management	
Not applicable	- The function of sending text messages to TMFT	Paragraph (1)
Not applicable	- Cell interference Mitigation	Paragraph (2)
Not applicable	- NTP server function	Paragraph (3)
- AAA management function	- Mounted on MSM	Paragraph (4)

앞서 3.2절에서 운용관리장치의 일반적인 기능을 상용 WiBro EMS 기능과 대비하여 설명을 하였고, 이번 절에서 TICN 운용관리장치에 적용된 차별화 기능을 개략적으로 설명하고자 한다. 운용관리장치에 적용된 다음의 기능들은 TMCS체계가 부대 단위 별 군 운용 개념의 유용성과 이동성을 확보하는데 큰 기여를 하고 있다.

(1) TMFT 동보 문자메시지 전송 기능 : 본 기능은 동일 셀 내에 접속된 사용자 단말인 TMFT에 대하여 일제 문자메시지를 전송하는 기능으로 공지 메시지 전송용으로 사용하며, TMFT와 운용관리장치의 통신은 UDP(User Datagram Protocol)를 적용하였다. TMFT로의 동보메시지 전송에 따른 송신 이력과 TMFT 별 수신 이력은 운용관리장치 GUI를 통하여 확인할 수 있는 기능이 제공된다. 본 기능을 통하여 부대 단위의 운용 시 일괄 정보 전달 및 통제 운용이 가능할 수 있게 한다.

(2) 셀 간섭 해소 기능 : 본 기능은 망관리 서버로부터 망계획 수신 전 또는 수신이 불가능한 경우에 기지국 서비스를 한시적으로 제공해야 하는 경우에 적용하는 기능으로 기지국 장치의 RF부인 원격RF장치 내부에 실장된 CIM(Cell Interference Mitigation) 모듈을 통하여 주변 기지국 정보를 탐색하고, 탐색된 정보를 이용하여 한시적으로 기지국 운용에 필요한 파라미터(주파수, 프리앰블 인덱스, 송신 출력)를 결정하고 서비스하는 기능이다. 상용 WiBro 망에서는 고정된 기지국 운용으로 최초 설치 시 주변 환경 및 운용에 맞는 설정으로 기지국 운용이 되고 있으나 TICN 망에서는 기지국 운용에 있어서 이동성 개념을 가지고 있으므로 특정한 상황에서 필요한 기능이라고 할 수 있다. 다음 Figure 8에서는 CIM 기능에 대한 단계적 흐름과 운용관리장치 GUI(Graphical User Interface)와 연계된 결과 화면을 확인할 수 있다.

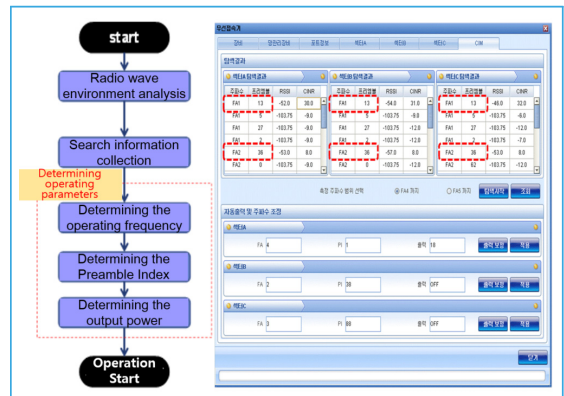


Figure 8. CIM function of the MSM

(3) NTP(Network Time Protocol) 서버 기능 : 본 기능은 운용관리장치의 레드햇 리눅스 OS에서 제공하는 NTP 서버 기능을 이용하여 연결 장비에 대한 시각 동기화 기능을 제공한다. 운용관리장치는 GPS(Global Positioning System) 안테나가 연결되어 있는 무선접속장치로부터 주기적인 Keep alive message를 수신 받으며, 이 때 시간정보를 메시지에 포함하여 제공 받는다. 수신된 시간정보를 운용관리장치는 시스템 OS 시간으로 설정하며, 설정된 시간은 NTP 서버 시간으로 동기화 된다. 운용관리장치와 연동되는 접속제어장치, 운용터미널, TMFT 등은 이미 알고 있는 운용관리장치 IP로 NTP Client 접속하여 NTP 서버 시간에 맞추어 동기화가 된다.

(4) 인증 SW : 본 기능은 TMCS WiBro 기지국에 접속하는 단말인 TMFT와 기지국간의 상호 인증 기능을 적용한 것으로 상용 WiBro 망에서는 별도의 인증(AAA) 서버가 망에 존재하게 된다. 운용관리장치에는 단일 OS 및 Database에 운용관리장치 SW 및 인증 SW가 각각 적용되어 소규모 부대별 단위 이동기지국 운용이 가능하며, 물리적 공간의 효율화를 확보할 수 있었다.

## 4. 결론

군 TICN 망의 TMCS 체계에 적용되는 운용관리 장치는 상용 WiBro EMS 기반으로 개발된 장비이며, TMCS 체계에 최적화된 기능을 적용한 장비로 앞서 기술한 셀 간섭해소 기능, TMFT 동보 메시지 전송 기능, NTP 서버 기능, 인증 SW 기능은 TMCS 체계의 서비스 및 운용에 중요한 역할을 담당하는 기능이다. 상용 EMS/NMS는 관리적인 측면에서 개발이 되어 운용을 하고 있으나, TMCS 운용관리장치는 단순한 관리적인 측면 외에 소요군 운용에서 세부적이고 부수적인 운용을 발휘할 수 있도록 기능이 추가되었다. 또한, 일부 기능은 외부로 드러나지는 않으나 TMCS 망 운용에 중요한 기능으로 적용되어 있다. TMCS 망이 운용중인 현 시점에서 보면 운용관리장치가 관리대상 장비의 관리적인 측면 외에 실제 군 통신 운용측면에도 적지 않은 영향을 미치는 장비가 되었다. 또한, 한정적일 수는 있겠으나 추후 유사한 통신망 관리장치의 개발 시에도 해당 부가적인 기능이 필요한 부분의 제안 및 적용에 검토될 수 있을 것으로 생각한다.

## 참고문헌

- 1 Jithesh Sathyan. Fundamentals of EMS, NMS and OSS/BSS, CRC Press, p. 7, 2010.
- 2 Woongsup Lee, Ohyun Jo, and Dong-ho Cho, Efficient Network Management based on Fast Fault Discovery for Indoor WiBro System, p. 8, 2007.
- 3 3GPP TS 32.101 V16.0.0, Telecommunication management ; Principles and high level requirements(Release 16), pp. 17-19, 2020.
- 4 B.H. Ryu, C.Y. Lee, S.G. Cho, Technology Trend of OAM and Design of OAM Agent, 2015.
- 5 K.H. Bang, D.H Lee, S.D. Kim, Development of Pico WiBro Base Station, 2007.
- 6 Dong-Hyun Lee, Hwan-Joong Lee, Young-Woo Lee, Dong-Houn Shin, Wireless broadband services and network management system in KT, 2006.
- 7 M.J. Kim, A study on applying the Evolutionary Development Methodology to Tactical Information Communication Network, 2014.
- 8 Jongsin Byun, Sangjun Park, Yongchul Kim, Study of consideration for future tactical communication system development, 2018.

# HEMP 방호용 CCTV의 신뢰성 있는 RS105 시험을 위한 구성 및 절차

ISSN 2671-4744(Print)  
ISSN 2671-9673(Online)

## Configuration and procedure for reliable RS105 test of HEMP protection CCTV

**진정희, Jeong-Hee Jin**

(주)한국전자파연구소 연구소장  
CTO, Korea Electromagnetic Research

**이영민, Yeong-Min Lee**

국방기술품질원 개발품질연구센터 연구원  
Researcher, Development Quality  
Research Center, Defense Agency for  
Technology and Quality

**이병호, Byung-Ho Yee**

윌테크놀로지(주) 대표이사  
CEO, WILL TECHNOLOGY CO., LTD.

**신동기, Dong-Gi Shin**

금오공과대학교 전자파연구실 연구원  
Researcher, Electromagnetic Lab., Kumoh  
National Institute of Technology

**이영순, Young-soon Lee†**

금오공과대학교 전자공학과 교수  
Professor, Department of Electronic  
Engineering, Kumoh National Institute of  
Technology

### Abstract

In the present study, the configuration and test procedure for RS105 of MIL-STD-461G are presented to determine radiated susceptibility(RS) of HEMP protection CCTV. The configuration of the test that can visually determine radiated susceptibility(RS) is presented, and the judgment criteria from level 0 to 5 are presented. In addition, specific test procedures are presented to meet the RS105 specification. In particular, RS105 test method for the aperture of camera lenses that are considered to be the most vulnerable in terms of EMC is newly proposed for more reliable radiated susceptibility(RS) determination.

**keywords :** RS105, MIL-STD-461G, HEMP protection CCTV, Configuration of test, Test procedure for reliable RS105

† Corresponding Author : Young-soon Lee

Tel : +82-54-478-7501, Fax : +82-54-478-7501, email : yslee@kumoh.ac.kr

Electromagnetic Lab., Kumoh National Institute of Technology, 39177, 61, Daehak-ro, Gumi-si, Gyeongsangbuk-do, Korea

Received October 25th. 2021 Revised November 22nd. 2021 Accepted December 15th. 2021 Published December 30th. 2021

## 1. 서론

최근 국방 주요시설의 HEMP (High-altitude Electromagnetic Pulse) 및 IEMI (Intentional Electromagnetic Interference) 공격에 대비한 방호용 CCTV 시스템 구축의 필요성이 제기되고 있다 [1]. 이러한 HEMP 방호용 CCTV가 개발 되면 합당한 방호(내성) 성능에 대한 판단 기준이 필요할 것으로 사료된다.

일반적으로 일정수준의 외부 전자파 환경에서도 기기들이 안정적으로 동작 하도록 관리하는 규격이 전자파 내성(Electromagnetic Susceptibility : EMS)으로, 전자파 환경의 채널에 따라 전도성 내성(Conducted Susceptibility : CS)과 복사성 내성(Radiated Susceptibility : RS)으로 구분된다[2]. 한때 우리나라에서는 EMS를 전자파 감응성(susceptibility)으로 번역하여 사용하기도 했으나, 최근 대부분 엔지니어들이 감응성 대신 내성(immunity)으로 의역하여 사용하고 있다. 다만 용어 측면에서 볼 때 기기의 전자파 환경에 대한 감응성은 낮추는 것이 바람직하고, 반대로 내성은 높이는 것이 바람직하다는 것을 의미할 따름이다. 그러므로 이후부터는 CS는 전도성 내성으로, RS는 복사성 내성으로 통일하여 부르기로 하겠다.

HEMP 방호용 CCTV의 전도성 내성(CS) 시험은 중요하고 시급한 임무를 수행하는 C4I 지상 고정 시설들에 대한 HEMP 방호를 위한 DoD(Department of Defense) 인터페이스 규격(interface standard)인 MIL-STD-188-125-1에서 제시된 PCI(pulse current injection) 시험절차에 따라 수행할 것을 권장한다[3]. 참고 문헌 [1]에서는 PCI 시험을 위한 시험구성도, 방법 및 절차 등이 자세하게 제시되어 있다. 이와 같은 전도성 내성(CS) 시험과 더불어 반드시 수행해야 할 시험이 복사성 내성(RS) 시험이라고 판단된다. 그 이유는 실전 혹은 실제 HEMP 방호용 CCTV가 노출된 환경을 HEMP에 의한 고출력 전자파 펄스 및 IEMI에 대한 고출력 전자기파로써, 즉 유선(전도성) 환경이 아닌 전파

(electromagnetic wave)에 의한 무선(복사형) 환경이기 때문이다.

HEMP 방호용 CCTV에 대한 복사성 내성(RS) 시험은 국제 규격으로 IEC 61000-4-23가 있고, DoD 규격으로 MIL-STD-461G의 RS105(이후 RS105로 부름)가 있다[4-5]. 두 규격의 시험 조건이 동일하므로 본 논문에서는 RS105 시험 규격의 구성 및 절차에 따라 복사성 내성(RS) 시험에 대하여 언급을 하고자 한다. 우리나라에서는 국방과학연구소(ADD), 한국산업기술시험원(KTL), 한국전자파연구소(KER) 및 한국조선해양기자재연구원(KOMERI)에서 RS105 시험이 가능하다. 그러나 RS105 시험이 포함된 MIL-STD-461 Series는 기타 상업용 기준과는 달리 법적 요건이 아니고 계약 당사자간의 요건을 따르는 특징이 있다. 즉, 필요에 의한 HEMP 방호용 CCTV 구매자와 개발자간의 복사성 내성(RS)을 판정할 수 있는 방법 및 내성판단 기준 제시가 반드시 필요하다는 것이다.

그러므로 본 논문에서는 개발된 HEMP 방호용 CCTV의 복사성 내성(RS)를 판단할 수 있는 가시적인 방법 및 내성 판단 단계(Level) 기준을 제시하고, 현재 RS105 시험과정에서 시험장비(Equipment Under Test : EUT)를 90°로 회전한 상태에서 측정하는 것을 편파 특성 시험이라고 기존에서 부르고 있는데 이는 잘못된 용어이며, 이렇게 시험을 해야 하는 이유 및 합당한 시험용어를 제시하고자 한다. 특히 CCTV와 같은 EUT의 경우 영상 활성을 위한 렌즈의 노출된 개구부(aperture)가 존재하고 이는 복사성 내성(RS) 측면에서 매우 취약한 부분이 될 것으로 예상되어, 신뢰성 높은 RS105 내성 기준을 위하여 개구부에 대한 시험방법을 본 논문을 통해 처음으로 제시하고자 한다.

## 2. RS105 시험 구성

Figure 1에 RS105 복사성 내성 시험을 위한 구성도를 제시하였다. Figure 1에서 전자파펄스(EMP : Electromagnetic Pulse) 발생기는 RS105 시험을

위한 요구 사항으로 Figure 2에서 보는바와 같이 상승시간 1.8 ns ~ 2.8 ns, 펄스폭 23 s ± 5 ns의 이중 지수형 펄스로 전계강도는 5kV/m ~ 50kV/m 범위에서 가변 가능 및 출력 극성(positive 및 negative) 전환이 가능해야하며, EUT가 위치할 테스트 영역 내부에서는 설정한 전계강도의 0 dB 및 6 dB 이하 범위의 균일장 조건이어야 한다. 내성 시험 전, 중 및 후 EUT의 동작 상태 이상 유무를 육안으로 확인하기 위해서는 Figure 1에서와 같이 CCTV로 촬영된 영상 신호를 EMP 영향을 받지 않는 광섬유 케이블로 전송하여 차폐실 내부의 Ethernet 광변환기를 거쳐 PC 혹은 노트북의 모니터를 통해 촬영된 영상을 모니터링을 해야 한다.

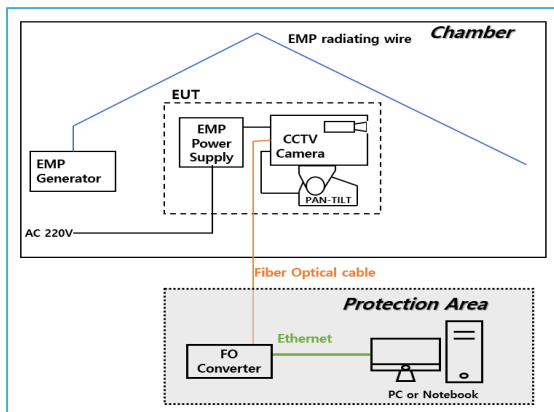


Figure 1. Schematic view of test RS105

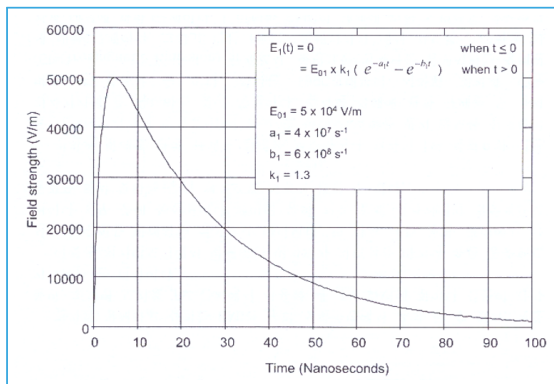


Figure 2. Double exponential pulse waveform

### 3. HEMP 방호용 CCTV의 RS105 내성 판단 기준

RS105 시험 과정에서 차폐실 내부의 모니터를 통하여 확인한 영상을 통해 HEMP 방호용 CCTV의 RS105 내성 판단 기준을 Table 1에 제시하였다. 내성 판단 기준은 0~5 단계이며 Level 0 및 Level 1은 RS105 시험의 영향을 받지 않거나 일시적인 간섭으로 인한 영향으로 판단하여 내성 만족(적합)으로 판정할 것을 권장한다. 반면에 Level 2 ~ 5 단계는 RS105 시험으로 인한 시스템 재부팅 및 물리적인 손상이 발생한 것으로 판단하여 이상(부적합)으로 판정을 해야 할 것으로 생각된다.

Table 1. Criteria for determining the susceptibility of RS105 of HEMP protection CCTV

Susceptibility LEVEL	Criterion for judging susceptibility
Level 0	<ul style="list-style-type: none"> <li>A normal state in which there is no special phenomenon</li> </ul>
Level 1	<ul style="list-style-type: none"> <li>Temporary interference such as temporary flickering of CCTV video screen</li> </ul>
Level 2	<ul style="list-style-type: none"> <li>Automatic reboot of CCTV system</li> <li>Optical communication error</li> </ul>
Level 3	<ul style="list-style-type: none"> <li>Rebooting CCTV system by operator</li> <li>Optical communication and auto reboot errors occurred</li> </ul>
Level 4	<ul style="list-style-type: none"> <li>CCTV system malfunction (Zoom, Focus error, etc.)</li> <li>Repairable condition by replacing parts, etc.</li> </ul>
Level 5	<ul style="list-style-type: none"> <li>CCTV system malfunction (Zoom, Focus error, etc.)</li> <li>Irreparable condition by replacing parts, etc.</li> </ul>

#### 4. RS105 시험 절차의 전자기학적인 해석

RS105 시험은 최소한 전계강도를 5 kV/m, 25 kV/m 및 50 kV/m 세 가지 경우로 내성시험을 해야하며 각각의 positive pulse 전계강도로 5회 반복 인가를 권장하고, 동시에 negative pulse로도 5회 반복 인가를 하면서 화면을 모니터링 해야 한다. 이와 같은 실험을 EUT를 90°로 회전 시킨 후 반복해서 실험을 해야 하는데 우리나라에서는 이 실험과정을 편파 시험이라고 부르는데, RS105 시험을 위해 설치된 안테나가 고정되어 있어 편파가 변화될 이유가 없기 때문에 이는 잘못된 용어인 것으로 판단된다. Figure 3에서는 실제로 EUT를 90°로 회전하여 시험하는 사진을 제시하였다.

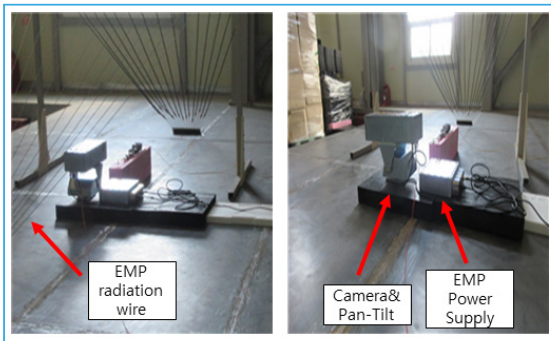


Figure 3. Photograph to test the EUT rotated 90°

이와 같이 반드시 EUT는 90°회전하여 반복시험을 해야 하는 이유는 전자기학적인 측면에서 다음과 같다. 먼저 Figure 4 및 Figure 5에서는 전기장 방향 대비 도선 및 슬릿 위치에 따라 도선에 유도되는 전기장 예들을 각각 제시하였다. Figure 4 및 Figure 5에서의 화살표로 나타낸 전기장의 방향은 Figure 3의 좌측 상부에 보이는 EMP radiating wire 들과 나란한 방향으로 간주된다. Figure 4에서 보는바와 같이 EUT로 인입되는 전력선 및 신호선과 같은 도선(conducting wire)에 유기되는 전기장은 Figure 4(a)에서와 같이 전기장과 도선 방향이 일치 (E-plane 상에 위치) 할 때 최대가 되고, 반면에

Figure 4(b)에서와 같이 서로 수직하는 경우 최소로 유도된다. Figure 5에서 보는바와 같이 EUT에 존재할 수 있는 슬릿을(폭이 좁고 긴 개구를) 통해 결합되는 전기장은 도선에 유도되는 전기장과는 직교하는 개념으로 Figure 5(a)에서와 같이 슬릿이 전기장과 수직할(H-plane 상에 위치할)때 최대 전기장이 결합되고, 반면에 Figure 5(b)에서와 같이 슬릿 방향이 평행할 경우 최소 전기장 결합이 일어나게 된다. 상기와 같은 이유로 EUT 도선 및 슬릿이 어떠한 방향을 존재할 것인지를 예측할 수 없기 때문에 첫 번째 EUT 셋업 방향에서의 시험을 E-plane 시험, 직교(90°)가 되는 방향으로 셋업 시험을 H-plane 시험으로 부르기로 하고 반드시 두 방향의 교차시험(즉, E-plane 및 H-plane 시험)을 해야 할 것으로 사료 된다.

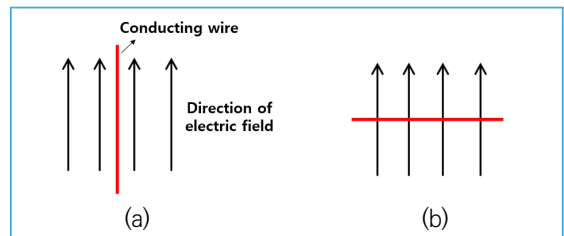


Figure 4. Induced electric field depending on the conducting wire arrangement compared to the direction of the electric field:  
(a) Maximum induced electric field,  
(b) Minimum induced electric field

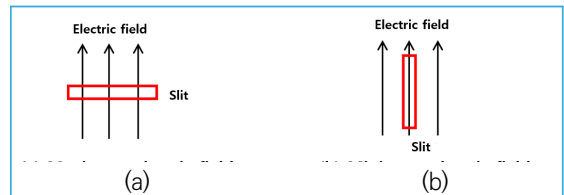
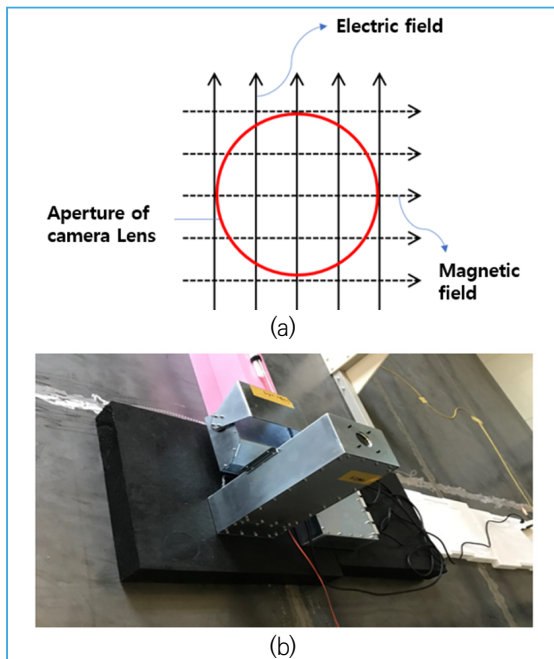


Figure 5. Coupling electric field to the inside of the slit according to the arrangement of the slit compared to the direction of the electric field: (a) Maximum electric field coupling through the slit, (b) Minimum electric field coupling through the slit

## 5. RS105의 신뢰성 높은 내성 판단을 위한 추가 시험

본 논문을 통해 RS105 시험 대상이 되는 EUT는 영상 촬영을 위한 CCTV 카메라이기 때문에, EMC 설계 측면에서 볼 때 가장 취약한 부분이 카메라 렌즈 방향으로 노출된 개구부로 판단된다. 그러므로 개구부로 복사되는 전자파펄스(EMP)가 가장 많이 입사될 수 있도록 즉, Figure 6(a)에서처럼 전자기장이 수직으로 입사될 수 있도록 설치(셋업)하고 4장에 서술된 RS105 추가 시험을 반드시 반복해서 실행하여야 RS105 시험의 높은 신뢰성이 확보될 것으로 사료된다. Figure 6(a)에서는 개구부로 복사된 EMP가 수직으로 입사될 수 있도록 카메라 렌즈의 개구부가 천정을(즉, EMP radiating wire를) 바라보는 방향으로 설치(셋업)된 실제 사진을 제시하였다.



**Figure 6.** The direction of installation of EUT and actual photographs for further testing of vulnerable part from the viewpoint of EMC: (a) The direction of installation of EUT, (b) Actual photographs for further testing

## 6. 결론

본 논문에서는 먼저 HEMP 방호용 CCTV를 EUT로 한 RS105 복사 내성을 직시적으로(육안으로) 확인하고 판단 할 수 있는 시험 구성 및 판단 level로 0 ~ 5 level을 제시하였다. 복사 내성 합격기준은 RS105 시험의 영향을 받지 않거나, 일시적인 간섭 영향으로 판단되는 level 0 혹은 level 1으로 할 것을 권장한다.

RS105 시험은 최소한 전계강도를 5 kV/m, 25 kV/m 및 50 kV/m 세 가지 경우로 내성 시험을 실행하여야하고, 각각의 전계강도에서 positive pulse 5회 및 negative pulse 5회 반복 인가 시험을 하면서 화면의 모니터링을 통한 육안으로 오동작 여부를 확인할 것을 권장한다.

4장에서 언급한 바와 같이 EUT의 도선(전력선 및 신호선) 배치 및 슬릿이 어떠한 방향으로 예측할 수 없기 때문에 첫 번째 EUT 셋업 방향 시험에서 교차되는(90°회전된) 셋업 방향에서 상기 언급된 절차의 RS105 시험을 반드시 실행해야 한다. 이 교차 시험을 기존 우리나라에서는 편파 시험이라고 부르는데, 향후 이 시험을 E-plane 및 H-plane상에서의 시험으로 명명되기를 희망한다.

본 논문에서 대상이 되는 EUT가 CCTV 카메라이기 때문에, EMC 설계 측면에서 가장 취약한 부분인 카메라 렌즈 방향의 개구부로 판단되고, 복사되는 EMP가 개구부를 통해 수직으로 입사될 수 있도록 5장에서 보논바와 같이 EUT를 셋업하고 RS105의 추가 시험을 반드시 실행하여 RS105 시험의 높은 신뢰성을 확보할 것을 권장한다. 본 논문의 RS105 시험 구성 및 절차를 통해 신뢰성 있는 복사 내성 합격 판단이 된다면 굳이 전도성 내성 시험인 PCI 시험 절차를 생략해도 무방할 것으로 판단된다.



## 참고문헌

- 1 Y. M. Lee, Y. S. Lee, "Proposed for the need to establish CCTV systems for protection against HEMP and IEMI attacks in major defense facilities", Journal of Defense Quality Society, Vol. 2, No. 2, pp. 95-100, 2020.
- 2 J. H. Kwon, "Electromagnetic compatibility (EMC) countermeasure technology and standard trends", Journal of Electromagnetic Engineering and Society, Vol. 29, No. 1, pp. 1-4, 2018.
- 3 MIL-STD-188-125-1 "High-Altitude Electromagnetic Pulse (HEMP) Protection For Ground-Based C4I Facilities Performing Critical, Time-Urgent Missions, Part1: Fixed Facilities", 1998.
- 4 IEC 61000-4-23 Ed.1.0(2000): Electromagnetic compatibility(EMC) Part 4-23: Testing and measurement techniques - Test methods for protective devices for HEMP and other radiated disturbances
- 5 MIL-STD-461G, "Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment", 2015.

# 국방품질연구회 (DQS)

## 여러분이 국방품질을 이끌어갈 Think-Tank입니다.

국방품질연구회(DQS)는 무기체계 성능 보장과 군수품 전주기 품질관리의 성공적인 추진 기반 구축을 위해 산·학·연·군·관 품질 분야 종사자 간 교류·소통 활성화 및 국방품질 분야의 Think-Tank 역할을 수행하고 있습니다.

### 국방품질연구회 임무 및 기능

- 01 국방품질 분야 소통·협력의 중심 연구기관
- 02 국방품질·기술 혁신을 위한 기반 제공과 지원 활동
- 03 국방품질 종합학술활동을 통한 연구 결과 전개 및 공유

### 국방품질연구회 분과위원회

- 국방 품질경영제도 연구
- 국방인증제도 연구
- 국방소프트웨어
- 국방신뢰성 연구
- 감항 연구
- 소음진동 연구
- 단종·위조부품대응 연구
- CSISR 연구
- 유도탄약 안전품질 연구
- 표준화 연구

### 국방품질연구회 주요 추진 사업



국방품질연구논문집 <학술지>  
DQS Magazine <간행물>



국방품질종합  
학술대회



군수품 현장 품질·기술  
혁신 분임 경진대회



분과위원회  
연구 학술 활동

### 국방품질연구회 회원 가입 안내

국방품질연구회에 관심이 있다면, 누구나 가입할 수 있습니다.

→ 가입 방법 : 국방품질연구회 홈페이지 접속(<https://www.dtaq.re.kr:8084/dqs>)

→ 회원 가입 문의 : DQS 사무국 ☎ 055-751-5274, 5277)



## 원고 모집 안내

### 국방품질연구논집

#### 📍 형식

- 논문 형식, 양식은 국방품질연구회 홈페이지에서 다운로드 <[www.dtaq.re.kr/dqs](http://www.dtaq.re.kr/dqs)>

#### 📍 투고 분야

- 설계 및 양산 관점에서의 문제점 등 전문 기술 분석
- 품질 개선, 국산화 등 현장 생산 공학 실무기술
- 최신 품질경영 이론, 정책 및 신기술 관련 정보

### DQS Magazine

#### 📍 형식

- 기고문 형식, 양식은 국방품질연구회 홈페이지에서 다운로드 <[www.dtaq.re.kr/dqs](http://www.dtaq.re.kr/dqs)>

#### 📍 투고 분야

- 최신 품질정책 및 제도
- 현장 품질경영 이슈 및 사례
- 최신 기술 동향 및 신기술 관련 정보

### 공통 알림

#### 📍 투고 안내 및 주의 사항

- 원고 투고 시 준수해야 할 연구윤리규정, 투고 및 발행 규정, 편집 및 심사 규정은 국방품질연구회 홈페이지에서 열람 및 다운로드하실 수 있습니다.
- 원고는 반드시 보안성 검토 후 제출하고, 게재 여부는 심사 후 개별 연락합니다.
- 제출한 원고는 다른 곳에 게재되지 않은 것이어야 하며, 연구윤리규정을 준수한 것이어야 합니다.
- 모집한 원고는 일체 반환하지 않으며, 편집위원회의 심의를 거쳐 게재됩니다.
- 게재된 모든 내용의 저작권은 국방기술품질원에 있으며, 도용이나 표절은 금합니다.

#### 📍 보내실 곳

- 메일 : [thdud3521@dtaq.re.kr](mailto:thdud3521@dtaq.re.kr), [seomin19@dtaq.re.kr](mailto:seomin19@dtaq.re.kr)
- 문의 : 국방품질연구회 사무국 (☎ 055-751-5274, 5277)
- 시기 : 연중 상시 투고

군수품의 완벽한 품질구현을 위해  
국방·방위사업 종사자 여러분의 투고를 환영합니다!





**주의**

- 자료의 지식재산권 보호를 위해 본 간행물에 게시된 자료의 무단복제·전재를 금합니다.
- 본 자료에 게재된 내용은 국방기술품질원의 공식적인 견해가 아니며, 필자의 개인 의견을 알려드립니다.

Journal of DQS  
**국방품질연구논집**

2021년 3권 2호(12월)