

Journal of DQS

국방품질연구논집

2022년 4권 2호(12월)



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

전문기고

| | |
|--|-----|
| 오진우, 김종규, 윤재형 체계업체별 무기체계 소프트웨어 기술변경 원인분석을 통한 품질관리 강화 방안 연구 | 002 |
| 김영남, 김문국, 박상수 군용 회전익항공기 결빙 감항인증기준 및 적용사례 고찰 | 009 |
| 박상수, 정아영, 김동욱 군용 회전익항공기 조류충돌 인증기준 및 입증방안에 관한 연구 | 018 |
| 김효진, 장지웅, 최준범, 이승재, 김성훈, 김정은 가속노화를 통한 고체 추진제 정전기 민감도 경향성 고찰 | 025 |
| 이봉수, 이희택, 한규진, 박노석, 김보균, 이지훈 5인치 함포 슬라이드 조립체 고압단 사격 시험평가 체계 개발 연구 | 034 |
| 김봉균, 최형준 항공기 조항시스템 품질개선 및 검증에 관한 연구 | 043 |
| 임성봉, 민일홍 수상함 설계 단계의 추정 저항과 실선 저항 비교 연구 | 051 |
| 이정환, 이승민 무인기 중계차량용 발전기 동력전달벨트 손상 방지 및 수명연장 개선 연구 | 057 |
| 한차훈, 오현석 워터제트 추진 함정의 소요 마력 추정 방법에 대한 고찰 | 064 |
| 조시현, 최재성, 이정호 고체추진기관 연소관 내부 압력에 따른 소음 특성 분석 | 070 |
| 박민지, 백호기, 임재성 도심환경 군사작전을 위한 DOP 기반의 UAV 지원 측위 기법 | 076 |
| 문성민, 박찬영, 김중현 차륜형장갑차 비상탈출 해치용 개방장치의 내식성 개선을 위한 시험적 연구 | 085 |
| 조성환, 김원석 백색연막통 KM5 신뢰도 및 저장수명 연구 | 093 |
| 이준혁 시한신관 작동시간 측정기법 개선에 관한 연구 | 101 |
| 박해원, 성수민, 김현민, 최우석 전기식 포탑 구동시스템의 울트라 커패시터 적용 에너지 저장장치 내구성능 개선을 위한 방열설계 | 108 |
| 설한신, 안종우, 박영하, 백부근, 정홍석 함정 축 지지 스트럿 정렬 각도 변경에 따른 추진기 캐비테이션 초기발생선속(CIS) 개선 연구 | 116 |
| 오민철, 김용, 김재성 군집 압연 장갑강 용접부의 방탄 성능 및 기계적 물성 상관관계 연구 | 124 |

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

| | |
|----------------|---|
| 발행처 | 경상남도 진주시 동진로 420(충무공동) 국방기술품질원 |
| 발행일 | 2022년 12월 30일 |
| 발행인 | 허건영 |
| 편집위원장 | 김상부 |
| 편집위원 | 이영순, 홍성훈, 김성수, 진성일, 박종훈, 고준수, 설한신, 허재호, 이선희, 임재성, 박장식, 이정순, 김병호, 정재우 |
| 편집 및 발간 | 서재현, 서민준, 박소영 |
| 연락처 | 055-751-5277 |
| 국방인트라넷 | seomin19@dtaq.mil |
| 인트라넷 | seomin19@dtaq.re.kr |

CONTENTS

전문기고

- 체계업체별 무기체계 소프트웨어 기술변경 원인분석을 통한 품질관리 강화 방안 연구 2
- 군용 회전익항공기 결빙 감항인증기준 및 적용사례 고찰 9
- 군용 회전익항공기 조류충돌 인증기준 및 입증방안에 관한 연구 18
- 가속노화를 통한 고체 추진제 정전기 민감도 경향성 고찰 25
- 5인치 함포 슬라이드 조립체 고압탄 사격 시험평가 체계 개발 연구 34
- 항공기 조향시스템 품질개선 및 검증에 관한 연구 43
- 수상함 설계 단계의 추정 저항과 실선 저항 비교 연구 51
- 무인기 중계차량용 발전기 동력전달벨트 손상 방지 및 수명연장 개선 연구 57
- 워터제트 추진 함정의 소요 마력 추정 방법에 대한 고찰 64
- 고체추진기관 연소관 내부 압력에 따른 소음 특성 분석 70
- 도심환경 군사작전을 위한 DOP 기반의 UAV 지원 추위 기법 76
- 차륜형장갑차 비상탈출 해치용 개방장치의 내식성 개선을 위한 시험적 연구 85
- 백색연막통 KM5 신뢰도 및 저장수명 연구 93
- 시한신관 작동시간 측정기법 개선에 관한 연구 101
- 전기식 포탑 구동시스템의 울트라 커패시터 적용 에너지 저장장치 내구성능 개선을 위한 방열설계 108
- 함정 축 지지 스트럿 정렬 각도 변경에 따른 추진기 캐비테이션 초기발생선속(CIS) 개선 연구 116
- 균질 압연 장갑강 용접부의 방탄 성능 및 기계적 물성 상관관계 연구 124

공지사항

- 국방품질연구회(DQS) 132
- 국방품질연구논집 원고 모집 안내 133

체계업체별 무기체계 소프트웨어 기술변경 원인분석을 통한 품질관리 강화 방안 연구

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

Research on the Strengthen Quality Management of the Analysis of the Causes of Software Engineering Change by System Company

오진우[†], Jinwoo Oh

국방기술품질원 국방신뢰성연구센터 선임연구원
Senior Researcher, Defense Reliability
Research Center, Defense Agency for
Technology and Quality

김종규, Jongkyo Kim

국방기술품질원 국방신뢰성연구센터 연구원
Researcher, Defense Reliability Research
Center, Defense Agency for Technology
and Quality

윤재형, Jaehyeong Yun

국방기술품질원 국방신뢰성연구센터 연구원
Researcher, Defense Reliability Research
Center, Defense Agency for Technology
and Quality

Abstract

This study identifies the pattern of software defects for each system company based on the defect DB in the operation and maintenance stage built by DTaQ, and derives factors to support customized quality management. Through the analysis of the cause of software engineering change in the land weapon system sector conducted in 2021, it is expected that defects that may occur in the future can be identified at an early stage as the quality control elements suitable for the characteristics of each system maker are returned to the development stage.

keywords : Software Quality, Defect DB, System Company, Software Engineering Change

[†] Corresponding Author : Jinwoo Oh

Tel : +82-42-251-5553, Fax : +82-42-251-5410, email : jwoh@dtaq.re.kr

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

Received October 13th. 2022 Revised November 8th. 2022 Accepted December 5th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

무기체계는 소요군의 소요제기를 바탕으로 선행 연구와 탐색개발을 거쳐 체계개발을 수행하게 되고, 체계개발을 통해 개발/운용 시험평가를 거쳐서 최종 획득하게 된다. 체계개발 단계에서는 소요군의 요구 사항을 분석하여 하드웨어와 소프트웨어의 설계 및 구현을 거쳐, 최종적으로 체계통합 및 개발/운용 시험평가를 수행하게 된다. 최종 시험평가가 완료되어 전투용 적합 판정을 받게 되면 국방규격화를 수행하여 소요군에서 운용하게 된다[1]. 이 체계개발 단계에서 하드웨어 및 소프트웨어 기술지원기관은 개발 마일스톤 별 품질관리 기술지원을 통해서 프로세스 측면의 개발관리를 수행하고 있다. 하지만 이런 체계적인 개발 프로세스 품질관리를 거쳐 개발된 무기체계라고 하더라도 소요군에서 운용 시, 실제 운용환경 미반영 및 구현 미흡등의 이유로 지속적인 운용상의 문제가 발생되고 있는 상황이다. 국방기술품질원(이하 기품원)에서는 2020년부터 품질관리지원팀(QMST, Quality Management Support Team) 및 품질통제점(QCG, Quality Control Gate) 활동을 기반으로 개발단계 품질관리에 참여하고 있고, 소프트웨어 분야 역시 품질/양산관점에서 개발단계 소프트웨어 기술지원을 수행하고 있으나, 프로세스 측면의 품질관리 및 산출물 위주의 검토방식으로는 양산 시 발생할 수 있는 결함을 조기에 식별하는데에 부족한 상황이다. 그에 따라, 운용유지 단계에서 발생된 결함으로 인해 기술변경이 증가하고, 소요군의 전력 공백이 발생되며, 개발업체 및 형상통제관리 기관의 업무 과중화 역시 지속적으로 늘어가고 있다.

국방규격화가 완료되어 방위사업청 국방표준종합정보시스템(이하 KDSIS)에 등재되는 SW 기술자료는 Figure 1과 같이 급격하게 증가되고 있으며, 기품원 국방SW팀에서 기술지원 하고 있는 운용유지단계 소프트웨어 형상통제 기술지원 건수 역시 Table 1과 같이 매년 지속적으로 증가하고 있는 상황이다[2].

따라서 기품원 국방SW팀에서는 운용유지 단계에서 발생되고 있는 소프트웨어 결함들의 원인을 분석

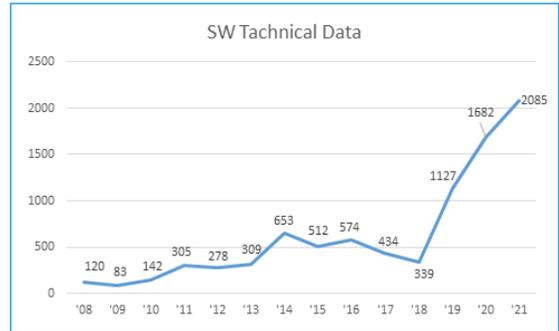


Figure 1. Status of software technical data enactment at KDSIS in 2008~2021

Table 1. Status of software technical support in 2018~2021

| Year | No. |
|-------|-----|
| 2018 | 38 |
| 2019 | 52 |
| 2020 | 78 |
| 2021 | 149 |
| Total | 317 |

하고 개선한 내용들을 종합하여 소프트웨어 결함 데이터베이스(이하 DB)를 만들고 있으며, 해당 결함 DB를 개발단계 소프트웨어 품질관리로 환류함으로써 운용유지단계에서 발생되고 있는 결함을 최소화하고자 노력하고 있는 상황이다[2].

운용유지단계에서 주로 발생하는 소프트웨어 결함은 주로 구현단계에서 데이터 처리 미흡 항목에 의해서 일어나고 있으며, 구현부분은 실제 개발하는 체계업체의 사내 코딩 가이드라인, 결함 및 예외처리 방식, 코딩 스타일 등에 따라서 큰 차이가 발생된다고 볼 수 있다[2]. 구현부분 외에도 체계업체별 사내 개발 프로세스에 따라 운용유지단계에서 주로 발생하는 결함 양상에 차이가 존재한다고 볼 수 있다.

따라서 본 논문에서는 DB화된 무기체계 소프트웨어 기술변경 원인 분석 내용 중 직전년도인 '21년도에 수행한 기동화력분야 내용들을 분석하여, 어떤 체계업체에서 어떤 결함양상이 발생되고 있는지를 식별하였다. 각 체계업체별로 발생되고 있는 결함 유형을 분석함으로써, 개발단계 유입시점, 결함 양상, 결

함 발생 원인 등 향후 동일한 체계업체의 개발단계 소프트웨어 품질관리 시, 품질관리 지표로써 활용하여 운용중에 발생할 수 있는 결함을 조기에 식별하고자 한다.

2. 이론적 배경

2.1. 형상관리 및 형상통제

형상관리는 군수품의 조달·관리 및 유지를 경제적·효율적으로 수행하기 위하여 표준을 설정하여 이를 활용하는 표준화 업무의 일환으로[1], 형상관리 품목의 기능적 또는 물리적 특성을 식별하고 통제함으로써 형상관리 품목의 전체 수명주기 동안 경제적인 운영을 목적으로 한다.

형상관리는 방위사업청 '표준화 업무규정' 제 3장에 따라 형상식별 및 문서화, 형상통제, 형상확인, 형상자료 유지로 구분하며, 그 중 형상과 형상식별서의 변경을 통제하는 활동인 형상통제는 개발형상변경, 기술변경, 규격완화, 면제로 분류된다.

형상통제 적용 대상은 결함사항의 시정, 운용상 또는 군수지원상 요구를 충족하기 위한 변경, 순기비용의 효과적인 절감, 승인된 생산일정의 지연방지, 최신 기술적용 및 성능개선, 규격 적합성 검토 결과 이의사항 반영이 사유로 적용된다.

기술변경은 등급 분류기준에 따라 I급, II급으로 분류되며 I급 기술변경 사항은 작전운용성능에 영향을 미치거나, 전력화 일정에 지장을 초래하거나 비용 변동 등이 예상되어 수정계약 대상이 되는 사항을 의미한다. II급 기술변경 사항은 I급에서 명시하지 않는 사항을 의미한다[3].

2.2. 무기체계 소프트웨어 분류

무기체계는 유도무기·항공기·함정 등 전장에서 전투력을 발휘하기 위한 무기와 이를 운영하는 데 필요한 장비·부품·시설·소프트웨어 등 제반요소를 통합한 것으로서, 본 논문에서 결함 DB로 분류하여 관

리하는 소프트웨어는 상용 소프트웨어(OS) 중 단종 및 서비스 중단으로 인하여 교체되는 항목과 체계업체에서 자체적으로 개발한 응용 소프트웨어 변경 내용으로 한정한다[4].

2.3. 소프트웨어 결함 DB 분류

기품원 국방SW팀에서는 생산품질본부 내 각 전 문센터에서 수행하는 양산단계 품질관리 활동을 지원함에 따라, 무기체계 기술변경 품목에 대한 소프트웨어 변경 사유의 타당성 및 소프트웨어 기술자료의 적합성을 검토하고 있다. 소요군에서 운용중 발생한 소프트웨어 결함으로 인하여 기술변경이 수행되고, 해당 소프트웨어 결함 내용을 DB화함으로써 결함유입 시점, 체계업체별 결함 양상, 결함 발생원인 등을 분석하여 향후 개발단계 품질관리 지표로써 활용하는 것을 목적으로 한다. 무기체계 소프트웨어 결함 DB는 기품원에서 최초로 구축한 사항으로, 결함 DB를 통해 기품원에서 수행하고 있는 개발단계 SW 품질관리 단계에서 해당 체계업체의 유사체계 개발 시, 잠재적인 소프트웨어 결함을 조기에 식별하여 개선하는 것을 목적으로 한다[2].

이전 연구결과에서는 기술변경이 발생한 원인분석과 해결방안을 토대로 개발단계별 품질관리 프로세스에 따라 결함 유입시점을 식별하고, 기술변경 발생 원인을 카테고리 분류하였다. 결함 유입시점은 개발단계 프로세스에 따라 요구사항 분석단계, 설계 단계, 구현 단계, 시험평가 단계, 규격화 단계, 운용유지 단계까지 총 6단계로 구분하였다. 기술변경 발생원인은 총 2 Step으로 구분하였으며, 각 구분된 항목별로 소프트웨어의 품질특성을 정의하고 있는 국제 표준인 ISO/IEC 25023에 따라 품질 부특성 별로 정리하였다. 세부적인 내용은 Table 2와 같다[2].

분류한 기술변경 원인 분석 내용에 대한 예시를 살펴보면, 조준경 공정 중 전원인가 시 간헐적으로 초기화 불량 발생되었다. 분석 결과 비정상 종료 후 특정 온도(℃) 조건 미만에서 전원인가 시 Warm-up 구동 후 불량이 발생되었고, Warm-up 구동 이후

최종 위치 값이 A일 경우 B Step으로 이동하라는 명령이 생성되었지만, B Step 명령에 대한 예외처리 구문이 누락되어서 발생한 문제로 식별되었다. 따라서 해당 결함은 구현단계에서 발생되었으며, 결함 발생원인 Step 1은 구현 미흡, Step 2는 데이터 처리 미흡으로 구분하였다.

Table 2. Classification of analysis contents of the cause of engineering change(Category Step 2)

| Development Stage | Category (Step 1) | Category (Step 2) | ISO/IEC 25023 subcharacteristics |
|-----------------------|-----------------------------|---|----------------------------------|
| Requirement Analysis | Requirement Defect | Requirement Missing | Functional complete-ness |
| | | Requirement Insufficiency | |
| Design | Design Defect | Design Insufficiency | Functional appropriate-ness |
| | | Design Error | |
| | | Design Missing | |
| Implementation | Implementation Defect | Insufficient Data Processing | User error protection |
| | | Non-Implementation of Common Functions | |
| | | Simple Typo | Reusability |
| | | Unnecessary Code | |
| Testing | Test Defect | Software Test Plan Insufficiency | Maturity measures |
| Standardization | Standardization Data Defect | Documentation Typo | Functional complete-ness |
| | | Missing Contents | |
| | | Insufficient KDSIS Registration | |
| | | Insufficient Linkage with Other Documents | |
| Operation Maintenance | Performance Improvement | Quality Improvement | Functional appropriate-ness |
| | | Function Improvement According to Aging | |
| | | Replacement by Discontinued | |
| | Replacement | Replacement of Parts | |

3. 소프트웨어 기술변경 원인 분석 -체계업체 기준으로

본 논문에서는 소프트웨어 기술변경 원인분석을 바탕으로 각 체계업체별로 발생되고 있는 결함 유형을 분석함으로써, 개발단계 유입시점, 결함 양상, 결함 발생 원인 등 향후 동일한 체계업체의 개발단계 소프트웨어 품질관리 시, 품질관리 지표로서 활용하는 방안을 제시하고 있으며, 세부적인 프로세스는 아래 Figure 2와 같다.

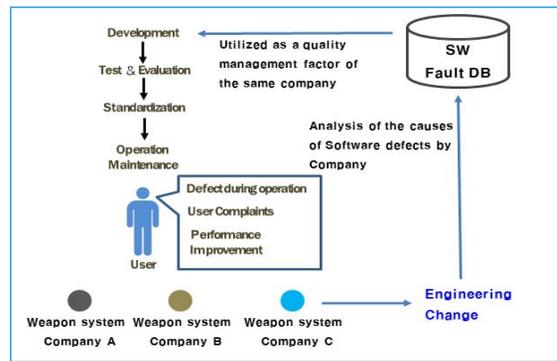


Figure 2. Software defect cause analysis

3.1. 분석 대상

본 논문의 체계업체 기준 소프트웨어 기술변경 원인분석 대상은 '21년도에 국방SW팀에서 수행한 기동화력분야 소프트웨어 기술변경 검토요청 품목으로 선정하였다. 기동화력분야로만 분석한 사유는 체계업체별 결함 양상을 식별하기 위해서 대기업 위주의 체계업체들이 구성되어 있는 분야를 선택하였으며, 타 체계(지휘정찰, 유도탄약 등) 무기체계 분야보다 일반화된 무기체계 플랫폼(전차, 장갑차 등)에 적용됨에 따라, 체계업체별 유사한 경향성 도출을 위함이다.

'21년도에 소프트웨어 기술지원한 기동화력분야 기술변경 건수는 제안서 기준으로 총 59건이며, 하나의 제안서 내에 다수의 기술변경 내용이 포함됨에 따라 기술변경 원인분석 내용은 총 139건이다. 그 중 체계업체별로 구분하면 총 A~G까지 7개 업체로 구분할 수 있으며, 세부적인 내용은 Table 3과 같으며,

Table 3. Classification of analysis contents by system company

| Company | Development Stage | Category(Step 1) | Category(Step 2) | No |
|---|-------------------------|---|---|-----------------------------|
| A | Design | Design Defect | Design Insufficiency | 1 |
| | | | Design Error | 1 |
| | Implementation | Implementation Defect | Insufficient Data Processing | 38 |
| | | | Simple Typo | 4 |
| | | | Non-Implementation of Common Functions | 3 |
| | Standardization | Standardization Data Defect | Documentation Typo | 13 |
| | | | Insufficient KDSIS Registration | 3 |
| | | | Missing Contents | 3 |
| | | | Insufficient Linkage with Other Documents | 1 |
| | Operation Maintenance | Performance Improvement | Quality Improvement | 4 |
| Function Improvement According to Aging | | | 2 | |
| | | Replacement | Replacement by Discontinued | 1 |
| B | Design | Design Defect | Design Insufficiency | 4 |
| | Implementation | Implementation Defect | Insufficient Data Processing | 2 |
| | | | Simple Typo | 1 |
| Operation Maintenance | Performance Improvement | Quality Improvement | 10 | |
| | | Function Improvement According to Aging | 2 | |
| C | Design | Design Defect | Design Insufficiency | 1 |
| | | | Design Missing | 1 |
| | Implementation | Implementation Defect | Insufficient Data Processing | 7 |
| | | | Non-Implementation of Common Functions | 3 |
| | | | Simple Typo | 2 |
| | | | Unnecessary Code | 1 |
| Operation Maintenance | Performance Improvement | Function Improvement According to Aging | 1 | |
| | | Replacement | Replacement by Discontinued | 2 |
| D | Requirement Analysis | Requirement Defect | Requirement Missing | 1 |
| | Implementation | Implementation Defect | Insufficient Data Processing | 7 |
| | | | Simple Typo | 1 |
| | Standardization | Standardization Data Defect | Documentation Typo | 1 |
| | Operation Maintenance | Performance Improvement | Quality Improvement | 2 |
| | | | Replacement | Replacement by Discontinued |
| Replacement of Parts | | | | 1 |
| E | Design | Design Defect | Design Insufficiency | 1 |
| | | | Design Error | 1 |
| | Implementation | Implementation Defect | Insufficient Data Processing | 1 |
| | | | Simple Typo | 1 |
| | Operation Maintenance | Performance Improvement | Quality Improvement | 2 |
| Function Improvement According to Aging | | | 1 | |
| | | Replacement | Replacement by Discontinued | 1 |
| F | Implementation | Implementation Defect | Simple Typo | 3 |
| G | Implementation | Implementation Defect | Insufficient Data Processing | 2 |

해당 내용에 포함된 무기체계는 전차, 장갑차, 박격포 등에 포함되는 부수장비(통제기, 탐지기 등)와 동화력 관련 시뮬레이터 응용 소프트웨어를 포함하고 있다.

3.2. 분석 결과

분석 결과 A 업체의 경우 총 74건의 기술변경을 진행하였으며, ‘코딩 미흡’ 항목 중, ‘데이터 처리 미흡’ 항목이 38건으로 51.4%로 식별되었다. B 업체의 경우에는 총 19건의 기술변경을 진행하였으며, ‘기능 개선’ 항목의 ‘품질 개선’이 10건으로 52.6%, C 업체의 경우에는 총 18건 중 ‘코딩 미흡’의 ‘데이터 처리 미흡’ 항목이 7건으로 38.9%로 식별되었다. 그 외에 D 업체도 ‘데이터 처리 미흡’이 7건(46.7%), E 업체는 ‘품질 개선’이 2건(25%) 순으로 집계되었다.

A~G 업체 중, 모수가 작은 F와 G 업체를 제외하고는 모두 ‘코딩 미흡’의 ‘데이터 처리 미흡’과 ‘단순 오기’ 항목에서 결함이 발생되어 기술변경을 수행한 것으로 식별되었다.

‘단순 오기’ 항목의 경우에는 UI상의 문구 수정, 메시지 전사항목 누락 등 각 업체 간에 유사하게 식별됨에 따라 휴먼에러로 판단되며, SW 신뢰성 시험이나 시험평가로 식별할 수 없는 부분이기 때문에 고유특성으로는 식별하지 않았다.

또한 ‘SW 기술자료 오류’의 ‘문서 오기’의 경우에는 유사하게 휴먼에러로 판단하였고, ‘부품 대체’의 ‘단종 대체’와 ‘부품 대체’의 경우에는 수리부속품 또는 소프트웨어 운영체제의 단종으로 인한 필수불가결한 기술변경의 경우에는 체계업체의 특성으로 보기 어렵기 때문에 해당 내용도 업체별 특성으로는 식별하지 않았다.

3.3. 분석 결과 적용방안

본 연구의 분석 결과를 바탕으로 A~G 각 체계업체별 발생하는 결함 양상을 기반으로 개발단계 소프

트웨어 품질관리 시 맞춤형 품질관리 요소로 적용하고자 한다. 체계업체 특성 상, 자체적인 사내 개발 프로세스 및 코딩 가이드라인이 존재하며, 동일한 개발인력이 지속적인 무기체계 개발에 참여함에 따라, 체계업체별 결함 양상에 따른 품질관리 요소를 확인함으로써 운용유지단계에서 발생할 수 있는 결함을 조기에 식별하고자 한다.

가장 사례가 많은 A 업체의 경우에는 구현단계 코딩 시 입력데이터에 대한 검증작업을 미수행함에 따라 발생하는 결함이 대다수를 차지하고 있기 때문에, 해당 체계업체의 개발사업 PDR~CDR 회의 시 체계업체 개발자 및 협력업체 개발자와의 회의를 통해서 타 함수 또는 모듈로부터 전달받는 입력데이터(변수) 검증 및 이전 프로세스 종료 확인 후 다음 프로세스의 적용 등 입력데이터에 대한 검증작업 필요에 대한 내용을 품질관리 요소로 제안할 예정이다. 그 외에 타 체계업체의 경우에는 결함 DB를 바탕으로 결함 및 코딩 양상을 식별하여 개발단계로 환류할 계획이다.

4. 결론

본 논문에서는 기품원 국방SW팀에서 수행하고 있는 운용유지단계 무기체계 소프트웨어 기술변경 지원업무를 바탕으로 구축된 결함 DB를 통해 체계업체별로 발생하는 결함 양상을 식별하였고, 추후 개발단계 소프트웨어 품질관리 수행 시 해당 품질관리 요소를 적용함으로써 운용유지 단계에서 발생할 수 있는 결함을 최소화 하는 방안에 대해 제시하였다. 이전 연구에서는 기술변경 사유 분석을 통해 결함 DB만을 구축하였으나 앞으로는 체계업체별 또는 다양한 체계에 공통으로 포함되는 중요 부품별로 결함을 분류하고 분석함으로써 집중화된 품질관리 요소를 도출해내고 개발단계로 환류하는 연구를 수행할 예정이다. 다만 본 연구의 경우에는 특정 무기체계의 전체적인 시스템 단위의 품질을 식별하기 보다는 단위 부속장비에 국한된 소프트웨어 결함을 분석한 내용이며, 그 적용범위 역시 해당 장비 개발업체로 한

정하고 있기 때문에, 범용성적인 측면이나 결합데이터의 일반화를 하기에는 일부 한계가 있다. 또한 유사체계 개발시 해당 개발업체의 반복적인 결합을 사전에 식별하기 위한 요소로 활용될 수 있으나, ISO/IEC 25023에 따른 품질특성을 일대일로 매핑하기 어렵다는 점에서 품질측정의 객관성을 확보하기 어렵다는 한계가 존재한다. 따라서 향후에는 본 연구를 발전시켜 전체적인 무기체계 시스템 단위의 개발단계 품질관리 요소를 식별하고, ISO/IEC 25023기반의 품질특성 측정을 위한 방안에 대해서 연구할 계획이다.

현재 무기체계 소프트웨어 개발지원기관에서 방위사업청 무기체계 소프트웨어 개발 및 관리 매뉴얼에 따른 개발 프로세스 품질관리를 수행하고 있으나, 프로세스 및 SW 신뢰성 시험으로는 식별할 수 없는 운용상의 결함이 존재하고 실제 운용중에 문제로 발생되고 있는 상황이다. 따라서 본 연구결과를 적용함에 따라 실제 운용중에 발생된 결함 DB를 활용하여 개발단계에서 품질관점의 기술지원을 수행함으로써, 실질적인 운용상의 품질을 향상시키는데 하나의 지

표로 활용될 수 있을 것이라 기대한다.

참고문헌

- 1 Ministry of National Defense(MND) Instruction 2568, "Defense Forces Development Work Instruction", MND, Korea, pp. 47, 2021.
- 2 J.W Oh, J.H Yun, J.K Kim, J.S Yu, "Research on the Strengthen Quality Management in the Development Stage of the Analysis of the Causes of Software Engineering Change - Focused on Land Weapon System Source Code Through", Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society, 23(7), pp. 265-271, 2022.
- 3 Defense Acquisition Program Administration(DAPA), "Standardization Work Rules", DAPA, Korea, Chapter 3, 2021.
- 4 Defense Acquisition Program Administration(DAPA), "Weapon System Software Development and Management Manual", DAPA, Korea, Chapter 1, 2020.

군용 회전익항공기 결빙 감항인증기준 및 적용사례 고찰

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

A Discussion on Airworthiness Certification Criteria and Case of Ice Protection for Military Rotorcraft

김영남, Yeongnam Kim

한국항공우주산업 헬기비행성능팀 연구원
Engineer, Rotary-wing Flight Performance
team, Korea Aerospace Industries, LTD.

김문국, Moonkook Kim

국방기술진흥연구소 기술정책연구부 연구원
Researcher, Technology Policy Research
Division, Korea Research Institute for
defense Technology planning and
advancement

박상수†, Sangsoo Park

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

Abstract

The rotorcraft is a representative high-tech aggregate with high technical difficulty and added value, and the development of civil-military helicopters continues because it has superior technology compatibility between civil and military compared to other aircraft. Airworthiness certification is a process of verifying that aircraft development and modification have the safety and reliability suitable for flying, such as structure, strength, and performance, and is a gateway that must be experienced when developing an aircraft. During the airworthiness certification stage, proof of key technology fields are made to determine whether flight safety is secured during the design stage, and strict verification of freezing is required. Accordingly, it is very important to set standards for airworthiness certification related to freezing, but related research is insufficient. In this study, the criteria for airworthiness certification and demonstration cases of Surion aircraft, a representative military rotorcraft, were considered. The results of this study can be used as a guideline for identifying and proving freezing airworthiness certification standards for future rotorcraft development projects, and it is expected to contribute to the development of rotorcraft with flight safety in terms of ice protection.

keywords : Rotorcraft, Airworthiness, Ice protection

† Corresponding Author : Sangsoo 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 13th. 2022 Revised November 10th. 2022 Accepted December 5th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

회전익항공기는 민·군 간 기술겸용성이 다른 항공기에 비해 우수한 장점이 있으며, 육군, 해병대, 경찰청 등 다양한 곳에서 여러 형태로 운용중이다. 그러나 이러한 장점에도 불구하고 높은 개발비용, 투자비용 회수 장기화 등에 의해 업체들의 시장진출이 상대적으로 어렵다. 이에 따라 국가 주도의 민·군 겸용 헬기의 개발이 지속적으로 이뤄지고 있으며, 대표적인 사례로 LAH-LCH 겸용개발사업 등이 있다. 또한, 기 개발된 수리온 헬기를 소방 헬기로 개조하는 등 군에서 주로 사용하는 항공기를 민수용으로 개조하여 활용하는 경우도 있다.

감항인증은 항공기 개발 및 개조 시 구조, 강도, 성능 등 비행하기에 적합한 안전성과 신뢰성을 갖추었는지 확인하여 항공기가 설계 단계부터 도태 시까지 전 수명주기 동안 비행안전성이 있다는 것을 정부가 인증하는 제도를 말하며, 민간과 군에서 운용하는 모든 항공기는 감항인증을 반드시 획득해야 한다. 이를 위해 조류충돌, 내추락성 등과 같이 여러 핵심 기술분야에 대한 입증이 이뤄지며, 특히 결빙보호에 대한 엄격한 검증이 요구된다. 결빙은 항공기가 어느 점 부근 또는 그 이하의 온도조건의 대기에서 비행할 경우 날개 등 항공기 표면에 과냉각 수적 혹은 구름 입자가 충돌하여 얼음 피막이 형성, 성장하는 현상으로써, 항공기 날개 주위의 균일한 공기 흐름이 흐트러짐으로 인해 항력이 증가되고 양력은 감소된다[1-2]. 헬기 로터 블레이드에 축적되는 결빙은 심한 진동을 발생시키며, 엔진 공기흡입구에 발생하는 결빙은 엔진 성능 저하를 발생시키기 때문에 항공기 안전성에 큰 위협을 가하며, 심한 경우 사고로 이어질 수 있다. Figure 1은 2012년에 발생한 유로콥터사의 AS-350 B3 사고를 보여주며, 결빙으로 인한 대표적인 사고사례이다. 사고 보고서에 따르면 축적된 눈이나 얼음 등이 엔진으로 유입되면서 압축기 블레이드 손상 및 엔진 정지를 야기한 것이 사고의 원인이라고 말하고 있다[3]. 이러한 사례는 항공기 감항인증 시 결빙보호 입증의 중요성을 다시금 일깨

워주며, 이를 위해 감항인증기준 및 입증방법에 대한 연구가 이뤄져야 하나 미미한 실정이다.



Figure 1. Accident result of AS-350 B3

본 연구에서는 대표적인 군용 회전익항공기인 수리온 항공기의 결빙보호 감항인증 사례를 고찰하였다. 먼저 수리온 항공기에 적용된 결빙보호 관련 감항인증기준에 대한 분석을 진행하고 실제 적용사례를 고찰하였다. 이를 통해 군용 회전익항공기 개발사업 및 민수 회전익항공기의 결빙 관련 감항인증을 위한 지침 수립의 근거를 마련하였다.

2. 본론

2.1. 수리온(KUH-1) 결빙 감항인증기준 현황

수리온 사업은 군에서 운용중인 노후화된 기동헬기의 대체를 위해 민·군이 공동으로 투자하여 추진한 국책 연구개발 사업으로 한국항공우주산업(KAI), 국방과학연구소(ADD), 한국항공우주연구원(KARI) 등이 참여하였다. 수리온 사업은 미 연방항공청(FAA)에서 고시한 FAR Part 29를 적용했으며, 전체 1,083 항목 중 000개 항목을 적용하였다[4]. Table 1은 수리온 감항인증기준 현황을 보여주며, KUH 개발규격서 및 MIL-SPEC 사항 등 군 요구도를 반영하여 223개 항목이 수정되고 3항목이 추가 반영 되었다. 결빙 관련 감항인증기준 분류 시 FAA의 권고회람인 AC 20-73A(Aircraft Ice Protection)를 참고하였다. AC 20-73A는 Part 23, 25, 27, 29, 33 내 결빙 요구도를 담고있는 기준을 입증하기 위한 방법

Table 1. Airworthiness certification criteria for KUH-1

| FAR part 29 | Applicable | Tailoring | Additional | Not Applicable |
|-------------|------------|-----------|------------|----------------|
| 1,083 | 000 | 223 | 3 | 000 |

론에 대한 지침을 담고 있으며, 6장(Applicable Airframe, Engine, and Propeller Ice Protection Requirements)에 결빙 요구도가 적용되는 감항인증기준을 제시하고 있다. 이를 참고하여 총 98개의 감항인증기준을 식별하였다. Table 2는 수리온 감항인증기준 내 식별된 결빙보호 관련 감항인증기준 항목을 정리한 결과이다. 특이사항으로 같은 장절번호임에도 세부항목에 따라 기술분야가 다르게 분류된 것을 확인할 수 있다. 이는 방사청에서 고시한 군

Table 2. Ice protection criteria in KUH-1 TACC

| Category | number | Criteria |
|---------------------------|--------|---|
| System Engineering | 14 | 1301(a)~(d), 1309(a),(g) 1419(a)~(e), 1583(c) 1585(a),(c) |
| System Safety | 6 | 863(a)~(d), 1309(b),(d) |
| Crew System | 1 | 1583(d) |
| Structures and Rotor | 16 | 603(a)~(c), 605(a),(b) 607(a),(b), 609(a),(b) 613(a)~(e), 685(a) |
| Propulsion | 20 | 45(c)~(e), 901(c), 939(a)~(c), 951(c), 975(a), 1013(d), 1041(a)~(c) 1093(a), 1189(a), 1199(b), 1583(b), 1585(b),(e),(f) |
| Subsystem | 1 | 773(b)(1)(ii) |
| Avionics | 3 | 1305(a)(14), 1309(c), 1525 |
| Electrical system and EEE | 10 | 1309(e),(f), 1351(a)~(d) 1353(a)~(c), 1309(h) |
| Flight Technology | 20 | 45(a),(b), 49(a),(b), 51(a)~(c), 64, 75(a),(b) 87(a), 141(a)~(c), 1323(f), 1325(b), 1583(f)~(i) |
| Maintenance | 7 | 611(a)~(c), 1529, 1583(a),(e), 1585(d) |

용항공기 표준감항인증기준의 기술분야(시스템엔지니어링, 시스템안전 등)와 FAR part 29의 기술분야(일반, 비행, 성능 등) 구성의 차이로 인해 민간의 감항인증기준을 군 감항인증 기술분야 체계에 맞게 재구성하여 생긴 결과이다[6].

2.2. 수리온(KUH-1) 결빙 감항인증기준 분석

2.2.1. 시스템 엔지니어링(System Engineering)

시스템 엔지니어링 분야에는 총 14항목의 결빙관련 감항인증기준이 식별되었다. 1301, 1309 장절은 운용환경을 고려하여 구성품의 기능 적합성이 확인되고 항공기 장착 시 제 기능을 하도록 입증을 요구하고 있다. 이를 입증하기 위해 구성품 기능시험 및 환경시험 결과 등을 제출하도록 되어 있다. 1419 기준은 결빙조건에 노출되거나 노출 후에 항공기의 운용이 가능함을 입증할 것을 요구하고 있다. 입증을 위해 해석 및 시험결과를 활용한다.

2.2.2. 시스템 안전(System Safety)

시스템 안전 분야에는 총 6항목의 결빙 관련 감항인증기준이 식별되었다. 863 기준은 체계결빙 적용에 따른 인화성 유체에 대한 화재가 방지됨을 보일 것을 요구하고 있으며, 입증을 위해 설계자료, 시스템 위험 분석 결과, 환경시험 결과 등을 활용한다. 29.1309(b),(d)는 방/제빙계통의 고장조건에 따른 안전수준이 허용 가능한 범위 이내임을 입증하도록 요구하고 있으며, 이를 위해 위험요소 분석 결과를 활용한다.

2.2.3. 승무원시스템(Crew System)

승무원시스템 분야에는 결빙 관련 기준으로 1583(d) 항목이 있으며, 결빙 발생 상황에서 각 승무원에 대한 업무부하가 허용가능한 수준임을 입증하도록 요구하고 있다.

2.2.4. 구조 및 로터(Structures and Rotor)

구조 및 로터 분야에는 총 16개 항목의 결빙 관련 기준이 있으며, 결빙으로 인한 피로에 대한 평가를 요구하는 613 장절을 대표로 선정하였다. 613 기준은 구조(재료) 강도 및 제작은 최소한의 피로결함 가능성을 발생시키는 것을 입증할 것을 요구한다.

2.2.5. 항공기 추진체(Propulsion)

항공기 추진체 분야에는 20개 항목의 결빙 관련 기준이 있으며, 결빙으로 인한 엔진 성능 평가를 요구하는 45 장절을 대표로 선정하였다. 45 기준은 방/제빙 시스템이 엔진 가용동력에 영향을 주지 않음을 입증하도록 요구하고 있다. 결빙이 주는 위험요소 중 급격한 엔진 성능저하 및 정지가 발생할 경우 치명적인 사고로 이어지기 때문에 철저한 검증을 요구하고 있다.

2.2.6. 항공기 세부계통(Subsystem)

항공기 세부계통 분야에서는 결빙 조건에서 조종사 시야 확보에 대한 입증을 요구하고 있다. 입증은 비행 시험 시 시험비행 조종사의 평가 결과를 활용한다.

2.2.7. 항공전자(Avionics)

항공전자 분야에서는 총 3개 기준이 결빙관련 항목으로 식별되었다. 1305(a) 기준은 각 터빈엔진의 방빙계통 작동을 나타내는 지시기에 대한 입증을 요구하고 있다. 결빙감지 정보가 정확한지, 방빙시스템이 정상 연계되어 동작하는지 시험을 통해 확인한다. 1309(c) 기준은 경고정보 제공이 적절한지에 대한 입증을 요구하고 있다.

2.2.8. 전기계통 및 전자기환경효과(Electrical System and EEE)

전기계통 및 전자기환경효과 분야에서는 총 10개

기준이 결빙관련 항목으로 식별되었다. 1309(e),(f), 1351 기준은 예상되는 지속시간 동안 전력부하 공급에 대한 입증을 요구하였다. 체계결빙 형상의 경우 각종 전자장비 및 결빙보호 시스템이 추가되어 전기 부하가 커지기 때문에 공급 여유 입증 여부를 확인해야 한다. 1353 기준은 축전기 설계 및 장착에 대한 입증을 요구한다. 결빙보호 시스템으로 인해 발생하는 각종 전기부하를 충분히 수용할 수 있도록 축전지가 설계되고 성능을 발휘하고 있는지 확인해야 한다. 마지막으로 1309(h) 기준에서 전기적 분당 및 낙뢰 영향성에 대한 입증을 요구한다.

2.2.9. 비행기술(Flight Technology)

비행기술 분야에서는 총 20개 기준이 결빙관련 항목으로 식별되었다. 결빙환경에서의 조종 안전성, 이/착륙 성능이 안정적으로 보장되는지 입증해야 하며, 동/정압 방빙장치 적용에 대한 입증을 요구하고 있다. 본 장절을 입증하기 위해 해석 및 비행 시험 결과를 활용하며, 결빙 관련 모든 분야 중 입증이 가장 까다로운 분야이다.

2.2.10. 정비(Maintenance)

정비 분야는 정비업무 운용자가 알아야 되는 내용을 식별하고 그 내용을 교범에 반영하였는지에 대한 입증을 요구하고 있으며, 결빙보호 관련 기능, 장비 등으로 인한 정비업무 및 운용자가 알아야 할 경고 사항 등이 적절히 식별되고 이를 운용자 교범에 명시할 것을 요구한다.

2.3. 수리온(KUH-1) 결빙 입증 결과 분석

2.3.1. 시스템 엔지니어링(System Engineering)

1301, 1309 장절의 입증을 위해 결빙방지를 위한 구성품의 환경시험을 수행하였다. 환경시험 결과를 통해 수리온에서 요구하는 열악한 결빙조건에서

기능이 정상 작동함을 확인하여 기준 충족으로 판단하였다. 1419 기준 입증을 위해서는 먼저 입증 영역을 선정하고 노출시간을 정의해야 한다. 수리온의 경우 영국 군 감항 요구사항인 DEF. STAN 00-970 Leaflet 711/2 (Requirements for the Design and Airworthiness of Composite Aircraft Structure)의 요구도를 적용하였다. Table 3은 DEF. STAN 00-970에 수록되어 있는 결빙조건에 대해 보여준다[7]. 요구도 중 결빙노출시간에 해당하는 수평거리(Horizontal Extent)를 정의하기 위해 DEF. STAN 00-970, DEF. STAN 00-35 (Environmental Handbook for Defence Material) [8], AC 29-2C(Certification of Transport Category Aircraft)[9], AC 20-73A를 참고했으며, Table 4에 관련 내용을 정리하였다. 결빙 입증영역 및 노출시간이 정의되면 영향성 파악 및 결빙보호 능력 검증을 위해 해석과 시험을 수행한다. 해석 결과, 항공기 윈드실드 제빙 관련 미 군사규격인 MIL-T-5842를 만족하나 윈드실드 상부에서 Run-back Ice가 발생하는 것을 확인하였고 공기흡입구 영향성을 고려하여 추가 방빙장치를 반영하여 설계를 개선하였다. 개선 형상을 바탕으로 지상 및 비행시험을 수행하였다. 해석 및 시험 결과를 바탕으로 결빙 조건에서 항

공기의 운용이 가능함을 확인하였고, 1419 기준 충족으로 판단하였다.

Table 4. Definition of icing exposure time

| Reference | Contents |
|-----------------------|--|
| DEF. STAN 00-970 | General flight time of aircraft or to the state of equilibrium |
| DEF. STAN 00-35 | 30 min under required icing condition |
| AC 29-2C AC 20-73A | 30 min under continuous maximum icing |

2.3.2. 시스템 안전(System Safety)

수리온 항공기에 적용된 방/제빙시스템의 고장이 허용가능한 안전수준을 확보하는지에 대한 입증은 수행하였다. 위험도 분석을 통해 방빙 및 제빙장치의 고장으로 인한 위험요소는 00개로 식별되었으며, 항공기의 안전한 비행과 착륙을 막는 고장(Catastrophic Hazard)의 발생확률은 극도로 희박($\leq 1.0 \times 10^{-8}$)하며, 항공기 운용성 혹은 승무원 운용 능력을 감소시키는 고장(Critical Hazard) 00개 항목의 발생 확률은 희박($\leq 1.0 \times 10^{-7}$) 수준으로 위험도 평가기준에 따라 기준 충족됨을 확인하였다. Figure 2는 위험도

Table 3. Definition of design icing conditions in DEF. STAN 00-970

| Condition | Ambient temperature (°C) | LWC (g/m³) | Horizontal extent (km) | Droplet median volume diameter (micron) | Altitude range (km) |
|-----------------------------|--------------------------|------------|----------------------------------|---|---------------------|
| 1. Continuous maximum icing | 5 | 0.9 | Continuous | 20 | 0 ~ 3 |
| | 0 | 0.8 | | | |
| | -10 | 0.6 | | | |
| | -20 | 0.3 | | | |
| | -30 | 0.2 | | | |
| 2. Periodic maximum icing | 5 | 1.35 | 6 km every 100 km of Condition 1 | 20 | 0 ~ 3 |
| | 0 | 1.2 | | | |
| | -10 | 0.9 | | | |
| | -20 | 0.45 | | | |
| | -30 | 0.3 | | | |

평가 결과를 보여준다.

| Severity Probability | Catastrophic | Critical | Marginal | Negligible | Risk Level | Risk Assessment Criteria |
|----------------------|--------------|----------|----------|------------|--------------|--------------------------|
| Frequent | 0 | 0 | 0 | 0 | Unacceptable | DEA |
| Probable | 0 | 0 | 0 | 00 | | |
| Occasional | 0 | 0 | 00 | 0 | Undesirable | DEA |
| Remote | 0 | 00 | 00 | 0 | | |
| Improbable | 00 | 00 | 00 | 0 | Acceptable | 00EA |

Figure 2. Hazard analysis of KUH-1

2.3.3. 승무원시스템(Crew System)

일반 계기비행 업무부하 대비 결빙 조건 비행간 정/부조종사에게 과도한 업무부하 여부를 확인하기 위해 인공/자연 결빙 비행시험을 수행하였다. 시험 결과, 정/부조종사에게 과도한 업무부하가 요구되지 않으며 안전한 운용에 문제가 없음을 확인하였다.

2.3.4. 구조 및 로터(Structures and Rotor)

재료강도 및 특성 한계치의 확인을 위해 착빙된 구조물의 피로해석을 수행하여 수명요구도(00,000 시간)를 충족함을 확인하고, 비행시험을 통해 응력집중에 의한 피로균열이 발생하지 않았음을 확인하였다. 또한, 결빙보호장치 발열로 인한 블레이드 손상 여부 확인을 위해 비행시험 후 방빙 및 제빙장치의 최대온도가 허용온도(구조 강도 영향성이 확인된 0℃)이내 임을 확인하였다.

2.3.5. 항공기 추진체(Propulsion)

결빙조건에서 비행안전을 저해할 특이사항이 발생되지 않음을 확인하기 위해 총 2차에 걸친 비행시험을 수행하였고, 1차에서 과한 착빙으로 인한 미충족이 발생하여 이를 개선하기 위해 설계 변경을 수행하였다. 설계 개선 후 비행시험 결과, 비행안전을 저해할 특이사항이 발견되지 않았고, 엔진 제작사의 얼음 유입 허용치 내로 착빙됨을 확인하여 기준 충족으로 판단하였다. Figure 3은 1차 비행시험 결과를 보여주며, Figure 4는 2차 비행시험 결과를 보여

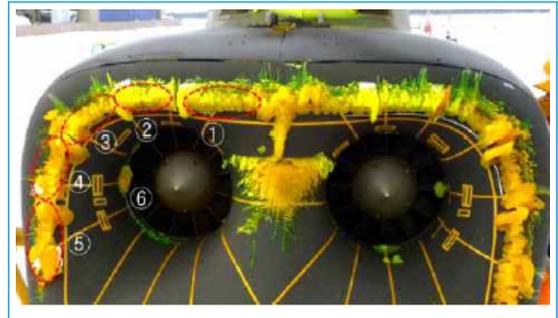


Figure 3. Result of 1st flight test

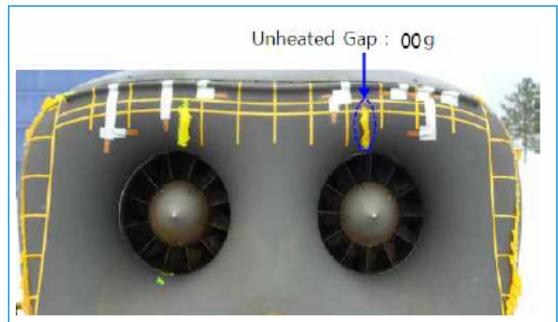


Figure 4. Result of 2nd flight test
준다.

2.3.6. 항공기 세부계통(Subsystem)

Figure 5는 비행시험 중 조종사 시야를 보여주며, 결빙으로 인한 조종사 시야에 영향을 미치는 사항이 없어 기준 충족하였다.



Figure 5. Pilot's view during test under icing condition

2.3.7. 항공전자(Avionics)

1305(a), 1309(c) 입증을 위해 방빙장치 지상시험 및 LAB 통합시험을 수행하였다. 엔진흡입구 방빙

장치는 방빙장치 제어기, 히터매트, 온도 센서로 구성되며 CWP(Caution Warning Panel)와 연결되어 있다. 히터매트 작동시 제어기에 의해 제어되고, 주의경고 패널에 INLET A/I(Anti-Ice)가 미시현된 상태에서 엔진흡입구 방빙시스템이 정상 동작함을 확인했으며, 온도센서 결합 모사시험을 통해 제어 온도 센서 중 1개가 상실된 상태에서 주의경고 패널에 INLET A/I 주의 등이 시현되고 제어기가 두 개의 제어센서를 이용하여 제어되는지를 지상시험을 통하여 확인하였다. Figure 6은 방빙장치 지상시험 결과를 보여준다.

경고기능의 경우 Wire Cutter 고장 경고를 통해 확인하였다. Wire Cutter 제어기 고장 시 CWP(Caution Warning Panel)에 “WIRE CUTTER” 점등, 헤드폰에 음성 경고, MFD 화면의 MFL(Maintenance Fault List) 및 PFL(Pilot Fault List) 시현이 추가되었다. LAB 통합시험 및 지상시험을 통하여 “WIRE CUTTER” 점등, 음성경고, 다기능시현기(MFD) 화면의 MFL 및 PFL 시현 정상 여부를 확인하여 기준 충족하였다.

2.3.8. 전기계통(Electrical System)

1309(e),(f), 1351 입증을 위해 예상되는 지속시간 동안 전력부하에 대한 분석을 수행하였다. 분석 결과, 결빙보호 형상의 최대 전기부하는 00.0 KVA로 주 발전기 용량 00 KVA 대비 00.0%의 여유가 있으며, 비행 필수 장비에 대한 전력 공급 확인을 위

한 전기계통 지상시험을 통하여 여유가 있음을 입증하였다. 또한, 1353 기준 입증을 위하여 축전지 등 구성품의 인증시험 및 전기계통 리그시험, 지상시험이 수행되었다. 수리온 항공기의 배터리는 배터리 충전기에 의해 0.0 ℃/0분 이상의 속도로 온도가 상승하거나, 00 ℃가 되면 자동으로 충전을 중단함으로써 과충전에 의한 온도 및 압력 상승을 방지하도록 설계되어 있어 결빙보호 시스템에 영향이 없는 것을 확인하였다. 또한, 1309(h) 기준 충족을 위해 낙뢰보호 대상을 파악하였으며, 로터 제빙제어기 등 7개 장비를 식별하여 낙뢰보호필터를 적용하거나 낙뢰시험 규격(DO-160 Section 22)을 만족하는 것을 시험을 통해 확인하였다. 또한, 체계 결빙 만족을 위한 설계 변경 및 추가 장비에 대해 전기적 본딩 시험을 수행한 결과, 요구도인 2.5 mΩ 이하를 만족하는 것을 확인하여 최종 충족으로 판단하였다.

2.3.9. 비행기술(Flight Technology)

비행기술 분야 기준 입증을 위해 결빙 비행시험을 수행하여 기동성능 및 비행특성 평가를 수행하였다. 적용 기준은 AC 20-73 Appendix C (Background of Ice Protection Regulatory Development)를 활용하였고, 착빙조건에서 운용 시 성능(제자리비행, 이/착륙, 상승, H-V선도 등)에 영향을 미치는 토크 증가 수준을 확인하여 교범에 비행제한 영역을 반영하였다. 또한, 실제 결빙시험 전 국내에서 결빙모사 비행시험을 통해 수평안전판의 착빙 영향성을 확인



Figure 6. Ground test result of de-icing devices

하였다. 수평안정판에 부착한 00분 착빙 모사 형상은 해석을 통해 예측된 형상으로, 인공/자연결빙 시험동안 수평안정판에 착빙된 얼음 형상을 확인한 결과 실제 발생하는 형상이 결빙모사 비행시험의 착빙모사 형상보다 크기가 작고 공기역학적으로 덜 보수적임을 확인하여 기준 충족하였다.

2.3.10. 정비(Maintenance)

정비분야 결빙 관련 기준인 611(a),(b),(c), 1583(a),(e),(d)의 적합성 검증을 위해 사용자 교범을 검토했으며, 타 기술분야에 걸쳐 심사된 체계결빙 관련 형상 및 기능 변경으로 신규 추가 또는 변경된 정비업무 및 운용자가 알아야 할 주의, 경고사항이 적절히 식별되고 내용이 사용자 교범에 충분히 작성되어 있음을 확인하여 충족 판단하였다.

3. 결론

감항인증은 항공기 개발 및 개조 시 구조, 강도, 성능 등 비행하기에 적합한 안전성과 신뢰성을 갖추었는지 확인하는 과정으로 항공기 개발시 반드시 거쳐야 하는 관문이다. 감항인증 단계 중 설계단계에서의 비행안전성 확보 여부를 판단하기 위해 조류충돌 등의 핵심기술분야에 대한 입증이 이뤄지며, 특히 결빙에 대한 엄격한 검증이 요구된다. 결빙은 급격한 조종성 저하 및 엔진 정지를 야기하고, 심할 경우 사고로 이어질 수 있다. 이에 결빙 관련 감항인증기준 설정이 매우 중요하나, 관련 연구가 미비한 실정이다. 이러한 사항에 착안하여 본 연구에서는 대표적인 군용 회전익항공기인 수리온 항공기의 감항인증기준을 및 적합성 검증 사례를 고찰하였다. 첫째, 수리온 항공기에 적용된 결빙보호 관련 감항인증기준에 대한 분석을 진행하였다. 수리온 사업은 미 연방항공청(FAA)의 FAR Part 29를 적용했으며, 권고회람인 AC 20-73A를 참고하여 전체 000개 항목 중 98개의 결빙 관련 기준을 식별하였다. 둘째, 세부 기술분야별 결빙 관련 기준에 대한 분석을 수행하고 각 기

술분야별 결빙 관련 기준 적합성 검증 사례를 고찰하였다. 결빙 관련 기준 입증은 운용영역 설정부터 시작되며, 이는 영국 군사규격인 DEF. STAN, FAA의 권고회람인 AC를 참고하여 결정한 것을 확인하였다. 또한, 설정된 결빙 요구도에서 항공기의 비행 안전 적합성을 검증하기 위해 해석뿐만 아니라 인공, 자연 결빙 비행시험 등 시험평가가 반드시 이뤄져야 함을 사례 고찰을 통해 확인하였다. 마지막으로 기준 충족을 위해 아래와 같은 입증자료를 활용하는 것을 확인하였다.

- 결빙보호 시스템 설계 명세서
- 주 로터 블레이드 제빙 시험 보고서
- 인공 및 자연결빙 비행시험 보고서
- 흡입구 방빙 시스템 풍동시험 보고서
- 결빙 분석 보고서 등

수리온 항공기는 국내 군용 회전익항공기 중 최초로 감항인증을 수행했으며, 수리온 감항인증 경험을 바탕으로 상륙기동헬기, 경찰청헬기 등의 수리온 파생형 헬기의 감항인증을 완료하였다. 또한, 소형무장헬기(LAH) 결빙 감항인증기준 식별 시 수리온 감항인증기준을 참고한 것으로 알려져 있다. 추후 소형무장헬기 감항인증 완료 시 적합성 검증 사례 분석 연구를 추가로 수행할 예정이며, 본 연구결과와 함께 상륙공격헬기 체계개발사업 등 추후 진행될 회전익항공기 개발사업의 결빙 감항인증기준 식별 및 적합성 검증을 위한 가이드라인 수립의 근거로 활용될 수 있을 것으로 사료된다. 또한, 민간의 경우 회전익항공기에 대한 인증 경험이 전무하기 때문에 본 연구결과를 활용하여 민수 회전익항공기의 인증기술 및 지침서 개발에 활용할 수 있을 것으로 기대한다. 이를 통해 결빙 관점의 비행안전이 확보된 회전익항공기 개발에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

- 1 Hur J., Kim, C. & Jang, J. "A Study on the Parameters for Icing Airworthiness Flight Tests of

- Surion Military Helicopter”, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 43(6), pp. 526–532, 2015.
- 2 Hur J. & Shin B. “A Study on the Korea Weather Environment for Icing Airworthiness of Military Helicopter”, Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, 17(3), pp. 304–310, 2014.
 - 3 Kim, Y., Jo, H., Jo, J., Park, S. & Myung, N., “Investigation of Effects of Lightning and Icing on an e-VTOL UAM Aircraft and a Proposal for Certification Guidance”, Journal of Aerospace System Engineering, 15(3), pp. 45–56, 2021.
 - 4 FAR part 29 : Airworthiness Standard for Transport Category Rotorcraft, Federal Aviation Administration, 2022.
 - 5 AC 20-73A : Advice Circular for Aircraft Ice Protection, Federal Aviation Administration, 2022.
 - 6 Standard Airworthiness Certification Criteria for Military Aircraft, Defense Acquisition Program Administration, 2006.
 - 7 Defense Standard 00-970 Leaflet 711/2 : Requirements for the Design and Airworthiness of Composite Aircraft Structure, Ministry of Defense(UK), 2003.
 - 8 Defense Standard 00-35 : Environmental Handbook for Defence Material, Ministry of Defense(UK), 1996.
 - 9 AC 29-2C : Advice Circular for Certification of Transport Category Aircraft, Federal Aviation Administration, 2014.

군용 회전익항공기 조류충돌 인증기준 및 입증방안에 관한 연구

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

A Study on Certification Standards and Verification Methods for Bird Strikes of Military Rotorcrafts

박상수[†], Sangsoo Park

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

정아영, Ahyoung Jeong

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

김동욱, Dongwook Kim

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

Abstract

Rotorcraft is a high-value system, in which a variety of cutting-edge technologies is incorporated, and its civil-military technology compatibility is superior to the other aircraft. In this regard, the development of civil-military helicopters has been carried out continuously. All aircraft operated by the civilian and military require airworthiness certification, a certificate issued by Government ensuring the flight safety. For airworthiness certification, various core technologies are verified, and among them, a thorough verification of bird strikes is required. Accordingly, it is necessary to secure flight safety based on accurate understanding of standards and sufficient review of evidences, however, the relevant researches are not sufficient. In this study, the airworthiness certification standards related to bird strikes of military rotorcraft and actual bird strike cases are analyzed. The results of this study can be used as a guideline for establishing the standards for bird strikes for rotorcraft development projects in the future, and it is expected to contribute to securing the flight safety in the rotorcraft development.

keywords : Rotorcraft, Airworthiness, Bird Strike

[†] Corresponding Author : Sangsoo 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 13th. 2022 Revised November 10th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

회전익항공기는 기술적 난이도와 부가가치가 높은 대표적인 첨단기술 집약체로서 민·군 간 기술겸용성이 다른 항공기에 비해 우수하다. 이에 따라 민·군 겸용 헬기의 개발이 지속적으로 이뤄지고 있으며, 대표적인 사례로 LAH-LCH 겸용개발사업 등이 있다. 또한, 기 개발된 수리온 헬기를 소방 헬기로 개조하는 등 군용항공기를 민간항공기로 개조 및 개량하여 사용하는 사례도 있다.

민간과 군에서 운용하는 모든 항공기는 비행안전성을 확보했다는 정부의 인증인 감항인증을 획득해야 한다. 감항인증을 획득하기 위해 여러 핵심기술에 대한 입증도 진행되며, 그 중 조류충돌(bird strike)에 대한 철저한 검증을 요구하고 있다. 조류충돌은 사람, 구조물 등에 크고 작은 피해를 발생시키며, 이는 비행 안전에 심각한 위협을 초래할 수 있다. Figure 1은 미국에서 발생한 조류충돌 사고 건수를 보여주며, 대체적으로 사고 건수가 증가하는 추세를 보이고 있다[1]. 이에 따라 미국 연방항공청(FAA, Federal Aviation Administration)에서는 항공기의 비행안전성 입증을 위한 감항인증기준에 항공기 조류충돌 요구도를 설정하여 항공기 개발 시 검증하도록 규정하고 있으며, 대한민국 국토교통부에서 고시한 항공기 기술기준에도 조류충돌 요구도가 포함되어 있다[2-3]. 이에 따라 감항인증기준에 대한 정확한 이해와 충분한 입증자료 검토를 통해 비행안전

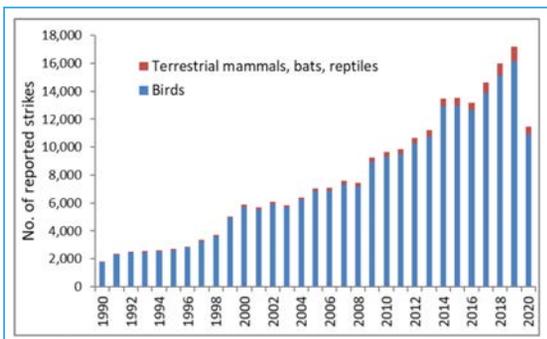


Figure 1. Number of reported bird strike

을 확보해야 하나, 관련 기준이나 입증방법에 대한 연구가 미비한 실정이다.

현재 군 감항인증 제도 시행 이후 5개 회전익 항공기 개발사업의 비행안전성 입증이 완료되었다[4]. 이에 본 논문에서는 향후 개발될 민·군 헬기사업의 조류충돌 입증을 위한 가이드라인 도출을 위한 심층 연구로 군용 회전익항공기 조류충돌 인증 관련 기준 및 기 개발 완료된 회전익 항공기의 조류충돌 입증 사례를 분석한 결과를 기술하였다.

2. 본론

2.1. 조류충돌 관련 감항인증기준 현황

Table 1은 군용 회전익항공기에 적용 가능한 감항인증기준을 보여준다. 군용항공기 표준감항인증기준(SACC)은 미 공군 감항인증 지침서인 MIL-HDBK-516C를 기반으로 만들어졌으며, 모든 형식의 항공기에 적용 가능한 것이 특징이다. FAR Part 29는 미 연방항공청에서 고시한 회전익항공기 감항인증기준으로 적용 카테고리가 TA, TB로 분류된다. TA는 최대이륙중량 20,000 lb 이상임과 동시에 승객이 9명을 초과하는 항공기를 말하며, TB 항공기는 TA 항공기를 제외하고 기술기준 내에 정의되어 있는 일정한 기준을 만족하는 항공기를 말한다. CS-29는 유럽항공안전청(EASA)이 고시하고 KAS part 29는 국토교통부가 고시한 감항인증기준이며,

Table 1. Airworthiness certification criteria for rotorcraft

| Criteria | Agency | MTOW |
|-------------|------------------------|---|
| SACC | DAPA (South Korea) | ALL(No Limit) |
| FAR part 29 | FAA (United States) | TA : MTOW > 20,000 lb and more than 10 Passanger TB : Rotorcraft except TA Condition |
| CS-29 | EASA (Europe) | |
| KAS part 29 | KIAST (South Korea) | |

FAR part 29를 기반으로 개발했기 때문에 세부 내용이 거의 유사하다[5-8].

Table 2는 조류충돌 관련 감항인증기준 항목을 정리한 결과이다. 민, 군 감항인증기준 모두 조류충돌에 대한 요구도를 담고 있으나 군의 경우 기체 구조의 조류충돌 기준을 외부이물질 기준에 통합하여 다루고 있으며, 투명체시스템(윈드실드, 캐노피 등)에 대한 조류충돌 영향에 대한 생존성 요구도를 별도의 기준으로 담고 있다. 반면, 민간 감항인증의 경우 조류충돌을 별도 기준으로 명시하여 안전 요구도를 입증하도록 요구하고 있다.

2.2. 조류충돌 관련 감항인증기준 분석

2.2.1. 군용항공기 표준감항인증기준 Part 1

군용항공기 표준감항인증기준은 총 17개 기술분야로 구분되어 있는데, 기체 구조의 조류충돌 관련 장절은 5장(구조) 내 5.1.3절(FOD(Foreign Object Damage))에 명시되어 있으며, 투명체시스템(윈드실드, 캐노피 등)의 조류충돌 요구도가 9장(승무원시스템) 내 9.6.2절(Transparency system survivability)에 명시되어 있다. 5.1.3절은 외부 이물질(조류, 우박 등)로부터 항공기가 구조건전성을 갖도록 설계되어야

한다는 기준이며, 조류 및 우박 등의 충격 이후 항공기 및 인명 손실이 없도록 설계되어야 한다는 요구도와 충격 발생 후 지속적인 안전비행과 착륙 능력을 보장하도록 설계되어야 한다는 요구도가 세부 표준에 명시되어 있다. 기준 충족여부 입증을 위해 위험도 평가 결과, 해석, 시험결과를 제시해야 한다. 해석 결과는 주요 부위에서 일정 속도로 충돌했을 때 구조적 여유를 확인하기 위해 제출하며, 시험 결과는 대표 조건에서 구조건전성을 입증하고 해석 결과가 신뢰도를 확보했는지 확인하는데 활용한다. 기준 및 입증방안 설정에 필요한 참고문서가 별도로 수록되어 있으며, 개발자와 심사자가 협의를 통해 확정한다. Table 3은 5.1.3절 내 참고문헌 중 주로 활용되는 내용을 정리한 결과이다. 먼저 JSSG-2006은 항공기 구조 관련 미 합동규격서로 항공기 구조건전성을 확보하기 위한 필수 요구도가 포함되어 있다. 특이사항으로는 조류의 무게 및 충돌속도를 개발자가 결정하게 되어있다. 이는 민간과 다르게 군용항공기의 경우 최초 위험도 요구사항에 따라 조류충돌 요구도가 달라지기 때문인 것으로 사료된다. FAR part 23, 25는 FAA의 감항인증기준으로 표준감항인증기준과 다르게 항공기 조류충돌 무게가 설정되어 있다. 이는 민간 항공기의 경우 여객이 주 목적이며, 안전 요구도 및 신뢰도가 일정하기 때문인 것으

Table 2. Airworthiness certification criteria for bird strike

| Category | Criteria | Contents |
|-------------|--|--|
| SACC | 5.1.3 (Foreign Object Damage) | Verify that loads used in the design of the air frame include loads due to FOD from birds, hail, runway, taxiway, and ramp debris |
| | 9.6.2 (Transparency system survivability) | Verify that the transparency systems (windshields, canopies, windows and enclosures for flight critical remote camera systems and sensors) meet survivability requirements for bird-strike impact. |
| FAR part 29 | 29.631 (Bird strike) | The rotorcraft must be designed to ensure a continued safe flight and landing (for Category A) or a safe landing (for Category B) after a strike with a 1.0-kg (2.2-lb) bird when the velocity of the rotorcraft relative to the bird along the flight path of the rotorcraft is equal to VNE or VH 'True Airspeed' (TAS), whichever is less, at altitudes up to 2 438 m (8 000 ft). The applicant must demonstrate compliance through tests, or analysis based on tests that are carried out on sufficiently representative structures of similar design. |
| CS-29 | | |

Table 3. Reference document for 5.1.3 criteria in SACC

| Reference | Criteria No. | Contents | Aircraft Type | User |
|-------------|-----------------------|--|----------------------------------|-------|
| JSSG-2006 | A.3.2.24, A.4.2.24 | - Designed to withstand specific bird's weight with specific air vehicle Speeds - Maximum acceptable frequency of loss is 10^{-7} | Fixed wing All aircraft | USAF |
| FAR part 23 | 23.2320 | - If aircraft passenger more than 10 and less than 19, designed to withstand 0.9 kg bird with max flap speed | Fixed wing Normal aircraft | Civil |
| FAR part 25 | 25.631 | - Designed to withstand 3.6 kg bird with velocity determined by 25.335(a) | Fixed wing Transport aircraft | Civil |
| STANAG 4671 | USAR 631 | - Designed to withstand 0.9 kg bird with max flap speed | Fixed wing UAVs | NATO |

로 사료된다. 5.1.3절 감항인증기준 설정 시 Table 3에 명시된 조류충돌 조건을 고려하여 맞춤 적용을 하게 된다.

9.6.2절은 투명체시스템이 조류충돌 영향에 대한 생존성 요구도를 충족함을 검증할 것을 요구하고 있으며, 5.1.3절과 다르게 충돌 조류의 속도와 무게를 정의하고 있다. 9.6.2절의 표준(Standard)에 따르면, 투명체 시스템 및 모든 지지구조물은 600 Knots의 진대기속도 혹은 7,000 ft 이하 고도와 가장 불리한 온도조건에서 도달 가능한 최대 운용 진대기속도 중 낮은 속도에서 4 lb의 조류 충돌을 견뎌야 한다.

2.2.2. 수리온(KUH-1) 감항인증기준

수리온 개발 사업은 군 운용중인 노후화된 기동헬기 대체를 위해 국내 연구개발한 사업으로 민과 군이 합동으로 예산을 투자했으며, 항공우주산업(KAI), 국

방과학연구소(ADD), 한국항공우주연구원(KARI) 등이 참여하였다. 수리온 사업은 군용항공기 감항인증 제도가 시행되기 이전부터 진행되었으나, 감항인증 제도 시행 이후 기 개발 사업의 감항인증 진행여부를 결정하는 심의회에서 수출경쟁력 확보를 목적으로 감항인증 대상사업에 포함되었다. 기종별 감항인증기준(TACC)는 FAA의 FAR part 29를 활용했으며, 이는 민·군이 공동으로 투자하여 개발하는 사업임과 동시에 민수헬기를 기반으로 군용헬기를 개발하는 사업임을 감안하여 국제적으로 통용되는 FAR Part 29를 적용한 것으로 사료된다.

수리온 감항인증기준 내 조류충돌 관련 장절은 29.631(조류충돌)이며, Table 4는 설정된 감항인증 기준을 기술한 결과이다. 여기서 VNE는 항공기가 절대로 초과해서는 안되는 최대속도를 의미하며, VH는 최대연속출력 상태에서 수평비행 시 최대속도를 의미한다. Table 2에 명시된 29.631 장절의 내용을 수정 적용했으며, 수리온 항공기의 경우 감항요

Table 4. Airworthiness Certification Criteria for Bird Strike

| Category | Criteria | Contents |
|--|----------------------|--|
| KUH-1 tailoring airworthiness certification criteria | 29.631 (Bird strike) | The rotorcraft must be designed to ensure a continued safe flight and landing after a strike with a 1.0 kg (2.2 lb) bird when the velocity of the rotorcraft relative to the bird along the flight path of the rotorcraft is equal to VNE or VH, whichever is less, at altitudes up to 2 438 m (8 000 ft). The applicant must demonstrate compliance through tests, or analysis based on tests that are carried out on sufficiently representative structures of similar design. |

구도가 Category A(최대이륙중량 9000 kg 초과, 좌석수 10개 이상)에 맞춰 설정되어 있기 때문에 관련된 내용을 제외한 나머지는 삭제되었다. 본 장철의 입증에 위해 개발자는 가장 가혹한 조건 및 비행안전에 유해한 결과를 발생시키는 구역을 선정하여 조류충돌 모사시험을 수행하고, 나머지 구역에 대해서는 해석 결과를 활용한다.

2.3. 조류충돌 입증 사례 분석

군용항공기 감항인증 제도가 시행된 이후 총 11개 연구개발 사업의 설계적합성 인증이 완료되었으며, 그 중 5개의 회전익항공기 연구개발 사업이 진행되었다. 하지만 5개 사업 모두 수리온 항공기를 기반으로 개조/개량된 사업이며, 추후 수리온 기반으로 개발된 상륙기동헬기를 공격형으로 개조하는 연구개발 사업이 진행될 예정이다. 이에 따라 향후 진행될 연구개발 사업을 대비하여 기 개발 완료된 수리온 계열 항공기의 조류충돌 입증사례를 분석하였다.

2.3.1. 조류충돌 보호부위 선정

수리온 항공기의 조류충돌 보호부위를 선정하기 위해 체계위험요소분석을 수행하였고, 이를 통해 조류충돌이 가능한 16곳을 식별하였다. 그 중 조류와 충돌 시에도 안전한 비행을 유지하나 착륙을 하는데 제한을 받을 수 있는 부위를 조류충돌 보호부위로 정의하였고, 정의에 따라 조류충돌이 가장 빈번하게 일어나는 조종실 윈드실드 및 회전익항공기의 양력과 추력을 발생시키는 로터 구성품을 조류충돌 보호부위로 선정하여 해석, 시험 등의 검증 결과를 이용한 안전성 분석/평가를 수행하였다.

2.3.2. 윈드실드 시험

윈드실드는 항공기 조종실 창문을 말하며, 비행속도, 바람 등으로 인한 마찰과 충격을 견디는 역할을 한다. 실제 조류충돌이 가장 빈번하게 일어나는 부분

이며, 이에 따라 해석 및 시험을 수행하였다. 시험 조건은 2.2 lb의 새를 000 knots로 충돌시키며, 입증은 ASTM-F330-16(Standard Test Method for Bird Impact Testing of Aerospace Transparent Enclosure)을 만족해야 한다. Figure 3은 조류충돌 시험을 위한 시험 시제를 보여준다.



Figure 3. Prototype for windshield bird strike test

조류충돌 시험 결과, 000 knots의 속도로 윈드실드 중앙에 충돌을 시켜도 조종실 안으로 들어오는 새의 뼈나 유리조각이 발생하지 않았다. 또한, 상부 모서리에 000 knots로 충돌시켜도 조종실 윈드실드 프레임은 조종사의 안전에 영향을 주는 손상이 없음을 확인하였다. Figure 4는 조류충돌 시험 후 윈드실드 상태를 보여준다.



Figure 4. Result of windshield bird strike test

2.3.3. 로터 구성품 해석

로터 구성품의 경우 유로콥터사에서 수행한 시험 결과를 근거로 상사성에 의한 해석으로 조류충돌 요구사항 입증을 진행하였다. 먼저 로터블레이드의 경우 Table 5의 조건으로 해석을 진행했으며, 해석 결과 안전계수는 +0.00으로 국소 좌굴이 발생하지 않으며, 구조건전성이 충분함을 확인하였다. 로터마스트의 경우 로터블레이드와 다르게 1.8 kg의 새를 00 m/s 속도로 주로터 피치로드에 수직으로 발사하는 방법으로 정적해석을 수행했으며, 좌굴 분석 결과 안전계수는 0.000으로 치명적인 손상이 발생하지 않는 것을 확인하여 기준 충족으로 판단하였다. Figure 5는 조류충돌 후 로터블레이드의 해석결과를 보여주며, Figure 6은 조류충돌 후 피치로드 좌굴 분석 결과를 보여준다.

Table 5. Numerical analysis condition of bird strike

| category | Contents |
|-------------------------------|---|
| Bird characteristic | - Weight : 2.2 lb (ref. 29.631) - Diameter : 3.5 in, Height : 7.0 in(ref. Bird Strike Analysis of S-92 Using Dytran(1998)) - Density : 930 kg/m ³ - Bulk modulus = 2.2 e ⁹ (ref. Dytran training manual) |
| Radius and RPM of rotor blade | - Radius : 0.0 m - Ω : 000 rpm |
| Impact velocity | - Speed : 000 m/s |
| Shape of rotor blade | - Multi spar composite blade |

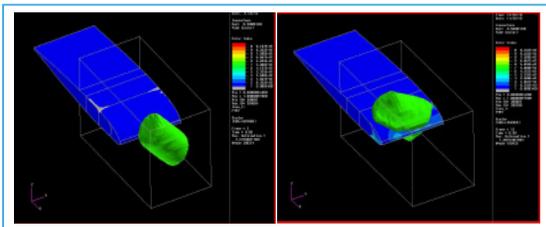


Figure 5. Numerical analysis result of rotor blade

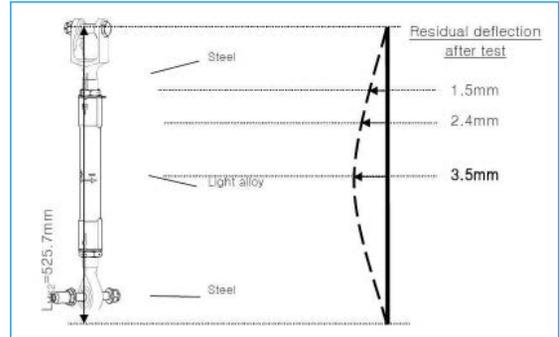


Figure 6. Buckling analysis result of pitch rod

3. 결론

현재 소형민수헬기-무장헬기(LCH-LAH) 사업, 해양경찰청 헬기 사업 등 회전익항공기의 수요가 지속적으로 발생함에 따라 비행안전성 확인을 위한 감항인증의 중요성이 커지고 있다. 조류충돌은 사람, 구조물 등에 크고 작은 피해를 발생시켜 비행 안전에 심각한 영향을 미치며, 민·군 모두 감항인증기준을 설정함으로써 철저한 검증을 요구하고 있다. 하지만 관련 기준 및 입증방법에 대한 연구가 부족한 실정이며, 이러한 상황에 착안하여 본 연구에서는 군용 회전익항공기 조류충돌 관련 감항인증기준에 대한 분석을 수행하고, 대표적인 군 회전익항공기인 수리온 사업의 조류충돌 입증 사례를 고찰하였다. 첫째, 군용 회전익항공기에 적용 가능한 조류충돌 인증기준에 대한 분석을 수행하였다. 조류충돌 인증기준은 방위사업청에서 고시한 '표준감항인증기준 Part 1', FAR part 29등에 내용이 수록되어 있으며, 표준감항인증기준 part 1의 경우 참고문서를 통해 기준 입증을 위한 충돌 조건 설정 가이드라인을 제공하고 있는 것을 확인하였다. 둘째, 수리온 계열 사업의 조류충돌 인증기준 입증 사례를 분석하였다. 수리온의 경우 사업 특성상 민간 감항인증기준을 적용했으며, 가장 가혹한 상황을 발생시키는 파트를 선정하고 ASTM 규격을 활용하여 시험을 진행하여 입증한 것을 확인하였다. 또한, 시험 데이터가 충분히 오픈되어 있는 경우, 수치해석 결과로 요구도 입증이 가능

한 것을 확인하였다.

본 연구 결과는 추후 진행될 회전익항공기 개발사업의 조류충돌 입증기준 설정을 위한 가이드라인으로 활용될 수 있을 것이며, 비행안전성이 확보된 회전익항공기 개발에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

- 1 Richard A., Michael J., Phyllis R., John R. & Amy L., "Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 1990-2020", Federal Aviation Administration, 2021.
- 2 Lee, S., Hwang, J. & Kim, Y., "Birdstrike requirements for helicopter and substantiation of Surion windshield", Proc. of Conf. The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 484-485, 2017.
- 3 Kim, D., Kim, S., Kim, H., Kim S. & Shin, B., "Study on Verification Methodology of Airworthiness Requirements for Bird Strike on Civilian Helicopter based on Numerical Analysis", Journal of Aerospace System Engineering, 13(6), pp. 70-79, 2019.
- 4 Park, S. & Jeong, A., "A Study on improving Flight Safety of Military Aircraft based on Military Airworthiness Certification System and Case Study", Journal of Defence Quality Society, 3(2), pp. 57-63, 2021.
- 5 Standard Airworthiness Certification Criteria for Military Aircraft, Defense Acquisition Program Administration, 2021.
- 6 FAR part 29 : Airworthiness Standard for Transport Category Rotorcraft, Federal Aviation Administration, 2022.
- 7 CS-29 : Certification Specifications for Large Rotorcraft, European Union Aviation Safety Agency, 2022.
- 8 KAS part 29 : Airworthiness Standard for Transport Category Rotorcraft, Ministry of Land, 2021.

가속노화를 통한 고체 추진제 정전기 민감도 경향성 고찰

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

A Study on the Solid Propellant Electrostatic Sensitivity Tendency through Accelerated Aging

김효진, Hyojin Kim †

LIG넥스원, PGM생산기술실, 선임연구원
Research Engineer, Mechanical
Engineering(PGM), LIGNex1

장지웅, Jiwoong Jang

LIG넥스원, PGM생산기술실, 연구원
Research Engineer, Mechanical
Engineering(PGM), LIGNex1

최준범, Junbeom Choi

LIG넥스원, PGM생산기술실, 선임연구원
Research Engineer, Mechanical
Engineering(PGM), LIGNex1

이승재, Seungjae Lee

LIG넥스원, PGM생산기술실, 수석연구원
Chief Research Engineer, Mechanical
Engineering(PGM), LIGNex1

김성훈, Seonghoon Kim

LIG넥스원, PGM생산실, 매니저
Manager, Precision Guided Munition &
Propulsion Production(PGM), LIGNex1

김정은, Jeongeun Kim

LIG넥스원, PGM기계융합연구소, 선임연구원
Research Engineer, Mechanical R&D(PGM)
Solid Rocket Propulsion, LIGNex1

Abstract

This study analyzed the electrostatic sensitivity energy tendency, ignition cause and minimum ignition energy of solid propellant according to accelerated aging. After a certain period, the internal charging potential of both propellants A and B increased, but no further change occurred. Although the mechanical properties of B are better, other factors should be considered because the ignition probability is higher than A. In the case of B, the temperature influence due to external factors is relatively small because the arrhenius constant is lower than A and the activation energy value is large. also, it was confirmed that the mechanical property value according to aging did not significantly decrease due to high elasticity. Furthermore, since the number of ignitions increased as the internal charging potential increased, calculating this was considered as a method that can confirm the minimum ignition energy.

keywords : Composite Solid Propellant, Electrostatic Discharge Sensitivity Test, Minimum Ignition Energy, Internal Charging Potential

† Corresponding Author : Hyojin Kim

Tel : +82-54-716-9125, email : hyojin.kim@lignex1.com

LIGNex1, 39262, 354-25, Sanhodaero, Gumi-si, Gyeongsangbuk-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised November 7th 2022 Accepted November 18th 2022 Published December 30th 2022

1. 서론

고체추진제는 대량 첨가되는 고분자 바인더 및 산화제, 소량 첨가되는 첨가제의 종류와 양에 따라 그 성능이 좌우된다. 특히, 현재까지도 로켓용에 가장 많이 사용되고 있는 혼합형 고체 추진제는 주요 성분으로 프리폴리머인 Hydroxyl terminated polybutadiene(HTPB)와 산화제로는 Ammonium perchlorate(AP)로 구성되어 있다. 이밖에 경화제 및 경화촉매, 금속연료, 연소촉매, 결합제 등이 있다. 이러한 HTPB/AP계 추진제는 기계적 특성, 연소특성, 노화 특성, 공정성 및 안전성 등 우수한 특성으로 인해 군사용 유도탄으로 널리 사용되고 있다[1].

하지만 추진제를 구성하는 성분 간 화학결합이 불안정한 평형상태를 유지하기 때문에 외부 자극에 의해 급격한 반응을 일으킬 가능성이 높다[2]. 이러한 사고를 방지하고자 군사용 폭발물 관련 규격인 MIL-STD-1751 내 민감도 시험항목(마찰, 충격, 정전기, 폭발충격) 중 에너지 정량화가 가능한 정전기 방전 민감도 시험(Electrostatic Discharge Sensitivity Test)을 선택하였다[3]. 정전기 방전 민감도 시험을 선택한 이유는, 연소반응을 일으키는데 필요한 에너지양을 정전기 방전(Electrostatic Discharge, ESD)을 사용하여 결정하기 때문이다. 불꽃 방전(Spark Discharge)이라고도 하며, 대전체에 축적된 에너지의 대부분이 방전을 일으켜 점화원으로 사용가능하다. 따라서, 정전기 방전은 추진제 생산 및 취급, 이동 및 보관 등에서 우발적 폭발을 일으키는 특징적인 원인이기 때문에 중요한 안전 매개변수로서 관리되어야 한다.

대표적인 정전기 방전 민감도 시험규격인 STAN AG 4490에 따르면, 에너지 물질의 사고 원인은 비전도성물질 표면-폭발물 간 접촉으로 인해 충전된 결과, 고장이 발생하는 전위까지 충전되었을 때 치명적인 우발적 점화로 이어질 수 있다고 설명하고 있다. 또한 필요한 경우, 재료 민감도에 대한 온도 영향성 평가를 진행할 수 있다[4]. 따라서 고체 추진제의 안정성

확보를 위해 외부 자극에 대한 에너지 측정 후, 정량화하여 관리할 필요성이 있다. 또한, 온도 및 시간에 따른 가속노화 진행 시, 측정된 추진제의 민감도 경향성에 대한 분석이 필요하다.

본 연구에서는, HTPB계 추진제 2종의 온도별 가속노화에 따른 정전기 민감도 에너지 경향성과 연소원인 및 최소 점화 에너지(Minimum Ignition Energy, MIE)에 대한 분석을 진행하였다.

2. 선행연구 고찰

앞선 선행연구에서는 연소속도 증진제로 사용되는 금속배위화합물인 BECP를 제조하여 TACP, RDX와 비교를 위해 정전기 민감도를 측정하였다. 그 결과, TACP급인 0.1J이하로 측정이 되었으며, 이는 0.22J의 RDX보다 훨씬 민감함을 확인하였다[5].

다른 연구에서는 바인더로서 HTPE/BuNENA를 적용하고 산화제로는 AP와 AN, 금속 연료로 Al을 사용한 HTPE 둔감추진제 2종에 대한 민감도 특성을 HTPB 추진제와 비교 고찰하였다. 그 결과, HTP E 추진제 2종은 0.52J, 0.39J 등 유사한 결과값을 가졌지만 2.10J의 HTPB 추진제보다는 민감하다는 결론을 내렸다[6].

또한, HTPB 바인더에 Fe가 부착된 Butacene가 AP계 추진제에서 함량이 증가할수록 연소속도가 선형적으로 증가하는 것을 확인할 수 있으며, 알루미늄을 적용한 추진제는 충격, 마찰, 정전기에 대한 민감도가 대폭 증가하는 단점을 나타내었다. 추가적으로, 알루미늄의 함량이 증가할수록 정전기 민감도 에너지는 감소하는 것을 확인하였다[7].

위 선행연구의 내용을 통해 A, B 추진제 간 알루미늄 함량 차이로 인해 A 추진제가 상대적으로 더 많은 연소 횟수를 가질 것으로 예측하였다. 또한 인가에너지 대비 오실로스코프로 측정된 에너지값을 제외하면 최소 점화 에너지 결과값을 도출할 수 있을거란 가정하에 아래 실험을 진행하였다.

3. 실험

3.1. 추진제 시편제작

본 연구에 사용된 HTPB계 추진제 2종(이하 A,B 추진제)는 Table 1에 따라 주요 연소원인이 되는 성분의 조성이 다르게 제조되었으며 그에 따른 기계적 물성 및 연소속도 결과에 대해 기입하였다.

Table 1. Composition and mechanical properties of each solid propellant

| | | Contents[wt%] | SBR | ϵ_m | C_o |
|---|----------|---------------|-----|--------------|-------|
| A | HTPB | Balance | 6.5 | 55.5 | 27.7 |
| | AP | 68~69 | | | |
| | Al | 18~19 | | | |
| B | HTPB | Balance | 33 | 33.2 | 44.5 |
| | AP | 84~85 | | | |
| | Al | 4 | | | |
| | Butacene | 4 | | | |

- (1) SBR(Strand Burning Rate, mm/s)
- (2) 최대응력 변형률(Strain at Max. stress, ϵ_m)
- (3) 영률(Young's Modulus, C_o)

이후, 온도챔버에서 50°C 조건으로 10일간 경화한 후 추진제를 전용치구를 이용하여 지름 6 mm, 두께 2 ± 0.2 mm의 크기로 절단하여 각 온도별 챔버에 보관하여 1개월 주기로 시험을 진행한다.

3.2. 정전기 방전 민감도 시험 방법

추진제를 통한 실험을 진행하기 위해 Figure 1에 나타난 OZM Research 社 X-Spark 10 정전기 방전 민감도 시험기(Electrostatic Discharge Sensitivity Tester)를 사용하였으며 아래 절차에 따라 시험을 진행하였다.



Figure 1. Electrostatic Discharge Sensitivity Tester

- (1) 기기 최적화 상태 확인을 위한 주기점검
- (2) 주기점검 후, Anode-Cathode 간 간격 설정
- (3) Voltage 및 Capacitance 조절을 통한 인가 에너지 설정(8kV-550nF 최대에너지 조건 설정)
- (4) 시편 장착 후 정전기 방전시험 진행

시험 전 Anode-Cathode 간 간격(2 mm) 설정 후, 3D 프린터로 제작한 치구를 이용하여 Anode Pin 중앙정렬을 진행하였다. 이는 시편 중앙에 Anode Pin을 정확히 정렬하여 정전기 방전 시험을 원활하게 수행하기 위함과 동시에 데이터 오차를 줄이기 위해 고안해낸 방법이다. 3D 도면과 실제 정렬 방법을 Figure 2에 나타내었다.

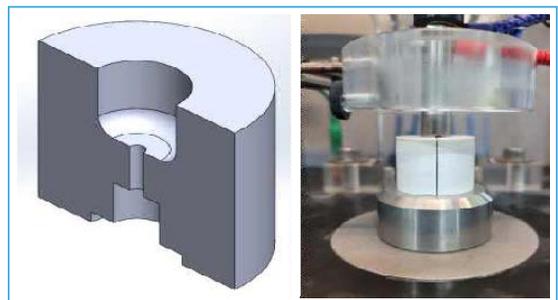


Figure 2. Center alignment assembly of anode pin 3D configuration(Left), Actual image(Right)

모든 조건이 완료되면, Figure 3의 고정전극 조립구성에 따라 시편을 장착한 후, 동일한 Voltage 및 Capacitance를 설정하여 모든 시험을 수행하며,

총 30회 반복 진행한다. 정전기 민감도 시험 장비에서 인가되는 에너지값에 대한 이론적 계산은 아래 방정식 Eq 1.을 통해 계산된다.

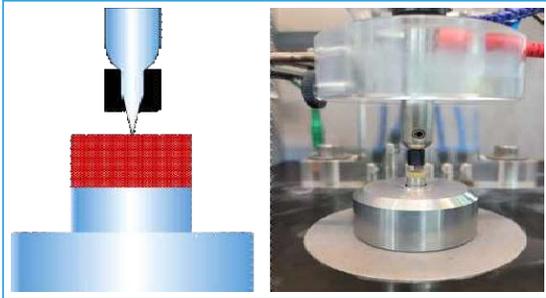


Figure 3. Fixed electrode spark gap assembly 2D configuration(Left), Actual image(Right)

$$E_{charging} = \int_0^t I^2 dt = \int_0^t V I dt$$

$$I = \frac{dQ}{dt} \rightarrow \int_0^q \frac{Q}{C} dt = \frac{Q^2}{2C} = \frac{1}{2} CV^2 \quad (1)$$

$$V = \frac{Q}{C}$$

정전기 방전시험에 대한 데이터는 Figure 1 시험기에 장착된 디지털 오실로스코프를 통해 측정되며, 이와 동시에 S/W 내 그래프화된 데이터를 Eq 1.이 적용된 적분을 통해 에너지 정량화를 진행하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1. 온도별 가속노화에 따른 경향성

A추진제에 대한 결과값은 Figure 4에 나타내었다. 시험 결과, 연소반응은 없었으며 D+90일까지 모든 온도조건에서 에너지 분포가 일정하지 않은 데이터를 가진다. 이는 온도처리된 추진제의 내·외부 구분 없이 시편 제작을 진행하면서 생기는 편차로 예측하고 있다. 하지만 D+120일 이후부터는 일정하고 밀집된 데이터값을 확인할 수 있었으며, 에너지값이 낮아짐을 알 수 있었다.

B추진제에 대한 결과값은 Figure 5에 나타내었다.

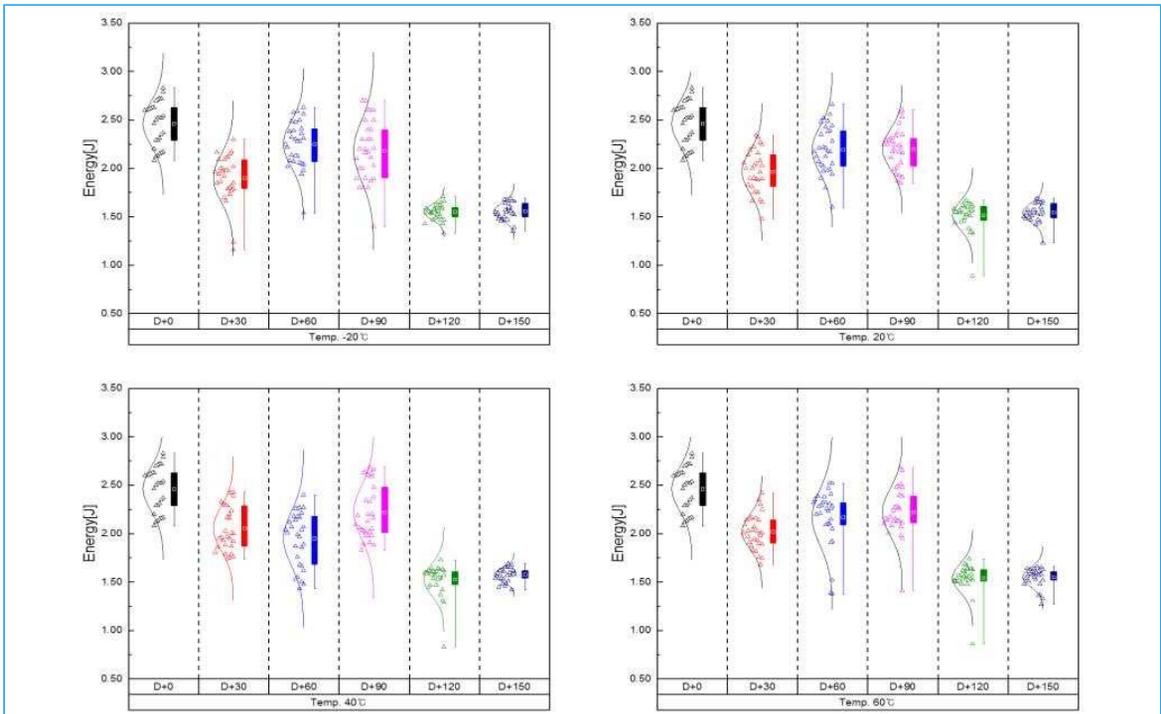


Figure 4. Distribution graph of electrostatic sensitivity energy tendency of propellant A over time

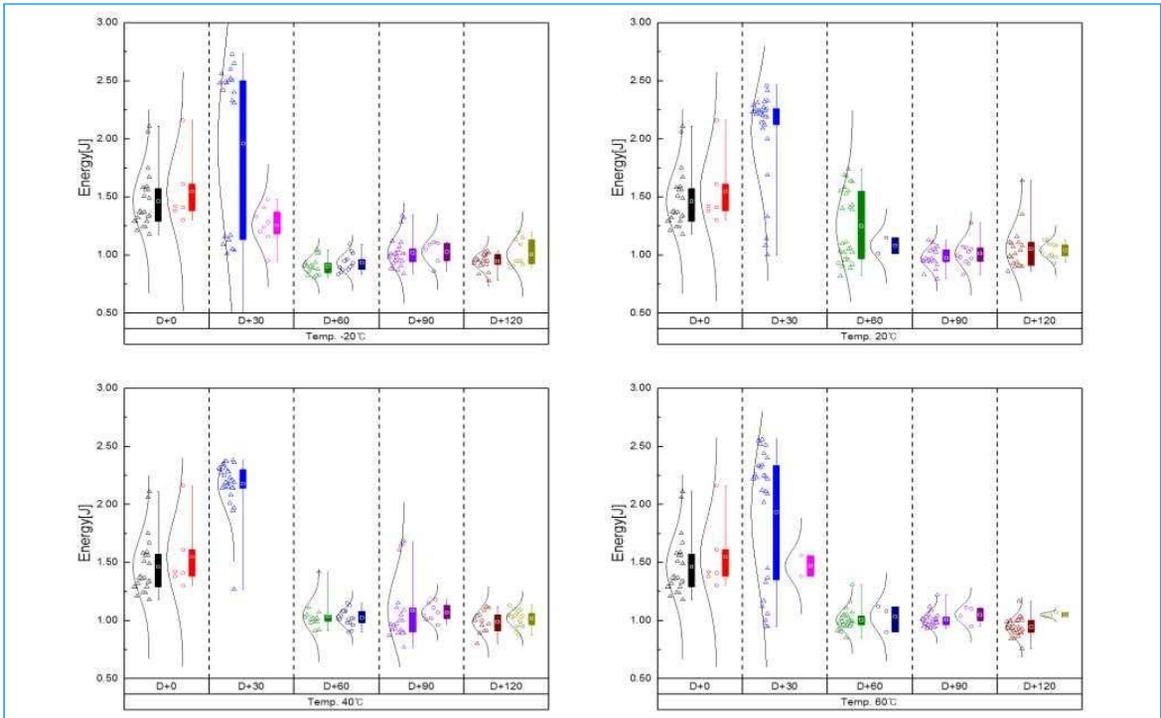


Figure 5. Distribution graph of electrostatic sensitivity energy tendency of propellant B over time (Segment : Non-ignition(Left) / Ignition(Right))

시험 결과 초기값(D+0)부터 연소반응을 확인할 수 있으며, 모든 온도조건에서 D+30까지 데이터가 어느 정도의 편차를 보이는 것을 확인할 수 있다. A추진제와 마찬가지로의 이유를 들 수 있으며, 더 이른 시간인 D+60을 경과하게 되면 일정하고 밀집된 데이터를 확인할 수 있다. 60℃, -20℃의 경우, 연소된 추진제 에너지 범위는 일정 부분 감소 경향성을 볼 수 있다. 이를 바탕으로 20℃, 40℃의 경우, D+30에서 연소가 발생하지 않았지만 동일한 그래프 경향성을 가질 것으로 예측하고 있다. 결과적으로 A, B 추진제 모두 추진제의 온도 안정화 단계로 진입한 후부터는 온도처리에 의한 열가속노화의 영향성이 없음을 확인할 수 있다.

정전기 민감도 경향성에 대해 Table 1의 A, B 추진제의 조성함량에 따른 기계적 물성을 토대로 분석을 진행하였다. A, B추진제 모두 일정기간동안 인가된 에너지가 감쇠(damping)되어 높은 에너지값을 유지하고 있지만, 일정 기간을 기점으로 내부충전전

위가 증가하는 경향을 보여 이를 탄성감소의 영향성으로 판단하였다. 따라서, B추진제 대비 A추진제의 Co이 낮고, ϵ_m 값이 높아 외부 변형에 의한 저항력은 낮을 것으로 판단하여 노화반응속도가 더 높을 것으로 예상하였다.

하지만 정전기 민감도 경향성의 경우, 연소발생 여부를 우선시하여 판단하기 때문에 추진제 조성 중 연소발생원인물질의 함량에 따라 경향성이 결정 될 것으로 분석된다. 또한, 일반적으로 추진제의 연소속도는 6.9 MPa(1,000 psi)의 압력에서 6.5~33 mm/s 범위를 가지지만, B추진제의 경우 특수한 용도를 위해 제조되었기 때문에 A추진제 대비 연소발생확률이 높다[7]. 따라서, 추후 연소속도도 고려해야 할 인자로 추가하여 분석을 진행해야 할 것이다.

4.2. Curve-fitting을 통한 노화상수 계산

등온-장기저장 가속노화법의 단점은 시간 경과에

따른 물성확보를 위한 시간 소요가 과다하다는 점이다. 이를 보완하고자 평균에너지를 사용하여 Eq 2.의 Layton Equation으로 Curve-fitting하여 아레니우스 상수(k)를 도출하였다. 도출된 k를 Eq 3.의 Arrhenius equation을 통해 활성화에너지(Ea) 및 유효 충돌인자(A)를 도출하였으며, 이를 Eq 4.의 노화물성 예측방정식에 대입하여 추후 물성을 예측하였다.

각 인자별 데이터 값 및 노화물성예측방정식을 Table 2에 정리하였으며, 결과값에 의해 도식화된 그래프를 Figure 6에 나타내었다.

$$P = P_0 \pm k \log\left(\frac{t}{t_0}\right) \quad (2)$$

$$k = A * \exp\left[-\frac{E_a}{RT}\right] \quad (3)$$

$$P = P_0 \pm A * \exp\left[-\frac{E_a}{RT}\right] * \log\left(\frac{t}{t_0}\right) \quad (4)$$

B추진제의 경우, Layton 방정식을 통해 계산된 k 값이 A추진제에 비해 상대적으로 낮아 온도에 따른 노화 영향성이 낮음을 알 수 있다. 이를 실제 아레니우스 상수를 통한 활성화 에너지 확인 결과, B추진제가 더 낮은 결과 값을 가지기 때문에 외부요인으로 인한 노화반응 활성화 정도가 더 낮을 것으로 해석된다. 하지만, 일반적으로 활성화에너지의 값을 음수로 표현할 수 없지만, 각 단계별 결과가 아닌 전체 결과에 대한 계산이며, 음수값을 적용하여 그래프를 도식화하여도 감소 경향성을 판단할 수 있기에 부호 영향성은 없음을 확인하였다. 추가적으로, 3.1에서 예상하였던 탄성에 의한 영향성은 도식화된 노화물성예측방정식 그래프를 통해 확인 하였으며, B추진제 대비 A추진제의 Co 이 낮고, εm 값이 높아 노화 반응속도가 더 높음을 확인하였다.

동일한 초기물성값을 방정식에 적용하여 결과값

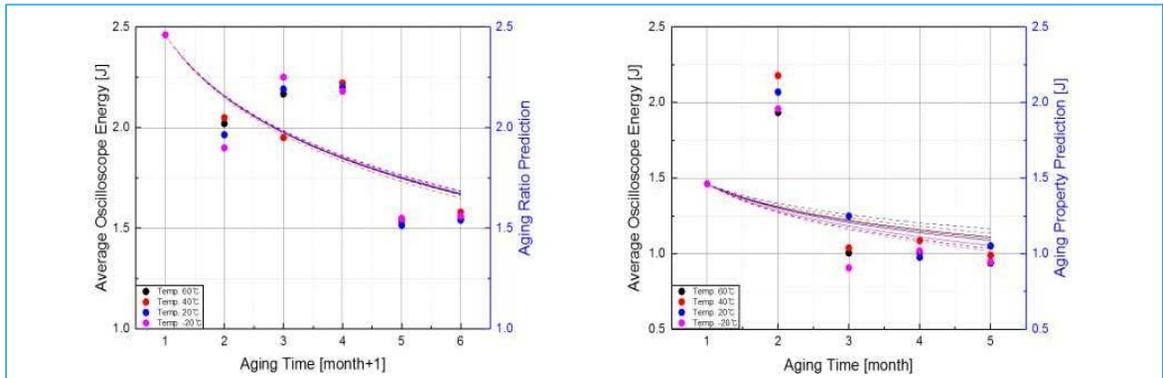


Figure 6. Comparison of graph behavior between calculated aging property prediction and curve-fitted layton equation graph through average oscilloscope energy data

Table 2. Calculation of aging constants by curve-fitting through layton equation

| | Temperature | k | A | Ca[J/mol] | Aging ratio prediction equation |
|---|-------------|---------|----------|-----------|---|
| A | 60°C | -0.9965 | -1.05611 | 94.769 | $P = P_0 - 1.0561 * \exp\left[-\frac{94.769}{RT}\right] * \log\left(\frac{t}{t_0}\right)$ |
| | 40°C | -1.0436 | | | |
| | 20°C | -1.0229 | | | |
| | -20°C | -1.0014 | | | |
| B | 60°C | -0.6137 | -0.3158 | -1292.6 | $P = P_0 - 0.3158 * \exp\left[-\frac{1292.6}{RT}\right] * \log\left(\frac{t}{t_0}\right)$ |
| | 40°C | -0.4656 | | | |
| | 20°C | -0.4271 | | | |
| | -20°C | -0.6367 | | | |

을 계산하게 되면 A추진제는 온도상승에 따른 노화 반응속도 증가 경향성을, B추진제는 반대의 경향성을 확인할 수 있다. 하지만, 그래프 간 물성변화 차이가 크지 않으므로 각 온도 간 노화영향성은 미미할 것으로 분석된다.

4.3. 연소 원인 및 최소 점화 에너지 확인

온도처리에 의한 각 온도 간 가속노화 영향성 차이가 미미할 것이라는 결론을 가정으로 하여 온도 영향성을 배제한 후 연소원인 및 최소 점화 에너지 분석법을 고찰하였다. STANAG 4490 내용에 따르면, 비전도성물질(추진제)과 표면-폭발물(정전기 방전) 간 접촉으로 인해 고장(연소)이 발생하는 전위까지 충전되는 경우 우발적 점화가 일어나는 것을 연소 원인으로 설명하고 있다. 이는 점화의 원인이 추진제 내부충전전위에 따라 연소 발생여부를 판단할 수 있다는 의미로 해석할 수 있다.

온도와 관계없이 초기값 제외, 모든 연소 데이터에 대한 에너지를 정리한 결과, 일정한 에너지 범위 내에서 연소가 발생하는 것을 확인하였다. 또한 실제 S/W를 통해 획득된 데이터의 경우, 에너지가 낮은 범위에서 연소가 빈번하게 발생하였다. 이는 인가에너지에서 추진제 내부충전전위를 뺀 나머지 값이 오실로스코프를 통해 확인되는 것으로 판단된다. 이를 반대로 적용하면 인가에너지에서 오실로스코프 측정

데이터를 제외하면 추진제 내부충전전위를 알 수 있고, 값이 높아질수록 연소발생횟수가 증가함을 확인하였다. 이를 Figure 7에 그래프로 정리하였고, 오실로스코프 데이터의 최소 점화 에너지 및 최소 내부충전전위를 Table 3에 나타내었다. 이를 뒷받침하기 위해 Table 4에 정전기 민감도 관련 유럽규격인 JSP 482 및 CLC/TR 50404의 MIE Level 범위를 정리하였다. 실제 측정된 에너지 범위가 작을수록 민감하다는 결론으로 비추어볼 때, 작은 에너지로도 연소가 가능하다는 의미로도 해석할 수 있지만 물질 내부에 높은 충전전위를 보유할수록 연소가능성이 높아진다는 의미로도 해석할 수 있음을 위 시험을 통해 확인하였다.

Table 3. MIE level of propellant B

| | Propellant B | |
|---------------------------------|--------------|-------|
| | Min | Max |
| Oscilloscope energy [J] | 0.83 | 1.48 |
| Discharging energy [J] | 17.6 | |
| Internal charging potential [J] | 16.12 | 16.77 |

Table 4. Classification of MIE level of explosives

| Classification | JSP 482 | CLC/TR 50404 |
|-----------------------|---------|--------------|
| Very Sensitive [mJ] | < 1 | < 1 |
| sensitive [mJ] | 1~156 | 1~450 |
| Rather Sensitive [mJ] | > 156 | > 450 |

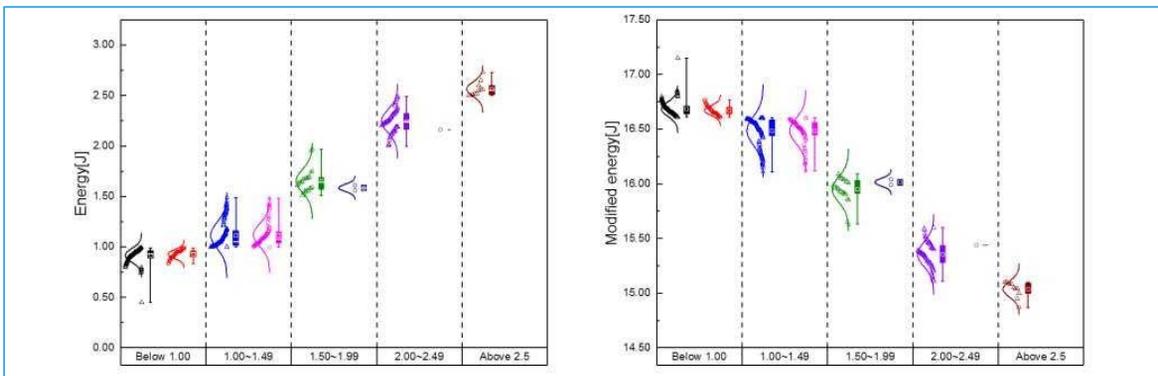


Figure 7. Correlation of energy-ignition(left graph), modified energy-Ignition(right graph) (Segment : Non-ignition(Left) / Ignition(Right))

위와 같은 분석이 진행될 수 있는 이유는 실제로 정전기 방전 민감도 시험을 수행하면 인가에너지가 달라도 비슷한 범위의 데이터가 측정된다는 것을 경험적으로 인지한 상태에서 진행되었기 때문이다.

5. 결론

본 연구에서는, HTPB계 추진제 2종의 온도별 가속노화에 따른 정전기 민감도 에너지 경향성과 연소 원인, 최소 점화 에너지 관련 분석에 대해 고찰하였고, 그로 인한 결과에 대해 요약하였다.

- (1) 실제 온도별 가속노화에 따른 정전기 민감도 값은 일정기간 후 내부충전전위가 증가함을 보이긴 하였지만 그 이상 변화 경향성은 확인할 수 없었다. 단기간 진행된 결과일 수도 있지만 다양한 참고문헌 및 실제 경험상 추진제 자체가 안정된 경화 상태를 유지한다면 온도에 영향을 잘 받지 않는 물질임을 확인할 수 있었다. 하지만, 정전기 민감도 경향성은 추진제의 기계적 물성이 아닌 연소확률을 우선시 하기에 연소발생원인인자, 연소속도 등 다른 인자들을 고려해야한다.
- (2) B추진제의 경우, 금속연료인 Al과 연소촉매제인 Butacene이 적게 포함되어 있고, 산화제인 AP가 많이 포함되어 있기 때문에 A추진제 대비 연소발생이 더 잘 일어난 것으로 예측하고 있다. 왜냐하면 Al을 산화시키기 위해 많은 에너지가 필요하기 때문이다[6]. 또한 대량 분말이 아닌 개별 입자의 발화를 초래하기 때문에 Al 함량이 높은 추진제가 연소발생 가능성이 낮을 것으로 예상하였다[8]. 실제 시험 결과, A추진제의 내부충전전위가 낮게 나왔으며, 연소발생이 일어나지 않음으로 보아 Al의 함량이 민감도에 영향을 주는 요인은 맞으나, 실제 선행연구에서의 함량증가에 따른 민감도 증가와는 반대의 결과가 도출됨을 확인하였다.

(3) B추진제의 경우, A추진제 대비 아레니우스 상수 값이 낮고, 활성화에너지 값이 큰 것으로 보아 외부요인으로 인한 온도 영향성이 상대적으로 작음을 확인할 수 있었다. 또한, 추진제 기계적 특성으로 보아 B추진제의 높은 탄성으로 인해 시간 경과에 따른 노화로 인한 물성값의 저하가 크게 일어나지 않았음을 확인할 수 있었다.

(4) 오실로스코프를 통해 확인된 에너지는 인가에너지에서 추진제 내부충전전위를 뺀 나머지 값으로 판단하였다. 계산된 값이 증가할수록 연소발생횟수가 증가함을 확인하였기 때문이다. 실제 시험 결과, 최소 내부충전전위 값을 기점으로 전체 연소횟수의 98%가 16.12 J 이상일 때의 값에서 연소가 발생하였다. 이를 통해 내부 충전전위를 계산하는 것이 연소발생 최소 점화 에너지를 확인할 수 있는 방법임을 확인하였다. 이에 따라, 더 높은 인가에너지를 설정한다면 내부충전전위가 증가하여 연소발생확률이 더 높아질 것으로 예상된다.

실제 정전기 방전 민감도 시험을 진행하면서 추진제 조성, 시험장 온/습도조건, 시편 치수 등 많은 변수가 있음을 확인하였다. 추진제 조성은 Al 함량에 따른 민감도 영향성에 대해 문헌 및 실험을 통해 확인하였지만, 함량이 가장 높은 AP를 사용하여 함량별 시험을 진행해볼 필요성이 있다. 또한 시편 두께 편차로 인해 데이터값이 분산되었을 것으로 예측하여 마이크로톰을 이용한 정확한 치수의 시편을 제작하여 데이터 편차를 줄이는 것을 향후 연구 목표로 정하고 있다.

참고문헌

- 1 Nak Hyun Kim, Jung Eun Kim and Myung Pyo Hong, "Burning Properties of Uncured HTPB Propellant", Journal of the Korean Society of Propulsion

Engineers, 20(1), pp. 37-42, 2016.

- 2 Anh-Tae Shin, Byung-Mun Park and Hun-Soo Byun, "A Study on the Calculation of Minimum Safety Distance during Storage and Combustion Test of Solid Propellants for Launch Vehicles", Korean Chem. Eng. Res., 59(2), 2021.
- 3 MIL-STD-1751A, "Safety and Performance Tests for the Qualification of Explosives(High Explosives, Propellants and Pyrotechnics)", 2001.
- 4 STANAG 4490, "Explosives, Electrostatic Discharge sensitivity Test", 2001.
- 5 Junhyung Kim, Yoojin Yim, Inchul Kim, Youngchul Park, Taeseok Seo, Jungyong Jung, Jichang Yoo, "Increasing the burning rate of solid propellants", Journal of the Korean Society of propulsion Engineers, Vol. 13, pp. 169-172, 2009.
- 6 Jichang Yoo, Jungyong Jung, Changkee Kim, Byungsun Min, Baekneung Ryu, "The Study of Combustion, Ignition and Safety Characteristics of HTPE Insensitive Propellant" Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol 15, pp. 351-355, 2011.
- 7 Yoo-Jin Yim, "The Tendency in Solid Propellant Technology for Missiles" Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, 9(4), pp. 112-120, 2005.
- 8 E. Beloni, E.L. Dreizin, "Ignition of aluminum powders by electro-static discharge", Combustion and Flame 157, pp. 1346-1355, 2010.

5인치 함포 슬라이드 조립체 고압탄 사격 시험평가 체계 개발 연구

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

A Study of Development for High-Pressure Ammunition Firing Test and Evaluation for 5-Inch Naval Gun Slide Assembly

이봉수, Bongsoo Lee

현대위아(주), 특수개발1팀, 책임연구원
Senior Research Engineer, Defense Development 1 Team, HYUNDAI WIA Corp.

이희택†, Heetaek Lee

현대위아(주), 특수개발1팀, 책임연구원
Senior Research Engineer, Defense Development 1 Team, HYUNDAI WIA Corp.

한규진, Kyujin Han

현대위아(주), 특수개발1팀, 책임연구원
Senior Research Engineer, Defense Development 1 Team, HYUNDAI WIA Corp.

박노석, Nohseok Park

국방과학연구소, 안흥센터 3실, 책임연구원
Principal Researcher, Defense Systems Test Center 3rd Division, Agency for Defense Development

김보균, Bogyun Kim

국방과학연구소, 안흥센터 3실, 선임연구원
Technician, Defense Systems Test Center 3rd Division, Agency for Defense Development

이지훈, Jijoon Lee

(주)풍산, 품질보증팀, 차장
Deputy Senior Manager, 3rd Inspection Section Quality Assurance Team, Poongsan Corp.

Abstract

Among KMK45 components, the slide body is a welding structure in which firing system components such as gun barrel, gun barrel housing, and recoil-counterrecoil assembly are assembled and was introduced by BAE Systems, but Hyundai Wia, which produces KMK45 in Korea, has been developing localization through a localization development project for general parts since November 2016 to improve the localization rate and shorten the production schedule.

Previously, the main components mentioned above were assembled on the slide body to form a slide assembly, and then a general ammunition firing test was conducted at Anheung test site of the Agency for Defense Development, and a high-pressure firing test was completed at the U.S. Navy firing test site before being put into the assembly process. It is proposed to develop a test and evaluation for high-pressure ammunition firing test so that it can be carried out in a domestic test environment.

keywords : 5"/62 Cal. KMK45, Slide Assembly, High-Pressure Ammunition Firing Test, Chamber Pressure

† Corresponding Author : Heetaek Lee

Tel : +82-55-280-9220, Fax : +82-55-282-5506, email : bslee@hyundai-wia.com

HYUNDAI WIA Corp., 154, Jeongdong-ro, Seongsan-gu, Changwon-si, Gyeongsangnam-do, Korea

Received October 13th 2022 Revised November 1st. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

DDH-II, DDG, FFG의 주포인 62구경장 5인치 함포(이하 KMK45)는 1999년에 BAE SYSTEMS(美, 이하 BAE社)를 통한 기술협력생산이 결정된 이후, 국내 유일의 대구경 화포 전문업체인 현대위아에서 원천업체와 라이선스 계약을 통해 국내 생산하여 해군에 납품하고 있는 함포이다. KMK45는 전투체계와 연동하여 대함/대공사격 및 해상화력 지원용으로 운용되며, 뛰어난 조준 정확도와 더불어 탄중 자동선정 기능이 있어 목표물에 대한 효과적인 타격이 가능하며, 최대발사 속도는 분당 00발 이상의 작전 수행능력을 갖추고 있다. 또한, 함정 외부로 드러나는 상부함포 설드에는 스텔스 설계를 적용하여 RCS(Radar Cross Section : 레이더 반사 단면적)를 저감시키고, 사격 명중률 향상을 위하여 MVR(Muzzle Velocity Radar : 포구속도 측정기)을 장착한 최신형 함포이다[1-2].

KMK45 구성품 중 슬라이드 몸체는 포열, 포미장치, 주퇴복좌기 등 사격계통 구성품이 조립되는 용접 구조물로 BAE社로부터 도입하였으나, KMK45를 국내 생산하고 있는 현대위아에서 국산화율 향상 및 생산 일정 단축을 위하여 '16년 11월부터 일반부품 국산화 개발사업을 통해 국산화 개발을 완료하였다[3].

기존에는 앞서 언급한 주요 구성품을 슬라이드 몸



Figure 1. Naval vessel in training (Main gun : KMK45)

체(도입)에 조립하여 슬라이드 조립체를 구성한 후, 국방과학연구소 안흥시험장에서 일반탄 사격시험을 수행하고, 美 해군시험장(버지니아주 달그렌 위치)에서 고압탄 사격시험 완료 후, 후속 조립공정에 투입하고 있다[1,4]. 본 연구에서는 현재 해외에서 수행하고 있는 고압탄 사격시험을 국내 전환하여, 국내 시험환경에서 수행가능토록 고압탄 사격에 대한 시험평가 체계를 개발하고자 한다.

2. 시험대상 및 시험기준/절차 수립

2.1. 고압탄 사격 시험대상

일반부품국산화 개발사업을 통해 국산화 개발을 완료한 슬라이드 몸체 형상 및 주요 제원이 Figure 2에 나타나 있다.

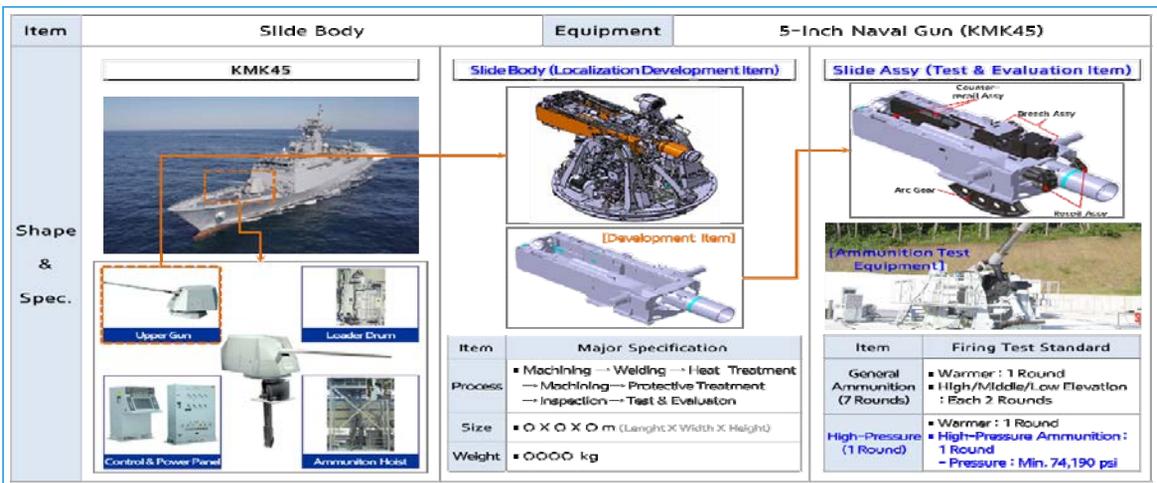


Figure 2. Shape, specification and firing test standard of slide body

2.2. 고압탄 사격 압력 기준

고압탄 시험시 약실압력 기준은 74,190 psi 이상으로, 이는 美 해군의 5인치 함포탄 사거리 연장요구로 사거리 연장탄 개발을 위해 기존 Mod 2에서 Mod 4로 성능개량 시 적용한 시험기준이며, 상세내용은 Figure 3에 나타나 있다.

2.3. 일반탄/고압탄 기준 및 사격시험시 요구조건 정의

일반부품국산화 개발사업시 적용한 일반탄 및 고압탄의 기준과 사격시험 시 요구조건을 Table 1에 나타내었으며, 고압탄의 경우 美 해군시험장에서 적용하는 약실압력 기준과 동일하게 적용하였다.

2.4. 일반탄 사격 시험절차

2.4.1. 사격 전 장비 점검절차

사격 전 장비 점검절차는 Table 2에 나타내었으며,

Table 1. Ammunition specification and firing test requirements

| Classification | Contents |
|--------------------------|---|
| General ammunition | • Spec. : General ammunition operated by the Republic of Korea Navy |
| High-pressure ammunition | • Spec. : Chamber pressure min. 74,190psi(NAVSEAINST 8300.4A) |
| Firing test requirements | • The main components of gun barrel and slide assembly(gun barrel housing, counterrecoil, breech) shall be subjected to fire test in accordance with Table 13 of KDS 1020-3001-5, paragraph 4.4. The recoil and counterrecoil assembly shall operate smoothly within a recoil length 152.4~762mm and shall be free from damage or leakage |

장비 점검절차 중 기준값은 당사 기술자료로 생략한다.

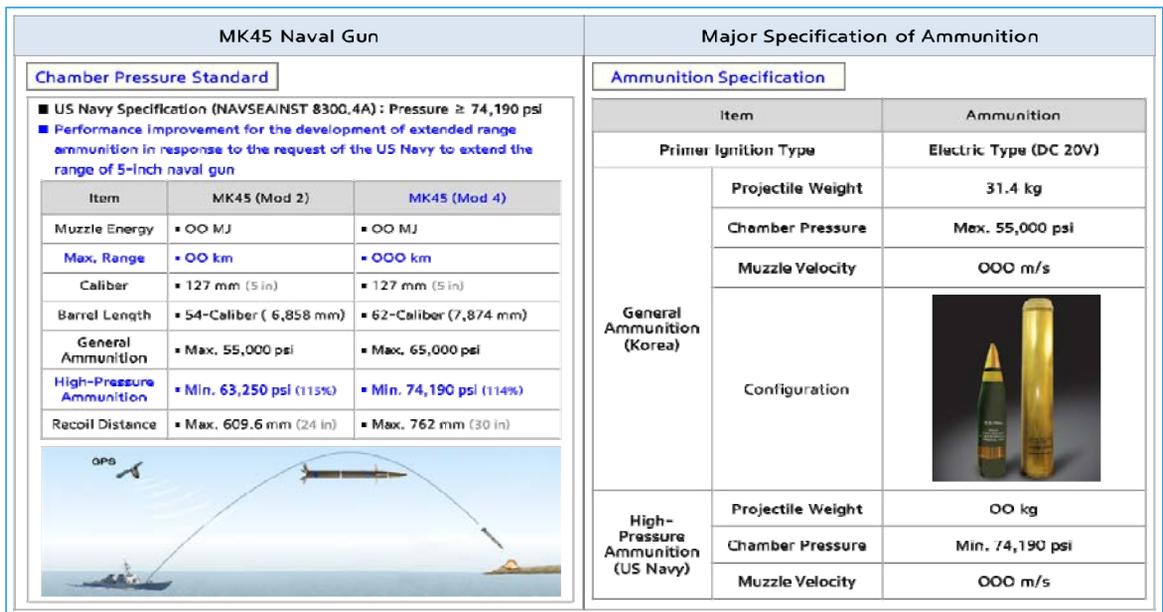


Figure 3. Chamber pressure standard of high-pressure ammunition and major specification of ammunition

Table 2. Equipment inspection procedure before general ammunition firing test

| Classification | Checking Contents | Result |
|--------------------------------|--|--------|
| Check assembly status | • Check that the nuts and split pins connecting each part are properly assembled. | Good |
| Check counterrecoil pressure | • Check initial counterrecoil Nitrogen pressure. | Good |
| Check breech and firing system | • Check breech block open/close : 3 ~ 5 times (up/down) • Check firing system when breech block closed. | Good |
| Check test equipments | • Check elevation adjustment of test mount is well • Check manual/remote fire is well | Good |

2.4.2. 일반탄 사격 시험조건 및 탄약/장약 준비

일반탄 사격 시험조건은 최초생산품 기준으로 Table 3에 나타내었으며, 양산품 수락시 순번 1번 및 2번만 적용한다.

Table 3. General ammunition firing test conditions and projectile/propellant preparation

| No. | Classification | Elev. Deg. ($\pm 2^\circ$) | Projectile/Propellant Preparation |
|-----|----------------|------------------------------|--|
| 1 | Warmer | 5° 25° 65° | <ul style="list-style-type: none"> • Projectile : Practice or HE - Projectile, 127MM, Practice, K311(KDS 1320-4009) - Projectile, 127MM, HE, K300(KDS 1320-4004) • Propellant charge : Buster, Projectile, K304 (KDS 1320-4006) • Temp. : 32°C\pm2°C (Min. 24hr) |
| 2 | Proof | | |
| 3 | | | |
| 4 | | | |
| 5 | | | |
| 6 | | | |
| 7 | | | |

2.5. 고압탄 사격 시험절차

2.5.1. 사격 전 장비 점검절차

사격전 장비 점검절차는 일반탄 시험절차와 동일하다.

2.5.2. 고압탄 사격 시험조건 및 탄약/장약 준비

고압탄용 더미탄두 조립체는 기존 일반탄 약실 압력(55,000psi 이하) 대비 고압탄의 약실압력(74,190psi 이상)이 약 35% 초과하는 것으로, 더미탄두에 대한 구조 안전도 해석을 실시하여 76,000psi 압력 조건에서 소성변형이 미발생함을 구조해석하여 검증하였고, 장약 결합체는 기존 양산용 추진제(K14)에 약량을 추가하여 고압탄 시험을 위한 탄약과 장약을 제작하였다. 본 연구는 시험평가 체계 개발에 관한 것으로, 세부적인 기술은 생략한다.

Table 4. High-Pressure ammunition firing test conditions and projectile/propellant preparation

| No. | Classification | Elev. Deg. ($\pm 2^\circ$) | Projectile/Propellant Preparationnote) |
|-----|----------------|------------------------------|--|
| 1 | Proof | 0°~65° | <ul style="list-style-type: none"> • Projectile : dummy projectile for high-pressure • Propellant charge : Buster, Projectile, K304 (KDS 1320-4006) ※ Propellant adjustment • Temp : 32°C\pm2°C (Min. 24hr) |

시험탄 사격 전 가온탄 사격가능하며, 시험탄의 경우 약실압력 시험기준 미충족 시 추진제 약량을 조정하여 시험기준 충족 시까지 사격시험을 수행한다.

3. 시험평가

3.1. 시험계측항목 및 계측방법

일반탄 및 고압탄 사격간 계측한 항목 및 상세 계측방법은 Table 5에 나타나 있다. 일반탄 사격시험의 경우, 주퇴거리와 포구속도만 계측하였으며, 고압탄 사격시험의 경우 Table 5에 나타난 모든 항목을 계측하였다.

3.2. 일반탄 사격시험 결과

가온탄 1발과 시험탄 6발에 대한 사격시험 결과를 Table 6에 나타내었으며, 주퇴거리가 기준치 이내로 사격시험간 주퇴몽치의 주퇴복좌운동이 원활하게 작동됨을 알 수 있다. 또한, 사격 후 장비 및 부품의 손상이나 파손이 없었으며, 누유 및 누기가 없음을 확인하였다. 주퇴거리는 추진제 연소시 발생하는 압력에 의해 탄두가 포구 이탈시 발생하는 반작용 힘인 주퇴력에 대해 포열 및 포미장치 등으로 이루어진 주퇴몽치가 주퇴복좌할 때 후방으로 움직이는 최대 이동거리를 의미한다. 복좌는 주퇴 후 원위치로 복귀하는 것을 나타낸다[5].

Table 5. Measuring item

| Classification | Measuring item | Measuring equipment | | Measuring method |
|------------------------------|--|--------------------------|--------------------|--|
| | | Device name | Model spec. (S/N) | |
| Recoil | Recoil length while firing (mm) | Tape line | 1mm unit Tape line | Grease recoil guide before firing and measure recoil marks after firing. |
| Velocity | Muzzle velocity (m/s) | MVRS | SL_520PE (2987) | Measuring velocity using doppler method. |
| Pressure | Max pressure in breech chamber (100psi unit) | Crusher gage | M11 | Insert the gauge into the charge and recover it after firing, and calculate the pressure using the pressure conversion table for the gauge deformation. (Gage Temp. 32°C) |
| Metal part separation status | Initial flight phenomenon | High-speed camera (HSDC) | VEO640 (22672) | When firing, take more than 3,000 frames per second and read the video. |

Table 6. General ammunition firing test result (1mil = 0.05625°)

| No. | Date | Elevation degrees (mil/°) | Projectile type | Projectile weight (kg) | Propellant type | Pressure (psi) | Velocity (m/s) | Recoil (mm) (Max. 762mm) | Notes | | | |
|-----|--------------------|---------------------------|----------------------------|------------------------|-----------------|----------------|----------------|--------------------------|--------|-----|-----|-------|
| 1 | '20.7.9 (Thursday) | 89mil (5°) | Practice Ammunition (K311) | 31.4 | K14 | N/A | 830 | 460 | Warmer | | | |
| 2 | | | | | | | 840 | 460 | | | | |
| 3 | | | | | | | 840 | 460 | | | | |
| 4 | | 444mil (25°) | High Explosive (K300) | | | | 31.4 | K14 | N/A | 840 | 470 | Proof |
| 5 | | 840 | | | | | | | | 470 | | |
| 6 | | 1,155mil (65°) | | | | | | | | 840 | 490 | |
| 7 | | 840 | | | | | | | | 490 | | |

※ Test equipment : Slide assembly(made by H-W/A)

※ Test site : ADD Anheung test site 6-5(Same site for high-pressure ammunition firing test/the rest is omitted)



Figure 4. Result of checking for rotating band separation

3.3. 고압탄 성능입증 사격시험 평가결과

고압탄에 대한 성능입증을 위하여 앞서 언급한 고압탄용 더미탄두 조립체와 장약 결합체를 제작하여 사격시험을 수행하였다. 총 8발에 대한 사격 시험 결과를 Table 7 및 Figure 5에 나타내었으며, 8발 중 2발이 약실압력 기준을 충족하였다. 나머지 6발의 경우, 약실압력 기준치보다 일부 낮게 나왔으나, 이러한 압력 편차 발생 영향 인자로는 추진제 온도 저하, 포신 내부 약실 및 강선부 마모 상태, 수동 장전에 따른 포신과 탄두의 정렬 편차

Table 7. High-pressure ammunition performance verification firing test result (Gun barrel S/N : 17607, Total rounds : 1,161)

| No. | Date | Elevation Degrees (mil/°) | Projectile Weight (kg) | Propellant | | Pressure (psi) (Min. 74,190 psi) | Velocity (m/s) | Recoil (mm) (Max. 762mm) | Notes |
|----------|-------------------|---------------------------|------------------------|------------|-------------|----------------------------------|----------------|--------------------------|-------------|
| | | | | Type | Weight (kg) | | | | |
| U.S Navy | N/A | 142mil (8°) | 49.9 | Special | 10.21 | 74,300 | 832.71 | 687.3 | Ref. |
| 1 | '21.1.15 (Friday) | 7mil (0.4°) | 46 (Dummy Projectile) | K14 | 9.00 | 74,000 | 730 | 550 | Satisfied |
| 2 | | | | | 9.20 | 78,000 | 740 | 570 | |
| 3 | | | | | 9.00 | 73,000 | 730 | 550 | Unsatisfied |
| 4 | | | | | 9.00 | 73,000 | 730 | 550 | |
| 5 | | | | | 9.00 | 72,000 | 730 | 550 | |
| 6 | | | | | 9.05 | 72,000 | 730 | 550 | |
| 7 | | | | | 9.10 | 73,000 | 740 | 560 | |
| 8 | | | | | 9.15 | 72,000 | 740 | 560 | |

※ Test equipment : slide assembly(own by Poongsan Corp.) / ※Setting fire safety zone : 0 ~ 12 km

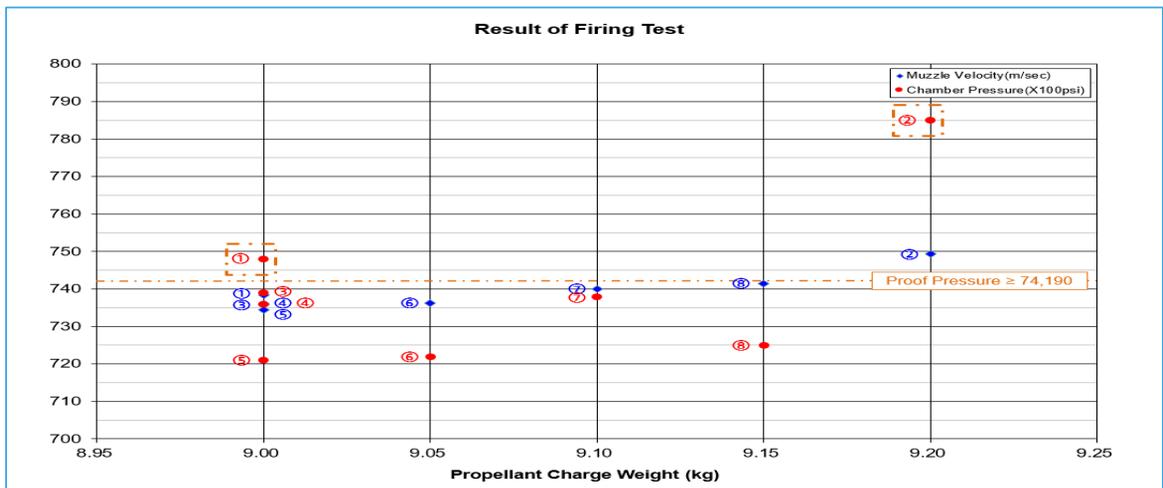


Figure 5. High-pressure ammunition performance verification firing test result

등이 복합적으로 영향을 미친 것으로 추정된다. 사격간 주퇴거리는 기준치(152.4 mm~762.0 mm) 이내로 확인되어 사격시험간 주퇴뭉치의 주퇴복좌 운동이 원활하게 작동됨을 알 수 있었다. 또한, Figure 4에 나타난 바와 같이 초고속카메라 촬영을 통하여 포구에서 이탈한 탄체 확인 결과, 탄두에서 회전밴드(탄두에 조립되어 강선을 따라 회전하는 부품)가 분리되지 않음을 확인하여 안전성을 확인하였다.

3.4. 슬라이드 조립체 국산화 시제 고압탄 사격시험 평가 결과

고압탄에 대한 성능입증 완료 후, 슬라이드 조립체 국산화 시제에 대한 고압탄 사격시험을 수행하였다. 총 5발에 대한 사격시험 결과를 Table 8 및 Figure 6에 나타내었으며, 1번탄은 가온탄이며, 나머지 4발이 시험탄으로 4발 중 2발이 약실압력 기준인 74,190psi 이상을 충족하였다. 나머지 2발의 경

Table 8. Slide prototype high-pressure ammunition firing test result (Gun barrel S/N : 17607, Total rounds : 1,166)

| No. | Date | Elevation Degrees (mil/°) | Projectile Weight (kg) | Propellant | | Pressure (psi) (Min. 74,190 psi) | Velocity (m/s) | Recoil (mm) (Max. 762mm) | Notes |
|-----|-------------------|---------------------------|------------------------|------------|-------------|----------------------------------|----------------|--------------------------|-------------|
| | | | | Type | Weight (kg) | | | | |
| 1 | '21.1.18 (Monday) | 7mil (0.4°) | 46 (Dummy Projectile) | K14 | 8.60 | 60,000 | 700 | 530 | Warmer |
| 2 | | | | | 9.10 | 71,000 | 730 | 560 | Failed |
| 3 | | 142mil (8°) | | | 9.20 | 75,000 | 740 | 570 | Satisfied |
| 4 | | | | | 9.15 | 76,000 | 740 | 580 | |
| 5 | | | | | 9.15 | 72,000 | 740 | 580 | Unsatisfied |

※ Test equipment : Slide assembly(Made by H-WIA)

※ Setting fire safety zone : 0~12 km(Elevation 7mil) / 0~20 km(Elevation 142mil)

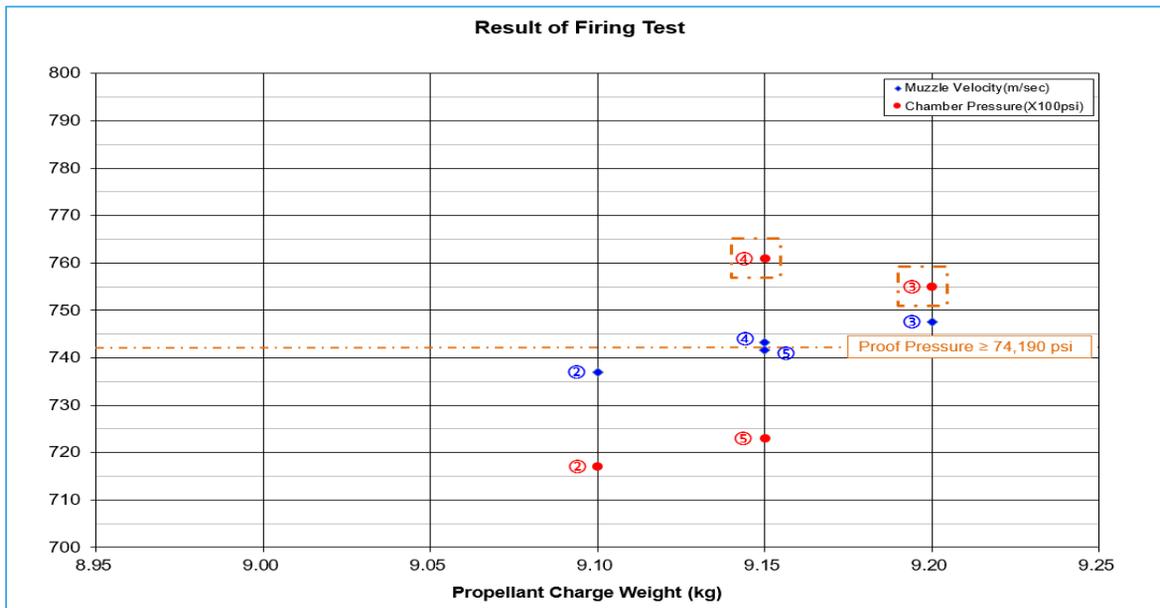


Figure 6. Slide prototype high-pressure ammunition firing test result

우, 약실압력 기준치보다 일부 낮게 나왔으며, 이는 3.3절에서 언급한 요인에 의한 것으로 판단된다.

3.5. 고압탄 성능입증 사격시험 평가결과

고압탄 성능입증 시 발생한 약실압력 편차에 대하여 동일약량에서 최대 압력편차를 확인하기 위하여 추가시험을 수행하였다. 총 6발에 대한 사격시험 결과를 Table 9 및 Figure 7에 나타내었으며, 6발 중 5발이 약실압력 기준을 충족하였다. 기존 고압탄 시

험결과 동일약량(3.4절 Table 8 순번 4번 및 5번, 추진제 9.15kg)에 대해 압력편차가 최대 3,800 psi 발생하였으나, 이번 시험에서는 추진제 9.15 kg 적용 시 최대 압력 편차가 2,000 psi로 감소함을 알 수 있다. 특히, 1~5번탄 약실압력 편차는 600 psi로 아주 양호한 결과를 얻었으며, 이번 시험 시 추진제 온도 변화를 최소화하기 위해 장전 직전에 장약 온도 챔버에서 불출하여 사격을 진행하였다. 6번탄의 경우, 압력편차가 큰 편이나 기존 시험결과보다는 양호함을 알 수 있다.

Table 9. High-pressure ammunition performance verification firing test result(Additional test)(Gun barrel S/N : 17607, Total rounds : 1,180)

| No. | Date | Elevation Degrees (mil/°) | Projectile Weight (kg) | Propellant | | Pressure (psi) (Min. 74,190 psi) | Velocity (m/s) | Recoil. (mm) (Max. 762mm) | Notes |
|-----|---------------------|---------------------------|------------------------|------------|-------------|----------------------------------|----------------|---------------------------|-------------|
| | | | | Type | Weight (kg) | | | | |
| 1 | '21.1.28 (Thursday) | 142mil (8°) | 46 (Dummy projectile) | K14 | 9.15 | 75,000 | 740 | 540 | Satisfied |
| 2 | | | | | | 75,000 | 740 | 570 | |
| 3 | | | | | | 75,000 | 740 | 570 | |
| 4 | | | | | | 76,000 | 740 | 570 | |
| 5 | | | | | | 76,000 | 740 | 570 | |
| 6 | | | | | | 74,000 | 730 | 560 | Unsatisfied |

※Test equipment : Slide assembly(Own by Poongsan Corp.) / ※Setting fire safety zone : 0~18 km

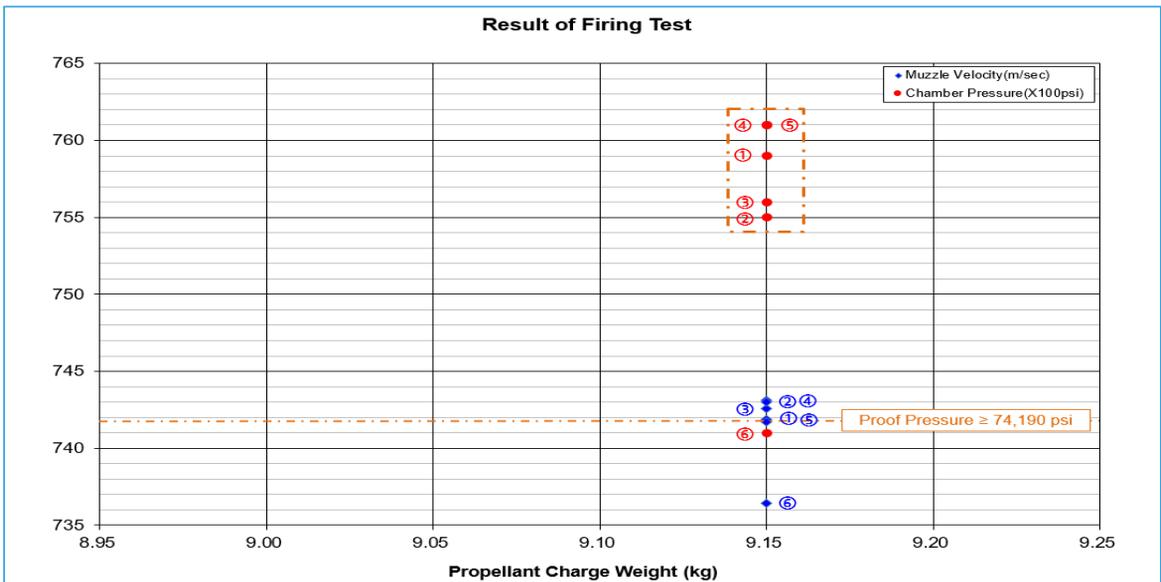


Figure 7. High-pressure ammunition performance verification firing test result(Additional test)

4. 결론 및 향후 계획

본 연구에서는 KMK45 구성품인 슬라이드 몸체의 일반부품국산화 개발사업간 해외에서 수행하고 있는 고압탄 사격시험을 국내 시험환경에서 수행가능토록 고압탄 사격에 대한 시험평가 체계를 개발하는 연구를 진행하였으며, 최종적으로 고압탄 성능인증 시험과 더불어 슬라이드 조립체 국산화 시제에 대한 시험평가를 통하여 고압탄 사격 시험평가 체계를 성공적으로 개발하였다.

기존 해외 시험평가의 경우, 해상 운송 포함 약 2.5개월이 소요되며 시험비용은 약 5억원 수준이나, 국내에서 시험평가 수행시 일정은 5일, 시험비용은 0.3억으로 기존 대비 상당한 이점이 있다. 또한, 현재 미해군시험장에서 고압탄 시험용 뇌관 입고 지연 문제가 발생하고 있는데, 슬라이드 조립체의 경우 국내 사격시험을 수행함으로써 이에 대한 리스크가 없는 상태이다.

현재, 5인치 함포 슬라이드 조립체의 고압탄 시험

을 국내에서 7문 수행하였으며, 이를 통해 사격시험 비용을 절감하고, 일정 또한 단축하여 해군 함정 전력화 일정을 준수하는데 크게 기여하고 있다.

또한, 향후 5인치 함포용 포열 국산화 개발 간 본 연구에서 개발한 고압탄 사격에 대한 시험평가 체계를 적용할 수 있다.

참고문헌

- 1 KDS 1020-3001-5, 5"/62 Cal. Gun Mount KMK45, 2019.
- 2 Specification for the Mk 45 Mod 4 Gun Mount 44114 E-7749, 1999.
- 3 Localization Development Project of General Parts, Development Management No. : D160085, Development Item : Slide Body, 2016.
- 4 ADD, Acceptance Test Procedure(Slide Assembly, 5"/62Cal., MK32), 2014.
- 5 Hong S. G., Gun Technology-Practical Base, 2012.

항공기 조향시스템 품질개선 및 검증에 관한 연구

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

A Study on the Quality Improvement and Verification of Aircraft Nose Wheel System

김봉균, Bonggyun Kim

한국항공우주산업 항공기계통2실 선임연구원
Research Engineer, Subsystems Department II Korea Aerospace
Industries, LTD

최형준†, Hyeongjun Choi

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

Abstract

In this study, quality improvement is performed by applying a dual-mode steering system to alleviate direction control sensitivity at high speeds during takeoff and landing of aircraft. In the dual-mode steering system, a normal (low gain) mode with a steering range of 12 degrees and a low speed (high gain) mode with an existing steering range of 40 degrees can be selected as needed. For applying the dual steering mode, the aircraft configuration is changed by adding electrical resistance and relay, light, and wire harness, and electrical circuits and steering schematics are improved. This quality improvement has been verified by confirming the normal operation through analysis of aircraft system, weight, safety, parts, structural integrity, mode identification, and electromagnetic compatibility. In addition, the operation tests consisted of ground test, ground taxiing and flight test are conducted for further verification. As a result, the normal operation has been confirmed through the ground test, and the pilot's qualitative evaluation is rated 'level 3 or higher' based on the ground taxiing and flight test. Thus, in this study, the quality of aircraft is improved by implementing the dual-mode steering system, and the validity of this implementation and aircraft safety are verified accordingly.

keywords : NWS, Nose Landing Gear, Dual Mode, SMCC, Aircraft Verification,

† Corresponding Author : Hyeongjun Choi

Tel : +82-55-751-5357, Fax : +82-55-751-5266, email : chj@dtqa.re.kr
Defense Agency for Technology and Quality, 52851, 420, Dongjinro, Jinju-si, Gyeongsangnam-do, Korea
Received October 13th. 2022 Revised November 12th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

일반적인 고정익 항공기의 조향시스템(Nose Wheel System, NWS)은 항공기가 지상에서 활주 중 회전 성능을 구현할 수 있도록 방향 전환 능력을 제공하며, NLG(Nose Landing Gear), 조향 작동기, RVDT(Rotary Variable Differential Transducer), 제어장치로 구성된다[1]. Figure 1의 조향시스템 작동 개념도와 같이 비행제어컴퓨터(FLCC)의 조향 명령 및 착륙장치(L/G)의 상태 신호에 따라 NWS 제어장치는 NWS 제어밸브에 신호를 보낸다. NWS 제어밸브는 L/G 유압다지관 밸브조립체를 통해 유압을 공급받아 전문착륙장치의 랙/피니언 조향 작동기를 구동시킨다. 또한, NWS 조향 상태 확인을 위해 RVDT 상태신호를 NWS 제어장치에서 처리한다. NWS 제어장치는 조향시스템의 상태를 지시등(Indication), 경고등(Caution)으로 표현된다.

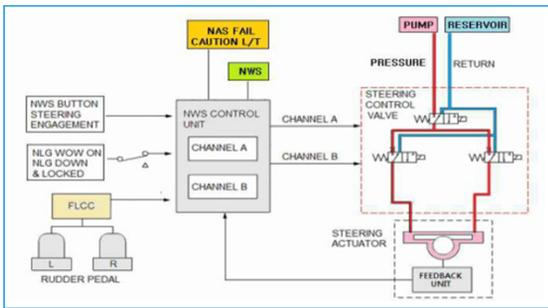


Figure 1. NWS operating schematic

항공기의 이륙 전, 착륙 후, 주기 등 지상 상황은 WOW 스위치와 다운락 스위치가 작동된 상태이며, 조종 스틱의 NWS Engage Button을 누름으로서 항공기가 회전 이동 가능하다. 일반적으로 항공기는 활주로 폭을 고려하여 후퇴, 제동 등 작동의 조건없이 180도 선회가 가능한 최대 조향각을 확보 해야한다. 이러한 성능을 구현하기 위해 이착륙 시 필요한 조향 기능 이상의 조향각 범위를 가져야한다. 고속에서 항공기의 방향 제어 민감도를 완화하기 위해 NWS를 해제(Disengage)하는 것이 일반적이다. 특히, 항공기 이륙 중 방향 유지를 위한 방법은 NWS는 Nose

Wheel이 활주로와 평행하게 정렬된 상태에서 NWS를 Disengage 한다. Nose Wheel이 활주로와 불일치된 상태에서 NWS가 Disengage 되면, 이륙시 항공기가 불안정한 상태에 놓이게 된다. Nose Wheel의 Free Caster 모드에서 기축선 방향으로 복원력이 부족하여 활주 중 기축선 기수 유지를 위한 조종사의 임무 부하가 크게 작용하는 문제가 있다. 활주 중 기수 유지를 위해 러더(Rudder) 또는 브레이킹(Braking) 사용으로 Nose Wheel의 방향 제어가 불충분할 수 있다. 그리고, 조종사의 판단에 따라 활주 중 NWS를 Engage 하여 항공기를 조향할 수 있으나 기수 방향의 흔들림(Directional Oscillation)을 야기할 수 있어 특수한 경우를 제외하고 사용되지 않는 방법이다.

본 연구에서는 항공기 안전성 향상을 위해 조향시스템의 근본적 미흡특성에 대한 품질개선을 수행하고 검증에 대한 방법을 제시하고자 한다.

2. 본론

2.1. General NWS

고정익항공기 NWS(Nose Wheel Steering)는 Figure 2의 (a)와 같은 형상이며, (b)는 조종사의 Rudder Pedal 명령에 따라 FLCC(Flight Control Computer)에서 출력되는 전압이 조향 전자제어 장치인 SCU(Steering Control Unit)에 입력되고 이에 따라 SCV(Steering Control Valve)의 유압을 조절을 통해 최종적으로 항공기 전문착륙장치(NLG)의 조향 기능이 수행되는 시스템이며, 지상활주 중 성능 속도 영역대에서 최대 조향이 가능하다.

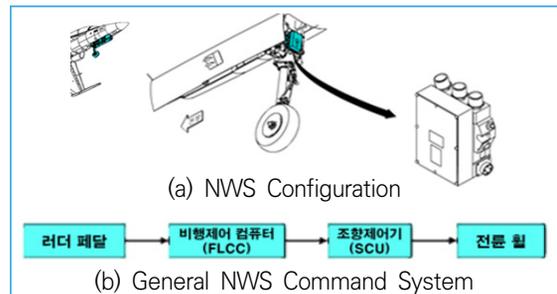


Figure 2. General NWS

2.2. 품질개선

2.2.1. 이중모드 조향시스템

고정의 항공기의 조향시스템에 조향제어회로 (SMCC, Steering Mode Control Circuit)를 추가하여 고속에서의 조향율을 감소시킨 Low Gain Mode를 구현하였으며, 필요시 조종간 조작으로 High Gain Mode(단일모드에서 적용된 좌우 40도 조향각 사용) 선택도 가능한 이중모드 조향시스템을 구현하였다. 비행제어컴퓨터(FLCC) 명령에 따른 조향시스템 이중모드 조향각은 Figure 3과 같은 조향 반응 결과를 보여준다[2].

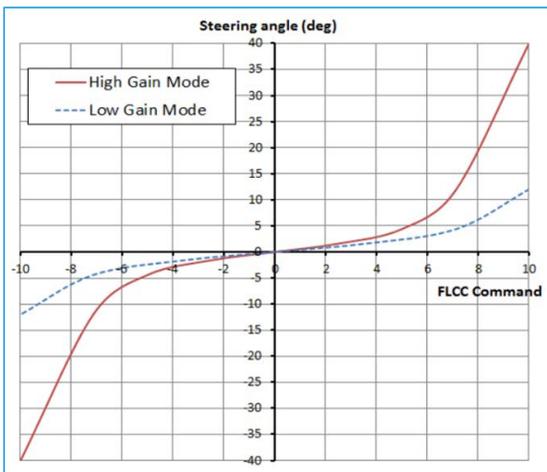


Figure 3. Steering range for each mode

2.2.2. 일반모드(Low Gain Mode)

일반 모드는 조향 가능 범위가 기존의 좌우 40도 보다 좁은 좌우 12도 범위로 변경된 상태를 말하며, 고속에서 방향 제어 안정성 증가를 목표로 적용하였다. Figure 4와 같이 조향 제어회로 내부에 저항을 추가하여 전압을 강하를 통한 기존대비 조향 명령 신호가 감소된다. 또한, 착륙장치 NWS Engage 상태에서 일반모드는 조향 기능 사용을 위한 항공기 기본(Default)로 적용하였다.

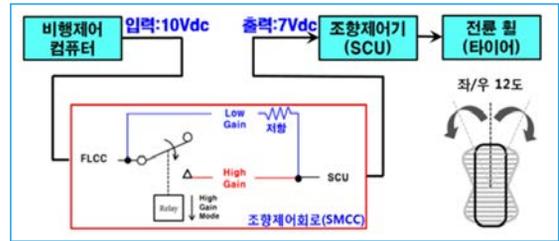


Figure 4. Sequence of low gain mode

2.2.2. 저속모드(High Gain Mode)

저속모드는 기존과 동일한 좌우 40도의 조향 범위가 가능한 상태를 말한다. 필요시, 저속에서 항공기의 원활한 방향 전환을 제공한다. Figure 5와 같이 Switch를 누르면 조향제어회로의 Relay가 동작을 하고 저항이 없는 회로로 연결되어 조향 명령을 수행하므로 변화가 없다. 특히, 조종간의 Pinky Switch (Momentary Type)를 누르는 동안에만 작동하는 시스템이다. Pinky Switch의 본래 기능은 MFD (Multi-Function Display)상 지도 화면 확대기능이나 지상활주 중에는 사용하지 않으므로 High Gain Mode 선택 기능으로 사용하더라도 항공기 안전 특성에는 영향이 없다. High Gain Mode을 사용하는 동안 조종석에 장착된 High Gain Lamp(Green)를 통해 시각적으로 Active Status 확인이 가능하다.

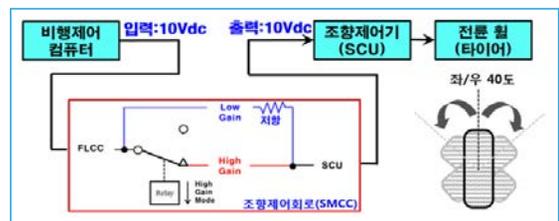


Figure 5. Sequence of high gain mode

2.3. 형상변경

2.3.1. 조향시스템 형상변경

항공기 조향시스템 이중모드 구현을 위해 Figure

6의 ①, ②와 같이 조향제어회로(SMCC, Steering Mode Control Circuit) 구현 및 조종석 모드 시현(Light)을 위한 전기회로(배선도)를 추가하였다.

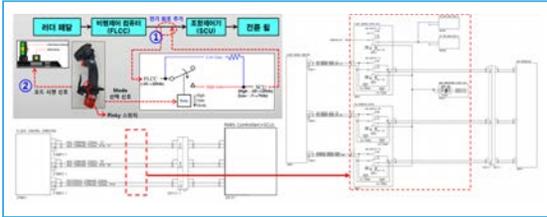


Figure 6. NWS dual mode electric circuit

또한, Figure 7과 같이 이중모드 명령 신호를 처리하기 위한 조향제어회로(SMCC) 및 모드 식별 지시등(NWS Steering Mode Indication) 이 추가된 조향 시스템 Schematic을 구성하였다.

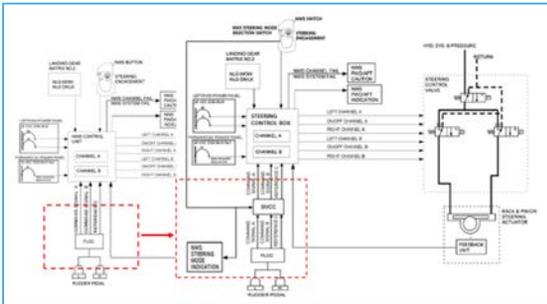


Figure 7. NWS dual mode schematic

2.3.2. 항공기 형상변경

항공기의 물리적 형상변경 사항은 Relay 및 Mount, Wire Hanes, 전/후방식 Light 배선 추가에 따른 Matrix(Control No.2, FWD Interface) 형상 변경 및 조향시스템 이중모드 식별을 위한 Light의 Lamp, Bracket 형상을 적용하였다.

2.4. 검증

항공기는 개조, 품질개선 등에 따라 형상이 변경될 경우, 안전, 항공기 체계 및 관련 부품 등 다양한

검증을 수행해야한다. 조향시스템에 이중모드를 적용한 품질개선에 대한 검증은 Table 1과 같이 8가지 주요 검증 요소를 식별하였으며, 각 요소에 대한 분석 및 시험을 통해 적합성을 확인하였다.

Table 1. Improvement compatibility verification

| Criteria | Verification |
|---|--|
| Performance, Reliability, Compatibility | • Optional Dual Mode |
| Weight, Balance | • Gain Margine against Required Weight and Balance |
| Safety | • Acceptable Level (MIL-STD-882D, Analysis) |
| Part | • Use MiL-Spec Part |
| Structure | • Secure Margin of Safety |
| Mode Indication | • Secure Sight of View |
| Airworthiness | • Institution Certification |
| Flight Test | • Normal Operation |

항공기 체계 관점의 조향 성능, 신뢰성, 호환성은 선택적 이중모드로 구현을 통해 조종사의 판단에 따라 변경 가능한 항공기 조향 성능을 확보하였다. 품질개선에 따른 중량 및 평형은 항공기 공허중량 약 14,000 lbs를 기준으로 설계적용 결과 중량은 약 0.86 lbs가 증가하였다. 따라서 항공기 중량에는 영향이 없으며, 무게중심의 이동 또한 영향이 없다. 항공기 안전, 부품, 구조 건전성, 모드 식별, 감항인증, 비행시험을 통한 품질개선 검증은 다음의 항에서 상세하게 확인 하고자 한다.

2.4.1. 안전(Safety)

조향시스템 이중모드 구현을 위해 기존 시스템에서 저항, Light 및 Relay를 추가하였다. 따라서 각 추가부품(형상변경)에 대한 Safty 분석을 수행하였다. 위험도 평가는 Figure 8의 기준과 같이 MIL-STD-882D에 따라 허용 가능 수준을 확인하였다[3].

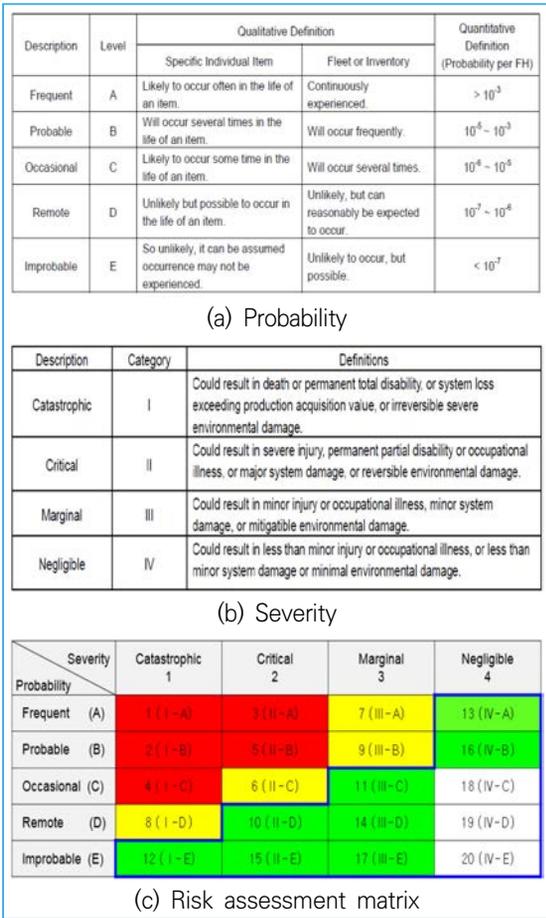


Figure 8. Risk assessment on MIL-STD-882D

저항의 위험도 평가는 발생률의 경우, MIL-PRF-55182류 저항 2개 이상 결함 발생률이 $10^{-16} \sim 10^{-12}$ per Flight Hour이므로 Improbable(E) 수준이다. 심각도의 경우, NWS Fail 되어도 Rudder, 차등 브레이크를 통한 조향이 가능하므로 Marginal(III) 수준이다. 따라서, 위험도 분석 결과 Medium(III-E)로 평가되며, 허용가능 수준이다.

모드 식별을 위한 Light의 위험도 평가는 발생률의 경우, MS25237류 Light 결함 발생률 $10^{-6} \sim 10^{-5}$ per Flight Hour 이므로 Occasional(C) 수준이다. 심각도의 경우, Light 결함은 조향시스템 작동에 영향을 주지 않으므로 Negligible(IV) 수준이다. 따라서, 위험도 분석 결과 Low(IV-C)로 평가되며, 허용가능 수준이다.

Relay의 위험도 평가는 발생률의 경우 MIL-PRF-83536류 저항 2개 이상 결함 발생률이 10^{-10} per Flight Hour이므로 Improbable(E) 수준이다. 심각도의 경우, Relay 결함은 Low Gain Mode로 조향시스템 작동 가능하므로 Negligible(IV) 수준이다. 따라서, 위험도 분석 결과 Low(IV-E)로 평가되며, 허용가능 수준이다.

2.4.2. 부품

저항 선정 기준은 지상시험을 통해 기존 FLCC에서 SCU(Steering Control Unit)로 전달되는 최대 10V 의 아날로그 신호를 30% 가량 감소시키도록 43.2 kΩ(Ch.A & B) 및 22.1 kΩ(Ch.Ref) 저항값으로 선정하였다. 항공기 적용을 위해 저항 품목으로 MIL-PRF-55182 규격을 만족하는 RNC55 시리즈 품목으로 선정하였다.

항공기 운용 전 개별 점등 시험 및 밝기 조절이 가능한 NVIS 호환 표준품을 적용하였다. 규격은 MS25237-327(28V, 1.24W)이며, P/N는 MS25041-12로서 색상은 NVIS GREEN(MIL-STD-411)로 선정하였다.

Relay는 28V 신호 입력 시 자동으로 스위칭하는 소자이다. High Gain Mode 신호 입력 시, 자동으로 Low Gain에서 High Gain으로 전환되는 기능 구현을 위해 사용되었다. 사용된 품목은 현재 고정익 군용 항공기에서 일반적으로 적용된 M83536 시리즈(MIL-PRF-83536)의 Relay가 선정하였다.

2.4.3. 구조 건전성

Light 장작을 위한 조종실의 브라켓은 작용 하중 및 재질, 패스너 특성을 고려하여 구조 해석 결과 (Bracket Strength Check) 패스너의 강성 안전여유 +7.95, 베어링 안전여유 +51.92로 확보되었으며, 굽힘(Bending)에 대하여 Eq. 1.과 같이 안전여유 (Margin of Safty)가 +1.25로 설계하여 구조 건전성을 확보하였다[4-5].

$$\begin{aligned} \in \text{stallation Load} : P &= lbs \\ \leq \text{ngth} : L &= 0.56 \text{ in} \\ \text{Area} : A &= 0.054 \text{ in}^2 \\ \text{Axial Stress} : f_a &= P/A = 467 \text{ psi} \quad (1) \\ \text{Moment} : M &= P \times L = 14 \text{ in-lbs, Ult} \\ \text{Bending Stress} : f_b &= \\ (6 \times M) / ((b - D \times 2) \times t^2) &= 24899 \text{ psi} \end{aligned}$$

2.4.4. 모드 식별

조향시스템 이중모드 식별을 위한 램프 장착 위치에 대한 검토 결과 조종사 시야 기준으로 Figure 9 와 같이 Primary Field of View 및 Maximum Field of View를 고려하여 작착에 적용하였다.

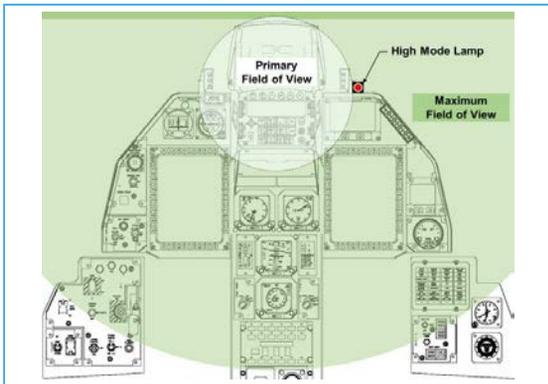


Figure 9. Field of view in cockpit

2.4.5. 전자기 적합성

지상기능점검, Ramp Taxi, Low Speed Taxi, Medium Speed Taxi, High Speed Taxi, 및 비행 시험을 통해 조향시스템 품질개선에 대한 전자기 영향성이 없음을 확인하였다. 지상점검은 외부 전원 및 유압을 사용하는 시험 조건에서 조향시스템 기능점검을 수행하였다. 조향시스템 기능 점검(전자기 영향성 확인 포함) 결과 정상 작동을 확인하였다. 항공기 운용시험은 Engine Run 수행 후 지상 활주 및 이/착륙 시험을 통해 전자기 영향성이 없음을 Figure 10과 같이 확인하였다. Ramp Taxi 및 Low Speed Taxi 시험 동안 조향 시스템 정상 작동을 확인하였

다. 측풍 상황을 모사한 1/2 차 Medium Speed Taxi 및 High Speed Taxi 조건에서 조향시스템 정상 작동 및 NWS Engage 상태에서 이륙 중 비행 안전성 확인하는 비행시험에서 전자기 영향성 없음 (경고 미시현) 및 정상작동을 확인하였다.

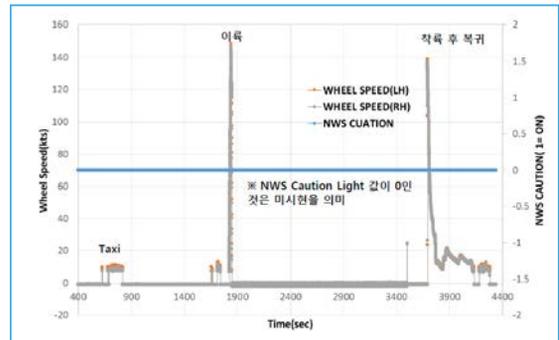


Figure 10. NWS caution during aircraft test

2.4.6. 비행시험

본 품질개선에 대한 검증을 위해 지상시험, 지상 활주, 비행시험을 수행하였다. Table 2와 같이 지상 시험에서 Switch 누름 및 Mode 전환 시험에서 정상작동을 확인하였으며, 저속, 중속, 고속 지상활주 및 이착륙 비행시험에서 조종사의 정성적 평가 기준 (CHR : Cooper-Harper Rating) 결과 3등급 이상 임을 확인하였다. Figure 11은 조종사 평가 기준 (Handling Qualities Rating Scale)을 보여준다.

Table 2. Total of test assesment

| Criteria | Ground Test | Ground Taxing | Flight Test |
|----------|--|---|---|
| Contents | <ul style="list-style-type: none"> Steering Command Steering Angle Chennel Caution Lamp Switch Mode Exchange | <ul style="list-style-type: none"> Ramp Taxi Medium Speed Taxi High Speed Taxi | <ul style="list-style-type: none"> Take Off Landing |
| Result | General Operation | CHR Over Level 3 | CHR Over Level 3 |

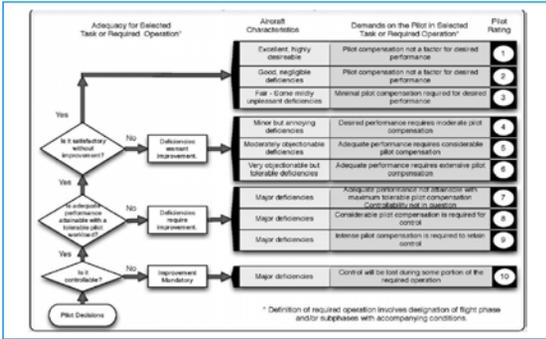


Figure 11. Handling qualities rating scale

조향시스템 이중모드 적용에 대한 기능점검을 수행하였다. 최대 조향각은 전/후방식 Full Pedal 작동 시 NLG(Nose Landing Gear)의 최대 조향각 12 ± 1.7 도 수준으로 정상 최대 조향각을 확인하였다. Figure 12와 같이 조향각 시험(Steering Angle Check)을 통해 NWS Gain Schedule을 확인하였다[6]. High 및 Low Gain Mode에서 Rudder Pedal Force에 따라 Steering Angle 변화량 및 비율을 확인하였다. 고속(High Speed) 조향 구간에서 충분한 조향력이 확보되었다. Switch Over and Caution Light 점검에서 NWS 하나의 Channel Fail 시 Caution Light 점등 및 다른 Channel로 자동변경(Switch Over) 정상작동 여부 확인하였다. High Gain Lamp on/of를 위해 Control Stick의 Pinky Switch 누르는 동안 High Gain Lamp 점등 정상작동 여부 확인 및 Pinky Switch의 고유기능의 정상작동을 확인하였다. 전/후방식 Full Rudder Pedal 작동 중 Low / High Gain Mode 전환 시

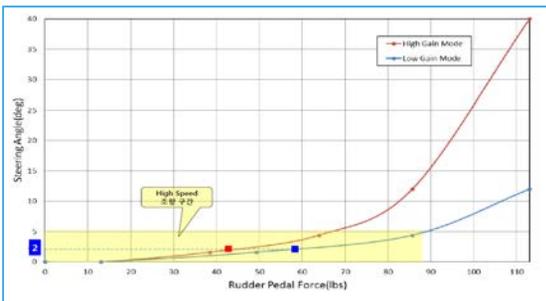


Figure 12. NWS gain schedule

NLG 회전 정상작동을 확인하였다. High Gain Mode Lamp 추가에 따른 PVI(Pilot Vehicle Interface) 테스트 결과 주/야간 환경 모사 후 조종사가 직접 조종실에서 Lamp 밝기, 위치 등 적합성을 확인하였다[7].

항공기 지상활주 간 Gain Mode 상태에 따른 NWS System 정상작동을 확인하였다. 항공기 Ramp Taxi 중 방향전환 시 Ground Speed 기준으로 Heading 변화 및 소요시간은 Table 3과 같이 결과를 보여준다. 조종사 정성적 평가 결과 3등급 이상이며 Full Pedal 상태에서 Mode 전환 시 급격한 Heading 변화 없이 안정적 거동이 확인되었다.

Table 3. Result of ramp taxi

| Mode | Condition | Ground Speed (kts) | Heading Change (°) | Time (s) |
|------|----------------|--------------------|--------------------|----------|
| High | Left 90° Turn | 7.7 | 87.3 | 7.0 |
| Low | Left 90° Turn | 8.4 | 87.4 | 8.0 |
| High | Left 180° Turn | 6.8 | 181.8 | 13.5 |
| Low | Left 180° Turn | 7.8 | 180.1 | 19.26 |

중속, 고속 Taxi 시험 결과 Low Gain Mode 로 활주 시 Centerline Capture를 안정적으로 수행 가능하며, 조종사 평가 결과 High Gain Mode에 비해 Low Gain Mode에서 NWS Control 안정 성능이 증가한 것으로 평가되었다. 또한, Mode와 상관없이 중속, 고속에서 ± 3 ft 내 Centerline Capture 가능함을 확인하였다.

항공기 운용시험은 Clean 형상 및 중량 약 20,000lb을 기준으로 비행시험을 진행하였으며, Take-off 및 Landing 운용 중 NWS Engage를 통해 품질개선에 대한 검증을 수행하였다. NWS Engage 상태에서 Landing Roll 및 제동 중 비행 안전성을 확인하고자 한다. Figure 13과 같이 NWS Engage(Low Gain) 상태로 이륙 중 방향 유지에 특이사항 없으며, Low Gain Mode 사용에 대한 이륙 중 비행안전성을 확인하였다. 또한, Wheel Speed 100kts에서 NWS Engage 수행 후 Low Gain

Mode로 Centerline 유지와 항공기 속도 유지 가능 하여 Landing 후 Low Gain Mode 사용에 대한 착륙 중 비행안전성을 확인하였다.

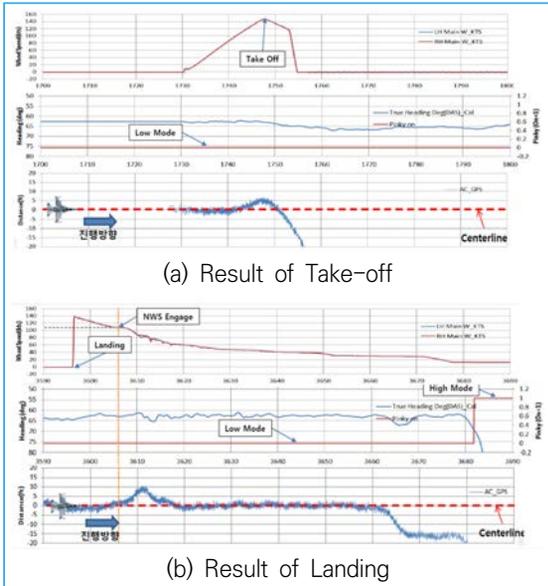


Figure 13. Aircraft test result

3. 결론

초음속 항공기는 이/착륙 시 고속에서 방향 제어 민감도를 완화하기 위해 NWS를 해제(Disengage) 하는 것이 일반적이다. 하지만, Nose Wheel의 Free Caster 모드에서 기축선 방향으로 복원력이 부족하여 활주 중 기축선 기수 유지를 위한 조종사의 임부 부하가 크며, 활주로 이탈의 위험이 있다. 따라서, 본 연구에서는 항공기 안전성 향상을 위해 조향시스템의 근본적 미흡특성에 대한 품질개선을

수행하고 변경사항에 대한 다각적인 검증을 통해 적합성을 확인하였다. 품질개선은 Pinky Switch를 활용한 조향시스템의 이중모드를 구현하였다. 조향 가능 범위 12도인 일반모드 구현을 통해 고속에서 방향 제어 안정성을 확보하였다. 필요시, 저속에서 항공기의 원활한 방향 전환을 위해 기존과 동일한 조향 범위 40도인 저속모드를 구현하였다. 품질개선에 따라 저항, Relay, 전기배선 등 형상변경을 적용하였다. 조향시스템에 이중모드를 적용한 품질개선에 대해 8가지 주요 검증 요소를 식별 하였으며, 각 요소에 대한 분석 및 시험을 통해 적합성을 확인하였다.

참고문헌

- 1 "Air vehicles Subsystems(Appendix A, Air vehicle Landing Subsystem Requirements and Guidance)", JSSG-2009A.
- 2 J. W. Shin, T. U. Kim, S. C. Kim, J. S. Lee, S. J. Chung, "Performance Analysis of the Aircraft Landing Gear", KSME, 2011.
- 3 "SYSTEM SAFETY," MIL-STD-882D, 2000.
- 4 "Aircraft Structural Integrity Program (ASIP)", MIL-STD-1530D, 2016.
- 5 M.U. Jang, Y.W. Lee, Y. J, Seo, S. Y. Jin, "The Study on Improvement about Structural Integrity of Main Landing Gear for Rotorcraft", *Korea Academy Industrial Cooperation Society*, pp. 459-467, 2019.
- 6 H.J. Cha, "System Rig Test - T-50 Landing Gear", *KSAS 2006 Fall Conference*, pp. 874-878, 2006.
- 7 J. D Lines, "T50 Landing gear system integrated Test Procedure", Messier-dowty, pp. 5-32, 2002.

수상함 설계 단계의 추정 저항과 실선 저항 비교 연구

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

Comparative Study on Estimated Resistance at Design Stage and Full Scale Resistance for Surface Ship

임성봉, Seongbong Lim

(주)HJ중공업, 선체설계팀, 선임설계원
Senior Design Engineer, Hull Design Team, HJ Shipbuilding and Construction

민일홍†, Ilhong Min

국방기술품질원, 함정센터, 선임연구원
Senior Researcher, Naval Sea Systems Center, Defense Agency for Technology and Quality

Abstract

A naval ship's speed is a key required performance for a given operational mission. Since the prototype is put into operation as the leading ship, strict quality control is required for the estimated horsepower required in the design stage to realize the required speed. In the private sector, research is underway on statistical analysis methods that reflect model tests and ship operational data to increase the accuracy of estimating horsepower required. In the case of naval ship, however, there are data on horsepower measurement through sea trial, but research to utilize them is insufficient. In this study, four surface ships were selected to secure data for quality control in the ship design phase, and a study was conducted to compare and analyze the resistance estimated through the model test and the resistance derived from the measurement data of the full scale surface ship. As a result of the analysis, the estimated resistance in the section above Froude number 0.15 tends to coincide with the resistance of the full scale ship, but the prediction accuracy tends to be low in the section below Froude number 0.15. The low-speed operation ratio of the Republic of Korea Navy's main battleship is about 80% of the total operating time, and when selecting a propulsion system considering this, it can be expected to reduce operation and maintenance costs. Therefore, the resistance at low speed must be accurately estimated at the design phase. Based on the results of this study, a follow-up study is in progress to derive results that can be used for quality control in the basic design stage by converting the resistance measurement values of surface ships into a database.

keywords : Surface ship, Resistance, Estimating horsepower, Comparative analysis

† Corresponding Author : Ilhong Min

Tel : +82-55-750-2528, Fax : +82-51-758-3992, email : ilhong_min@dtaq.re.kr

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

Received October 13th. 2022 Revised November 14th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

함정의 속도는 부여된 작전 임무 수행 및 전투성능과 관련한 핵심적인 품질 요구 조건이다. 함정에 요구되는 속도는 운용 개념 및 다양한 작전 상황을 고려하여 선정된다. 특히 수상함의 경우, 해상 환경에서 요구되는 속도를 유지하려면 선체에 작용하는 유체의 저항, 상부 구조물에 작용하는 공기 저항 등을 고려해야 한다. 일반적으로 수상함의 저항은 주어진 속도로 나아가는데 필요한 힘과 같으며, 수상함의 추진기관은 요구속도에 따른 저항 성분을 충분히 극복할 수 있는 마력을 낼 수 있어야 한다. 함정의 경우 다른 무기체계와 달리 시제함이 선도함이 되어 작전에 투입되므로, 건조 전 단계에서 요구 속도를 구현하기 위한 소요 마력을 정확히 추정하는 것이 중요하다.

일반적으로 수상함에 필요한 마력을 추정하기 위해서 통계적 방법, 전산 해석, 모형 시험 등의 방법을 사용하며, 정확한 마력 추정을 위해서 이 방법들은 상호 보완되어야 한다. 특히, 통계적인 방법의 정확도를 높이기 위해서는 실선 마력 측정 데이터를 확보하고 분석하는 일이 중요하다.

따라서 본 연구에서는 수상함 시운전에서 측정된 실선의 마력과 설계 단계에서 모형 시험을 통해 추정된 마력을 요구 속도별로 비교-분석하였다. 함정 설계 시 요구 속도별 마력을 도출하기 위한 개략도를 Figure 1에 나타내었다.

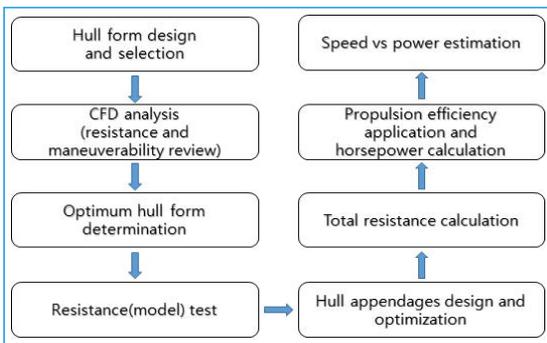


Figure 1. Procedure for estimating horsepower of the surface ship

2. 연구목적

수상함의 기본 설계 단계에서 요구되는 속도에 필요한 마력을 추정하기 위해 해군의 함정 설계/건조 기준 중 저항-마력 계산 절차 및 여유마력 적용 기준을 적용한다[1]. 해당 기준은 초기 설계 단계에서는 Taylor 표준 계열, NPL(National Physical Laboratory)계열 등 계열시험 자료 및 유사 실적선의 시운전 결과 또는 모형 시험 자료를 이용하여 소요마력을 추정하는 통계적 방법을 제시하고, 이후 추정 정확도를 높이기 위해 모형 시험을 통한 추정 방법을 제시하고 있다. 모형 시험을 통한 소요마력 추정 방법은 정확도가 높지만 비용과 시간이 많이 필요하다는 단점이 있어 신속한 의사 결정이 필요한 선형 연구 및 초기 설계 단계에서는 통계적인 방법이 사용되고 있다. 민간 상선분야에서는 마력 추정에 사용되는 계열자료 및 통계적 방법이 최신의 선형 설계 경향과 진보된 통계해석 방법에 반영되어 있지 않은 점을 식별하고, 이를 보완하기 위한 연구들이 진행 중이다.

Kim 등은 선박의 초기설계 단계에서 통계 해석 기법의 유용성을 강조하고 저항 추진 성능을 신속하고 정확하게 추정하기 위한 통계해석 프로그램을 개발하였다[2]. 또한 Kim 등은 기계 학습, 신경망 이론 등 진보된 통계 해석 방법 구축 및 최신 선형을 반영하기 위해 저속 비대선의 저항 시험 결과를 데이터베이스화 하고, 선형 변수를 회귀분석 하여 저항 추정식을 도출하였다[3-4]. 또한 Park 등은 대형 선박에 비해 소형 연안 어선들의 모형 시험 자료가 미비하여 통계해석 방법 적용이 제한됨을 확인하고, 이를 보완하기 위해 15척의 소형 연안어선의 모형 시험 자료를 분석하여 유효마력 추정 회귀분석 식을 도출하였다[5].

이처럼 민간 상선 분야에서는 실적 및 유사 자료 분석을 통해 초기 설계 단계의 마력 추정을 위한 통계적 방법을 보완하기 위한 연구가 활발히 진행 중이다. 하지만 국내 해군함정의 경우 선도함, 양산함 건조 후 해상 시운전 평가를 통해 비교적 신속 및 추

진과 관련한 양질의 데이터를 확보하여 방위사업청 함정정보관리체계에 탑재하고 있으나, 실적선 데이터 분석을 통한 저항 추정 연구나 선행 연구 및 초기 설계 단계에서의 함정의 신속한 저항 추정을 위한 통계적 방법 개발에 관한 연구는 미흡한 상황이다. 특히 수상함의 경우, 일반 상선에 비해 비교적 빠른 선속을 요구하고, 작전운용환경에 따라 요구되는 선속의 설계조건이 다양하다. 또한 방형 계수(C_B)가 일반 상선에 비해 작은 특성을 가지기 때문에 수상함에 최적화 된 데이터베이스를 구축하고 이를 반영한 통계해석 방법을 구축할 필요가 있다. 본 연구에서는 수상함 분류별로 4척의 수상함을 선정하여 기본 설계 단계의 저항 추정 결과와 실선의 저항에 대해 비교 분석을 수행하여 기본 설계 단계에서 추정된 수상함 저항값의 정확도 및 경향을 확인하였다.

3. 본론

3.1. 연구 대상

본 연구에서는 4척의 수상함을 대상으로 기본설계 단계의 저항 추정값과 실선의 소요마력 측정값으로부터 도출된 저항을 비교 분석하였다. 대상 수상함에 대해 설계 단계에서 사용된 저항추정 절차는 Table 1과 같으며 함의 하중상태는 만재상태를 기준으로 하였다.

Table 1. Resistance prediction procedure of surface ship to be analyzed

| Characteristics of the ships | Value | | | |
|---------------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | Ship A | Ship B | Ship C | Ship D |
| Resistance Prediction Procedure | ITTC 1978 | ITTC 1957 | ITTC 1957 | ITTC 1978 |

3.2. 연구 방법

대상인 4척의 수상함에 대하여 각 함정별 기본 설계 단계에서 최종 선정 선형에 대한 저항 시험, 프로펠러 단독 시험 및 자항 시험 결과가 반영된 모형 시험 결과로부터 추정된 저항값을 정리하였다. 실선의 저항은 수상함별 시험평가 및 시운전 간 축 회전수가 일정하게 유지된 상태에서 축에 전달된 마력을 계측한 결과를 활용하였으며, 이를 기준으로 설계 단계에서 적용된 설계 여유, 축 전달 효율, 준 추진 효율을 역으로 반영하여 유효마력을 계산한 다음 대응하는 선속을 나누어 저항을 도출하였다. 상기 모형 시험과 실선 계측을 통해 구해진 저항은 추후 회귀분석을 용이하게 하기 위해 무차원수인 프루드수(Fr)를 기준으로 정리하여 비교 분석을 수행하였다. 비교 분석을 용이하게 하기 위해 모형 시험의 선속과 실선 계측 시 구현된 선속이 완전히 일치하지 않는 부분은, 실선 계측 시 구현된 각 선속에 맞추어 모형 시험에서 추정된 저항을 보간하여 데이터를 정리하였다. 또한 실선 계측 속도에 대응하는 준 추진효율은 모형 시험 시 시험 속도 별 적용된 값에서 보간하여 적용하였으며, 모든 대상 함정의 하중 조건은 만재 상태 조건을 기준으로 하였다.

3.3. 연구 결과

대표 수상함 별 기본설계 단계에서 추정된 저항과 실선의 마력 계측으로 얻어진 저항의 비교 결과는 Ship A ~ Ship D 순으로 Figure 2~5에 나타내었다.

전술한 연구방법을 통해 실선 계측으로 구해진 저항과 설계 단계에서 모형 시험을 통해 추정된 저항의 오차율을 선속별로 구하였다. 도출된 오차율을 분석한 결과 모든 수상함에서 프루드수(Fr) 0.15를 기준으로 저항 예측 정확도의 경향이 달라지는 것이 확인되었다. 대상 수상함 별 평균 오차율을 프루드수 0.15를 기점으로 Table 2에 나타내었다.

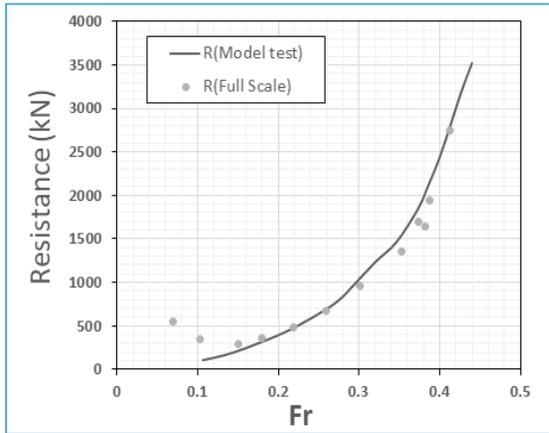


Figure 2. Resistance comparison result of ship A

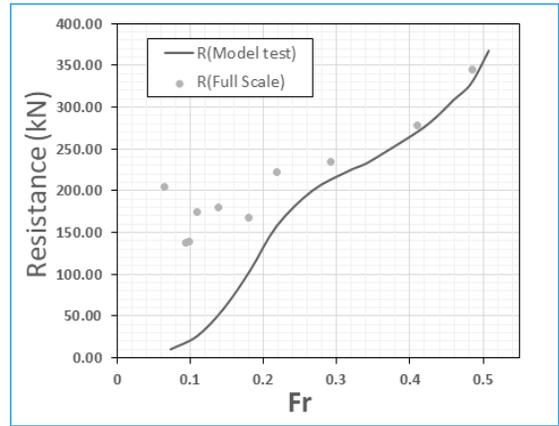


Figure 5. Resistance comparison result of ship D

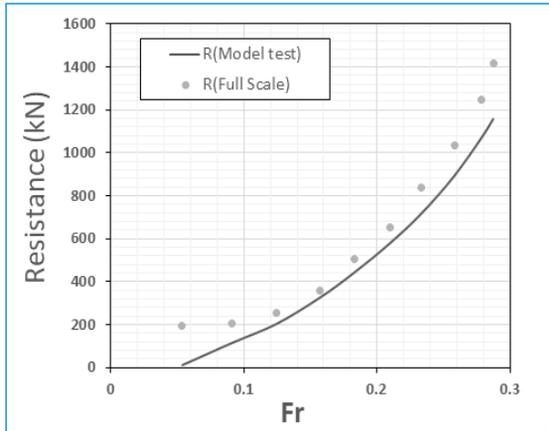


Figure 3. Resistance comparison result of ship B

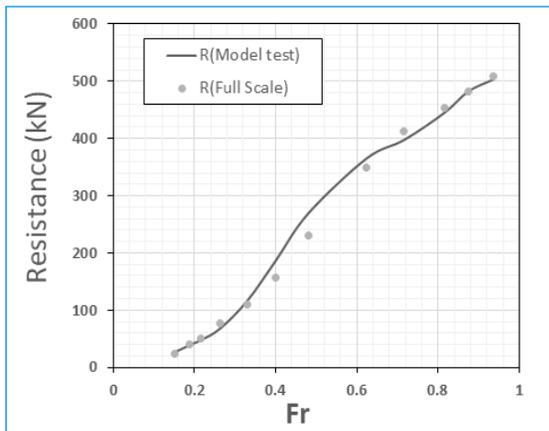


Figure 4. Resistance comparison result of ship C

Table 2. Mean error of estimated resistance and full scale ship resistance

| Froude Number | Mean Error (%) | | | |
|---------------|----------------|--------|--------|--------|
| | Ship A | Ship B | Ship C | Ship D |
| 0 ~ 0.15 | 829.4 | 609.9 | - | 755.6 |
| 0.15 ~ | 8.6 | 15.8 | 6.4 | 22.5 |

프루드수 0.15 이상의 구간에서 평균 오차율은 최소 6.4%에서 최대 22.5%로 나타난 반면, 프루드수 (Fr) 0.15 이하 구간에서는 최소 609.9%에서 최대 829.4%로 프루드수 0.15 이상 구간에 비해 저항 예측 정확도가 매우 낮은 결과를 보였다. Ship C의 경우는 설계 속도와 실선계측 속도의 최소값이 프루드수 0.15를 초과하여 평균 오차 계산에서 제외하였다.

분석 결과, 4척의 수상함에 대해서 고속구간 대비 저속구간의 저항 예측 정확도가 낮은 경향을 보였다. Baek 등의 연구 결과에 의하면 한국 해군에서 운용하는 주력 전투함의 연간 운용 속도 패턴 분석 결과, 5~15 knots 범위 운용 비율이 전체 운전시간의 약 80% 이상을 차지하였으며, 이를 반영한 추진기관 재선정 시 연간 30억원의 절감 효과가 있을 것으로 분석하였다[6]. 따라서, 함정 설계 단계에서 저속구간의 소요 마력을 정확하게 추정할 수 있다면, 이를 반영한 추진기관 장비선정을 통해 유지보수비용 및

운용 비용 절감 효과 등 수상함의 품질 향상을 기대할 수 있다. 또한, 저속구간의 소요 마력 추정 결과는 실제 필요한 마력에 비해 낮은 경향을 보이므로 수상함 운용 시 저속구간에서 추진기관의 부하가 설계 대비 과하게 소요됨을 시사한다.

이러한 점을 고려하여, 실선의 소요마력 데이터 분석을 통한 저속구간 소요마력 추정 방법의 정확도를 높일 필요가 있으며, 개발 단계 부터 이러한 품질요소를 미리 식별하고 관리하여 함정 무기 체계의 품질을 사전에 확보해야 한다.

본 연구에서 대상 수상함의 속도에 따른 저항성능의 경향 분석을 위해 프루드수를 변수로 실선 계측을 통한 전저항계수(C_{TS})를 Figure 6에 나타내었다. 실선의 전저항계수는 수상함의 시운전 출항 전 흘수 조건으로부터 구한 침수표면적(S), 해수의 밀도($\rho_{s,w}$), 대응 선속(V), 앞서 도출된 실선의 저항(R_S)을 이용하여 Eq 1.과 같이 계산하였다.

$$C_{TS} = \frac{R_S}{0.5 \rho_{s,w} V^2 S} \quad (1)$$

Figure 6에서 나타난 바와 같이 모든 대상 함정에서 무차원화 된 실선의 전저항계수는 프루드수 0.15 이상 구간 대비 0.15 이하 구간에서 높게 나타나는 경향을 보인다. 이는 수상함이 추진할 때 작용하는 힘의 비율의 관점에서, 0.15 이상의 프루드수 구간

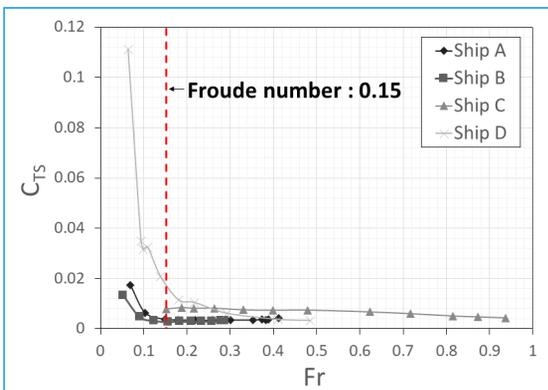


Figure 6. Total resistance coefficient of ship A~D by Froude number

대비 0.15 이하의 프루드수 구간에서는 파도, 풍향, 풍속 등 실제 해상의 환경조건에 의해 작용하는 힘의 비율이 수상함의 추진간 작용하는 관성력 대비 크게 작용한 결과로 판단되나, 4척의 실선 데이터만으로는 분석 결과를 확정하기에 제한이 있으며, 본 연구에서 대상으로 한 함정 이외에도, 타 수상함의 실선 데이터를 추가로 확보 및 무차원화 하여 분석하는 것이 필요하다.

본 연구 결과를 토대로 타 수상함 실측 데이터를 보완하여 실적 수상함의 설계 단계에서 추정된 저항 및 소요마력의 적절함을 판단하기 위한 실선 데이터 베이스를 구축할 것이다. 더불어, 낮은 프루드수 구간에서 실제 해상의 환경조건이 실선의 전저항계수에 미치는 영향을 확인하고, 저속구간 프루드수와 수상함 저항추정 값의 회귀식을 도출하여 개발단계 수상함의 저속구간 소요마력 추정의 적절성, 추진기관 선정의 적절성 확인 및 품질관점의 의견제시 등 개발 품질 관리를 위한 기초 자료로 활용할 예정이다.

4. 결론

본 연구에서는 한국 해군 수상함 4척을 대상으로 기본설계 단계에서 모형 시험을 통해 도출된 저항과 실선계측을 통해 얻어진 저항을 비교 분석하였다. 본 연구의 결과를 기반으로 수상함의 설계 단계에서 추정된 저항 및 소요마력의 적절함을 판단하기 위한 실선 데이터베이스를 구축할 것이며, 실제 해상의 환경조건을 반영한 저속구간 저항추정값에 대한 회귀식을 도출하여 개발 품질관리를 위한 기초자료로 활용할 예정이다. 본 연구를 통해 얻어진 주요 결과는 다음과 같다.

- 1) 선정된 수상함 4척의 선속별 실선 저항과 기본 설계 단계의 모형 시험을 통해 추정된 저항을 비교한 결과, 프루드수 0.15 이상에서 평균오차는 최소 6.4%에서 최대 22.5%로 나타난 반면, 프루드수 0.15 이하 구간에서는 최소 609.9%에서 최대 829.4%로 저항 예측 정확도

가 낮았으며, 예측 결과는 실선의 저항보다 낮은 경향을 보였다.

- 2) 선정된 수상함 4척의 실선 저항으로부터 전저항계수를 도출하여 분석한 결과, 프루드수 0.15 이하 구간에서 전저항계수가 프루드수 0.15 이상 구간대비 높은 경향을 보였다. 이는 저속구간에서 실제 해상환경 조건의 영향이 작용하였을 것으로 추정된다.
- 3) 본 연구는 수상함 4척에 대한 분석을 수행하였으므로, 연구 결과를 보완하기 위해 대상 수상함의 범위를 넓혀 추가적인 분석을 진행 중이다. 최종적으로 함정 개발단계 품질관리를 위한 데이터베이스 구축을 목표로 연구 결과를 도출할 것이다.

참고문헌

- 1 R.O.K. Navy, Criteria for Procedure of Resistance & Required Power Cal. and Power Margin, Criteria for Naval Ship Design & Construction, 2019.
- 2 Kim, E.C. & Kang, K.J., "Study on the Prediction Method of Ship's Powering Performance Using the Data Bank", Transactions of the Society of Naval Architecture of Korea, Republic of Korea, 1995.
- 3 Kim, Y.C., Kim, M.S., Yang, K.K., Lee, Y.Y., Yim, G.T., Kim, J., Hwang, S.H., Kim, J.J. & Kim, K.S., "Prediction of Residual Resistance Coefficient of Low-speed Full Ships using Hull Form Variables and Model Test Results", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, 56(5), pp. 447-456, 2019.
- 4 Kim, Y.C., Kim, G.D., Kim, M.S., Hwang, S.H., Kim, K.S., Yeon, S.M. & Lee, Y.Y., "Powering Performance Prediction of Low-Speed Full Ships and Container Carriers Using Statistical Approach", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, 58(4), pp. 234-242, 2021.
- 5 Park, C.H., Shim, S.M & Jo, H.J., "Prediction of Effective Horsepower for G/T 4 ton Class Coast Fishing Boat Using Statistical Analysis", Journal of Ocean Engineering and Technology, 23(6), pp. 71-76, 2009.
- 6 Baek, H.M., Kim, C.K., Seo, J.H., Lee, W.J. & Lee, J.W., "A Study on Improvement of Performance for Fighting Ships by Adjusting Required Cruise Speed", Journal of Advanced Marine Engineering and Technology, 43(9), pp. 687-692, 2019.

무인기 중계차량용 발전기 동력전달벨트 손상 방지 및 수명연장 개선 연구

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

A Study on the Damage Prevention and Life Extension of Power Transmission Belt of Ground Control Vehicle for Unmanned Aerial Vehicle

이정환, Junghan Lee

대한항공, 품질경영부, 차장
Deputy General Manager, Quality Management Department,
Korean Air

이승민†, Seungmin Lee

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

Abstract

An unmanned aerial vehicle (UAV) is an aircraft without a pilot which performs a mission by being remotely controlled via ground control system. Since military UAVs require rapid deployment depending on the operational area, the ground control system is mounted on the ground control vehicle for mobility. In addition, a ground relay station is installed in the vehicle to secure the data-link communication as well. In this study, the damaged power transmission belt of the power generator for ground relay station is analyzed to establish a countermeasure for extending the life of the transmission belt and confirm the result of applying the improvement solution. As a result of the analysis, the causes of damage are identified as belt alignment, excessive tension of the belt, and contact between belts in the engine room. As solutions to such problems, applying the belt alignment measurement procedure and adding a spacer for alignment adjustment are proposed. In addition, the engine room interface is improved by optimizing the position of belt auto-tensioner for strain relief and reduction of contact between the belts. Thus, it is expected that the study can contribute to securing the safety of UAV operation and improving performance efficiency.

keywords : UAV, Ground control unit, Ground relay station, Power Generator, Transmission belt

† Corresponding Author : Seungmin Lee

Tel : +82-55-279-4183, Fax : +82-55-287-4780, email : ufods12@dtq.re.kr

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

Received October 13th. 2022 Revised November 13th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th 2022

1. 서론

무인항공기(UAV; Unmanned aerial vehicle)는 조종사 없이 지상통제장치(GCS; Ground Control System)와 같은 장비로 비행체를 원격으로 통제하며 임무를 수행하는 항공기를 의미한다. 무인항공기의 등장으로 어렵고 위험한 임무나 비행을 조종사 탑승 없이 수행하여 인명 피해 없이 임무 수행이 가능하게 되었다. 무인항공기 비행 자율화를 위해 AI 적용 및 무인기 고도화에 관한 연구가 활발히 진행 중이며, 앞으로 무인항공기 수요는 기하급수적으로 늘어날 것으로 예상된다[1].

군용 무인항공기의 경우 작전지역에 따라 신속한 전개가 필요하다. 이를 위해 무인기 통제장비는 Figure 1과 같이 주로 차량에 탑재하여 운용한다. 통제기지의 차량화는 유사시에 적 공격으로부터 신속한 회피 시에도 유리하며, 다양한 작전지역의 변화에 맞춰 전개가 가능하다. 데이터링크 가시선 확보를 위해 지상중계장비 또한 차량에 탑재하여 운용한다. 통제장치와 중계장비 차량은 무인기 통제용 컴퓨터, 통신 장치 등 고전력이 소모되는 장비들이 탑재되므로 장비 부하를 감당하기 위해 일반적인 차량용 발전기보다 발전용량이 크고 대형화된 발전기가 사용된다. 미래에는 무인기 수요 증가에 맞춰 통제용 차량의 수요 또한 증가할 것이며, 중고도무인기(MUAV; Medium Altitude Unmanned Aerial Vehicle) 등 무인기 체계의 대형화 및 고도화에 따라 통제차량 또한 고성능 첨단장비가 탑재되며 대형화될 것이다.



Figure 1. UAV & GCS

본 연구에서 식별된 무인기 통제차량용 발전기의 동력전달벨트 손상은 통제장비의 전원차단으로 이어져 무인기 데이터링크 두절을 일으킬 수 있다. 이로 인해 무인기 통제가 불가능한 상황이 발생하게 되고, 유인기처럼 사람의 직접적인 제어가 불가능해진 무인기는 지상 추락 등 안전에 중대한 위협이 될 수 있다[2].

차량용 발전기는 발전기와 전원공급제어장치, UPS 등으로 구성된다. 엔진 회전력을 동력전달 벨트를 통해 발전기로 전달하여 영구자석 회전자를 회전시켜 생성된 전원을 차량 셀터 내부의 통제장비에 공급하게 된다[3]. 그 구조와 형상은 Figure 2~3과 같다.

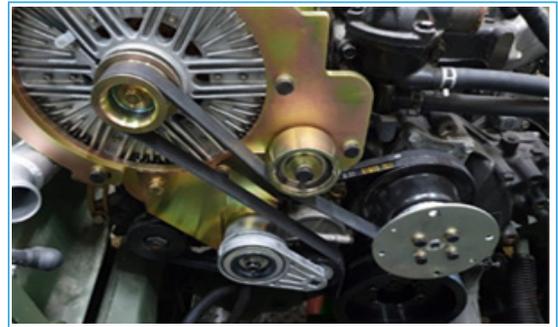


Figure 2. Vehicle power generator interface

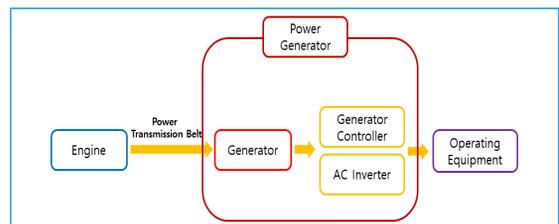


Figure 3. System of power generator

본 연구에서는 무인기 운용 중 발생한 동력전달용 벨트 파손 결함을 분석하여 벨트 수명연장을 위한 방안 연구 및 적용결과를 확인하고자 한다. 이를 통해 앞으로 개발될 무인기 지상통제 및 중계 차량 엔진 인터페이스 개발 및 설계에 적용하는 것이 목표이다. 또한, 항공기도 Figure 4와 같이 벨트를 통해 엔진 동력을 발전기로 전달하는 설계를 주로 적

용하고 있다. 무인기와 무인기 통제용 차량의 구동 벨트 결함방지 및 벨트 수명연장으로 정비 업무를 최소화하여 체계 운용 효율 향상에 기여할 것이다.



Figure 4. Generator for UAV[4]

2. 본론

운용중인 무인기 지상통제차량 다수에서 동력전달용 벨트 파손이 Table 1과 같이 식별되었다. 현상 재현을 위한 자체 시험 실시결과 동일 현상이 Figure 5에서 보는 바와 같이 발생하였다.

Table 1. Belt breakage occurrence status

| No | Period of use(Month) | Failure | No | Period of use(Month) | Failure |
|----|----------------------|---------|----|----------------------|---------|
| 1 | 5 | 0 | 19 | 1 | 0 |
| 2 | 31 | 0 | 20 | 1 | 0 |
| 3 | 10 | 0 | 21 | 12 | 0 |
| 4 | 3 | 0 | 22 | 1 | 0 |
| 5 | 9 | 0 | 23 | 9 | 0 |
| 6 | 5 | 0 | 24 | 5 | 0 |
| 7 | 2 | 0 | 25 | 3 | 0 |
| 8 | 4 | 0 | 26 | 4 | 0 |
| 9 | 6 | 0 | 27 | 3 | 0 |
| 10 | 3 | 0 | 28 | 3 | 0 |
| 11 | 8 | 0 | 29 | 5 | 0 |
| 12 | 1 | 0 | 30 | 3 | 0 |
| 13 | 1 | 0 | 31 | 3 | 0 |
| 14 | 2 | 0 | 32 | 3 | 0 |

| No | Period of use(Month) | Failure | No | Period of use(Month) | Failure |
|----|----------------------|---------|----|----------------------|---------|
| 15 | 6 | 0 | 33 | 3 | 0 |
| 16 | 8 | 0 | 34 | 1 | 0 |
| 17 | 1 | 0 | 35 | 4 | 0 |
| 18 | 6 | 0 | | | 0 |



Figure 5. Belt break during the self-test

Figure 6 히스토그램에서 확인할 수 있듯이 벨트 파손 결함이 운용 시작 후 4달 안에 중점적으로 발생하는 것을 확인할 수 있다. 짧은 운용 기간 안에 결함이 발생하므로 추가 결함 발생을 방지하기 위해 대책이 강구되었다.

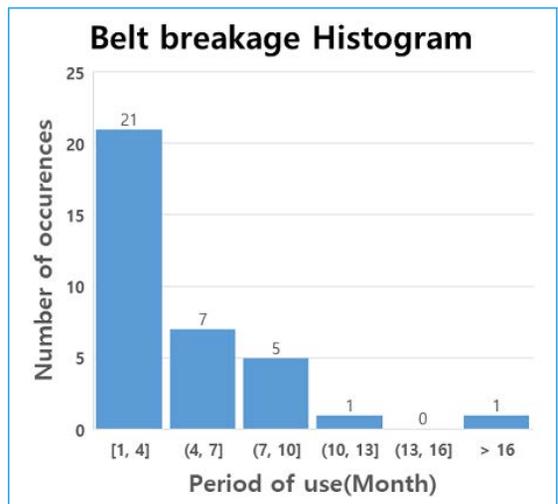


Figure 6. Belt breakage Histogram

무인기 통제 차량의 전원공급 불가로 인해 데이터 링크가 단절되어 비행체 통제권 상실 발생 가능성이 크게 우려되었다. 또한, 지속적 벨트 파손 및 수명 감소로 정비 수요 증가, 운용 유지비 증가가 예상되었으며, 벨트 파손으로 인한 중계장비 사용 불가로 임무 수행 및 운용 공백이 발생하므로 예방적 차원에서 원인분석과 품질개선이 필요하였다.

2.1. 결함 원인분석

발전기의 동력전달벨트 손상을 유발할 수 있는 원인을 Figure 7의 특성요인도를 통해 분석하였다. 인적 요소, 공정 등 주요 요소들을 시작으로 원인을 파악한 결과 주요 결함 원인이 Table 2와 같이 도출되었다.

Table 2. Impact analysis of belt damage causes

| Cause | Details | Impact |
|---------------------------|--|--------|
| Inspection procedure | Belt damage due to alignment deviation | High |
| Power generator interface | Damage due to friction between belts | High |
| | Damage due to excess allowable tension | |

동력전달벨트 얼라인먼트 편차 영향으로 인한 벨트 마찰 손상 가능성이 분석되었다. 또한, 차량용 발전기 설계 구조 문제로 벨트 간 마찰 발생과 허용 장력 초과로 인한 벨트 손상 가능성이 식별되었다. 이 결함방지를 위해 엔진룸 인터페이스 정밀 측정 및 근본적 구조개선이 필요하였다.

2.1.1. 동력전달벨트 얼라인먼트 편차

먼저, 동력전달용 벨트의 얼라인먼트 편차로 인해 엔진 회전 시 벨트가 평행하지 않고 휘어 소손이 발생할 수 있다. 벨트 파손이 발생한 차량의 얼라인먼트를 Figure 8과 같이 측정한 결과 엔진 풀리와 발전기 풀리 편차가 평균 3.5mm 정도 벗어나 있는 것을 확인할 수 있었다.



Figure 8. Measure the power transmission belt alignment

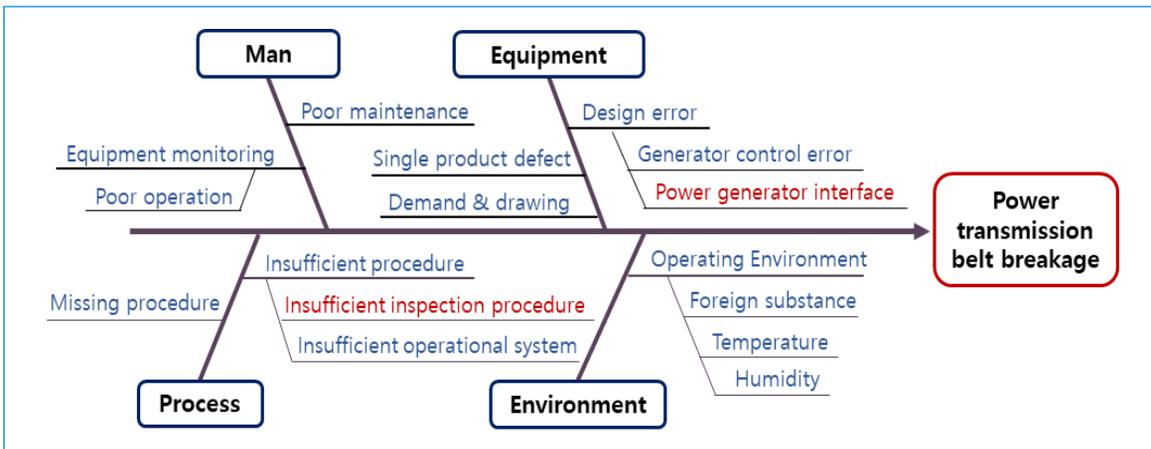


Figure 7. Characteristics diagram

Figure 9와 같이 얼라인먼트 편차로 인해 벨트 바깥쪽이 쓸리면서 소손 발생 가능성이 식별되었다. 이를 해결하기 위해 얼라인먼트 측정 절차 추가와 측정 및 조정을 위한 구조개선이 필요하였다.

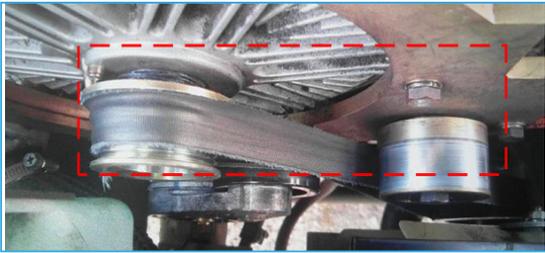


Figure 9. Belt damage due to alignment deviation

2.1.2. 차량용 발전기 설계 구조

차량의 구조로 인한 벨트 손상을 일으킬 요소가 있는지 검토하기 위해 엔진룸 전체 구조를 분석한 결과 벨트 간 접촉 가능성이 확인되었다.

해당 차량은 지상중계장비 차량으로 지상통제차량 등 타 차량 대비 엔진룸 공간이 협소하여 Figure 10과 같이 특정 구간에서 벨트 간 간격이 좁아지며, 이에 따라 벨트 간 마찰이 발생할 가능성이 있었다.

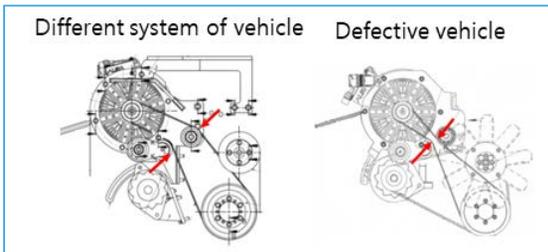


Figure 10. Vehicle engine room interface comparison

Figure 11과 같이 엔진이 시계방향으로 회전하여 위쪽 벨트(빨간색)에 장력을 발생시키게 된다. 동시에 아래 벨트(파란색)는 위 벨트에 장력이 작용하는 만큼 느슨해져 슬립 현상이 발생하게 된다[6]. 그 결과 Figure 11의 특정 구간에서 벨트 접촉이 발생하게 되고 손상을 일으키게 된다.

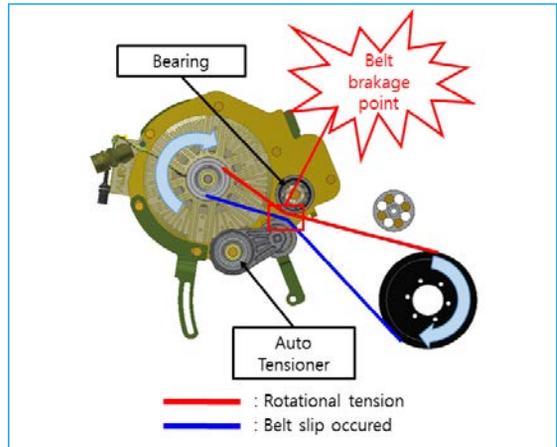


Figure 11. Belt tension analysis

이와 동시에 동력전달 벨트에 작용하는 장력을 측정해본 결과 벨트 허용 장력보다 최대 4.58배의 장력이 발생하는 것으로 측정되었다.

Table 3과 같이 과도하게 벨트 장력이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 엔진 및 발전기 운용 시 벨트 장력이 허용 장력의 최대 4.58배 작용하여 벨트 파손이 발생하는 것을 파악할 수 있었다. 벨트 장력을 감소하기 위한 개선방안 연구가 필요하였다.

Table 3. Belt tension analysis result

| Belt tension analysis result | |
|-------------------------------|------------|
| Belt allowable tension | 1,803.36 N |
| Belt tension during operation | 8,259.48 N |

2.2. 개선안 도출

2.2.1. 동력전달벨트 얼라인먼트 조정 방안

얼라인먼트 측정 시 Figure 12와 같이 비정상 얼라인먼트 편차가 다수 차량에서 식별되었다. 이를 해결하기 위해 엔진룸 얼라인먼트 측정 절차를 적용하고 비정상 편차 식별 시 얼라인먼트를 정밀히 조절할 수 있게 하도록 0.1mm 두께의 스페이서를 추가하였다.

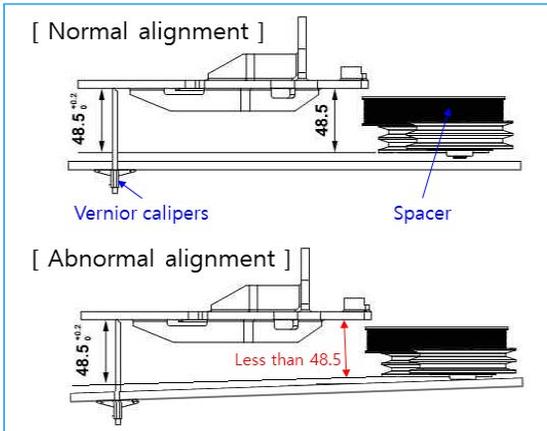


Figure 12. Normal & abnormal alignment

Figure 13과 같이 얼라인먼트 편차에 따라 해당 위치에 스페이서를 추가 장착하여 얼라인먼트를 조정할 수 있게 인터페이스를 개선하였다. 그 결과 엔진 회전 시 벨트가 휘어 측면이 손상되는 현상이 개선되었다.

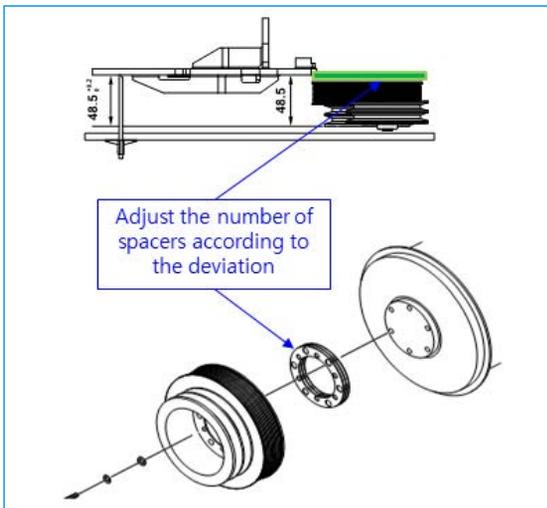


Figure 13. Adjust the belt alignment

2.2.2. 차량용 발전기 인터페이스 개선

벨트 장력과 벨트 간 접촉 현상을 개선하기 위해 오토텐서너 위치를 최적화하였다.

Figure 14와 같이 벨트 간 접촉과 장력을 완화할

수 있는 오토텐서너 최적의 위치를 분석하여 선정하였다. 개선 후 그림을 보면 벨트 간 접촉면이 완화된 것을 확인할 수 있다. 또한, 개선 후 위치에서의 벨트 장력 측정 결과는 Table 4와 같다.

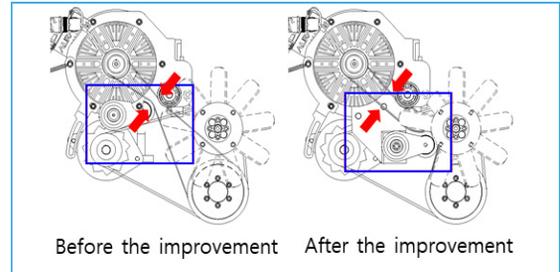


Figure 14. Interface improvements

Table 4. Belt tension analysis result (after improvement)

| Belt tension analysis result (after improvement) | |
|--|------------|
| Belt allowable tension | 1,803.36 N |
| Belt tension during operation | 208.36 N |

벨트 장력 측정 결과 벨트 허용 장력의 11.5% 수준인 208.36N으로 나타났다. 이 개선안 적용을 통해 벨트 간 접촉 가능성 배제와 과도한 장력의 완화가 가능한 것을 알 수 있었다.

2.3. 방안 적용 및 결과

2.3.1. 100시간 운용시험 결과

벨트 얼라인먼트 조정, 엔진룸 인터페이스 개선안이 적용된 차량으로 검증 시험을 실시하였다. 검증 시험 시간은 벨트 파손 결함이 발생한 사례 중 가장 긴 운용시간의 약 5배인 100시간으로 설정하였다.

Table 5의 검증시험 결과, 벨트 파손 등 결함 사항이 식별되지 않았으며, 개선방안의 유효성을 확인할 수 있었다. 개선안 적용시험 이후 운용 중인 전 차량에 현재 형상을 적용하여 약 1년 이상 실 운용에서도 결함이 발생하지 않고 안정적인 운용을 보여주

고 있는 것으로 보아 본 연구의 유효성을 확인할 수 있었다.

Table 5. Verification test

| No | Operating hours | Defects | Cumulative time(hour) |
|----|-----------------|---------|-----------------------|
| 1 | 10.5 | None | 10.5 |
| 2 | 7.5 | None | 18 |
| 3 | 14 | None | 32 |
| 4 | 28 | None | 60 |
| 5 | 23 | None | 83 |
| 6 | 17 | None | 100 |



Figure 15. Internal condition of Vehicle engine room after the test

3. 결론

본 연구에서는 기존 운용 중인 무인기에서 발생한 데이터링크 가시선 확보를 위한 지상중계장비 차량의 발전기 동력전달용 벨트 파손 결함을 분석하였다. 이를 통해 벨트 수명 연장을 위한 방안 연구와 개선안을 적용하고 그 결과를 확인하였다. 주요 원인은 동력전달벨트 얼라인먼트 편차로 인한 벨트 마찰 손상과 차량용 발전기 설계 구조로 인한 벨트 간 마찰, 과도한 장력이 있었다.

이를 해결하기 위해 얼라인먼트 측정 절차를 수립하였으며, 얼라인먼트 정밀 조정을 위한 스페이서 추가 등 엔진룸 인터페이스를 개선하였다. 벨트 간 접촉 가능성 배제와 장력 완화를 위해 최적의 오토텐

셔너 위치를 선정하여 개선안 적용 후 운용시험 및 주기적인 모니터링을 통해 개선 연구 결과의 타당성을 입증할 수 있었다.

연구 결과를 통해 앞으로 개발될 무인기 지상통제 및 중계 차량의 엔진룸 인터페이스와 발전기 개발 및 설계에 적용하여 운용 안정성을 확보할 수 있을 것이다. 항공기 또한 벨트를 통해 엔진 동력을 발전기로 전달하는 설계를 주로 적용하고 있으므로 이 연구가 항공기 운용 안정성 확보에도 도움이 될 것이다. 구동 벨트 결함방지 및 벨트 수명연장으로 항공기 및 차량 정비 업무를 최소화하여 임무 수행 효율 향상에 활용할 수 있을 것으로 예상된다.

참고문헌

- 1 Choi, H. L., "Recent Progresses in intelligent Decision Making for UAVs", Abstract of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences's Spring Conference, pp. 135-136, 2018.
- 2 Yang, K. B., Lee, W, K. & Kim M. J., "Development of System Integration Laboratory for the Verification of UAV System Interface Design", Abstract of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences's Conference, pp. 950-953, 2013.
- 3 Kang, T. W., Kim, S. G., Shin, C. H. & Lee, K. S., "A Study on the Corrosion Prevention of the Integral Series Generator for Military Vehicles", Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society, 20(6), pp. 74-79, 2019.
- 4 FLIGHT MECHANIC, <https://www.flight-mechanic.com/alternators-part-one/>, 2022.9.5.
- 5 Choi, M. H., Han, K. W., Kim, S. G., Lee, C. H., Han, M. S. & Joo, M. G., "Development of the Electric Power Generator Unit for Special Vehicle", 2017 Spring Conference Paper on Electrical Appliances and Energy Conversion Systems of the Korea Institute of Electrical Engineering, pp. 28-30, 2017.
- 6 Oh, S. I., Song, J. S., Kim, S. W., "Dynamic Analysis of Automotive Belt Drive Systems", Transaction of the Korean Society of Automotive Engineers, 4(6), pp. 109-120, 1996.

워터제트 추진 함정의 소요 마력 추정 방법에 대한 고찰

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

A Study on the Estimation of Power Required for Water Jet Propulsion Naval Vessel

한차훈, Chahun Han

(주)HJ중공업, 품질보증파트, 과장
Manager, Quality Assurance, HJ Shipbuilding and Construction

오현석[†], Hyunsuk Oh

국방기술품질원 함정센터 연구원
Researcher, Naval Sea Systems Center, Defense Agency for
Technology and Quality

Abstract

As naval vessel speed up, a new propulsion system is needed to overcome the problems of propeller propulsion system. Therefore, the water jet propulsion system, which can solve these problems, was adopted as a new propulsion system for a high-speed naval vessel. In the case of naval vessel with water jet propulsion system, the test method is not unified, such as requiring a self propulsion test according to ITTC 1987, 1996, or ITTC's latest report, including resistance test. In addition, the water jet performance estimation method published after ITTC 1996 directly measures the performance parameters of the water jet, and has problems in cost as well as difficulty in measuring and interpreting the results. Therefore, the accuracy of the ITTC 1987 method should be evaluated and reflected when designing a naval vessel. In this paper, when designing a naval vessel with a water jet propulsion system, the water jet performance estimation method proposed by ITTC 1987 is applied and the required power is estimated to compare whether the design method is appropriate or not with an real naval vessel.

keywords : Naval Vessel, High-Speed, Water Jet, Propulsion

[†] Corresponding Author : Hyunsuk Oh

Tel : +82-51-750-2529, Fax : +82-51-758-3992, email : hs2010@dtq.re.kr

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

Received October 13th. 2022 Revised November 16th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th 2022

1. 서론

기존 함정에서 일반적으로 사용되고 있는 프로펠러에 의한 추진방식은 캐비테이션, 진동 및 소음, 그리고 추진 효율에 관한 한계가 있다[1]. 특히, 함정이 고속화됨에 따라 기존 함정에 비하여 증가된 함속으로 발생하는 수중방사소음은 적군에게 아군의 위치를 노출시킴으로써 생존성에 치명적인 영향을 줄 우려가 있고 장비의 운용에도 영향을 미칠 수 있다[2-3]. 이러한 문제와 더불어 대한민국 해역의 지질학적 구조상 해안선이 복잡하고 조수 간만의 차가 크므로 이를 극복하기 위해 기존의 프로펠러 추진방식이 아닌 새로운 추진방식이 필요하게 되었고 이러한 문제를 해결할 수 있는 워터제트(Water Jet) 추진기를 적용한 추진방식이 각광받게 되었다. 워터제트 추진 방식은 펌프처럼 유도관 속의 임펠러를 통해 선저에 있는 해수를 빨아들여 선미로 고속 배출함으로써 추진력을 얻는 구조로 기존 프로펠러 추진방식과 달리 저수심에서도 항해할 수 있는 장점이 있으며, 워터제트 분사구의 조정으로 조향각을 신속하게 바꾸어 전, 후진 기동력을 확보할 수 있다. 또한, 프로펠러 추진기에 비하여 캐비테이션 발생의 우려가 적다는 장점으로 인해 고속함의 추진기로 채택되고 있다.

함정 설계 시 탑재되는 추진기관의 마력을 선정하기 위해서는 기본적인 저항 계산과 함께 모형선의 저항 시험 및 저항 시험을 수행하는 과정이 필요하다. 기존 프로펠러 추진 함정의 경우 ITTC(International Towing Tank Conference)에서 채택된 모형선-실선 성능해석법을 통하여 추진기관을 선정하는 방법은 높은 정확도로 마력을 추정할 수 있기 때문에 일반적으로 사용되고 있다. 하지만 워터제트 추진기가 탑재된 함정의 경우 저항 시험과 함께 ITTC 1987, 1996, 또는 ITTC의 최신 보고서에 따라 저항 시험을 하도록 요구하는 등 시험 방법에 대하여 통일되지 않은 상황이다[4]. 또한 ITTC 1996 이후의 워터제트 성능 추정 방법은 추진기 성능 파라미터를 직접 계측하는 방법으로 계측 및 결과해석의 어려움 등과 함께 경제적 비용이 증가하는 문제점이 있다.

그 외에도, 국내 함정에는 워터제트를 적용한 사례가 제한되어 실선과의 비교 분석이 거의 이루어지지 않았기 때문에 ITTC 1987 방법에 대한 정확성을 평가할 필요가 있다. 이러한 이유로 본 논문에서는 워터제트를 적용한 함정 설계 시 ITTC 1987에서 제안하는 워터제트 성능 추정 방법을 적용하여 소요 마력을 추정함으로써 그 설계 방식이 적절한지를 함정 실선 시운전의 결과와 비교하여 확인하고자 한다. 본 연구에 적용한 함정은 해군에서 운용되는 000함으로 선형개발을 위해 제작된 모형선을 이용하여 저항 시험과 저항 시험을 수행했으며, 같은 기간에 건조된 실선 동종함정 4척을 대상으로 시운전 평가를 시행하여 획득한 평균 제동 마력 데이터를 확인하였다.

2. 연구 과정

2.1. 저항 시험

실선 및 모형선의 저항 추정은 여러 요소로 분리하여 시행되고 있다. 저항 추정은 일반적으로 2차원 해석의 Froude 방법과 3차원 해석의 Hughes 방법, ITTC에서 제안한 방법 등이 적용된다. 함정 설계 시 적용하는 저항 추정법은 Froude 방법과 Hughes 방법이 주로 채택되고 있다. Hughes 방법의 경우 설계하고자 하는 함정의 선형과 유사한 선형에 대한 데이터들이 필요하고, 함정에 부착되는 여러 부가물이 있는 경우 형상 계수를 결정하는데 어려움이 따른다. Froude 방법은 모형 시험 결과의 실선 확장 이후 전체 저항을 여러 성분으로 추정하는 방법으로 실용적으로 많이 사용되고 있으므로 본 함정 설계 시 Froude 방법을 사용하여 저항을 추정하였다.

Froude 방법에 따라 실선의 전 저항 계수(C_{TS})는 등가 평판 마찰계수(C_{FS})와 잉여 저항 계수(C_{RS}), 실선-모형선 상관 수정 계수(C_A), 공기저항(C_{AA})의 합으로 나타낼 수 있다[5]. 여기서 등가 평판 마찰계수와 공기저항 계수는 ITTC에서 제안한 수식을 적용했으며, 실선-모형선 상관 수정 계수는 미국 해양 체계 사령부(NAVSEA)에서 제안한 값인

Table 1. NPL series

| Hull form | Parameter | Value |
|------------------|------------------|-------------|
| Round-Bilge type | $L/\nabla^{1/3}$ | 4.5 ~ 8.0 |
| | Fr_{∇} | 0.5 ~ 3.0 |
| | L/B | 3.33 ~ 7.50 |

0.0004를 사용하였다. 연구 대상으로 채택한 000함정의 제원과 운용 속도를 고려하였을 때 잉여 저항 계수는 본 연구 대상 함정의 선형과 가장 유사한 NPL(National Physical Laboratory) 계열자료를 이용하여 추정하였다[6-7]. NPL 계열자료를 이용하여 잉여 저항 계수를 추정할 때 적용한 WCF(Worm Correction Factor)는 모형 시험 결과로부터 계산된 유사선의 잉여 저항 계수에서 계열자료로부터 계산된 유사선의 잉여 저항 계수를 나누어 얻을 수 있으며 본 연구 대상 함정과 유사한 선형을 가진 0000함의 선형 자료를 적용하였다[8]. 이를 통해 Eq 1.과 같이 계산된 전 저항 계수에 침수 표면적과 함속 등을 고려하여 함정 실선의 전 저항을 Eq 2.와 같이 도출하였다. 전 저항에 함정에 부착되는 부가물인 인터셉터 등을 고려한 마력 손실량을 적용하여 유효 마력을 도출함으로써 최종 선형과 주기관을 선정하였다. 이와 같은 저항 추정을 통해 도출된 함정의 최종 선형을 적용하여 저항 시험을 수행하였다.

$$C_{TS} = C_{FS} + C_{RS} + C_A + C_{AA} \quad (1)$$

$$R_{TS} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{TS} \quad (2)$$

2.2. 저항 시험

저항 시험은 ITTC 1987에서 제한된 방법을 따라 수행하였으며, 워터제트의 펌프 효율(η_o), 선체 효율(η_H), 추진기 효율(η_j)로 부터 도출된 준 추진 효율(η_D)을 적용하여 기관의 제동 마력을 계산하였다. 준 추진 효율은 함정의 주기관에서 생성된 동력으로부터 워터제트 추진기에 입력된 동력인 전달 마력과 선박 추진에 유효하게 사용되는 유효 마력의 비율로

나타낼 수 있으며, 이는 워터제트 추진 함정의 추진 특성을 나타내는 주요 설계 인자다.

$$\eta_D = \eta_o \eta_j \eta_H \quad (3)$$

$$\eta_H = \frac{1-t}{1-w_s} \quad (4)$$

$$\eta_j = \frac{2 \frac{\bar{V}}{V_j} (1 - \frac{V_m}{V_j})}{(\frac{1}{\eta_n} - (1-k)(\frac{V^*}{V_j})^2)} \quad (5)$$

선체 효율은 추력 감소 계수(t)와 실선 반류 계수(w_s)로 나타낼 수 있으며 추력 감소 계수와 실선 반류 계수는 추진기 단독 성능 시험과 저항 및 저항 시험을 통해 획득할 수 있다. 추진기 효율은 제트 속도(V_j), 평균 속도(\bar{V}), 모멘텀 속도(V_m), 에너지 속도(V^*), 워터제트 노즐 효율(η_n), 내부 손실 계수(k)로 나타낼 수 있다. 선체 효율과 추진기 효율은 Figure 1과 같이 도출되었다. 선체 효율이 1을 초과하는 경우는 선체와 유체의 마찰로 인해 워터제트 유도관으로 유입되는 유체의 속도가 저하되고 추진기의 효율이 증가한 결과로 사료된다. 워터제트의 펌프 효율은 워터제트 원제작사(MJP)에서 제공한 시험 데이터를 적용하였다.

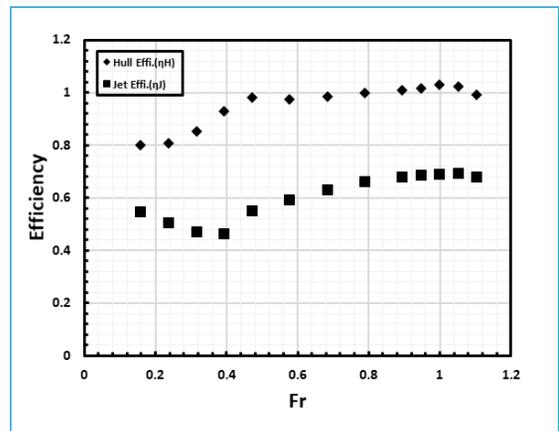


Figure 1. Hull efficiency(η_H) and jet efficiency(η_j) according to Froude number

2.3. 함정 실선 및 모형선 조건

본 연구 대상 함정의 추진방식은 Figure 2와 같이 저속구간에서는 디젤기관을 이용하고, 고속구간에서는 디젤기관과 가스터빈을 함께 이용하는 복합추진 방식(CODAG; Combined Diesel and Gas turbine)을 적용하는 것으로 설계되었다. 모형선은 축척비 1/10로 목재와 FRP(Fiber Reinforced Plastics)를 소재로 제작하였으며 만재흘수 조건을 기준으로 한다.

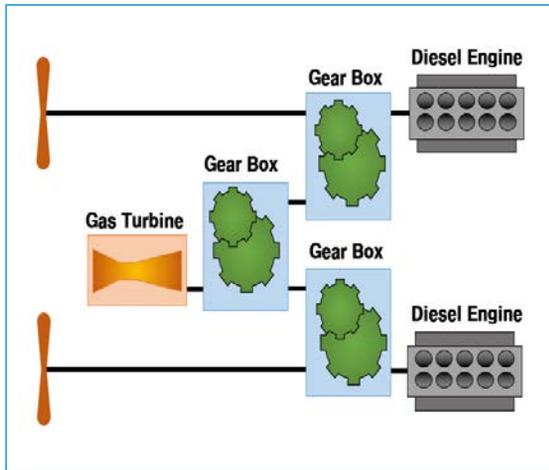


Figure 2. Example of complex propulsion method(CODAG)

모형선 시험은 전 저항을 추정하기 위한 저항시험과 위터제트의 준 추진 효율을 추정하기 위한 저항 시험으로 구분되어 실시되었다. 저항 시험의 경우 모형선에 위터제트를 제외한 부가물을 부착시킨 최종 선형 상태에서 시험을 진행하였고, 저항 시험의 경우 나선에 부가물과 위터제트까지 장착한 상태에서 이루어졌다. 모형선의 저항 시험과 저항 시험은 Figure 3과 같이 선박해양플랜트연구소 (KRISO (Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering))의 수조 시설에서 시행하였으며 상사 조건에서 실선의 최대 속도에 해당하는 속도까지 시험을 진행하였다.

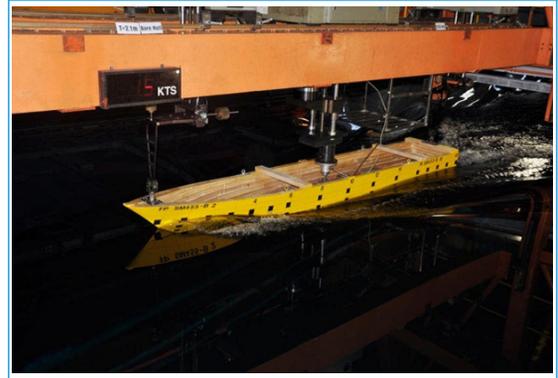


Figure 3. Model ship test(KRISO)

3. 연구 결과

3.1. 준 추진 효율 도출

모형선의 저항 시험을 통해 위터제트 추진기의 분사 유량을 계측하고 예인 전차의 예인력 등을 토대로 준 추진 효율을 해석하였다. Froude 수에 따른 준 추진 효율 결과는 Figure 4에 나타내었다.

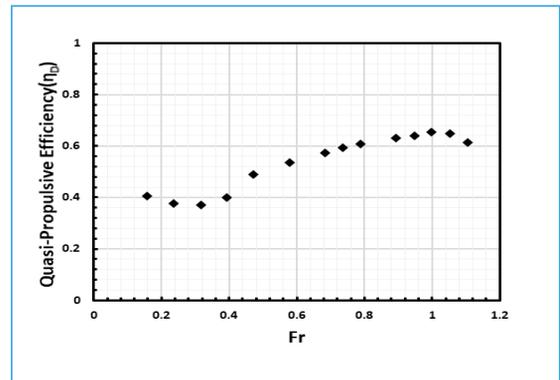


Figure 4. Quasi-propulsive efficiency(η_D) according to Froude number

Froude 수가 0.4 이하의 저속구간에서 본 함정은 디젤기관을 이용한 추진방식으로 운용되며 Froude 수가 0.4를 초과하는 고속구간에서 본 함정은 디젤기관과 가스터빈을 통합하여 추진함으로써 추가적인 위터제트 추진기가 작동하게 된다. 저속구간에서는

Froude 수가 증가하게 되면 준 추진 효율은 감소하는 것으로 나타나게 된다. 이는 준 추진 효율 도출 시 선체 효율, 추진기 효율의 변화에 따른 특성이 반영된 것으로 판단된다. 선체 효율은 추력 감소 계수와 실선 반류 계수의 함수로 나타내지며, 본 정에서 선체 효율은 저속구간에서 상대적으로 낮은 효율이 나타나고 고속구간에서 점차 증가하다가 감소하는 양상을 나타낸다. 추진기 효율 또한 Froude 수가 증가함에 따라 추진기 효율은 감소하다가 Froude 수가 0.4를 기점으로 다시 증가하는 양상을 나타내게 되어 선체 효율과 추진기 효율의 영향으로 다음과 같은 준 추진 효율이 도출된 것으로 판단된다. 본 워터제트 추진기의 최대효율(BEP; Best Efficiency Point)점은 함정의 최고속도에 근접한 Froude 수가 1 부근에서 확인된다.

3.2. 제동 마력 도출

설계 제동 마력과 실선의 제동 마력을 Figure 5와 같이 나타내었다. 저속구간에서는 설계 제동 마력과 함정의 실선 제동 마력 간에 큰 오차가 발생함을 알 수 있다. 이는 함정 실선에서 디젤엔진이 작동할 때 저 부하 영역에서 압축비가 낮은 요인과 함께 엔진 부속 장치들을 작동시키기 위해 추가적인 에너지가 사용되므로 같은 속도라도 저부하에서는 더 큰 에너

지가 필요하기 때문으로 판단된다. 엔진의 회전수가 일정 수준 이상이 되기 전까지는 요구되는 함속을 내기 위한 엔진의 출력이 설계과정에 반영되어 있지 않기 때문에 이와 같은 결과가 발생하였다. 고속구간의 경우 전반적으로 설계 제동 마력이 함정 실선 제동 마력에 비하여 과소평가 된 경향이 나타나며 Froude 수가 0.4~0.7구간에는 다소 큰 오차가 발생한다. 이는 저속구간의 경우와 마찬가지로 가스터빈 기관에 연결된 추가 워터제트 추진기를 작동시키기 위해 발생하는 에너지 손실로 기인한 현상으로 볼 수 있다.

3.3. 설계 제동 마력의 보정

도출된 설계 제동 마력과 함정 실선 제동 마력을 토대로 설계 시 발생하는 오차를 반영해야 할 보정 구간을 파악하였다. Figure 6은 설계 제동 마력과 함정 실선 제동 마력 간의 상대 오차를 나타낸 결과이다. 파란색 점선의 하부 영역에 해당하는 구간에서는 오차가 약 5~10% 발생한다. 파란색 점선의 상부 영역은 추진기관의 저 부하 작동 시 나타나는 과도한 오차가 발생하는 구간이므로 제외하고, 파란색 점선의 하부 영역에 대한 속도 구간에서는 설계 시 고려해야 할 필요가 있는 것으로 보인다. 이러한 오차는 앞서 추측한 것과 같이 기관의 보조장치를 가동

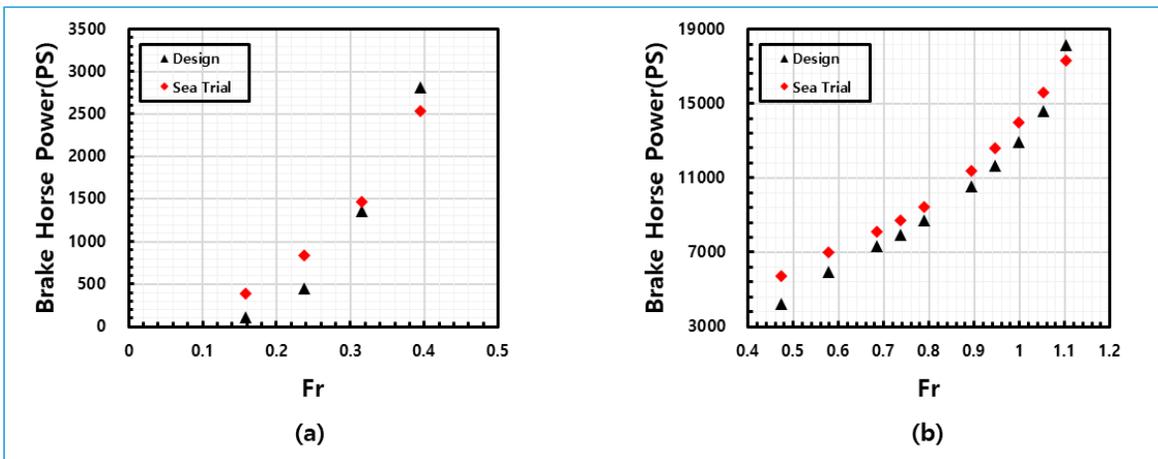


Figure 5. Brake horse power according to Froude number (a) : low-speed, (b) : high-speed

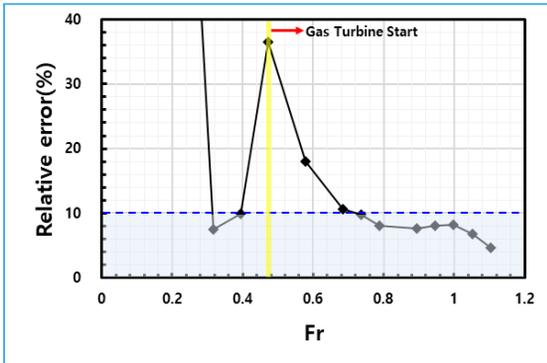


Figure 6. Relative error between design brake horse power and actual vessel brake horse power

하는데 필요한 에너지 손실로부터 야기될 수 있으며, 워터제트의 펌프 효율, 추진기 효율, 선체 효율 도출 시 발생하는 오차가 준 추진 효율 계산에 증첩됨으로써 실제 효율과 큰 차이가 발생할 수 있을 것으로 추측된다. 다만, 이러한 요인들이 실제로 어느 정도의 영향을 끼치는가에 대해서는 추가적인 연구를 통해 자세히 파악할 필요가 있다.

4. 결론

본 연구에서는 워터제트 추진기의 준 추진 효율을 확인하고 이를 통하여 제동 마력을 도출하였을 때 추정값과 실선 테스트 결과와 비교 분석함으로써 ITTC 1987에서 제안한 워터제트 성능 추정 방법을 적용한 설계 방식이 적절한지 확인하였다. 연구 결과를 통해 다음과 같은 결과를 도출하였다.

1. Froude 수에 따른 준 추진 효율은 저속구간과 최대 속도 구간에서는 선체 효율에 영향을 받아 준 추진 효율이 다소 저하되는 현상이 발생한다.
2. 추진기관의 부하가 작은 속도 구간에서는 설계 제동 마력과 함정 실선 제동 마력 간의 편차가 심하게 나타나며 이는 최소한의 추진기관 작동을 위한 마력 손실에서 기인하는 것으로 판단된다.

3. 추진기관의 부하가 적은 경우를 제외한 속도 구간에서는 설계 제동 마력과 함정 실선 제동 마력 간의 상대 오차가 약 5~10% 발생하며, 워터제트 추진기의 준 추진 효율을 도출하고 적용과정에서 발생하는 오차에 대한 원인을 식별하는 추가적인 연구가 필요하다.

참고문헌

- 1 Jung, U.H., Kim, M.C., Lee, S.H., "Study on the performance of Waterjet Propulsion System for Patrol Boat", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, 47(2), pp. 178-187, 2010.
- 2 Seol, H.S., Kim, S.Y., "Study on the Analysis of Model Propeller Tip Vortex Cavitation Inception", The Journal of the Acoustical Society of Korea, 37(6), pp. 387-395, 2018.
- 3 Lim, Y.S., Jo, K.J., Yeun, J.G., "A Study on the Improvement of Cavitation Inception Speed for Controllable Pitch Propeller in the Actual Warship", Journal of the Korea Society of Marine Engineering, 38(9), pp. 1170-1174, 2014.
- 4 Republic of Korea Navy, "Guideline for Model Test", pp. 8-12, 2020.
- 5 The Society of Naval Architects of Korea, "Shipbuilding Technology", Ji-Sung-Sa, pp. 174-177, 2011.
- 6 Marwood W.J. and Bailey D., "Design Data for High-Speed Displacement Hulls of Round-Bilge Form", NPL, Ship Report No.99, pp. 1-88, 1969.
- 7 Bailey D., "The NPL High-speed Round-Bilge Displacement Hull Series : Resistance, Propulsion, Manoeuvring and Seakeeping data", Royal Institution of Naval Architects, No.4, pp. 1-15, 1976.
- 8 MOERI, "Hull Form Study of Next-Generation Ultrafast Ships", 2003.
- 9 Eric C. Tupper, "Introduction to Naval Architecture", 5th Edition, pp. 1-496, 2013.

고체추진기관 연소관 내부 압력에 따른 소음 특성 분석

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

The Analysis of Noise Characteristics by the Chamber Pressure and Nozzle Type of the Solid Propulsion System

조시현†, Sihyeon Jo

국방기술품질원, 국방종합시험센터, 연구원
Researcher, Defense Firing Test Center,
Defense Agency for Technology and
Quality

최재성, Jaesung Choi

국방기술품질원, 국방종합시험센터, 선임기술원
Technician, Defense Firing Test Center,
Defense Agency for Technology and
Quality

이정호, Jeongho Lee

국방기술품질원, 국방종합시험센터, 책임연구원
Principal Researcher Defense Firing Test
Center, Defense Agency for Technology
and Quality

Abstract

This paper analyzes the characteristics of chamber pressure and noise measured during the ground firing tests of missile propulsion system. The propulsion system is a key component which allows the guided missile to reach the target, and ground firing tests are essential for the analysis of ballistic resistance performance. It is necessary to measure the chamber pressure of the combustion tube to analyze abnormal combustion during the test, and strong impact noise is generated when the propellant is ignited for firing of the propellant. In this test, pressure and noise are measured four times during the ground firing tests of two types of propulsion systems. As a result of checking the noise change with respect to the change of chamber pressure inside the combustion tube of the same propulsion system, it is determined that the maximum sound pressure level is decided by the maximum pressure at the beginning of combustion. By analyzing the tendency between the maximum pressure and maximum sound pressure at the beginning of combustion through linear fitting, it has been confirmed that the Pearson's R value is close to 1. In addition, through a comparative analysis of the sound pressure measured at the same distance as the maximum pressure inside the combustion tubes of different propulsion systems, it is found that the maximum sound pressure is relatively high depending on the diameter of the nozzle and the combustion gas diffusion angle, despite the low initial combustion pressure.

keywords : Impulse Noise, Ground-Firing Test, Solid Rocket Propulsion, chamber Pressure, Nozzle of Propulsion

† Corresponding Author : Sihyeon Jo

Tel : +82-33-480-3908, email : jshyun2001@dtaq.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 24603, 58, Cheondo-ro, Seohwa-myeon, Inje-gun, Gangwon-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised November 19th. 2022 Accepted November 21th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

유도탄 추진기관은 추진제 연소로 인해 발생하는 힘으로 유도탄이 목표물에 도달할 수 있게 하는 구성품으로 유도탄의 사거리에 가장 큰 영향을 미친다. 이러한 추진기관의 성능 확인을 위해 지상연소시험이 요구되며, 국방기술품질원에서는 추진기관의 성능 확인을 위한 지상연소시험장을 구축 후 운영하고 있다. 유도탄 추진기관의 지상연소시험은 연소시험대에 추진기관을 거치 후 점화장치로 전기적 신호를 인가하여 추진제를 점화시켜 그로 인해 발생하는 물리적 특성(압력, 추력 등)을 분석하게 된다.

추진기관 지상연소시험 시 발생하는 소음은 추진제가 연소함에 따라 발생하는 연소가스가 노즐목에서 초킹(chocking)이 발생되고 이후 노즐 출구로 방출되면서 고온, 고압의 추진제 연소가스 팽창에 의해 소음이 발생된다. 이러한 소음은 추진에 연소 중 일정시간 이내에서 나타나는 충격 소음(Impulse Noise)으로 볼 수 있으며 높은 에너지, 짧은 지속시간, 저주파와 같은 특성을 가진다[1].

충격소음은 시험장 주변 물체, 인체 등에 악영향을 미칠 수 있으며 특히, 인체의 청력은 위험에 항상 노출된다. 이에 따라 충격 소음이 크게 발생하는 포사격 시험에 따른 소음 분석 연구와 실내시험장에서 발생하는 소음 특성에 대한 연구가 진행되었다[2-3]. 우리나라는 1990년 소음진동규제법이 제정되었고, 2019년 군용 비행장, 군 사격장 등에서 소음방지 및 피해 보상에 대한 법률안인 군 소음법이 제정되었다. 유도탄 추진기관의 지상연소시험을 포함하여 무기체계의 성능시험을 수행하는 시험장에서도 군 사격장에서 발생하는 소음과 비슷한 수준의 충격소음이 발생하며 이로 인해 인근 지역 주민들의 민원과 피해 보상에 대한 요구가 증가하고 있다. 시험 간 발생하는 충격소음이 시험장 내, 외부에서 저감될 수 있는 대책마련이 필요하며, 이에 앞서 지상연소시험 간 발생하는 소음의 특성을 분석할 필요가 있다. 추진기관의 연소시험 간 소음특성 연구에 대해 해외에서는 시뮬레이션을 통해 추진기관의 작동압력과 노즐 출

구 면적에 따라 소음이 증가하는 결과가 나타난 연구가 진행되었고, 국내에서는 공간 크기에 따른 추진기관의 충격 소음에 대한 연구가 진행되었다[4-5]. 본 논문에서는 지상연소시험장에서 발생하는 충격소음과 추진기관의 연소관 내부 압력 계측을 통해 두 물리량의 특성을 파악하였고, 지상연소시험 간 추진기관 종류에 따라 발생하는 충격 소음의 특성에 대해 분석하고자 한다.

2. 본론

2.1. 시험방법

지상연소시험은 A 추진기관 3회, B 추진기관 1회로 2종의 추진기관에 대해 총 4회 수행하였으며, 시험별 환경처리 조건 및 소음 측정 거리에 대한 내용은 Table 1과 같다.

추진기관의 성능은 운용 환경, 특히 온도에 의한 영향을 많이 받는다. 그에 따라 추진기관의 운용 조건에 따른 성능 평가를 위해 저온(-32°), 상온(20°), 고온(60°)에서 24시간 환경 처리 후 지상연소시험을 수행하였으며 그에 따른 소음 분석을 수행하였다. 또한 추진기관 종류에 따른 소음 분석을 위해 상온에서 동일하게 환경 처리 후 지상연소시험을 수행하였다.

소음 측정을 위한 소음센서는 Bruel & Kjaer사의 type 4958모델을 사용하였고 연소관 내부 압력 측정에는 스트레인 게이지식 압력 센서로 DYNISCO사 G851-100 모델을 사용하였다.

Table 1. Test set up

| Category | | Temperature process (°) | Measurement Distance (m) |
|--------------|--------|-------------------------|--------------------------|
| Propulsion A | Test 1 | -32 | 30 |
| | Test 2 | 20 | 20 & 30 |
| | Test 3 | 60 | 30 |
| Propulsion B | Test 1 | 20 | 20 & 30 |

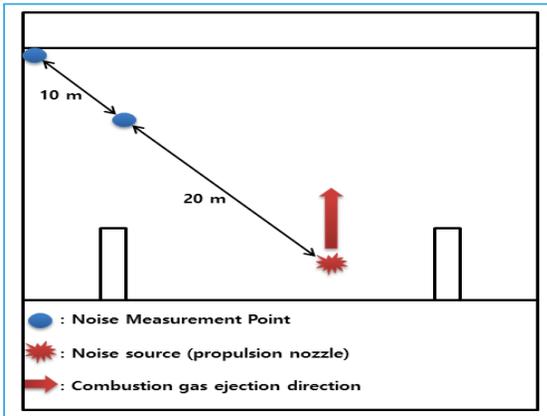


Figure 1. Experimental set-up.(Top view)

소음 센서는 연소시험대에 추진기관 거치 후 노즐의 위치를 기준으로 20, 30 m 거리에 시험대를 고정시켰으며 바닥면에서 노즐 출구 센터점까지의 높이를 고려하여 약 1.5 m 높이에 설치하였다. 소음 센서의 마이크로폰은 음원을 가리키는 방향으로 설치하는 헤드온(head-on) 방식과 음원의 90도 방향으로 설치하는 사이드온(side-on) 방식 2가지로 나뉜다[6]. 본 논문에서는 시험장 여건 상 헤드온 방식을 채택하였고, 소음원 기준 45° 방향에서 소음을 측정하였다. 구축되어진 계측시스템을 통해 50KHz의 표본율률(sampling rate)로 유도탄 추진기관의 지상연소시험 간 추진제 연소에 따른 소음을 계측하였고, 추진기관 전방부의 압력 홀에 압력센서를 체결하여 연소관 내부 압력을 계측하였다. 연소관 내부 압력 측정은 사전에 협의된 지상연소시험 조건에 맞추어 20KHz의 표본화율을 적용하였고, 소음측정은 인간의 가청 주파수가 약 20Hz~ 20KHz로 나이퀴스트-새넌 표본화 정리를 만족시키는 최소 표본화율이 최대 주파수의 2배인 40KHz이므로 이보다 큰 50KHz의 표본화율을 적용하였다[7].

2.2. 소음 및 압력 측정 결과(추진기관 A)

동일 추진기관의 지상연소시험 간 연소관 내부 압력 및 30 m 거리에서 3회 실시한 소음 측정 결과는 Figure 2와 3과 같다. 추진기관의 지상연소시험 전

수행하는 고온 환경처리 경우 추진제의 연소속도가 빨라지며 그에 따라 상온 대비 연소관 내부 압력은 높고 짧은 연소시간을 갖는다. 그에 비해 저온에서는 반대로 추진제 연소속도가 늦어지며 상온 대비 연소관 내부 압력은 낮고 연소시간은 길어지게 된다.

Figure 2와 3을 통해 동일 추진기관에서 환경처리 조건(상온, 고온, 저온)이 달라짐에 따라 소음의 차이가 발생함을 확인하였으며 상온, 고온, 저온에서의 최대음압은 각 133.6, 135.9, 128.3 dBA로 확인되었다.

Figure 3과 같이 추진기관의 점화 순간(약 0.1초 내) 이후 연소 증기(약 3초 내외)에 압력이 최대로 상승하지만 Figure 2를 통해 해당 구간에서는 연소가 진행되는 도중에 음압변화는 연소초기 상승한 수준에서 큰 변화 없이 유지됨을 확인하였다. 이는 추진제의 점화 후 연소가스에 의해 노즐목에서 초킹이 일어나고 이후 노즐 출구에서 순간적으로 방출되는 고온, 고압의 연소가스로 인한 충격소음이 추진기관 지상연소시험의 소음에서 가장 큰 영향을 주는 것으로 파악된다.

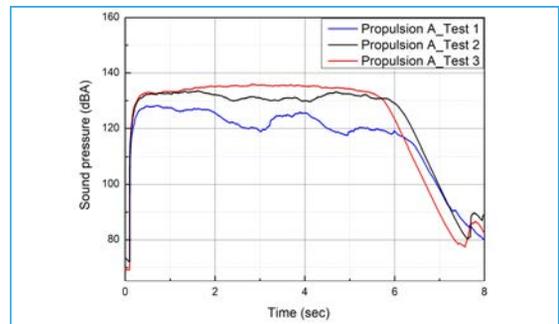


Figure 2. Test result of sound pressure

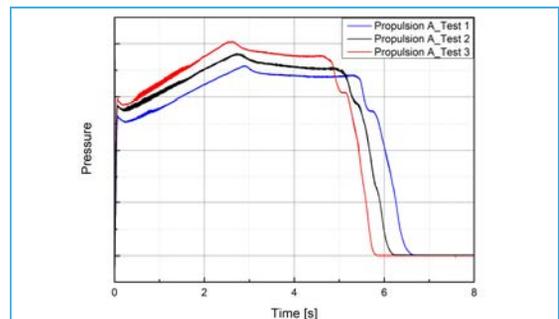


Figure 3. Test result of chamber pressure

2.3. 연소 초기 내부 최대압력과 최대음압의 경향성 분석

앞서 분석된 결과를 통해 추진기관 연소 초기 구간 이후 연소관 내부 압력의 변화는 소음에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단하였고,

측정된 소음 및 압력 결과를 통해 계산한 추진기관 A의 연소 초기 연소관 내부 최대압력과 30 m 거리에서의 최대음압은 Table 2와 같다. 최대압력은 Figure 4와 같이 연소 초기(0~0.12 sec) 구간에서의 최댓값으로 Test 1의 최댓값을 기준으로 비율로 표현하였다. 그에 따라 Test 1 대비하여 1.07, 1.12 배로 연소실 내부 압력이 나타남을 확인하였으며 그에 따른 최대음압도 각 1.04, 1.06배로 증가함을 확인하였다.

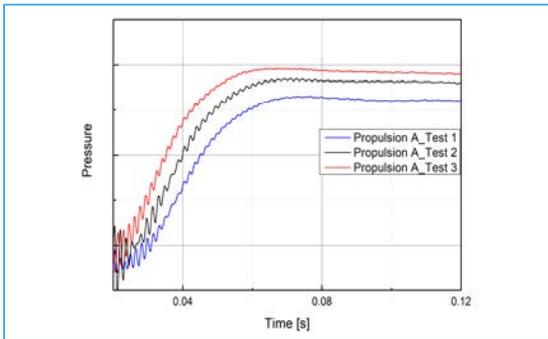


Figure 4. Pressure at beginning combustion(test 1~3)

Table 2에서의 데이터를 통해 연소초기 연소관 최대 압력과 최대음압 사이의 경향성을 분석하기 위해 선형적합(linear fit)을 수행하였다. 정합처리 결과는 Figure 5, Table 3과 같으며 선형함수식은 (1)과 같이 표현될 수 있다.

Table 2. Maximum sound pressure and Internal pressure at beginning combustion

| Category | | Maximum Sound pressure (dBA) | Maximum Internal pressure |
|--------------|--------|------------------------------|---------------------------|
| Propulsion A | Test 1 | 128.3 | a |
| | Test 2 | 133.6 | 1.07a |
| | Test 3 | 135.9 | 1.12a |

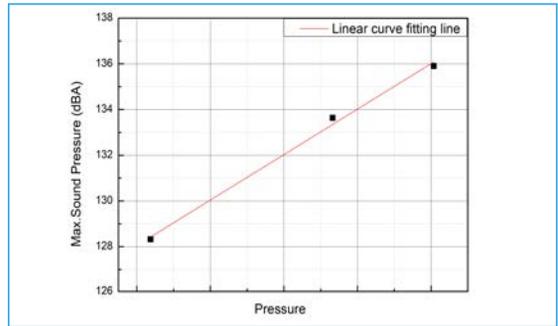


Figure 5. Linear curve fitting line of Linear fit (Maximum sound pressure & Maximum Internal pressure)

Table 3. Result of linear-fit

| Category | | Result of linear-fit |
|------------------|----------------|----------------------|
| Equation | | $y = a + b \cdot x$ |
| Adj. Pearson's r | | 0.99143 |
| Intercept (a) | Value | 62.36833 |
| | Standard Error | 4.61276 |
| Slope (b) | Value | 0.04976 |
| | Standard Error | 0.00326 |

$$y = 62.36833 + 0.04976x \quad (1)$$

두 변수간의 상관관계는 피어슨 상관계수 r값을 통해 확인할 수 있으며 r값을 계산하기 위한 수식은 아래 수식 (2)와 같다[8].

$$r_{XY} = \frac{\sum_i^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sqrt{\sum_i^n (X_i - \bar{X})^2} \sqrt{\sum_i^n (Y_i - \bar{Y})^2}} \quad (2)$$

(2)를 통해 계산된 피어슨 상관계수 r값은 0.99786이며, 각 절편(Intercept)과 기울기(Slope)에서의 표준오차를 적용한 조정된 피어슨 상관계수 r값은 0.99786으로 확인되었다. 해당 값은 1에 가까울수록 양의 선형 상관관계, 0은 선형 상관관계 없음, -1에 가까울수록 음의 선형 상관관계를 의미하므로 선형적합 수행 결과 연소 초기 연소관 내부 압력과 최대음압은 양의 선형성을 가짐을 확인할 수 있었다.

이에 따라 연소초기 내부 압력의 상승함에 따라

최대 음압도 Linear 하게 상승하고 있음 의미한다. 하지만 해당 결과는 3회 수행에 대한 시험 결과로 추후 추가적인 시험을 통해 상관관계식에 대한 보완이 필요하다.

2.4. 추진기관 종류에 따른 소음 특성 비교

추진기관 종류에 따른 소음 분석을 위해 2종의 추진기관에 대해 20, 30m에서의 소음을 측정 후 비교 분석을 수행하였다.

시험 분석은 추진기관 A,B에 대해 상온 환경처리를 수행한 Test 1의 결과를 적용하였다. 연소 초기 구간에서의 음압과 연소관 내부 압력은 Figure 6과 7 그리고 Table 4와 같다.

Figure 6, Table 4와 같이 추진기관 A와 B의 20 m에서의 최대음압이 30 m에 비해 각 7.4, 5.1 dBA 높은 것으로 확인하였으며, 측정 거리가 멀어

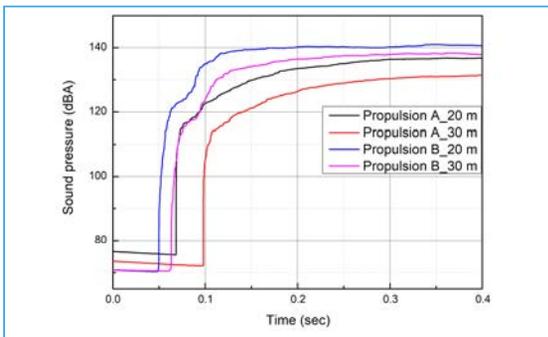


Figure 6. Sound pressure at beginning combustion (Propulsion A_Test 2 & Propulsion B_Test 1)

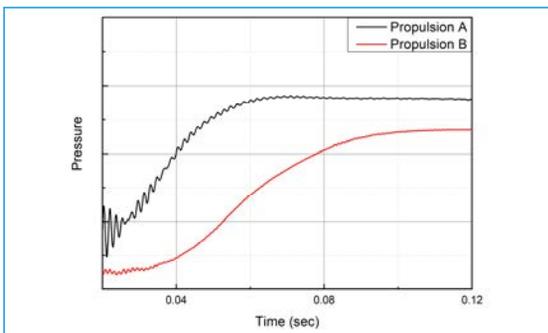


Figure 7. Pressure at beginning combustion (Propulsion A_Test 2 & Propulsion B_Test 1)

Table 4. Comparison of propulsion A & B

| Category | Noise measurement Distance (m) | Test Result | |
|--------------|--------------------------------|--------------------------|----------|
| | | Max.Sound Pressure (dBA) | Pressure |
| Propulsion A | 20 | 141.0 | a |
| | 30 | 133.6 | |
| Propulsion B | 20 | 143.5 | 0.83a |
| | 30 | 138.4 | |

짐에 따라 소음 감소되며 감소비율은 각 5.25%, 3.55%로 감소되었다.

Table 4에서 추진기관 B의 연소초기 연소관 내부 압력 계측 값이 A에 비해 약 0.83배 낮음에도 불구하고 20, 30 m에서의 최대음압은 각 2.5, 4.8 dBA 높은 것을 확인할 수 있었다. 이는 앞서 동일 추진기관에 대한 분석 결과와는 반대되는 결과를 보였다.

이러한 원인은 각 추진기관마다의 노즐의 형태가 다르므로 인한 것으로 파악된다. 두 추진기관의 노즐 형태는 Table 5와 같이 추진기관 B가 추진기관 A보다 노즐 출구 직경이 약 2.06배 크며 노즐 확산 각도 역시 추진기관 B가 약 2.44배 큰 것을 확인할 수 있다. 이러한 원인으로 노즐목에서 초킹이 이루어져 출구로 나오는 연소가스 압력의 차이가 발생하게 되고 또한 연소 가스가 불출되어지는 확산 각도가 달라진다. 본 시험에서는 소음원 기준 45° 방향에서의 소음을 측정하여 연소가스의 배출 압력과 확산 각도가 소음에 영향을 주었을 것으로 파악된다.

Table 5. Comparison of nozzle(Propulsion A and B)

| Category | Nozzle Exit Diameter(mm) | Divergence angle (°) |
|--------------|--------------------------|----------------------|
| Propulsion A | a | b |
| Propulsion B | 2.06a | 2.44b |

3. 결론

본 시험을 통해 동일 추진기관의 연소관 내부 압력이 상승함에 따라 소음 수준도 동일하게 상승함을

확인하였으며 연소 초기 구간에서의 연소관 내부 최대압력이 추진기관의 연소 간 최대음압레벨을 결정한다고 판단하였고, 연소 초기 최대압력과 최대음압레벨의 선형적합을 수행한 결과에서 Person's r 값이 0.99143으로 선형성을 보임을 확인할 수 있었다. 또한, 2종의 추진기관 지상연소시험 시 20 m와 30 m에서 계측된 음압과 연소 초기 최대압력을 비교·분석한 결과, 추진기관 노즐의 형태에 따라 연소 가스 배출 압력 및 배출 확산 각도가 달라짐에 따라 연소 초기 최대압력이 작음에도 소음은 높게 나타날 수 있음을 확인하였다.

본 시험에 활용한 분석결과의 신뢰성 확보를 위해 향후 동일 추진기관에서의 추가 데이터 확보 후 선형적합 결과를 비교하고, 여러 종류의 추진기관 노즐 및 확산각도의 변화에 따른 소음 특성에 대한 분석이 필요할 것으로 사료된다.

참고문헌

- 1 Gang, G.J., An, S.T., Choe, U.J., Hong, S.G., "A Study on the Impact Noise from Gunfire", Journal of The Korean Society for Noise and Vibration Engineering, 19(2), pp. 4-8, 2009.
- 2 Hwang, S.H., Lee, K.J., Park, J.B., "Noise Expoure Levels at the Cannon Shooting Range in South Korea", Journal of The Korean Public Health, 53(1), pp. 1-6, 2016.
- 3 Song, K.H., Kang, W.R., Lee, D.J., Kong, B.H., Lee, S.G., Jeong, S.S., Park, J.H., "Experimental Study on Impulse Noise from Enclosures", Journal of The Korean Society of Mechanical Engineers.
- 4 Gao, Y., Zheng, J., "Noise simulation of wake field of solid rocket motor", Journal of Physics : Conference Series, AAME-2022.
- 5 Song, K.H., Chung, S.H., Kang, W.R., Lee, D.J., Park, J.H., "A Study of the Comparison Analysis for the Rocket Motor Impulse Noise by the Indoor Sizes", Journal of the Korean Society of Safety, 29(3), pp. 85-90, 2014.
- 6 Lee, S.T., Lee, Y., "The Measurement of Firing Noise of K2 Rifle at Close Distance", Journal of The Korean Society for Noise and Vibration Engineering, 14(11), pp. 1123-1128, 2004.
- 7 Lee, J.Y., Kim, D.B., Kwon, K.Y., Yoon, Y.S., "Recommendation of Adequate Sampling Rate for Drop Weight Impact Test with Application of Nyquist's Sampling Theorem", Journal of the Korean Society of Hazard Mitigation, 15(3), pp. 61-67, 2015.
- 8 Hong, C.W., Huh, G., "Prognosis of the Remaining Useful Life of a Turbofan Engine Using Deep Neural Network and Pearson Correlation Coefficient", Journal of the KNST, 4(1), pp. 78-83, 2021.

도심환경 군사작전을 위한 DOP 기반의 UAV 지원 측위 기법

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

DOP based UAV assisted positioning technique for supporting military operations in urban environments

박민지, Minji Park

대한민국 공군, 중위
First Lieutenant, Republic of Korea Air Force

백호기, Hoki Baek

경북대학교, 컴퓨터학부, 교수
Professor, Computer Science, Kyungpook National University

임재성†, Jaesung Lim

아주대학교, 국방디지털융합학과, 교수
Professor, Military Digital Convergence, Ajou University

Abstract

With the advent of the NCW, the modern warfare has undergone various changes, such as local provocation, assassination, and terrorism in urban areas rather than all-out war. At the same time, achieving information superiority and real-time awareness of the situation act as a very important factor in determining the victory or defeat of the battlefield. Most weapon systems are equipped with GPS receivers to acquire location information, which is the core of battlefield information. However, there are moments when GNSS including GPS cannot provide the required level of performance due to environmental characteristics in urban environments and weak satellite signals. It is a very important issue to improve the vulnerability of GNSS in order to achieve information superiority, which is the core of NCW operations. In this paper, we propose a DOP(Dilution of Precision)-based UAV assisted positioning technique that maintains positioning performance in real time to support military operations in urban areas. Through simulation, it was shown that location accuracy was improved and reliable military operation support was possible. Also, based on the proposed technique, a UAV model that can be operated in a real environment is presented.

keywords : GNSS, Situation awareness, UAV-assisted positioning, Dilution of precision, Location accuracy

† Corresponding Author : Jaesung Lim

Tel : +82-31-219-2545, Fax : +82-31-219-1614 email : jaslim@ajou.ac.kr

Department of Military Digital Convergence, Ajou University, 16499, 206 Worldcup-ro, Yeongtong-gu, Suwon-si, Gyeonggi-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised November 14th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

NCW (Network Centric Warfare)의 발전에 힘입어 현대전은 네트워크중심 작전환경을 기반으로 다영역 작전환경으로 확대되고 있다. NCW 작전의 핵심은 탐지, 추적 체계와 타격체계를 네트워크로 연결하여 정보우위의 달성으로 적과 아군에 대한 상황인지(situation awareness) 정보를 공유함으로써 효과적으로 작전을 수행하는 것이다.

현대전은 인구 밀집도가 높은 도심지역에서의 국지적 도발, 암살, 테러 등 다발적인 소규모전 형태로 전개되고 있다. 따라서 도심지역의 전투 대응과 효과적인 군사작전 수행 능력을 갖추기 위해서 아군의 위치정보를 기반으로 하는 상황정보 획득이 중요시되고 있다.

일반적으로 대부분 무기체계들은 GPS (Global Positioning System) 수신기를 탑재하여 아군의 위치정보를 획득한다. GPS를 포함한 GNSS (Global Navigation Satellite System)는 상공 20,000km에 위치한 인공위성 신호를 활용하는 항법 시스템으로 전 지구를 대상으로 매우 정확한 위치와 시각 서비스를 제공한다. GNSS는 삼각측량법을 이용하여 위치를 결정하기 위해서는 최소 3개의 위치정보, 즉 위성 신호가 필요하다. 추가로 Figure 1과 같이 GNSS 위성 신호와 수신기의 시간 동기를 위하여 최소 4개 이상의 신호 정보가 충족될 때, 수신기는 자신의 위치를 결정한다[1-2].

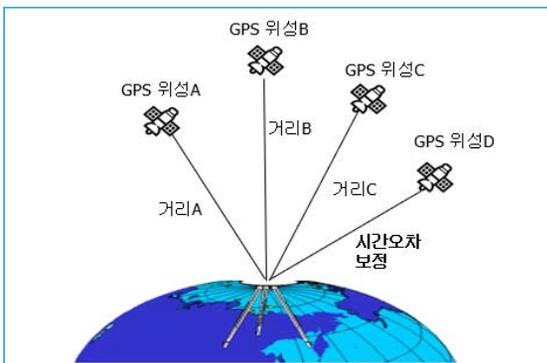


Figure 1. Positioning principle of GNSS

하지만 GNSS 신호의 특성상 최소 4개의 신호를 충족하지 못하는 순간들이 존재한다. 또한 GNSS 위성은 수신기와의 거리가 매우 멀기 때문에 신호가 미약하고 이에 따라서 재밍(jamming)과 스푸핑(spoofing) 공격에 매우 취약한 특징을 가진다. 따라서 복잡한 도심환경에서 건물이나 산, 나무 등에 의해 위성 신호는 감쇄 및 다중경로 현상이 발생하여 사용자에게 온전하게 수신되지 못한다. 즉, 도심환경 군사작전의 기반이 되는 GNSS는 필요한 수준의 성능을 제공하지 못하며 위치 기능이 매우 불안정하고 취약하다는 특징을 가진다. 현대전의 핵심인 정보우위 달성을 위해서 이러한 GNSS의 취약점을 개선하는 것이 매우 중요하며, 이와 관련된 연구들이 존재한다[3-5].

[6-7]에서는 GNSS를 대체하는 항법 시스템으로 의사위성(pseudo satellite) 시스템을 제안하였다. 지상 혹은 공중 플랫폼에 의사위성 항법 신호원을 설치하여 GNSS 신호 수신이 제한되는 도심지역에서 활용된다. 또한 항공기, 성층권 비행선, UAV 등의 공중노드를 활용하여 BLoS (Beyond-Line-of-Sight), NLoS (None-Line-of-Sight) 보장이 가능한 의사위성 연구가 진행되었다. [8]에서 제시한 ARPS (Airborne Relay-based Positioning System) 또한 GNSS가 제한되는 상황에서 지상 참조노드와 공중 통신중계 노드를 이용하는 측위 방법이다. [9-10]에서도 마찬가지로 UAV와 같은 공중 플랫폼들을 이용한 측위시스템의 타당성을 보여준다. [11]은 전장 환경에서 UAV를 참조노드로 사용한 TDOA (Time Difference Of Arrivals) 측위 기법을 제시했다.

이처럼 항법 시스템에서의 UAV 활용은 필요시에 원하는 장소로 신속하게 전개할 수 있고 또한 LoS 확보가 용이하기 때문에 매우 효과적인 수단이 된다. 하지만 전장에서는 다수의 UAV 운용이 어렵고, 특히 위치 정확도는 공중 UAV들의 기하학적 배치를 나타내는 DOP (Dilution of Precision)에 크게 영향을 받는다. 신호원들의 배치에 따라서 수직, 수평 오차가 크게 발생하기 때문에 작전 지원이 불가능한 경우도 발생할 수 있다.

본 논문에서는 도심환경의 군사작전 지원을 위하여 GNSS의 성능을 보완할 수 있는 UAV 지원 측위 기법을 제안하였다. 항법 신호원인 UAV가 GPS 위성과 적절한 배치를 이루도록 DOP를 최소화하는 기준에서 UAV의 위치를 결정한다. GNSS가 충족되지 못하는 도심환경에서 모의실험을 통해서 제안기법의 위치결정 성능을 평가하고 분석하였다.

본 논문에서는 도심 환경에서 GNSS 측위 개선 및 대체 기법을 소개하고 문제점들을 분석하였으며, DOP 기반의 UAV 지원 측위 기법을 제시하였다. 제안된 방법은 MATLAB을 활용한 모의실험을 통해서 RMSE (Root Mean Square Error)와 DOP 성능으로 평가하였다.

2. 관련 연구

2.1. 의사위성 시스템

GNSS를 대체하고자 하는 의사위성 시스템은 항법 신호원이 설치되는 위치에 따라 공중기반과 지상기반으로 구성된다. 지상 혹은 공중의 플랫폼에 의사위성 수신기가 설치되어서 GNSS가 불능이 되는 실내 혹은 도심지역에서 활용된다. 지상기반의 의사위성 시스템은 지상의 원하는 위치에 크기에 제약을 받지 않고 의사위성을 탑재할 수 있으며 유지보수가 편리하다는 장점이 있다. 하지만 지상기반 시스템은 LoS 보장이 어렵고 광범위한 지역의 서비스가 불가능하며 다중경로 오차가 발생할 가능성이 있다. 또한 지상에 위치한 의사위성 배치의 특성상 수신기의 고도를 정확히 추정하기 어렵다.

이와 달리 공중기반의 의사위성 시스템은 항공기, 성층권 비행선과 같은 플랫폼에 설치되기 때문에 LOS 보장이 수월하며 다중경로에 의한 오차가 미비하다. 하지만 플랫폼들은 이동성을 가지고 있기 때문에 실시간으로 위치를 파악해야하는 단점이 있다 [6-8]. 또한, 측위 정보를 제공하는 신호원들(의사위성)의 기하학적 배치와 분포에 따라 수직, 수평오차가 발생한다. 이때 오차를 발생하게 하는 것은

DOP로 측위 정확도에 영향을 끼치는 중요한 요소이다. 위성의 상대적인 기하학적 배치가 위치결정에 미치는 오차를 뜻한다. 사용자를 기준으로 신호원들이 특정 방향으로 밀집되는 경우, DOP 값이 매우 크며 위치 오차가 매우 크다. 반대로 신호원들이 고르게 배치되어 있는 경우는 DOP 값이 작으며 위치가 정확하다고 할 수 있다.

2.2. ARPS

ARPS (Airborne Relay-based Positioning System)는 GNSS가 제한되는 상황에서 공중 중계노드들을 이용하는 측위 방법으로 지상 및 공중기반 의사위성 시스템의 한계점을 극복한다[8]. 공중 노드(UAV)만을 사용하기 때문에 GNSS와 독립적이다. 또한 지상 의사위성 시스템과는 달리 LOS를 확보할 수 있고 다중 경로 오차가 미비하다. 또한 ARPS는 사용자가 순차적으로 UAV와 자신의 위치를 추정하기 때문에 실시간으로 UAV를 모니터링할 필요가 없으며 이에 따른 오차도 발생하지 않는다. 하지만 다수의 UAV들의 기하학적인 배치에 따라서 수직, 수평오차가 발생한다. 특히 수직오차가 상대적으로 크게 발생하여 공중노드들의 배치를 달리하는 연구들도 진행되고 있다[12-13].

2.3. UAV 기반 TDOA 측위기법

GNSS가 불능인 전장환경에서 UAV를 참조노드로 이용하여 TDOA 방식을 기반으로 사용자의 위치를 결정하는 방법이 제안되었다[11]. 전장 환경에서 GNSS가 불능인 상태인 경우, 다수의 UAV를 해당 지역에 전개하여 신속하게 측위 기능을 제공하는 기법이다. 고정밀 클럭원 가정하에 UAV의 TDOA 계산만으로 위치를 추정할 수 있기 때문에 GNSS와 독립적인 기법이며 전장 환경에서 작전을 지원하기에 큰 이점을 가진다.

하지만 UAV의 측위 기능을 위해서는 신호원의 개수가 최소 4개가 확보되어야 하는데, 자원이 제한된

전장 환경인만큼 다수의 UAV 운용은 상당히 비효율적이다. 또한 측위 기능을 위한 UAV의 계산 결과값은 UAV들간의 기하학적인 배치, 위치 분포 등 다양한 요소에 의해 영향을 받는다. 그러므로 전장 환경에서의 효율적인 측위 기능을 위해서는 최대한 적은 UAV로 적절한 배치를 실시간으로 유지해야 한다.

3. 제안 기법

본 장에서는 도심환경의 군사작전을 위해 UAV 지원 측위 기법을 제안한다. GNSS 신호가 3개로 불가능인 경우에 추가로 UAV의 측위 신호를 활용한다. UAV의 다양한 장점으로 인해 의사위성 시스템의 한계점 극복이 가능하다. 넓은 지역과 LOS 확보가 가능하고 다중경로, 원근문제로 인한 오차가 미비하다.

또한 단독 측위시스템인 ARPS에 비해서 제안하는 기법은 높은 정확도를 가지는 GNSS를 최대한 활용하기 때문에 더 신뢰성 있는 측위가 가능하다. 추가로 관련 연구들의 공통적인 문제점을 해결하기 위해 DOP를 기반으로 한 UAV의 위치 선정 알고리즘을 제안한다. 4개 이상의 신호를 확보한다고 해도 분포가 사용자를 중심으로 몰려있다면 즉, DOP값이 크다면 위치 오차가 커짐을 확인하였다. 따라서 실시간으로 변하는 위성들의 위치에 따라 UAV의 위치 또한 새로 결정하는 알고리즘을 제안한다. 사전에 UAV의 궤도를 미리 설정하고 실시간으로 적절한 배치를 유지하여 도심환경에서의 GNSS 기반 군사작전을 지원한다.

제안기법은 크게 3단계로 진행이 된다. 첫 번째로, 도심환경에서 사용 가능한 위성들의 좌표를 도출한다. 본 논문은 GNSS가 시간에 따라 불능이 되는 순간이 존재하는 도심환경을 배경으로 한다. 시간에 따라서 위성의 개수가 4개 이상이 되는 순간도 있지만 4개가 되지 못하는 순간도 존재하는 것이다.

이를 구현하기 위해서 마스크 각도(mask angle)를 사용한다. GNSS를 운용할 때, 수평선 위로 어느 각도 밑에 있는 위성들로부터 오는 신호는 무시하게 되어있는데, 이때의 각을 마스크 각도라고 한다. 대

부분 GNSS 수신기는 10~20도 정도로 유지하고 운용한다. 도심환경의 효과를 나타내기 위해 일반적으로 사용되는 방법은 마스크 각도를 30도로 설정하여 위성 신호의 개수를 조절하는 것이다[13]. Figure 2는 대한민국 서울의 도심환경에서 마스크 각도를 30도로 설정하고 24시간 동안 사용 가능한 GPS 위성의 개수를 나타낸 그래프이다.

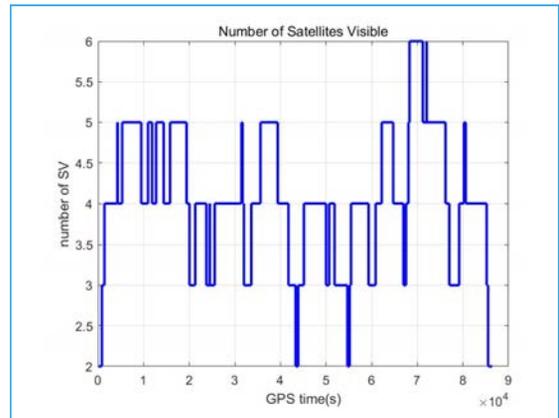


Figure 2. Number of satellites visible for Seoul over 24hrs

하루를 기준으로 사용 가능한 위성의 개수가 2~6개로 GPS측위가 불가능한 순간과 가능한 순간이 나타남을 확인할 수 있다. 그 중, 위성의 개수가 2개인 경우는 아주 드물며 본 논문은 위성이 3개로 불능이 되는 순간을 다룬다.

두 번째로, 도출한 $n (n \geq 3)$ 개의 위성 좌표와 사용자 위치를 기반으로 UAV의 위치를 생성한다. 이때, DOP 기반의 UAV 위치 선정 알고리즘을 사용한다. UAV의 위치는 신호원들의 거리 편차가 클수록 DOP가 작다는 원리를 기반으로 결정된다. 사용자 위치에서 보이는 위성 n 개와 사용자 사이의 의사거리 단위벡터를 다음과 같이 구한다.

$$\begin{aligned}
 \vec{\rho}_1 &= \langle x_1, y_1, z_1 \rangle \\
 \vec{\rho}_2 &= \langle x_2, y_2, z_2 \rangle \\
 &\vdots \\
 \vec{\rho}_n &= \langle x_n, y_n, z_n \rangle
 \end{aligned} \tag{1}$$

수식 (1)에서 구한 단위벡터 좌표들을 사용자를 원점으로 하여 2차원에 투영시킨다. 이에 따라 위성의 좌표 $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_n, y_n)$ (단위벡터의 x와 y 좌표)와 사용자 $(0,0)$ 의 좌표가 Figure 3과 같이 설정된다. 사용자를 중심으로 반지름이 1보다 큰 R인 원을 추가하여 UAV의 궤도를 설정한다. 각 n개의 점 $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_n, y_n)$ 은 3차원의 크기가 1인 단위벡터를 투영했기 때문에 Figure 3과 같이 2차원에서 사용자를 중심으로 반지름이 $R(R>1)$ 인 원 안에 위성의 좌표가 포함된다.

반지름이 R인 UAV의 궤도 위에 위치하며, 동시에 각 n개의 점 $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_n, y_n)$ 에서 가장 멀리 떨어진 점을 도출한다.

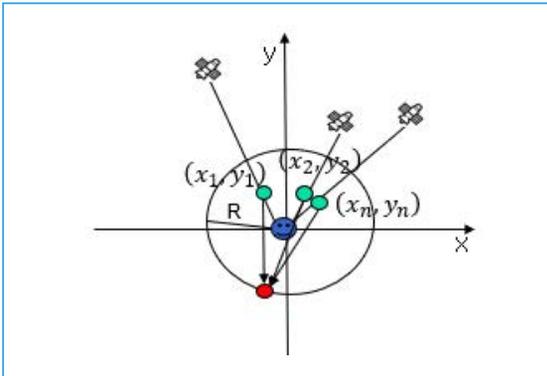


Figure 3. Coordinate of the pseudorange vector satellites and a user projected in 2D

$$d = \sqrt{(x-x_1)^2 + (y-y_1)^2 + \dots} + \sqrt{(x-x_n)^2 + (y-y_n)^2} \quad (2)$$

$$x^2 + y^2 = R^2 \quad (3)$$

$$z = h \quad (4)$$

이때 수식 (3)를 기반으로 UAV와 각 위성들 사이의 거리 d 가 최대가 되는 좌표 (x, y) 를 도출한다. 도출한 점 (x, y) 을 UAV의 위치로 선정한다. 추가로 식 (4)에 따라 고도를 추가로 설정하여 UAV의 위치 좌표 (x, y, z) 를 도출한다.

마지막으로, 도출한 UAV의 좌표와 n개의 위성의 좌표를 기반으로 사용자의 위치를 추정한다. 기존의 GNSS와 같은 방법인 코드 위상 기반의 위치결정 방법을 사용한다. 의사거리 측정치를 활용하여 최소제곱법(LSM: Least Squares Method)을 통해서 위치를 도출한다. 본 연구의 UAV는 자체 항법장치를 보유하고, 사용자와의 정보탐지, 정보전달 및 분석, 수신 등을 위한 통신으로 down link를 사용한다. 이를 통해, 자신의 위치와 시간정보를 송신한다고 가정한다. 사용자는 이 신호를 위성신호의 TOA 계산과 동일한 방식으로 의사거리를 계산한다.

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \sqrt{(x_1-x_u)^2 + (y_1-y_u)^2 + (z_1-z_u)^2} + ct_u \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2-x_u)^2 + (y_2-y_u)^2 + (z_2-z_u)^2} + ct_u \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3-x_u)^2 + (y_3-y_u)^2 + (z_3-z_u)^2} + ct_u \\ \rho_4 &= \sqrt{(x_4-x_u)^2 + (y_4-y_u)^2 + (z_4-z_u)^2} + ct_u \end{aligned} \quad (5)$$

수식 (5)의 경우 위성의 개수가 3개인 순간의 의사거리를 계산한 것이다. ρ_1, ρ_2, ρ_3 는 위성과 사용자간의 의사거리, ρ_4 는 UAV와의 의사거리를 뜻한다. $(x_{1,2,3}, y_{1,2,3}, z_{1,2,3})$ 는 위성의 위치, (x_4, y_4, z_4) 는 알고리즘을 통해 계산한 UAV의 위치를 나타낸다. (x_u, y_u, z_u) 는 사용자의 위치, c 는 빛의 속도, t_u 는 수신기 오프셋을 뜻한다. 도출한 4개의 의사거리를 기반으로 사용자의 위치를 결정하는데, 이때, 최소제곱법을 사용한다. 테일러급수를 활용하여 비선형 함수인 수식 (5)를 선형화시킨다. 선형화를 통해 의사거리 오차를 나타내면 다음과 같다.

$$\Delta \rho_j = a_{x_j} \Delta x_u + a_{y_j} \Delta y_u + a_{z_j} \Delta z_u - c \Delta t_u \quad (6)$$

수식 (6)에서, a_{x_j} 는 $\frac{x_j - x_u}{r_j}$ 이고 $\Delta x_u, \Delta p_j$ 는 처음 설정된 대략적인 값과 실제 값의 차이, 즉 오차를 나타낸다. 선형화한 식들을 행렬로 나타내면 다음과 같다.

$$\Delta \rho = \begin{bmatrix} \Delta \rho_1 \\ \Delta \rho_2 \\ \Delta \rho_3 \\ \Delta \rho_4 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ a_{x3} & a_{y3} & a_{z3} & 1 \\ b_{x4} & b_{y4} & b_{z4} & 1 \end{bmatrix} \Delta x = \begin{bmatrix} \Delta x_1 \\ \Delta y_2 \\ \Delta z_3 \\ -c\Delta t_n \end{bmatrix}$$

수식 (7)의 행렬의 4번째 요소($\Delta \rho_4$)는 UAV의 추가 신호를 통해 얻은 값이다. $\Delta \rho = H\Delta X$ 이고 구한 오차(Δx_u)를 이용하여 사용자의 위치를 도출한다 [1]. 4번째 변수인 시각 오프셋도 변수로 가지는 수식을 정의한다.

제안기법은 크게 3단계의 과정을 거친다. 첫 번째로, n개의 위성의 좌표를 마스크 각도를 사용하여 생성하고 도출한다. 두 번째로는 도출한 위성 좌표들과 사용자 위치 좌표를 기반으로 UAV의 위치 좌표를 도출한다. 이때, 신호원들의 거리 편차가 클수록 좋은 DOP를 갖는다는 점을 활용하여 DOP 기반의 UAV 위치 선정 알고리즘을 제안한다. 마지막으로 도출한 UAV 좌표와 위성들의 좌표를 기반으로 사용자의 위치를 추정한다.

마스크 각도를 30도로 설정함에 따라 반지름 R과 UAV의 고도 h는 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\tan 30^\circ = \frac{h}{R} \quad (8)$$

수식 (8)를 기반으로 반지름 R과 UAV의 고도 h를 설정할 수 있으며 고도 h는 낮아질수록 DOP 값이 작아지기 때문에 적절한 고도도 설정할 수 있다.

반지름 R과 고도 h를 설정하면 Figure 4과 같이 UAV의 궤도를 지정하여 그 궤도 안에서 UAV의 위치를 결정하게 되는 것이다. 시간에 따라 위성의 위치가 변화하는 환경에서 적절한 배치를 유지하기 위해서 UAV의 위치를 궤도 내에서 매 순간 결정한다. 2차원에서의 투영을 통해 간단한 계산으로 3차원의 UAV 위치를 결정하는 특징을 갖게 된다.

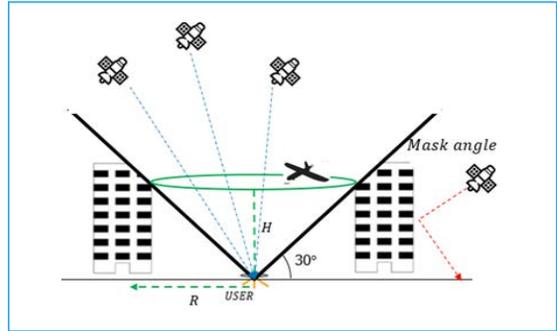


Figure 4. UAV Radius(R) and height(H) based on Mask angle

4. 모의실험 및 결과 분석

본 장에서는 제안한 DOP 기반 UAV 지원 기법을 활용하여 도심환경에서 군사작전의 지원이 가능한지를 검증한다. 이를 위한 모의실험 환경 및 오차모델을 소개하고 다양한 환경 설정을 통한 모의실험 결과들을 분석한다.

4.1. 모의실험 환경 및 오차 모델

제안기법의 성능평가를 위하여 MATLAB을 사용하여 모의실험을 수행하였다. 좌표계는 GPS에서 사용되는 ECEF(Earth-Centered Earth-Fixed)를 이용하고 LLH(Longitude, Latitude, Height) 좌표계도 혼용했다. 본 논문은 코드 위상 기반의 의사거리 측정치를 사용한다. 의사거리 측정치는 다양한 오차에 영향을 받기 때문에 항법시스템에 적절한 오차 모델의 적용이 필요하다. GNSS 위성에는 수신기 잡음과 대류권, 다중경로, 전리층 오차, 그리고 UAV에서는 수신기 잡음과 대류권 오차 요소들을 고려하였다. 수신기 잡음에 의한 오차는 가우시안 분포를 따르는 임의의 수에 신호의 형태를 따른 표준편차를 곱하여 적용시켰다. 모의실험에서 UAV는 대류권에 속하는 고도에서 실행되기 때문에 대류권 오차만을 적용했다[1]. UAV는 위성과 달리 사용자와 매우 가깝기 때문에 위성과 다른 대류권 오차 모델이 필요한데, 본 논문은 공중기반 의사위성에서 사용되는

Bouska 모델을 사용하였다[13]. 또한 위성과 달리 UAV는 도심환경 속에서 사용자와 LOS를 보장할 수 있도록 위치시켰기 때문에 다중경로 오차는 고려하지 않았다.

도심환경의 표현을 위해 마스크 각도는 30도를 유지하고 검증을 수행했다. 위성은 매 순간 이동하며 마스크 각도에서 제외되거나 포함된다. Figure 4처럼 마스크 각도 안에 3개의 위성이 존재할 경우를 나타낸다. 사용자는 서울 도심지 중심에 위치하며 모의 실험동안 움직이지 않는다. UAV는 수식 (8)을 고려하여 기본 모델로 고도(h) 6 km이고 반경이 10 km인 궤도를 갖는다. Table 1은 파라미터들의 값을 나타낸다.

Table 1. Simulation parameters

| Parameters | Value |
|------------------|-----------------------------------|
| UAV Height | 6km |
| UAV Radius (R) | 10km |
| Mask Angle | 30° |
| Position of User | 서울 (37°33'51.17"N, 127°0'6.11"E) |
| Execution Time | 약 5h(오전 2시~7시) 약 5h(오후 6시~11시) |

4.2. 모의실험 결과

제안하는 기법의 UAV 경로 검증을 위하여 MATLAB을 활용한 모의실험을 수행하였다. 첫 번째 모의실험은 UAV의 이상적인 경로를 기반으로 실험을 진행한다. 도심환경에서 GNSS만 사용했을 경우와 제안하는 UAV를 사용했을 경우의 3D-RMSE와 PDOP(Position DOP)를 비교 분석한다. 두 번째 실험에서는 제안기법을 기반으로 실제 환경에서 운용이 가능한 UAV의 경로 모델을 제시하여 이를 기반으로 결과를 분석한다. 첫 번째 실험에서 추정된 UAV 경로의 결과값 분석을 통해 제시한 현실적인 모델이 도심환경에서 작전 지원에 사용 가능함을 확인하였다.

4.2.1. 계산을 통해 추정된 UAV 경로 모델

오전 2시에서 7시까지와 오후 6시부터 11시까지 총 10시간 동안 모의실험을 진행하였다. Figure 5는 모의실험 동안의 제시한 알고리즘을 기반으로 계산된 UAV의 경로들을 나타낸 것이다.

Table 2는 도심환경에서 기존 GNSS만 사용한 경우와 제안기법을 사용한 경우, 오차들의 평균과 표준편차를 나타낸 것이다. RMSE의 평균과 표준편차를 통해 제안기법을 사용하여 도심환경의 측위 기능을 개선함을 확인하였다.

Table 2. Comparison of 3D-RMSE and PDOP

| | | 오전 | | 오후 | |
|---------|------|-----------|---------|-----------|---------|
| | | GNSS-Only | 제안기법 | GNSS-Only | 제안기법 |
| 3D-RMSE | Mean | 564900m | 50.165m | 655730m | 17.985m |
| | Std | 166510 | 63.2694 | 161350 | 26.434 |
| PDOP | Mean | 10.7796 | 4.6877 | 5.754 | 6.741 |
| | Std | 32.894 | 3.1582 | 3.1564 | 9.735 |

PDOP의 경우 GNSS만 사용했을 때 위성의 개수가 3개인 순간은 DOP 계산이 불가능하기 때문에 제외하고 계산하였다. 제안기법의 경우 PDOP의 평균과 표준편차를 분석해보면 GNSS의 개수가 4개 이상인 경우의 PDOP와 비슷한 성능을 제공하는 것을 알 수 있다. 도심환경의 3D-RMSE와 PDOP를 개선함으로써 제안기법을 통해 측위 기능을 사용하여 작전 지원이 가능함을 보였다.

4.2.2. 실제 운용을 위한 UAV 경로

Figure 4에서 알 수 있듯이, 제안기법을 통해 추정된 UAV의 경로는 위성의 변화에 따라서 이동성이 많으며 좌표가 다양하게 변화한다. 실제 환경에서 UAV를 운용할 경우, 잦은 이동은 오히려 오차를 발

생시킬 수 있으며 UAV의 속도 등에 의해 제한된다. 따라서 추정한 UAV의 경로를 기반으로 실제 환경에서 운용이 가능한 모델을 제시할 필요가 있다. UAV의 잦은 좌표변화 횟수를 줄이기 위해서 조건을 설정한다.

Figure 6과 같이 UAV의 경로가 1번 좌표에서 2번 좌표로 넘어가는 경우가 발생한다.

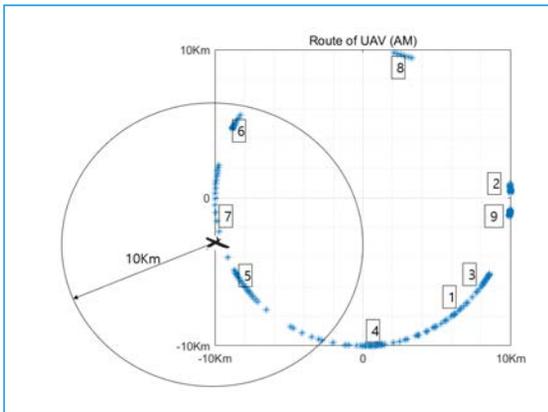


Figure 6. UAV path for actual operation

이때, UAV의 속력을 100m/s, 실험 주기는 100초로 설정하여 UAV가 이동할 수 있는 최대 범위는 반경 10km이다. 따라서 1번 좌표에서 2번 좌표로의 이동은 가능하다고 판단하여 이동하게 된다. 하지만 7번 좌표에서 8번 좌표로 이동하는 경우는 UAV의 최대 이동 가능한 반경을 벗어나기에 불가능하다고 판단한다. 이동 불가능한 경우 7번 좌표를 기준으로 최대 이동 가능 반경인 10km안에서 UAV의 설정 궤도에 속하는 임의의 점을 정한다. 임의의 점들 가운데 적절한 DOP를 제공할 수 있는 점을 선정하여 8번 좌표대신 이동한다. 7번의 경우 Figure 6과 같이 점을 선정하여 이동한다.

Figure 7은 제시한 모델과 추정한 모델의 RMSE와 PDOP를 비교한 것이다. 각각 오전과 오후로 나눠 실험한 결과 제안한 모델의 평균값이 실제로 계산한 모델(추정 모델)과 큰 차이가 없는 것을 볼 수 있다. 추정된 모델보다는 다소 위치 정확도가 떨어지지만 실 환경에서 운용하기에는 크게 문제가 없는

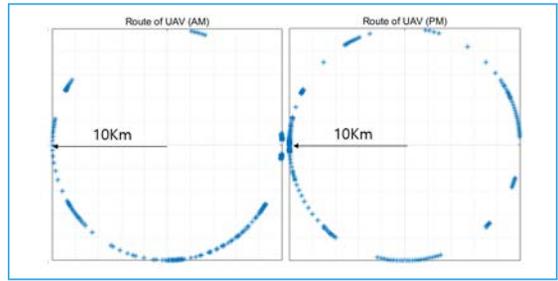


Figure 5. UAV path estimated through calculation

것을 알 수 있다. 조건을 설정하여 이동한 결과 기존의 UAV의 경로에 비해 좌표의 이동성이 크게 줄어 실제로 운용 가능함을 보였다.

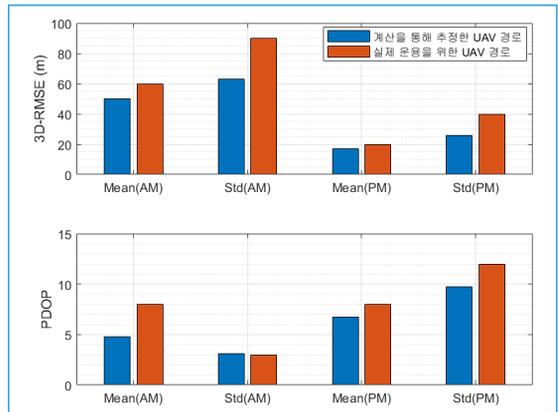


Figure 7. Comparison of 3D-RMSE and PDOP

5. 결론

본 논문에서는 도심지의 군사작전 지원을 위하여 DOP 기반의 UAV 지원 측위 기법을 제안하였다. 제안된 측위 기법은 GNSS가 불능인 상황에서 1기의 UAV를 사용하여 군 작전 지원을 가능하게 하였으며, 항법 신호원으로 추가되는 1기의 UAV는 간단한 계산을 통해 실시간으로 DOP 기반의 배치를 유지하기 위한 경로를 추정하였다. 또한 추정된 UAV의 경로를 기반으로 실제 환경에서 운용 가능한 현실적인 UAV 경로를 제시하였다. 모의실험을 통해 제안기법이 도심환경에서 실시간으로 안정적인 위치 오차와 낮은 DOP 성능을 유지할 수 있음을 확인하였고, 이

를 실제 환경에서 운용할 수 있도록 제안한 UAV 경로모델 또한 안정적인 측위기능을 수행할 수 있음을 보였다.

참고문헌

- 1 Kaplan E. D., Hegarty, C., *Understanding GPS: Principles and Applications*, Artech House Publishers, MA, 1996.
- 2 Hein, G. W., "Status, perspectives and trends of satellite navigation", *Satellite Navigation*, vol. 22, 2020.
- 3 Li, X., Zhang, X., Ren, X., et al., "Precise Positioning with Current Multi-constellation Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, Galileo and BeiDou", *Scientific Reports* 5, no. 8328, 2015.
- 4 Wu, F., Kubo, N., Yasuda, A., "Performance Evaluation of GPS Augmentation Using QZSS," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 40(4), pp. 1249-1261, 2004.
- 5 JA. del Peral-Rosado, R Raulefs, J. A. LA, spez-Salcedo, G. SecoGranados, "Survey of Cellular Mobile Radio Localization Method", *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, 20(2), pp. 1124-1148, Second quarter 2018.
- 6 Ciro Gioia and Daniele Borio, "Stand-Alone and Hybrid Positioning Using Asynchronous Pseudolites", *Sensors*, 15(1), pp. 166-193, 2015.
- 7 Chandu, B., Pant, R., Moudgalya, K., "Modeling and Simulation of a Precision Navigation System using Pseudolites Mounted on Airships", in *Proceedings of the 7th Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conferences*, Belfast, Northern Ireland, pp. 18-20, 2007.
- 8 Lee, K. M., Noh, H. J., Lim, J. S., "Airborne relay-based regional positioning system", *Sensors*, vol. 15, pp. 12686-12699, 2015.
- 9 Park, B. W., Kim, D. Y., Lee, T. J., Kee, C. D., Paik, B. S., Lee, K. H., "A Feasibility Study on the Regional Navigation Transceiver System Using a Transceiver Position Estimation Algorithm", *ION GNSS 19th international technical meeting of the satellite division*, pp. 114-119, 2006.
- 10 Tuohino, J. L., Farley, M. G., James, R. R., "Military Pseudolite Flight Test Results", *ION GPS 2000*, pp. 19-22, 2000.
- 11 Kim, D. H., Lee, K., Park, M. Y., Lim, J. S., "UAV-based Localization Scheme for Battlefield Environments", *IEEE Military Communication Conference*, 2013.
- 12 Q. Sultana, D. Sunehra, VS Srinivas, AD Sarma, "Effects of Pseudolite Positioning on DOP in LAAS", *Positioning*, 1(1), pp. 18-26, 2010.
- 13 Lee, J. S., Baek, H. K., Lim, J. S., Park, C. H., "A Relay Node Operation Model for Performance Improvement of Airborne Relay-Based Positioning System", *J. of KICS*, 43(3), pp. 588-596, 2018.

차륜형장갑차 비상탈출 해치용 개방장치의 내식성 개선을 위한 시험적 연구

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

A Study on the Improvement of Corrosion Resistance of Opening Device for Emergency Escape Hatch of Wheeled Armored Vehicle

문성민[†], Seongmin Mun

현대로템 주식회사, 기술연구소, 연구원
Research Engineer, R&D Center, Hyundai Rotem

박찬영, Chanyoung Park

현대로템 주식회사, 기술연구소, 책임연구원
Principal Research Engineer, R&D Center, Hyundai Rotem

김종현, Jonghyun Kim

현대로템 주식회사, 기술연구소, 책임연구원
Principal Research Engineer, R&D Center, Hyundai Rotem

Abstract

In this study, an experimental study was conducted to improve the corrosion resistance of the opening device of the emergency escape hatch of a wheeled armored vehicle. Although the surface of the opening device made of alloy steel is treated with zinc electroplating to secure corrosion resistance, the emergency escape hatch is less frequently used and is exposed to external environments such as rain and moisture, so if the user's operation and maintenance is insufficient, the hatch may not be opened due to rusting and sticking inside the opening device. This may lead to a safety accident, so further improvement in corrosion resistance is required. Therefore, five cases of corrosion-resistant design methods were selected according to the specifications of zinc electroplated coating and grease application, which are factors that can improve the corrosion resistance of the opening device, and salt water spray tests were performed based on the military test standards. By comparing the corrosion occurrence time of the five specimens, a improvement effect was confirmed and a design method was selected. In addition, a structural design was proposed to fundamentally prevent rust and sticking phenomena by blocking moisture from entering the opening device.

keywords : Corrosion resistance, Zinc electroplated coating, Salt spray test, Escape hatch, Armored vehicle

[†] Corresponding Author : Seongmin Mun

Tel : +82-31-596-9544, Fax : +81-596-9746, email : seongmin.mun@hyundai-rotem.co.kr

Hyundai Rotem, 16082, 37, Cheoldobangmulgwan-ro, Uiwang-si, Gyeonggi-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised November 16th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

일반적으로 차륜형장갑차 및 군용 전투차량 등에는 차량 전복 등의 비상시에 차량에 탑승한 승무원이 탈출하기 위한 비상탈출 해치가 적용되어 있으며, 재질은 상부 고풍탄 등에 대해 방호성을 확보하기 위한 고강도, 고경도 장갑판재가 사용된다[1-2]. 해치에는 장갑판에 용접이 가능한 합금강 재질의 개방장치가 구성되어 있고, 개방장치는 해치를 통한 적의 출입을 제한하기 위해 내부에서 개방하는 구조로 되어 있다. 다만, 승무원이 부상으로 자력 탈출이 불가능한 상황 등 특수한 경우에 선택적으로 외부에서도 개방이 가능하도록 하는 기능이 요구되고 있고, 이에 따라 전용 공구를 사용하는 경우 외부에서 개방이 가능하도록 하는 기능이 적용되어 있다.

이러한 외부개방 기능으로 인해 합금강 재질의 개방장치가 외부에 노출되게 되는데, 수분 및 염분 등의 유입으로 인한 부식을 방지하기 위해 개방장치의 부품에 내식성 부여하는 보호피막처리 등의 설계적 대책이 요구되고 있으며, 이에 따라 개방장치 부품에 전기 아연 도금(zinc electroplating)으로 표면을 처리하여 음극화 보호(Cathodic protection) 원리를 통해 내식성을 확보하고 있다[3]. 그러나, 이러한 설계 대책에도 사용자의 점검 및 유지보수 수준이 미흡하거나 차량이 해안가 등 가혹한 환경에서 운용되는 경우 부식이 발생할 가능성이 있고, 이 경우 개방장치가 고착되어 비상탈출 해치가 개방 기능을 상실할 수 있다. 비상탈출 해치의 개방 기능은 승무원의 안전과 연관된 중요한 기능이므로, 더 가혹한 조건에서도 개방 기능을 상실하지 않는 방안에 대한 추가적인 연구가 필요하다. 따라서, 본 연구에서는 현재 비상탈출 해치용 개방장치 부품의 내식성을 개선하기 위해, 군용 차량의 일반적인 내식 설계 방안 및 현재 개방장치 부품에 적용된 전기 아연 도금 사양에 대한 고찰을 통해 개선안을 도출하고, 염수분무 시험을 통해 개선안의 내식성을 평가하여 개선효과를 확인하는 시험적 연구를 수행하였으며, 추가적으로 개방장치 내부에 수분

등의 유입을 근본적으로 예방할 수 있는 구조적 설계 방안을 제시하였다.

2. 비상탈출 해치용 개방장치 형상

Figure 1은 차륜형장갑차의 승무원실 상부에 장착된 비상탈출 해치의 형상이며, 외부개방 기능으로 인해 개방장치가 외부에 노출된 형상을 나타내고 있다.

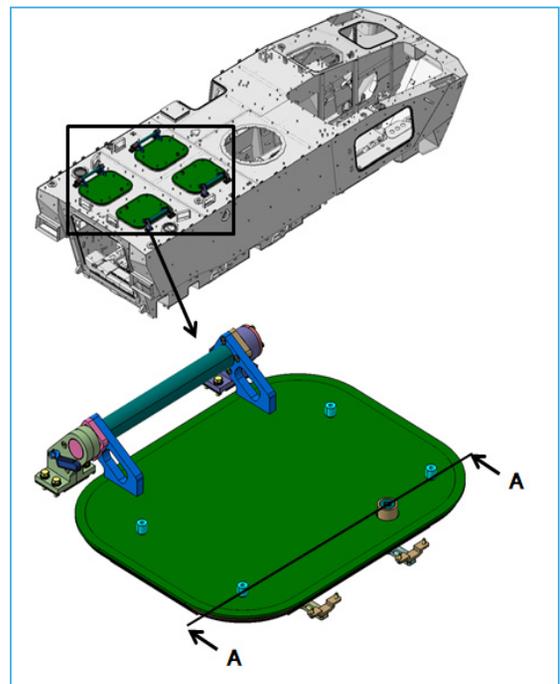


Figure 1. Emergency escape hatch of military vehicles

Figure 2는 개방장치의 단면을 나타낸 것으로써 개방장치 중심의 축을 회전시켜 비상탈출 해치를 개방 또는 폐쇄하는 구조이다. 축의 하부에는 손잡이 및 결쇠가 연결되어 있어, 내부에서의 개방 및 닫힌 상태의 고정을 가능하게 한다. 축의 상부에는 전용공구가 삽입되는 가공 홈이 있어 외부개방 기능을 가능하게 한다. 축에는 나사가 가공되어 있어 해치 판에 용접된 패드의 내부 나사에 조립되어 회전한다.

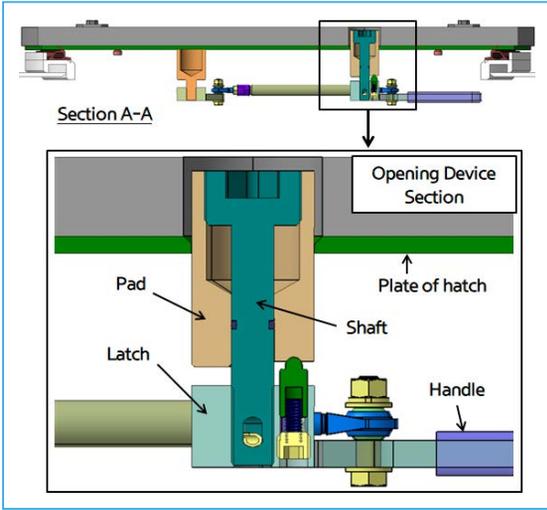


Figure 2. Section of opening device for emergency escape hatch

3. 내식 설계

본 장에서는 차륜형장갑차용 장치 및 부품에 적용하고 있는 일반적인 내식 설계 방안 및 전기 아연 도금 사양에 대한 고찰을 통해서 비상탈출 해치용 개방장치 부품의 내식성을 개선하기 위한 방안을 제시하였다.

3.1. 내식 설계 방안

Table 1은 차륜형장갑차용 장치 및 부품에 일반적인 내식 설계 방안으로서 적용하고 있는 재질 및 보호피막처리이다. 보호피막처리는 재질의 내식성을 개선하고, 도장이 필요한 경우 재질 표면에 도장의 밀착성을 높여주기 위한 목적으로 적용하고 있다.

상대적으로 높은 강도와 강성이 요구되지 않고 경량화가 요구되는 경우 알루미늄 합금을 적용하고 있다. 스테인레스강의 경우 내식성이 탄소강 및 크롬몰리브덴강보다 우수하나 재질의 강도저하 및 경제성을 고려하여 제한적으로 적용하고 있다. 해치와 같은 상대적으로 높은 강도와 강성을 요구하는 장치는 탄소강 또는 크롬몰리브덴강을 주로 적용하며, 외부 환경에 노출이 적은 내부 장치는 주로 인산 아연 피막

Table 1. General corrosion-resistant designs for military vehicles

| Case | Material | Surface treatment |
|------|---|--|
| 1 | Stainless steel (STS 304, ect.) | Passivation treatment (KS W 1115) |
| 2 | Aluminium alloy (A 6061 P, ect.) | Chemical conversion coating (KS W 1120) |
| 3 | Carbon steel or Chromium molybdenum steel (SS275, SCM440, ect.) | Zinc phosphate coating (KDS-0115-0017, Type I) |
| 4 | Carbon steel or Chromium molybdenum steel (SS275, SCM440, ect.) | Zinc electroplated coating with phosphate (KS D 8304, Type 3) |
| 5 | Carbon steel or Chromium molybdenum steel (SS275, SCM440, ect.) | Zinc electroplated coating with a colored chromate (KS D 8304, Type 2) |

에 도장을 적용하고, 높은 내식성이 요구되는 장치에 선택적으로 전기 아연 도금에 인산염 또는 유색 크로메이트 처리를 적용하고 있다.

또한, 재질, 보호피막처리, 도장 이외에 추가적인 내식성이 요구되는 경우 그리스를 도포하거나 고무 등의 씰링 기능이 있는 보호마개를 적용하여 수분 및 염분이 부품에 직접 접촉하는 것을 방지하는 방안을 적용하고 있다.

3.2. 전기 아연 도금

Table 2는 전기 아연 도금 표준(KS D 8304)에서 규정하고 있는 전기 아연 도금의 종류 및 등급이다 [4]. 1종A는 전기 아연 도금을 실시한 채로 질산 침적한 것이다. 1종B는 전기 아연도금을 실시한 후 광택 크로메이트 처리를 한 것이다. 2종은 전기 아연 도금을 실시한 후 유색 크로메이트를 처리한 것이다. 3종은 전기 아연 도금을 실시한 후 인산염을 처리한 것이다.

현재 개방장치 내부 측에 적용된 사양은 전기 아

연 도금 3종 2급으로, 두께 5 μm 이상의 전기 아연 도금에 인산염 처리를 적용하고 있다.

Table 2. Types and grades of zinc electroplated coating

| Type of coating | Grade | Minimum thickness of coating |
|---|---------|------------------------------|
| Type 1A (coated and immersed in nitric acid) | Grade 1 | 2 μm |
| | Grade 2 | 5 μm |
| | Grade 3 | 8 μm |
| | Grade 4 | 13 μm |
| | Grade 5 | 20 μm |
| | Grade 6 | 25 μm |
| Type 1B (treated with chromate) | Grade 1 | 2 μm |
| | Grade 2 | 5 μm |
| | Grade 3 | 8 μm |
| | Grade 4 | 13 μm |
| | Grade 5 | 20 μm |
| | Grade 6 | 25 μm |
| Type 2 (treated with a colored chromate) | Grade 1 | 2 μm |
| | Grade 2 | 5 μm |
| | Grade 3 | 8 μm |
| | Grade 4 | 13 μm |
| | Grade 5 | 20 μm |
| | Grade 6 | 25 μm |
| Type 3 (treated with phosphate) | Grade 1 | 2 μm |
| | Grade 2 | 5 μm |
| | Grade 3 | 8 μm |
| | Grade 4 | 13 μm |
| | Grade 5 | 20 μm |
| | Grade 6 | 25 μm |

3.3 크로메이트 처리 및 인산염 처리

전기 아연 도금의 종류는 크게 크로메이트 처리와 인산염 처리로 구분되는데, 두 종류 모두 내식성과 도장의 밀착성을 개선해 되는 것으로 알려져 있다.

크로메이트 처리는 금속의 내식성 및 미관을 위해 가장 효과적인 금속 표면처리 방법 중 하나로 널리 알려져 있으며, 아연 도금 위에 부동태(passivation) 피막을 형성하여 백청(white rust) 발생을 억제하며 도장 밀착성에도 기여하는 것으로 알려져 있다[5-8]. 인산염 처리 또한 산화 피막을 보강하고 추가적인 불용성 막을 형성하여 내식성에 기여하며 산업계에서는 우수한 도장 하지 특성으로 널리 적용되고 있다.

다만, 전기 아연 도금 표준(KS D 8304)에서 1종 및 2종의 크로메이트 처리에 대해서는 표면에 48시간 이내에 육안으로 쉽게 판별할 수 있는 흰색 부식 생성물이 생겨서는 안 된다는 내식성 품질을 규정하고 있으며, 3종의 인산염 처리된 아연도금 표면에 칠한 페인트 피막에 대해서는 내수성을 시험 후에 도장의 부풀음이 생기면 안 된다는 밀착성 품질에 대한 규정을 하고 있다[4]. 이에 따라 국내 전기 아연 도금 표준(KS D 8304)에서는 전기 아연 도금에 크로메이트 처리는 내식성을 주된 목적으로, 인산염 처리는 도장 하지용도로서 도장 밀착성에 더 주된 목적을 두고 있음을 유추할 수 있다.

3.4. 방안 선정

Table 3은 3.1절의 차륜형장갑차용 구조장치 부품의 일반적인 내식설계 방안 및 3.2, 3.3절의 전기 아연 도금의 종류별 특성을 고려하여 일반적으로 많이 사용하는 5가지 내식설계 방안을 선정한 것이다. 또한, Figure 3은 환경시험을 통해 내식성을 평가하기 위해 개방장치의 축에 앞서 선정한 5가지 내식설계 방안을 적용하여 제작한 시편 형상이다.

CASE 2는 개선효과를 확인하기 위해 현재 개방장치 부품에 적용되고 있는 전기아연도금 3종 2급을 적용하였다. CASE 3과 CASE 5에 적용된 전기아연 도금의 등급은 4급(13 μm)으로 선정하였는데, 일반적으로 나사부 체결에 영향이 없는 도금 두께가 약 15 μm 이하임을 고려하여 이를 고려하여 적용 가능한 가장 높은 등급으로 선정하였다. 도포된 그리스는

유사 구조장치에 적용하고 있는 KS M 2130 구름 베어링용 그리스 3종 2호 기준을 만족하는 제품을 사용하였다.

Table 3. Corrosion-resistant design methods

| Case | Material | Surface treatment | Grease application |
|------|------------------------------------|---|--------------------|
| 1 | Stainless steel (STS 304) | Passivation treatment (KS W 1115) | X |
| 2 | Chromium molybdenum steel (SCM440) | Zinc electroplated coating (with phosphate) (KS D 8304, Type 3, Grade 2) | X |
| 3 | Chromium molybdenum steel (SCM440) | Zinc electroplated coating (with a colored chromate) (KS D 8304, Type 2, Grade 4) | X |
| 4 | Chromium molybdenum steel (SCM440) | Zinc electroplated coating (with phosphate) (KS D 8304, Type 3, Grade 2) | O |
| 5 | Chromium molybdenum steel (SCM440) | Zinc electroplated coating (with a colored chromate) (KS D 8304, Type 2, Grade 4) | O |



Figure 3. Configuration of simplified test specimens

4. 내식성 평가

4.1. 염수 분무 시험 규격

염수 분무 시험은 재료 또는 재료의 도금, 코팅 등의 내식성을 확인하기 위해 가장 널리 사용되고 있는 시험 방법이다[9]. 군수품에 적용하는 염수 분무 시험 규격으로 MIL-STD-810 Method 509 Salt Fog가 제정되어 널리 사용되고 있으며, 시험 규격이 MIL-STD-810 H까지 개정되는 동안 염수 분무 시험 규격(Salt Fog)는 7번에 걸쳐 Method 509.7로 개정되었다.

4.2. 염수 분무 시험 조건

염수 분무 시험 규격(MIL-STD-810H Method 509.7 Salt Fog)을 기반으로 시험조건 및 시험절차를 수립하고 3.4절의 5가지 시편에 대한 내식성 평가를 실시하였다[10]. Table 4는 염수 분무 시험의 시험 조건이며, Figure 4는 염수 분무 시험에 사용된 소형 염수 분무 시험기(TS-CASS, 정도시험기) 형상을 나타낸 것이다.

Table 4. Test conditions of salt spray test

| Test standard: MIL-STD-810H Method 509.7 Salt Fog | | | |
|---|--------------------|--|--------------|
| Category | | Unit | Test details |
| Salt solution | pH | - | 6.5 ~ 7.2 |
| | Salt concentration | % | 5±1 |
| Temperature | | ℃ | 35±2 |
| Fallout rate | | mL/80cm ² /hr | 1 ~ 3 |
| Air pressure | | kPa | 83 ~ 124 |
| Test procedure | | Atomizing salt solutions for 24 hours → Drying the test specimens for 24 hours (2 Cycle) Measuring the fallout rate and pH at least at 24-hour intervals | |



Figure 4. Configuration of test chamber for salt spray test

4.3. 염수 분무 시험 결과

Figure 5 (a), (b), (c), (d), (e)는 염수 분무 시험 경과시간에 따른 시편 형상을 나타낸 것이다.

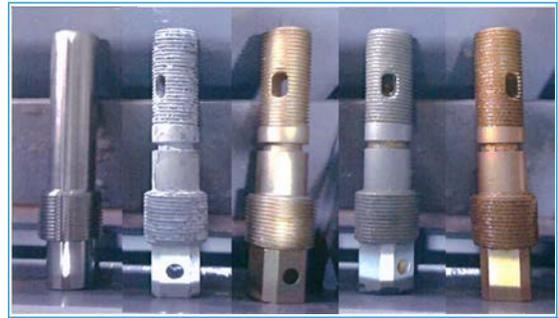
Table 5는 염수 분무 시험 결과를 나타낸 것으로 써, CASE 2는 24시간이 경과하여 나사부를 포함한 제품 전체에 부식이 발생하였고, CASE 4는 72시간이 경과하여 나사부를 포함한 제품 전체에 부식이 발생하였다. CASE 1, CASE 3, CASE 5는 96시간이 경과하여도 부식이 발생하지 않음을 확인할 수 있었다.



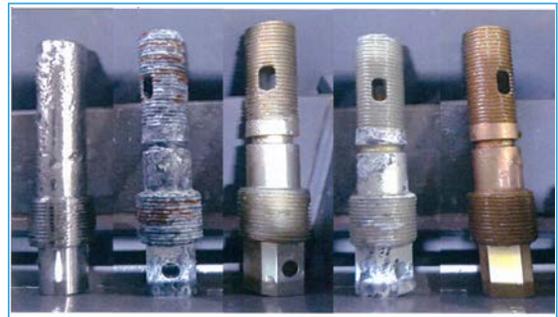
(a) Before starting a test



(b) After 24 hours



(c) After 48 hours



(d) After 72 hours



(e) After 96 hours

Figure 5. Configuration of simplified test specimens

Table 5. Result of salt spray test

| Case | Test time | | | |
|------|--------------------------------------|--------------------------------------|--|--|
| | 24 hours | 48 hours | 72 hours | 96 hours |
| 1 | Good | Good | Good | Good |
| 2 | White rust all over the part | White rust all over the part | White rust all over the part (Red rust in a small part) | White rust all over the part (Red rust in a small part) |
| 3 | Good | Good | Good | Good |
| 4 | Good (White rust in a small part) | Good (White rust in a small part) | Red rust all over the part | Red rust all over the part |
| 5 | Good | Good | Good | Good |

5. 시험 결과 및 고찰

4.3절의 염수 분무 시험 결과, 가장 우수한 내식성이 확인된 방안은 CASE 1(STS304 및 부동태처리), CASE 3(SCM440, 전기 아연 도금 2종 4급)과 CASE 5(SCM440, 전기 아연 도금 2종 4급 및 그리스 도포)로 확인되었다.

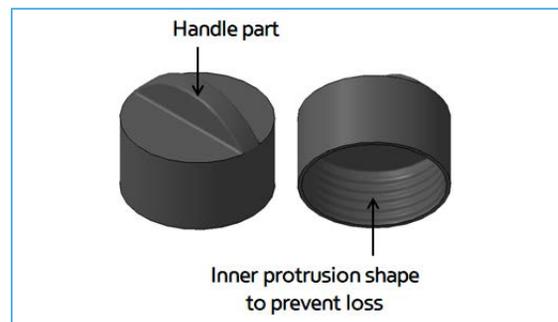
전기 아연 도금 사양에 따른 내식성을 확인하기 위해 CASE 2(SCM440 및 전기 아연 도금 3종 2급)와 CASE 3(SCM440 및 전기 아연 도금 2종 4급)를 비교해보면, CASE 2는 24시간 경과 후 백색 부식이 발생하고 CASE 3는 96시간 경과 후에도 부식이 발생하지 않는 것을 확인할 수 있고, 따라서 전기 아연 도금 3종 2급 대비 2종 4급을 적용할 때 더 내식성이 우수한 것을 확인할 수 있다.

그리스 도포 여부에 따른 내식성을 확인하기 위해 CASE 2(SCM440 및 전기 아연 도금 3종 2급)와 CASE 4(SCM440, 전기 아연 도금 3종 2급 및 그리스 도포), CASE 3(SCM440 및 전기 아연 도금 2종 4급)과 CASE 5(SCM440, 전기 아연 도금 2종 4급 및 그리스 도포) 비교해보면 그리스를 도포했을 때

부식이 발생하는 시간이 지연되는 것을 확인할 수 있고, 그리스 도포에 따른 부식 방지 효과를 확인할 수 있다. 따라서, 비상탈출 해치용 개방장치 부품과 같이 상대적으로 높은 강도가 요구되고 외부환경에 노출되어 수분 및 염분 등에 접촉되는 장치의 경우, 크롬몰리브덴강 재질에 전기 아연 도금 2종 4급을 적용하고 그리스를 도포하는 설계방안을 적용하면 스테인레스강과 유사한 우수한 내식성을 확보할 수 있는 것을 확인할 수 있다.

6. 구조적 개선 방안

개방장치의 추가적인 설계 방안으로써, 3절에서 검토한 내식 설계 방안 이외에 개방장치 내부에 수분 및 염분 등의 유입을 근본적으로 예방할 수 있는 구조적 설계 방안을 제시하였다. Figure 6은 수분 및 염분의 유입을 차단하는 보호 마개의 형상을 나타낸 것으로, 보호마개의 재질은 EPDM 고무(색상: 검정)로서 외부 환경에 노출되는 특성을 고려하여 내오존성(외부 대기에 노출)이 양호, 내후성(자외선 등에 노출)이 양호, 내열성 및 내한성(사용온도 : $-40^{\circ}\text{C} \sim 140^{\circ}\text{C}$)이 양호한 특성의 재질로 선정하였고, 형상 및 기능은 고무 재질의 특성(표면 마찰, 탄성) 및 내부 돌기 형상을 이용해 마개가 개폐장치에 압착 삽입되어 나사부의 수분 접촉을 차단하고 마개의 망실을 방지할 수 있는 형상으로 고안되었다. Figure 7은 Figure 6의 보호 마개를 적용하였을 때 수분 및 염분의 유입 방지 효과를 그림으로 나타낸 것이다.

**Figure 6.** Configuration of protective cover

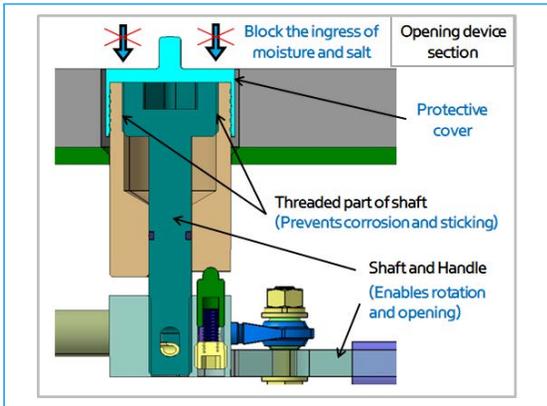


Figure 7. Effect of preventing the ingress of moisture and salt of the protective cover

7. 결론

본 연구에서는 차륜형장갑차 비상탈출 해치용 개방장치 부품의 내식성 개선을 위해서 내식 설계 방안을 도출하고 MIL 규격의 염수 분무 시험을 활용하여 방안 별 내식성 평가를 수행하였고, 다음과 같은 결론을 도출하였다.

첫째, 크롬몰리브덴강 재질에 내식성을 위해 전기 아연 도금을 적용할 때 3종 2급 대비 2종 4급을 적용하였을 때 내식성이 더 우수한 것을 확인하였다.

둘째, 그리스 도포 시 부식이 발생하는 시간이 지연되는 효과를 확인하였는데, 크롬몰리브덴강 재질에 전기 아연 도금을 적용하고 그리스를 도포한 경우, 부품에 스테인레스강 재질을 적용하였을 경우와 유사한 내식성을 확보할 수 있음을 확인하였다.

셋째, 부품의 내식성을 강화하는 설계 방안 이외에 구조적으로 수분 및 염분이 접촉하지 못하도록 부품을 보호할 수 있는 설계방안을 추가로 제시하였다.

차륜형장갑차의 외부에 노출된 해치 및 문류의 개

방장치의 경우 장갑판재와의 용접성, 높은 강도와 강성, 외부환경의 수분 및 염분에 대한 내식성이 요구되므로, 본 연구를 외부 해치 및 문류의 개방장치의 내식성 개선에 활용이 가능할 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1 KDS 2355-0001, LIGHT ARMORED VEHICLE, 6x6, Korea Defense Standard, 2018.
- 2 KDS 2355-0002, LIGHT ARMORED VEHICLE, 8x8, Korea Defense Standard, 2018.
- 3 Fontana, M. G., "Corrosion Engineering", 3rd Edition, McGraw Hill, New York, pp. 294-316, 1986.
- 4 KS D 8304, Electroplated coatings of zinc on iron or steel, 2013.
- 5 Lee, C. T., "Ecological Chromium Plating by Trivalent Chromium", J. Korean Ind. Eng. Chem., 12(8), p. 831, 2001.
- 6 Schlesinger, M., Paunovic, M., "Modern Electroplating", 4th edition. John Wiley & Sons, Inc, New York, p. 289, 2000.
- 7 Lindsay, J. H., "Plating and Surface Finishing", 8, p. 32, 2001.
- 8 Kim, S. W., Lee, C. T., "Environment- friendly Trivalent Chromate Treatment for Zn Electroplating", J. Korean Ind. Eng. Chem, 17(5), pp. 433-442, 2006.
- 9 DoD, "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests - Military Standards 810G Method 509.7 Salt Fog", 2019.
- 10 Lee, G. W., Kim, S. H., Park, J. W., "Consideration of MIL-STD-801H Salt Fog test method", Proceeding of The Korean Reliability Society Conference, The Korean Reliability Society Conference, 2019.

백색연막통 KM5 신뢰도 및 저장수명 연구

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

A Study on the Reliability and Shelf-life of Smoke Pot, KM5

조성환[†], Seonghwan Cho국방기술품질원, 국방종합시험센터, 연구원
Researcher, Defense Firing Test Center, Defense Agency for
Technology and Quality**김원석, Wonseok Kim**국방기술품질원, 국방종합시험센터, 연구원
Researcher, Defense Firing Test Center, Defense Agency for
Technology and Quality

Abstract

This study is conducted on the smoke pot (KM5), which are used to conceal troops and military supplies for protection of the Army. During the operation, the smoke screen of smoke pot is closely related to survival of combatants. Since the smoke pot cannot be used once the smoke screen is released, the performance of the smoke pot cannot be confirmed until it is tested. Considering such a characteristic, Ammunition Stockpile Reliability Program (ASRP) is performed during the storage period to confirm the reliability of the smoke pot. In this study, using the test data of ASRP conducted from 2007 to 2021, the reliability and shelf-life of smoke pot are estimated based on the analysis results of misfire, ignition delay time and smoke emission time. For this, reliability is analyzed according to different classes of defects, and the changes in smoke emission time and ignition delay time are examined. Finally, the reliability and shelf-life of the smoke pot are estimated by synthesizing the results of each analysis. It is expected that the study can be used for ASRP of similar items in the future.

keywords : Ammunition, ASRP, Smoke pot, KM5

[†] Corresponding Author : Seonghwan Cho

Tel : +82-33-480-3701, email : choseonghwan@dtaq.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 24603, 58, Cheondo-ro, Seohwa-myeon, Inje-gun, Gangwon-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised November 11th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

현재 우리 군은 1970년대 말에 개발되어 1980년 초부터 전락화된 지상연막통 KM5를 운용하고 있다. 연막통류는 목적에 따라 지상 작전에 사용하는 지상형 연막통과 도하작전 및 상륙 작전 시 부유연막으로, 백색연막의 차장이 필요할 때 사용하는 부유 백색연막통이 있다. 백색연막통 KM5(이하 연막통)는 지상용으로 야전시설, 지역, 병력기동 등을 적으로부터 일시적으로 은폐 및 차장할 때 사용하는 탄약이다. 연막통은 원통형 용기에 약 13.6 kg의 연막제(HC: Hydro Chloro ethane zinc mixture)가 충전되어 있다.

본 연구에서는 연막통의 제원과 국방기술품질원에서 수행하고 있는 군 장기 저장 탄약에 대한 신뢰성 평가인 ASRP(Ammunition Stockpile Reliability Program)의 평가 방법을 소개하고, 데이터 분석 시 활용된 신뢰도 및 신뢰수준, 불량률 추정을 기술할 것이다. 이후 2007년부터 2021년까지 8회, 51개 로트를 평가한 ASRP 시험데이터를 이용하여 결점 항목에 따라 신뢰도 분석을 수행하고 중요 계량치인 점화지연시간과 연막방출시간의 저장기간에 따른 변화 추이도 살펴보고자 한다. 본 연구는 이전 연구에서 정립된 “품목별 신뢰도 평가” 개념을 연막통에 적용하여, 신뢰도와 저장수명을 도출하고 이를 향후 저장탄약신뢰성평가 시 활용하고자 한다[5-6].

2. 제원 및 시험방법

2.1. 제원 및 작동원리[7]

연막통은 Figure 1과 같이 원통용기의 형상에 녹색으로 도색되며, 주요제원은 Table 1을 참고한다. 점화방식은 연막통 상부의 단자에 전선을 연결하여, 6.0 V 이상의 전압에 의해 점화되는 전기점화방식, 연막통 상단 견인판을 제거하고 마찰봉으로 발화제(Matchhead)를 긋고 점화하는 수동점화 방식이 있다. 전기점화 또는 수동점화에 의해 점화제(Starter

Mixture)를 점화시키면 약 12 ~ 22 초간 지연 후 점화제는 충전된 HC 연막제를 연소시킨다. 연막제 입자는 빛을 반사하면서 공기 속으로 발생되어 진한 흰색의 연막구름을 생성한다. 그리고 긴 시간 동안 연막차장이 필요할 때는 연막통을 겹겹이 쌓아 체인으로 같이 연결하여 상단의 연막통을 점화하여 사용할 수 있다.



Figure 1. Figuration of white smoke pot

Table 1. Specification of white smoke pot

| Category | Contents |
|--------------|----------------------------------|
| Weight(kg) | Approx. 15.8 / 13.6(smoke agent) |
| Diameter(mm) | 215 |
| Length(mm) | 250 |
| Smoke agent | Hydro chloro ethane zinc mixture |

2.2. 시험 방법

연막통에 대한 평가방법은 비기능 시험 및 기능시험을 통해 이루어진다. 시험방법은 저장탄약 시험절차서 1365-0005-2에 규정된 방법으로 실시하였다[7].

2.2.1. 비기능 시험

우선 비기능 시험은 탄약의 기능 외적인 요소에 대하여 내·외부 포장, 탄약의 상태를 확인하고 검사하는 행위로, ASRP 대상의 모든 시료에 대하여 국방부의 탄약 식별 기호인 DODIC (Department Of

Defense Identification Code), 모델번호 및 로트 번호를 확인하고, 군에서 제공한 검사기록표, 탄약 제원표의 내용과 비교한다.

2.2.2. 기능 시험

기능시험은 비기능시험 시 시험 안전에 이상이 없는 탄약에 대해서 진행한다. 기능시험은 실제 대상 탄의 성능을 확인하는 시험으로, 연막통의 기능시험 시료는 로트 당 20발로 구성되며 전기연소, 수동연소 각 10발씩이다. 시료는 연소시험 전에 멀티미터 또는 저항계를 사용하여 전기적 저항을 측정하여 기준(0.01 Ω ~ 1.25 Ω)을 충족하는지 확인한다. 수동연소 기능시험은 연막통 상부의 견인판을 떼어난 후 마찰봉(scratcher block)으로 점화가 될 때까지 발화제에 마찰봉을 긁는다. 3회 시도 후 점화되지 않으면 불발 간주하고 시험 중 점화지연시간, 연막방출시간 등을 측정하여 기록한다. 전기연소 기능시험은 연막통의 전기접점과 전원(6 V)을 연결한다. 견인판을 떼지 않은 채로 스쿼브를 점화, 발화제에 불을 붙여 연막을 연소시킨다. 또한 시험 시 연막통을 병렬로 연결시켜 수행이 가능하나 이 때 연막통 당 6 V를 유지시켜 줘야 한다. 측정은 동일하다.

3. 데이터 분석방법

3.1. 신뢰도 및 신뢰수준

탄약은 일반적인 장비와 달리 일회 사용을 통해 활용된다. 그러므로 제조 및 납품 이후 지속적 사용되는 것이 아닌 탄약고에 장기간 저장되며, 필요 시 기능을 발휘하는 것이 요구된다. 따라서 탄약에서의 신뢰도란 사용시점에서 기능을 발휘하는 확률을 %로 표현할 수 있다. 특정 시점인 t_i 에서 시료 n 개 추출하여 시험을 수행하여 r 개의 불량 발생한다면 탄약의 신뢰도는 식 (1)과 같이 구할 수 있다[4, 8].

$$\hat{R}(t_i) = 1 - \frac{r(t_i)}{n(t_i)} \quad (1)$$

$R(t_i)$ = t_i 시점의 신뢰도

이러한 탄약의 일회성 특성은 이항분포를 활용하여 나타낼 수 있다. 이항분포에서는 개별적인 시도가 두 가지의 결과 중 하나로 나타나는 베르누이 시도에 토대로 둔다. 시료 크기를 n , 기능을 발휘하지 못하는 상황 즉 불량률 p 로 발생하는 확률은 식 (2)와 같이 구할 수 있다[8].

$$P(r) = \frac{n!}{r!(n-r)!} p^r (1-p)^{n-r} \quad (2)$$

p = 불량률

$P(r)$ = 시료 크기가 n 일 때 결점수가 r 일 확률

불량률(p)은 개별 로트들 중 가장 나쁜 품질을 허용할 수 있는 기준인 로트허용불량률(LTPD: Lot Tolerance Percent Defective)이다. 크기가 정해진 로트를 샘플링 검사하였을 때 허용할 수 있는 범위 불량률이며, 로트가 허용하는 불량률보다 낮은 불량률을 가지면 합격으로 판정한다. 시험에서 시료를 n 개로 하고 불량률이 k 이하인 실패확률을 계산하면 식 (3)과 같다. 또한 신뢰수준 CL (Confidenc Level)은 식 (4)로 정의할 수 있다.

$$P(r \leq k) = \sum_{r=0}^k P(r) \quad (3)$$

$$CL = 1 - P(r \leq k) \quad (4)$$

3.2. 불량률 추정

표본의 불량률을 활용해 모집단의 불량률을 추정하는 방법은 모집단 불량률의 상한, 하한값을 계산하여 추정한다. 불량률의 하한값(PL)과 상한값(PU)에 대한 계산은 식 (5, 6)와 같다[2, 5]. 식 (5)의 FL은 PL을 계산할 때 두 개의 자유도 $v_1 = 2(n-r+1)$, $v_2 = 2r$ 에 대한 F분포 값이다. 마찬가지로 식(6)의 FU

는 PU를 계산할 때 두 개의 자유도 $v_1 = 2(r+1)$, $v_2 = 2(n-r)$ 에 대한 F분포 값이다. 본 연구에서는 신뢰 수준 90%에서의 F분포값을 활용할 예정이다.

$$P_L = \frac{1}{1 + [(n-r+1)/r] F_L} \tag{5}$$

$$P_U = \frac{1}{1 + \frac{(n-r)}{(r+1)} \left(\frac{1}{F_U}\right)} \tag{6}$$

4. 결과 분석

4.1. 연막통 결점 신뢰도 분석

연막통의 각 결점별 분류는 Table 2와 같다. 해당 분류는 ASRP의 기준이 되는 저장탄약시험절차서 1365-0005-2에 규정되어있다[7]. 본 장에서는 결점을 중심으로 저장기간에 따른 신뢰도 분석을 수행하였다. 치명결점에는 연막통 폭발, 점화지연시간 3초 미만인 경우 중결점은 스퀴브의 저항이 0.01 Ω ~ 1.25 Ω 이탈, 불발, 연막방출 중단, 연막방출시간 720초(12분) 미만인 경우 경결점에는 점화지연시간 30초 이상, 연막방출시간 1,320초(22분) 초과하는 경우가 있다.

Table 2. Defect of white smoke pot

| Category | Contents |
|-----------------|-------------------------------------|
| Critical defect | Smoke pot explosion |
| | Ignition delay time < 3 seconds |
| Major defect | Electrical resistance < 0.01 Ω |
| | Electrical resistance ≥ 1.25 Ω |
| | Misfire |
| Minor defect | Stop smoke emission |
| | Smoke emission time < 720 seconds |
| Minor defect | Ignition delay time ≥ 30 seconds |
| | Smoke emission time > 1,320 seconds |

4.1.1. 연막통 결점(전체) 신뢰도 분석

앞서 언급하였듯이 2007년 ~ 2021년까지 시험한 연막통의 ASRP 시험데이터를 활용하여, 결점을

중심으로 저장기간에 따른 신뢰도를 나타낸 것이 Table 3이고, 이를 도식화한 것이 Figure 2이다. Figure 2의 하한 신뢰도 80%는 이전 ASRP관련 품목별 신뢰도 연구를 참고하여 설정하였다[5-6]. 여기서 활용한 결점은 중결점인 불발과 경결점인 점화지연시간 및 연막방출시간 이탈을 활용하였다. 불발(Misfire)은 기능이 동작하지 않아 연막이 발생하지 않는 현상을 말한다. 따라서 저장수명을 나타내는 대표 결점사항으로 설정하여 본 연구를 수행하였다. Table 3의 신뢰도(Reliability)는 점추정 신뢰도로 시험결과에 따라 결점을 제외하고 양호한 정도를 나타내는 개념으로 계산한 것이며, 90% Lower CL(90% 신뢰하한 신뢰도)은 90% 신뢰수준에서의 신뢰도 하한값을, 90% Upper CL(90% 신뢰상한 신뢰도)은 90% 신뢰수준에서의 신뢰도 상한값을 나타낸다. 해당 분석은 3.1과 3.2의 식 (1 ~ 6)에 따라 계산한 결과이다.

Table 3. Reliability for defect by storage period

| Period (years) | Sample size | Number of defect | 90% Lower CL(%) | Reliability(%) | 90% Upper CL(%) |
|----------------|-------------|------------------|-----------------|----------------|-----------------|
| 6 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |
| 11 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |
| 12 | 20 | 2 | 75.5 | 90.0 | 97.3 |
| 13 | 80 | 47 | 33.8 | 41.3 | 49.0 |
| 15 | 100 | 19 | 75.0 | 81.0 | 86.0 |
| 16 | 80 | 18 | 70.4 | 77.5 | 83.5 |
| 17 | 60 | 24 | 50.9 | 60.0 | 68.6 |
| 21 | 20 | 15 | 12.7 | 25.0 | 41.5 |
| 22 | 20 | 13 | 20.7 | 35.0 | 51.8 |
| 24 | 140 | 82 | 35.9 | 41.4 | 47.2 |
| 25 | 300 | 161 | 42.5 | 46.3 | 50.2 |
| 26 | 40 | 26 | 24.9 | 35.0 | 46.3 |
| 27 | 20 | 16 | 9.0 | 20.0 | 36.1 |
| 29 | 40 | 16 | 48.6 | 60.0 | 70.6 |
| 30 | 20 | 11 | 29.3 | 45.0 | 61.5 |
| 31 | 40 | 24 | 29.4 | 40.0 | 51.4 |
| Total | 1,020 | 474 | 51.5 | 53.5 | 55.6 |

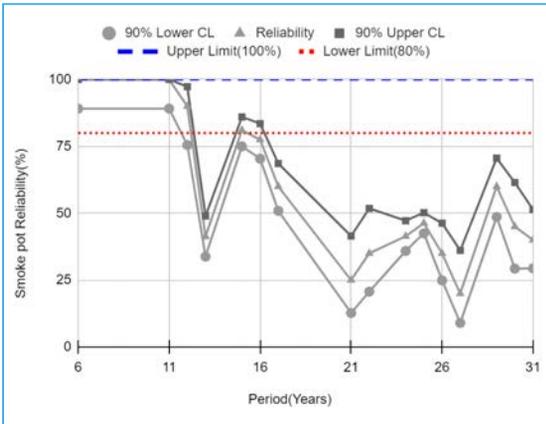


Figure 2. Reliability for defect by storage period

Table 3을 살펴보면 전체 저장기간의 점추정 신뢰도는 53.5%이고, 90% 신뢰수준에서의 신뢰도 하한값은 51.5%, 상한값은 55.6%이다. 점추정 신뢰도가 전체 신뢰도보다 낮은 시점은 13년, 21 ~ 27년, 30 ~ 31년이다. 신뢰도 80% 기준으로 살펴보면 점추정 신뢰도와 90% 신뢰수준 상한값은 12년까지, 하한값은 저장기간 11년까지 연막통이 정상적으로 작동할 것으로 추정할 수 있다.

4.1.2. 연막통 결점(개별) 신뢰도 분석

본 연구에서 활용하는 연막통의 2007년부터 2021년까지의 ASRP 데이터에서는 치명결점이 발생하지 않았기 때문에 중결점(불발)과 경결점(점화 지연시간, 연막방출시간 이탈)을 분리하여 살펴보았다. 먼저 Table 4와 Figure 3은 불발(중결점)만 활용한 신뢰도 및 90% 신뢰하한을 나타낸 표로 계산방식은 위와 동일하다.

Table 4. Reliability for Major defect by storage period

| Period (years) | Sample size | Number of defect | 90% Lower CL (%) | Reliability (%) | 90% Upper CL (%) |
|----------------|-------------|------------------|------------------|-----------------|------------------|
| 6 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |
| 11 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |
| 12 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |

| Period (years) | Sample size | Number of defect | 90% Lower CL (%) | Reliability (%) | 90% Upper CL (%) |
|----------------|-------------|------------------|------------------|-----------------|------------------|
| 13 | 80 | 5 | 88.7 | 93.8 | 96.9 |
| 15 | 100 | - | 97.7 | 100.0 | 100.0 |
| 16 | 80 | 3 | 91.8 | 96.3 | 98.6 |
| 17 | 60 | 5 | 85.1 | 91.7 | 95.9 |
| 21 | 20 | 11 | 29.3 | 45.0 | 61.5 |
| 22 | 20 | 6 | 53.3 | 70.0 | 83.4 |
| 24 | 140 | 59 | 52.1 | 57.9 | 63.4 |
| 25 | 300 | 124 | 54.8 | 58.7 | 62.4 |
| 26 | 40 | 19 | 41.2 | 52.5 | 63.6 |
| 27 | 20 | 6 | 53.3 | 70.0 | 83.4 |
| 29 | 40 | 16 | 48.6 | 60.0 | 70.6 |
| 30 | 20 | 11 | 29.3 | 45.0 | 61.5 |
| 31 | 40 | 12 | 58.8 | 70.0 | 79.5 |
| Total | 1,020 | 277 | 71.0 | 72.8 | 74.6 |

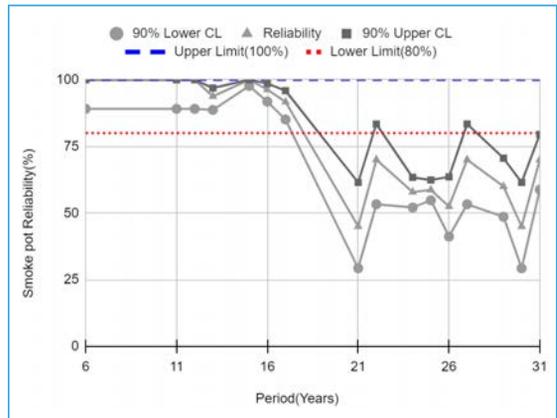


Figure 3. Reliability for Major defect by storage period

Table 4를 살펴보면 전체 신뢰도는 72.8 %이고, 90% 신뢰수준에서의 신뢰도 하한값은 71.0%, 상한값은 74.6%이다. 중결점만 살펴보았을 때가 모든 결점을 포함하였을 때보다 성능이 하향되는 추세가 더욱 뚜렷하다. 저장기간 중 점추정 신뢰도가 전체 신뢰도보다 낮은 시점은 21년 이후이다. 목표신뢰도인 80%에서 살펴보아도 마찬가지이다. 따라서 불발의 관점에서 저장수명을 추정하였을 때는 저장수명 18 ~ 20년까지 양호한 것으로 추정할 수 있다.

이번에는 연막통의 연막방출시간과 점화지연시간이 초과하는 경계점을 기준(연막방출시간 30초 이상, 점화지연시간 1,320초 초과)으로 Table 5와 Figure 4에 나타내었다. 다만 연막방출시간 및 점화지연시간을 측정하였을 때 동일 시료에서 중복되어 발생하는 경우 시료보다 많게 나타나는 왜곡이 발생할 수 있어 해당 시료는 1건으로 산정하여 계산하였다.

Table 5. Reliability for Minor defect by storage period

| Period (years) | Sample size | Number of defect | 90% Lower CL(%) | Reliability(%) | 90% Upper CL(%) |
|----------------|-------------|------------------|-----------------|----------------|-----------------|
| 6 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |
| 11 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |
| 12 | 20 | 2 | 75.5 | 90.0 | 97.3 |
| 13 | 80 | 42 | 39.8 | 47.5 | 55.3 |
| 15 | 100 | 19 | 75.0 | 81.0 | 86.0 |
| 16 | 80 | 15 | 74.5 | 81.3 | 86.8 |
| 17 | 60 | 19 | 59.4 | 68.3 | 76.3 |
| 21 | 20 | 4 | 63.9 | 80.0 | 91.0 |
| 22 | 20 | 7 | 48.2 | 65.0 | 79.3 |
| 24 | 140 | 23 | 78.8 | 83.6 | 87.6 |
| 25 | 300 | 37 | 84.9 | 87.7 | 90.1 |
| 26 | 40 | 7 | 72.1 | 82.5 | 90.0 |
| 27 | 20 | 10 | 33.8 | 50.0 | 66.2 |
| 29 | 40 | - | 94.4 | 100.0 | 100.0 |
| 30 | 20 | - | 89.1 | 100.0 | 100.0 |
| 31 | 40 | 12 | 58.8 | 70.0 | 79.5 |
| Total | 1,020 | 197 | 79.0 | 80.7 | 82.3 |

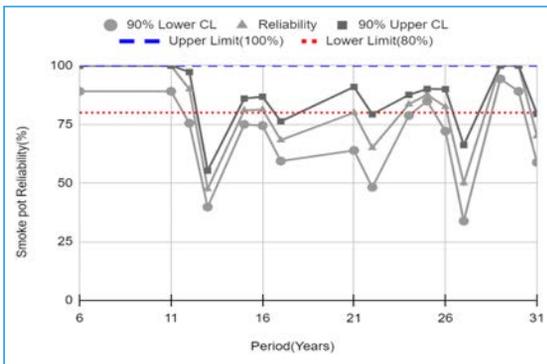


Figure 4. Reliability for Minor defect by storage period

경계점 위주로 살펴보았을 때 전체 신뢰도는 80.7%이고, 90% 신뢰수준에서의 신뢰도 하한값은 79.0%, 상한값은 82.3%이다. 저장기간 중 점추정 신뢰도가 전체 신뢰도보다 낮은 시점은 13년 이후이다. 또한 목표신뢰도 80% 기준으로 살펴보면 90% 신뢰하한은 11년까지, 점추정과 상한은 12년까지 양호하다. 다만 이번에는 저장기간 13년이 지난 연막통일지라도 상태가 양호한 경우도 발생한다. 이는 저장환경, 탄의 관리상태 등 환경요소가 탄의 성능과 저장 상태에 영향을 끼친 것으로 추정할 수 있다.

4.2. 점화지연 및 연막방출시간 변화 추이

ASRP에서는 연막통의 점화지연시간 및 연막방출시간을 평가할 때 결점 기준을 이탈한 시료의 개수를 헤아려 판정하나, 본 연구에서는 변화 추이를 분석하기 위해 각 시료의 모든 값을 저장기간에 따라 배치하여 분석하였다. 분석 시 개별 시료 데이터가 확보 가능한 시험 데이터를 활용했으며, 2011년에 시험한 데이터는 불발이 과다하게 발생하여 점화지연 및 연막방출시간 분석 시 적은 시료가 해당 저장기간을 나타내는 왜곡이 발생할 수 있어 제외하였다.

4.2.1. 점화지연시간 변화 추이

먼저 점화지연시간의 변화 추이를 나타낸 것이 Figure 5이다. 점화지연시간의 판정 기준인 30초를 초과하면 경계점이며, 3초 미만이면 치명결점이다. Figure 5에서 저장기간 15년부터 경계점이 일부 발생하나, 저장기간 11년 ~ 29년까지 해당하는 모든 로트의 점화지연시간 3사분위수(75%)가 30초(기준 상한선)를 넘지 않는 것을 알 수 있다. 따라서 점화지연시간은 저장기간이 길어지더라도 기준을 이탈하지 않을 것으로 추정된다.

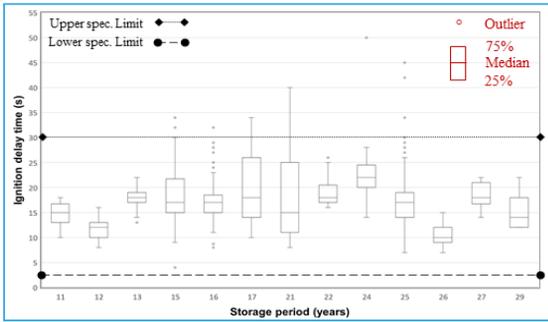


Figure 5. Trend analysis of ignition delay time by storage period

4.2.2. 연막방출시간 변화 추이

이번에는 연막방출시간의 변화 추이를 나타낸 것이 Figure 6이다. 연막방출시간의 판정 기준은 720초(12분) 미만이면 경계점이며, 1,320초(22분) 이상이면 경계점이다. Figure 6을 살펴보면 저장기간 12년부터 이후 저장기간에서의 경계점이 고르게 발생하는 것을 알 수 있다. 또한 연막방출시간의 3사분위수 또한 저장기간 13년에 최초로 기준 상한선을 초과하고 17년부터 27년까지 연막방출시간은 3사분위수가 기준 상한선을 모두 초과한다. 이는 경계점의 신뢰도 분석 시와 유사하며 마찬가지로 저장기간이 29년인 시점에서 예외가 발생하였다. 결론적으로 경계점은 주로 연막방출시간 이탈에서 나타나며 저장기간 13년 이후부터 연막방출성능의 저하가 발생하는 것으로 추정할 수 있다. 다만 저장상태의 영향을 많이 받는 것으로 판단할 수 있다.

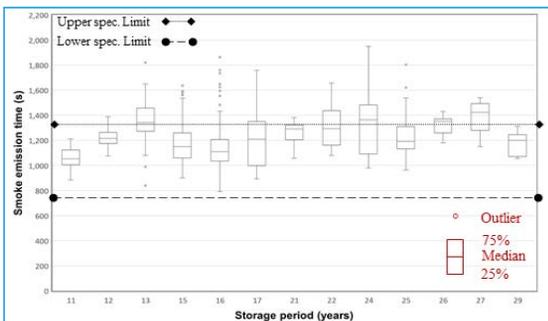


Figure 6. Trend analysis of smoke emission time by storage period

5. 결론

본 논문은 백색연막통 KM5의 2007년부터 2021년까지의 ASRP 결과 데이터를 활용하여 결점을 중심으로, 저장기간에 따른 신뢰도를 분석하였다. 중요 계량치인 점화지연시간과 연막방출시간은 ASRP 시험데이터는 활용하되 ASRP에서의 판정방법과 달리 각 시료의 모든 값을 저장기간에 따라 배치하여 변화 추이를 확인하고 저장수명을 추정하였다.

우선 전체 결점 신뢰도 분석을 하였을 때 저장기간이 13년 되는 시점부터 전체 신뢰도(53.5%) 대비 점추정 신뢰도가 낮으며 목표신뢰도 80%에서 살펴보면 전체 경향이 뚜렷해져 성능이 저하되는 시점을 13년으로 추정할 수 있다. 불발만 살펴보았을 때는 전체 신뢰도가 72.8%로 목표 신뢰도 80% 기준 성능이 저하되는 시점을 21년부터로 추정된다. 경계점을 기준으로 분석하면 전체 신뢰도는 80.7%이다. 목표 신뢰도 80% 기준으로 12 ~ 13년 도래 시점부터 성능이 저하되는 것으로 추정되나 특정한 경향을 나타내는 것으로 보기는 힘들었다. 이는 탄의 저장환경, 관리상태 등 환경요소가 탄의 성능에 중요하게 작용함을 알 수 있게 한다. 다음은 점화지연시간의 변화 추이를 분석하였는데 저장기간이 15년이 되는 시점에 일부 기준을 초과하는 이탈이 발생하였으나 저장기간 29년까지 개별 저장년도의 시료 3사분위수(75%)가 기준 상한선(30초)을 초과하지 않으므로 저장기간에 따른 성능저하가 심각하게 발생하지 않을 것으로 추정된다. 마지막으로 연막방출시간의 변화 추이를 살펴보았을 때는 일부 예외는 있으나 저장기간 13년부터 전반적으로 성능이 저하됨을 알 수 있다.

결론적으로 점화지연시간은 전반적으로 성능저하가 적게 일어나며, 연막방출시간은 반대로 저장기간이 13년 되는 시점부터 지속적으로 성능저하가 발생한다. 하지만 치명결점은 발생하지 않았고 기준 시간보다 연막방출이 초과해서 발생하는 상황이다. 품목의 신뢰도는 13년 도래되는 시점부터 전반적인 성능저하가 발생되고, 불발은 21년이 되면서, 그 외 경계

점은 13년부터 발생되나 뚜렷한 경향을 확인하기 힘들었다.

따라서 백색연막통 KM5은 저장되면서 13년부터 성능저하가 일어나고 21년부터 불발이 목표신뢰도 (80%)를 초과하는 것으로 추정할 수 있다.

향후에는 연막방출시간의 기준 상한선 초과와 연계하여 점화제, 연막제에 대한 상관관계, 품질특성에 대해 살펴볼 필요가 있고 지속적인 ASRP 시험을 통해 보다 다양한 저장기간과 많은 데이터를 축적해 발전된 신뢰도 및 수명예측을 할 필요가 있을 것으로 생각된다. 본 논문의 결과가 향후 백색연막통과 후속 적외선차장연막통까지 관련 연구에 기초 자료가 될 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

- 1 Nam, C H., Kim, H. J., "Introduction to modern statistics", Shinyoungsa, p. 430, 2005.
- 2 Sherwin, E. R., "Analysis of "One-Shot" Devices", Selected Topics in Assurance Related Technologies, 8(4), pp. 1-4, 2004.
- 3 Woo, H. J., "The Report on the ASRP Activities for the Army Ammunition in 2016", Research Report, Defense Technology and Quality, Korea, p. 369, 2017.
- 4 Sim, H. G., "A study on the reliability analysis of one-shot system", Journal of the Korea Association of Defense Industry Studies, 16(2), pp. 105-116, 2009.
- 5 Lee, J. C., "A Study on the shelf-life of IR screening smoke launcher grade", Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society, 21(4), pp. 437-445, 2020.
- 6 Yoon, K. S., "A Case Study on the Reliability Assessment of Stockpile Ammunition", Journal of the Korean Society for Quality Management, 40(3), pp. 259-269, 2012.
- 7 Defense Technology and Quality, "Smoke pot, HC, 30-pound, KM5", ASRP Test Procedure 1365-0005-1, 2016.
- 8 Ministry of Defence, "Reliability and Maintainability(R&M) Assurance Activity Part 1 One-Shot Devices/Systems", Defence Standard 00-42, Part 1, Issue 2, pp. 1-23, 2008.

시한신관 작동시간 측정기법 개선에 관한 연구

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

The Study on the Improvement of Function Time Measurement Method for Mechanical Time Fuzes

이준혁[†], Junhyuk Lee

국방기술품질원, 국방중합시험센터, 연구원

Researcher, Defense Firing Test Center, Defense Agency for Technology and Quality

Abstract

Mechanical time (MT) fuzes activate the flare or smoke grenade at a desired point by setting the predetermined length of time before firing. The performance of the MT fuze is evaluated by determining whether it operates at an appropriate location, hence, it is highly required to measure the function time of the fuze accurately. Seohwa area, where the firing test takes place, is a mountainous terrain, and the conventional measurement of function time of MT fuzes has relatively low level of test reliability due to human error. In this study, the reliability of such a measurement method is improved by applying the image analysis. The firing test data have been acquired using the improved measurement method, and these data are analyzed and compared with the conventional method. As a result, function time difference of more than 0.3 seconds in average has been confirmed, which can increase the reliability of test and evaluation.

keywords : Ammunition, ASRP, Fuze, MT, Function Time Estimation,

[†] Corresponding Author : Junhyuk Lee

Tel : +82-33-480-3804, email : lljh@dtaq.re.kr

Defense Agency for Technology and Quality, 24603, 58, Cheondo-ro, Seohwa-myeon, Inje-gun, Gangwon-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised November 5th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

시한신관은 대공표적에 대하여 고폭탄을 사격하거나 적 부대의 상공에서 탄을 폭발시킬 때 사용되거나 접근신간이 개발된 후 현재 곡사포용 시한신관은 주로 조명탄이나 연막탄과 같은 발사탄약에 사용되고 있다[1]. 시한신관은 발사 전 조정된 시간제원을 통해 원하는 지점에서 조명탄과 연막탄을 작동시켜 탄약의 기능을 발휘해야 하므로, 불발이 없어야 하며 규정범위 내에서 편차가 작게 시한작동을 하여야 한다. 따라서 시한신관의 성능은 신관의 작동 여부와 포구에서 신관작동까지의 시한신관 작동시간을 계측하여 평가하게 되며, 작동시간을 보다 정확하게 측정하는 것은 필수적이다.

시한신관 중 기계적 메커니즘에 의해 시한작동이 이루어지는 신관은 아래 Table 1과 같이 미군탄약 3종과 국내에서 제조된 탄약 3종이며, 현재 6개 탄종 모두 양산이 종료되어 장기 저장중인 탄약에 대한 신뢰성평가(Ammunition Stockpile Reliability Program: ASRP)를 실시하고 있다.

Table 1. Type of MTSQ(Mechinal Time Super Quick) fuze and MT(Mechanical Time) fuze

| DODIC | Type of Fuze | Year Mfd |
|-------|--------------|-----------|
| N248 | MT M565 | '63 ~ '78 |
| KN248 | MT KM565 | '87 ~ '92 |
| N278 | MTSQ M564 | '54 ~ '98 |
| KN278 | MTSQ KM564 | '78 ~ '95 |
| N285 | MTSQ M577 | '80 ~ '89 |
| KN285 | MTSQ KM577A1 | '89 ~ '16 |

시한신관에 대한 신뢰성평가 중 기능시험은 서화지역 군 사격진지에서 탄착지를 향해 발사하여 신관의 작동여부와 시한신관 작동시간을 계측하여 평가하고 있다. 서화지역은 사격진지와 탄착지가 내륙 산지에 위치하는 지형적 특성으로 인해 해상 사격과 달리 전체 탄도를 레이더로 계측하는 것은 불가하다. 레이더를 통해 탄도를 추적하여 계측한 결과 전파가

산에 가로막히기 전인 사거리 80%까지 측정 가능하였으나 이후 영역에서는 탄도를 추적 및 계측이 불가하였다[2].

본 논문에서는 서화지역의 지형적 특성으로 인한 제한사항을 극복하기 위해 과거에 개발한 기법을 소개하며 현재 계측방법에 대한 개선 방안을 소개하고, ASRP 대상인 565계열 시한신관의 기능시험 결과를 통해 검증해 보았다. 그 후 추가 개선방안을 소개하며 측정기법에 대한 개선을 통해 시험평가의 신뢰성을 높이고자 한다.

2. 본론

2.1. 시한신관 성능평가

2.1.1. 시한신관의 특성

시한신관 M565계열은 하부 캡을 0~100초눈금에 맞춰 시계방향으로 회전하여 실제 작동시간인 2~100초까지 조정할 수 있다. 몸체에는 1/10초까지 나눌 수 있는 분할 눈금이 있다[3].

시간을 조정하여 발사하면 후진관성력(Setback Force)에 의해 신관 내부 부품이 작동하여 포구 앞 안전거리인 ◇◇ m 이상에서 내부 기폭관과 연결관 결합체 화약을 정렬한다. 이 후 조정된 시간이 되면 폭발계열 순서로 폭발이 이루어진다[3-4].

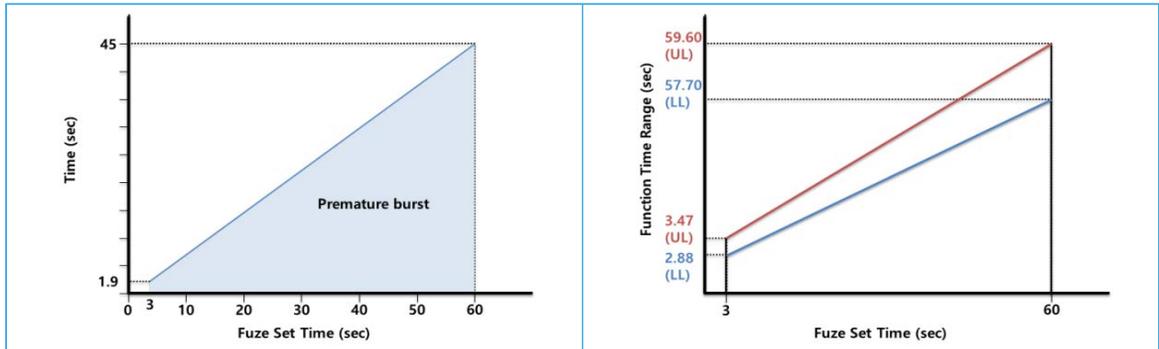
2.1.2. 국방규격 평가기준[4]

탄도시험(파괴시험)은 초과압력, 저온 및 고온시험 외 로트당 20발을 샘플링하여 표적 충격 비작동 거리시험을 하며, 로트당 40발의 신관을 샘플링하여 시한점화시험(상온)을 실시한다. 시험에 대한 기준은 아래 Table 2와 같다.

표적 충격 비작동 거리시험은 지정된 ◇◇ m에 합판을 설치하고 신관을 충격으로 조정한 뒤 탄체를 발사하여 합판에 충돌하였을 때 기능을 평가하는 시험이다. 시한점화시험(상온)은 규정된 사거리의 사격

Table 2. Section of ballistic test for MT fuze in KDS(Korean Defense Specification)

| Test Type | Qty. | Fuze Set | Limits for individual Seconds |
|------------------------------------|------|----------|-------------------------------|
| Target impact nonfunction distance | 20 | "S" | - |
| Time-to-burst | 20 | 3 sec | UL 3.47 LL 2.88 |
| | 20 | 60 sec | UL 59.60 LL 57.70 |

**Figure 1.** Premature burst range and Function Time range for MT Fuze

장에서 규정된 시간제원을 조정하여 신관의 성능을 평가하는 시험이다.

탄체가 1) 강내 폭발, 2) 신관 눈금을 60초 조정했을 때 45초 이전에, 3 조정했을 때 1.9초 이전에 폭발, 3) 표적 충격 비작동 거리시험에서 신관눈금이 "S" 위치일 때 충격하기 전에 폭발 중 하나의 현상이라도 발생하면 조기폭발로 간주한다.

시한작동 실패는 탄체가 비행 중 폭발되지 않은 현상이며 시한범위 이탈은 아래 Table 2에 규정된 시간 범위 밖에 존재하는 통계적 변칙값으로 해당 범위를 초과하여 폭발하는 현상이다.

마지막으로 규정치 이상의 결함이 있는 것으로 생각되는 로트에 대해 시료수와 신관 조정 시간에 따라 최대 허용 불량률을 규격에 제시하였으며, 해당 로트가 각각 규정된 시간 범위를 만족하지 못 하는 경우 불합격이다.

2.1.2. ASRP 평가기준[5]

국방규격과 달리 ASRP 시험에 대한 시험절차서 (Ammunition Stockpile Test Procedure, ASTP)에는 표적 충격 비작동 거리시험이 없으며, 기능시험

으로 탄도시험만 수행한다. 기능시험 시 치명결점인 조기폭발과 중결점인 시한작동 실패(불발), 시한작동 규정범위 이탈이 있다. 시험장 여건 상 국방규격에 명시된 화포 및 사격제원으로의 사격이 제한되기에 평가 시 적용 탄종에 따른 사격제원은 신관 기능의 확인이 용이한 제원으로 조정하여 사격을 실시한다. 이에 따라 기능결점상의 판정기준 설정이 필요하다.

따라서 ASTP에서는 조기폭발의 경우 포구 내 또는 포구 전방 200m 이내에서 폭발한 경우와 국방규격에서 제시된 3초 및 60초로 신관 조정 시 조기폭발 범위와 정상 시한작동 범위를 근사적으로 추정하면 위의 Figure 1과 같은 범위를 나타낸다.

2.1.3. 시한신관 작동시간 측정

국방규격과 ASTP에서는 신관 작동시간을 2개의 독립된 측정기구를 사용하여 1/1,000초 단위까지 측정하며, 2개의 전기 또는 스톱워치를 사용해 측정할 수도 있다고 명시하였다.

만약 시험장이 차폐가 없는 해안 또는 평지지역일 경우 레이더 장비를 이용하여 신관 작동시간을 측정

할 수 있다. 레이더의 출력과 안테나 계인, 수직-수평 빔폭에 따라 측정 가능한 사거리가 다르며 탄체의 비행을 추적하는 추적레이더는 탄약의 발사부터 탄착까지 비행 전체를 추적할 수 있다.

도플러 레이더의 작동원리는 도플러 효과를 이용하여 포구에서 일정거리까지 속도를 측정한 후 측정된 속도 포인트를 짧은 간격으로 샘플링 후 최소자승법을 적용하여 시간과 속도 회귀분석을 통해 원하는 지점의 속도를 산출한다.

탄체가 비행 중 시한신관이 작동하면 탄체에서 조명결합체가 방출된다. 따라서 반사되어 돌아온 수신 주파수가 달라지므로 탄체와 조명결합체가 분리된 시점에서 도플러 주파수가 달라 아래의 Figure 2와 같이 계측할 수 있게 된다. 위쪽 신호는 빠른 속도로 불안정하게 속도가 변하므로 탄체의 신호이며 아래쪽은 조명결합체의 신호이다[6].

2.1.4. 시험평가 제한사항

아래 Figure 3의 (a)와 같이 서화지역은 내륙 산악지형으로 인해 레이더 작동 시 신관 작동시간 이전에 신호가 차폐되어 신관 작동시간 측정이 제한된다. 따라서 신관이 작동되는 위치를 관측할 수 있는 관측소에서 2개 이상의 초시계로 관측원이 수동으로 신관 작동시간을 측정해오고 있다. 관측소에서 사용하는 초시계는 1/1,000초 단위로 측정 가능하며, 정밀도가 99.99942% 이상의 구간별 기록 모드 기능이 있는 초시계를 사용한다.

신관 작동시간의 측정은 사격진지에서 시험통제원의 육성통제를 무전으로 받아 최대 □□ km 떨어진 관측지에서 초시계를 이용해 측정한다. 이 때 “발사” 시작음을 무전기를 통해 받아 초시계를 작동시키고, 신관 작동을 육안으로 관측 시 초시계로 측정

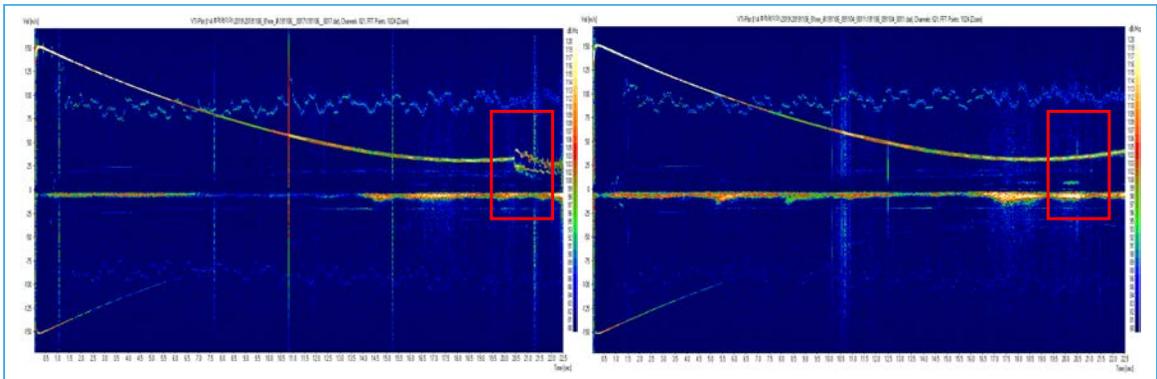
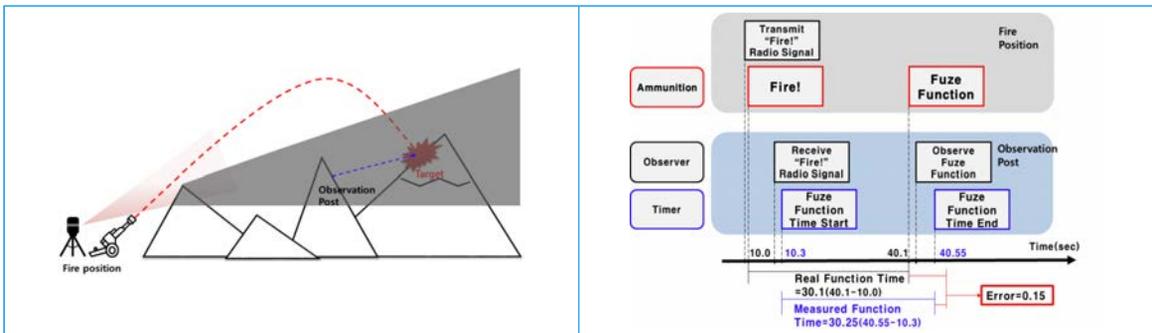


Figure 2. Results of Illuminating cartridge using tracking radar



(a) Limitation of measurement using Radar

(b) Human Error on Function Time Estimation[7]

Figure 3. Limitation and error of ASRP at mountain terrain

한다. 그러므로 시험원의 상태, 반응속도, 판단의 숙련도에 따라 최대 0.3초의 인적오류가 발생할 수 있으며 국방규격과 ASTP에서는 1/100초 단위로 평가를 요구하고 있다[7]. Figure 2의 (b)는 인적오류로 인한 신관 작동시간 오차 발생의 예시를 나타냈다. 사격진지에서 무전기 수신음 수신 후 초시계를 작동시킬 때 지연시간 또는 예측에 따라 빨리 작동시킬 경우 당겨지는 시간, 신관 작동을 육안 관측 후 측정시의 지연시간 등에 따라 신관 작동시간 측정의 오차가 발생할 수 있다.

2.2. 오차 감소 방안 연구

산악지형으로 인해 차폐가 발생하고, 사격진지와 관측지간에 최대 □□ km 물리적 거리차가 존재하므로 탄약이 발사되는 순간과 신관이 작동할 때 인적오류가 발생한다. 특히 시험원의 상태, 반응속도 등 측정의 반복성과 재현성을 획득하기에 제한된다. 이를 해결하기 위해서는 측정 지점에서의 인적 오차가 발생할 요소를 감소하는 연구가 필요했다.

2.2.1. 시간동기화를 통한 극복[7]

사격진지와 탄착지에 시한동기화를 획득하여, 계측 자동화를 통해 시한신관 작동시간 계측의 정밀성을 높이고자 하였다. 하지만 관측지에서 시한신관의 작동 시 신호를 받을 수 있는 광학 장비의 측정범위 한계와 시한신관 작동시간의 편차, 로트 별 포구속도 편차로 인한 작동 위치 변화 등으로 계측 실패 확률이 높은 문제로 적용이 어려운 실정이다.

추가적인 계측 장비를 확보해 시한신관 시험평가에 적용하여 기존의 초시계를 통한 수동 계측기법과의 비교/분석을 통해 반복성, 재현성 확보 여부를 검증하기 위한 추가 연구가 필요하다.

2.2.2. 관측지 측정오류 감소 방안 연구

기존방법의 측정 오차를 줄이기 위한 방안으로 관

측지에서 도플러 레이더를 사용해 측정하는 방안이 연구되었다. 하지만 관측 지점의 측정 오차는 줄일 수 있으나 시작 시점은 여전히 무전을 통한 육성 통제로 인적오류가 존재하기에 시험의 반복성과 재현성 획득을 보장할 수 없었다[6].

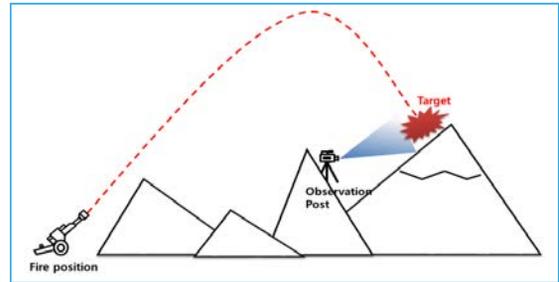


Figure 4. Diagram of function time estimation using video camera

따라서 인적오류를 최소화할 수 있도록 관측소에서 녹화한 영상을 최대 1/1,000초까지 분석 가능한 영상분석 프로그램을 통해 분석하였다.

Figure 5는 영상분석 프로그램을 통해 발사시점을 측정하는 방안이다. 영상분석 프로그램의 기능 중 녹화된 영상의 음성파형을 확인할 수 있다. 시험통제원의 무전음과 화포에서 탄약이 발사될 때의 폭음은 유의미하게 파형에서 차이가 있었다. 따라서 Figure 5의 위쪽 눈금은 1칸에 0.4초이며, 아래쪽 눈금은 1칸에 0.008초이다. 이동 구간을 넓게 하여 발사폭음을 찾았을 때 약 4.5초였으며, 이동 구간을 좁게 하여 발사 폭음이 수신된 지점을 찾은 후 해당 지점의 시각인 4.548초를 기록한다.

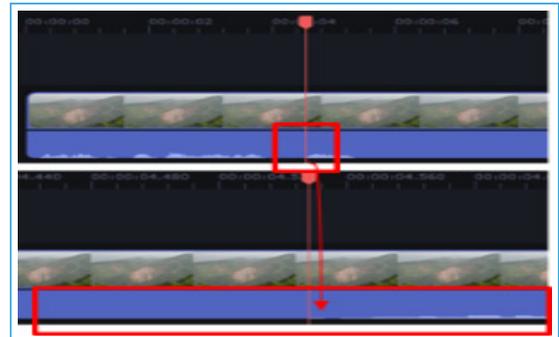


Figure 5. Analysis of video at start time

Figure 6은 탄착지에서 신관이 작동될 때 촬영한 영상이다. 영상분석 프로그램으로 프레임 단위로 조작하여 신관 및 탄약의 작동원리에 따라 신관 작동, 방출장약 기폭, 탄체 점화됨을 알 수 있다. 특히, Figure 6의 (b)의 경우 관측지 현장에서 확인 불가능하며 영상분석 프로그램을 통해 프레임 단위로 분석 시 확인할 수 있다.

Figure 6의 (b) 시점(24.228)에서 Figure 5에서 발사 폭음 시점(4.548)의 차이를 구하면 시한신관의 작동시간(19.68)을 측정할 수 있다.

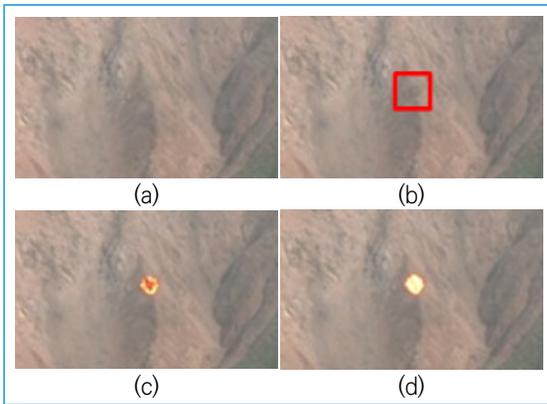


Figure 6. Analysis of video at end time

2.3. 영상분석을 통한 신관 작동시간 측정

2.3.1. 시험 및 평가 계획수립

'22년도 ASRP 기능시험 중 155밀리 연막탄 사격에 사용하는 M565와 KM565 각 5개 로트 씩 총 10개 로트의 신관 작동시간을 측정하였다. 로트 당 평가는 시한평가 20발로 신관 장입량 18초, 27초 각각 10발씩이었으며 측정된 데이터는 기존의 초시계를 통한 수동 측정 방식과 비교를 실시하였다.

2.3.2. 시험결과 분석

시험 결과 조기폭발은 발생하지 않았으며, 시한 작동실패(불발)이 USA-4 로트를 27초로 조정하였을 때 발생하였다. USA-1 로트를 18초로 조정하였을 때 초시계 측정 오류로 1개 데이터는 제외하였다.

Table 3은 (K)M565 10개 로트에 대한 초시계와 영상분석 결과이며 차이는 초시계값에서 영상분석 결과를 뺀 값이다. 평균의 차이는 약 0.071초에서 0.296초까지 초시계로 측정한 신관 작동시간의 평균이 길게 측정되었다. 이는 대부분 관측지에서의 신

Table 3. Results of ASRP

| Fuze Type | Year Mfd. | Fuze Set 18 sec | | | | | | Fuze Set 27 sec | | | | | |
|-----------|-----------|-----------------|-------|-----------|-------|------------|-------|-----------------|-------|-----------|-------|------------|-------|
| | | Video | | Stopwatch | | Difference | | Video | | Stopwatch | | Difference | |
| | | AVG. | STDEV | AVG. | STDEV | AVG. | STDEV | AVG. | STDEV | AVG. | STDEV | AVG. | STDEV |
| USA-1 | '64 | 17.83 | 0.16 | 17.91 | 0.12 | 0.08 | -0.04 | 27.07 | 0.30 | 27.23 | 0.35 | 0.16 | 0.05 |
| USA-2 | '65 | 17.84 | 0.24 | 18.05 | 0.36 | 0.21 | 0.12 | 27.06 | 0.35 | 27.06 | 0.29 | 0.00 | -0.06 |
| USA-3 | '68 | 17.84 | 0.14 | 18.02 | 0.14 | 0.18 | 0.00 | 26.77 | 0.38 | 26.86 | 0.10 | 0.09 | -0.28 |
| USA-4 | '74 | 17.68 | 0.18 | 17.80 | 0.21 | 0.12 | 0.03 | 26.81 | 0.30 | 27.07 | 0.30 | 0.26 | 0.00 |
| USA-5 | '64 | 17.69 | 0.18 | 17.79 | 0.17 | 0.10 | -0.01 | 26.94 | 0.40 | 27.18 | 0.28 | 0.24 | -0.12 |
| KOR-1 | '88 | 17.60 | 0.09 | 17.67 | 0.06 | 0.07 | -0.03 | 26.35 | 0.14 | 26.54 | 0.18 | 0.19 | 0.04 |
| KOR-2 | '89 | 17.82 | 0.17 | 17.99 | 0.14 | 0.17 | -0.03 | 26.78 | 0.16 | 27.07 | 0.48 | 0.29 | 0.32 |
| KOR-3 | '90 | 17.70 | 0.10 | 17.87 | 0.10 | 0.17 | 0.00 | 26.80 | 0.18 | 26.89 | 0.14 | 0.09 | -0.04 |
| KOR-4 | '91 | 17.80 | 0.17 | 17.90 | 0.17 | 0.10 | 0.00 | 26.83 | 0.29 | 27.07 | 0.35 | 0.24 | 0.06 |
| KOR-5 | '92 | 17.68 | 0.29 | 17.83 | 0.27 | 0.15 | -0.02 | 26.55 | 0.20 | 26.80 | 0.19 | 0.25 | -0.01 |

Note. * No. of Data : 9

관작동을 육안 관측 후 측정하므로 영상분석에 비해 작동시간이 증가하게 된다.

2.3.3. 향후 관측기법 발전방향

향후 관측기법 개선 방안은 크게 두 가지 방향으로 진행 중이다. 첫째는 시한동기화를 획득하여 진행하는 방안이다. 해당 방안의 장점은 탄착지에 대해 관측을 할 수 있는 장비를 마련한다면 계측 자동화가 되어 있기에 인적오류가 최소화 된다. 그리하여 시험의 반복성과 재현성을 확보할 수 있다. 현재 제한적인 광학센서를 통한 방안 외 열영상, 도플러 신호 등을 통한 관측 방안을 연구 중이다.

두 번째 방안은 영상분석 방법의 고도화이다. 현재 영상촬영 장비는 탄착지에서 확대하였을 때 60 프레임을 보장하지 못 한다. 따라서 영상분석 프로그램에서 1/1,000초 단위로 분석이 가능해도 실제 영상의 소스가 부족한 실정이다.

또한 영상분석 시 시험원의 분석을 통해 시험 시작시점과 작동시점을 확인하고 있다. 해당 시점에 대한 분석을 머신 러닝 등을 통해 고도화 한다면 더욱 신뢰성 있는 관측기법 개선이 될 것이다.

마지막으로 관측지에 추가 카메라를 설치하여 다 각도에서 분석이 실시된다면 사격제원과 기상환경에 따라 측정하지 못할 탄약에 대해서도 관측이 가능할 것이다.

3. 결론

본 연구를 통해 서화지역 산악 환경에서의 시험장의 환경 조건 하에 시한신관 작동시간 관측 시 발생할 수 있는 인적오류를 최소화하고자 하였다. 후속 연구로 탄약 발사 시 에러를 최소화 하고자 사격장

에서 탄착지로 무전 시 발생하는 무전 딜레이에 관한 연구와 발사음 분석을 통한 관측 자동화를 연구 중이다.

장비를 통한 자동계측을 구현한다면 향후 ASRP 기능시험뿐만 아니라 기술/개발시험, 수락시험 등에도 확대 적용하여 다양한 시험에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

- 1 Kim, G. R., et al., "Fuze Textbook", Technical report of DtaQ, Korea, 2017.
- 2 Lee, D. N., "Research for Uncertainty of Measurement in Reliability Improving of Range Assessment at mountain Terrain", 2014 Spring Korea Quality Congress, pp. 215-216, 2014.
- 3 TM 43-0001-28, "TECHNICAL MANUAL, ARMY AMMUNITION DATA SHEETS", Department of USA, 1994.
- 4 KDS 1390-1027, "FUZE, MT, M565, ASSEMBLY", Korea Defence Standard, 1981.
- 5 ASTP 1390-0018-2, "FUZE, MT, KM565", DTaQ, 2021.
- 6 Yoon, G. S., Ga, J. W., "The Study on measurement techniques for fuze operating time and Lighting time of Illuminating cartridge", Technical report of DtaQ, Korea, 2013.
- 7 Lee, J. H., et al., "The Study on Function Time Estimation for MTSQ using Time Synchronization", Technical report of DtaQ, Korea, 2020.
- 8 MIL-F-14848B, "MILITARY SPECIFICATIO FUZE, MT, M565 ASSEMBLY", Department of USA, 1973.
- 9 MIL-STD-414, "Sampling Procedures and Tables for inspection by variables for percent defective", Department of USA, 1957.

전기식 포탑 구동시스템의 울트라 커패시터 적용 에너지 저장장치 내구성능 개선을 위한 방열설계

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

Heat Dissipation Design of Energy Storage Unit with Ultra-Capacitor to improve Durability for Electric Gun/Turret Driving System

박해원†, Haewon Park

현대로템, 전차팀, 책임연구원
Senior Research Engineer,
Tank Development Team,
Hyundai Rotem

성수민, Soohmin Seong

국방기술품질원, 기동화력1팀,
선임연구원
Senior Researcher, Land
Systems Team 1, Defense
Agency for Technology and
Quality

김현민, Hyunmin Kim

국방기술품질원, 기동화력1팀,
선임연구원
Senior Researcher, Land
Systems Team 1, Defense
Agency for Technology and
Quality

최우석, Wooseok Choi

현대로템, 전차팀, 책임연구원
Senior Research Engineer,
Tank Development Team,
Hyundai Rotem

Abstract

Recently, It's common to adopt electric power source rather than hydraulic power source for gun/turret driving system since solid state is developed and more and more advantages of electric system are recognized. One of the important components for electric power source is energy storage unit which is used to compensate for peak power and store regenerative power. The ultracapacitor is an electrochemical capacitor having energy density much greater than that of standard electrolytic capacitors. The ultracapacitor is one of the good solutions for energy storage unit. However, durability affected by heating is one of the key issues concerning ultracapacitor applications. For electric gun/turret driving system, ultracapacitors are charged and discharged at high current which causes ultracapacitors heating. This paper describes heat dissipation design of energy storage unit with ultracapacitor and verify a temperature characteristic improvement with conducting a thermal analysis.

keywords : Ultra-capacitor(UC), Energy Storage Unit, DC-DC Converter, Electric Gun/Turret Driving System, Heat Dissipation Design

† Corresponding Author : Haewon Park

Tel : +82-31-596-9659, Fax : +82-31-596-9746, email : hwp75@hyundai-rotem.co.kr

Hyundai Rotem, 16082, 37, Cheoldobangmulgwan-ro, Uiwang-si, Gyeonggi-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised October 28th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

일반적인 전기식 포탑 구동시스템은 Figure 1과 같이 구성되며 구동전원을 공급하기 위한 DC/DC 컨버터, 첨두부하 보상 및 회생전력 저장을 위한 에너지 저장장치, 전압분배를 위한 고전압분배기 및 구동모터를 구동하기 위한 모터 드라이버로 구성된다.

포탑 구동을 위한 구동전원 공급장치는 효율적인 공간활용을 위해 정격출력이하에서는 구동전원 공급장치(DC/DC 컨버터)에서 전력을 공급하고 급가속 시 요구되는 순간적인 전력은 에너지저장장치로 전력을 공급한다.

현재 전기식 포탑 구동시스템에서는 고밀도 전해 커패시터가 빠른 응답 특성과 낮은 발열량으로 인해 에너지 저장장치용으로 주로 사용되었다.

그러나 신재생 에너지 및 전기자동차에 대한 관심이 점차로 증가되면서 충방전이 빈번한 부하에서 시스템에서 요구하는 불규칙한 출력에 대응하기 위해 기존 전해 커패시터 대비 대용량인 울트라 커패시터 에너지 저장장치와 관련된 연구가 많이 이루어지고 있다[1-3].

울트라 커패시터는 기존 커패시터 대비 많게는 수십배에서 적게는 수배에 이르는 정전용량을 제공한다.

전기식 포탑 구동시스템에서 울트라 커패시터를 에너지 저장장치로 사용하게 되면 안정된 출력전압 유지 및 전력공급이 가능한 장점이 있지만 울트라커패시터의 개별 정격전압이 낮아 고전압을 사용하는 구동전원용으로 적용하기 위해서는 직렬로 구성해서 설계하여야 한다. 울트라 커패시터로 직렬로 구성된 에너지 저장장치는 등가직렬저항(ESR : Equivalent Series Resistance)이 증가하게 되고 이는 에너지 저장장치의 발열의 원인이 된다.

에너지 저장장치의 온도상승은 주요부품인 커패시터의 수명에 영향을 주어 에너지 저장장치의 내구성능을 저하시키게 된다.

따라서 울트라 커패시터 에너지 저장장치의 내구성능 개선을 위해서는 방열설계가 필수적이다.

본 논문에서는 전해 커패시터, 배터리, 울트라 커패시터로 각각 구성된 에너지 저장장치 특징을 비교한다. 적용체계에 장착이 가능한 크기로 에너지 저장장치를 기존 전해 커패시터와 울트라 커패시터로 에너지 저장장치를 설계 후 시뮬레이션을 수행하여 울트라 커패시터 에너지 저장장치의 장점을 확인한다.

그리고 울트라 커패시터가 적용된 에너지 저장장치의 단점인 내구성능 개선을 위해 방열설계를 적용

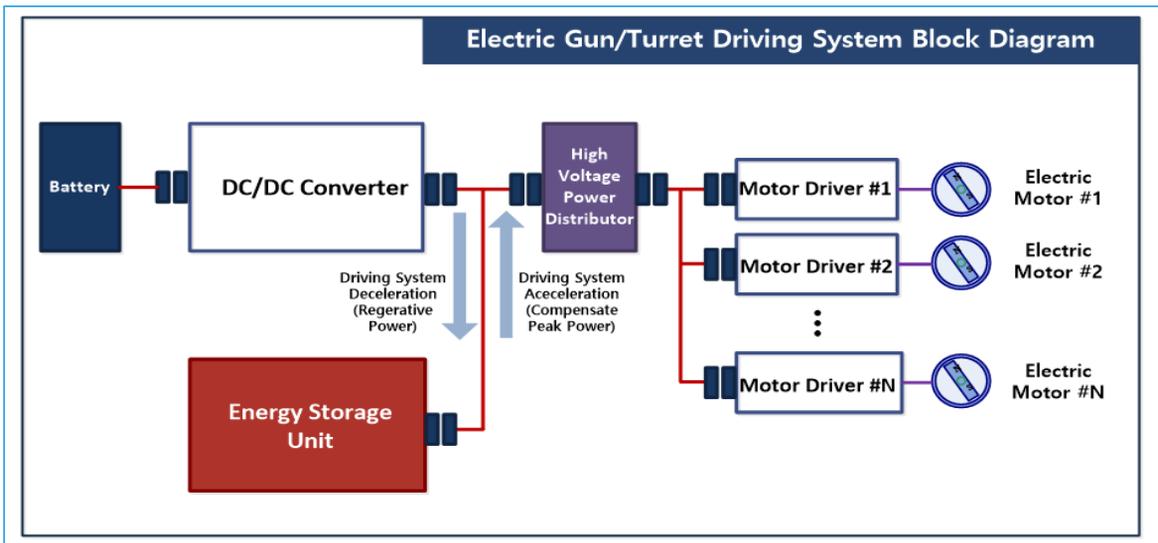


Figure 1. Electric gun/turret driving system block diagram

한 후 최대 부하 조건에서 에너지 저장장치의 열해석을 수행하여 적용된 방열설계의 효과를 검증한다.

열해석은 방열설계가 적용되지 않은 에너지 저장장치와 방열설계가 적용된 에너지 저장장치에서 각각 수행하며 열해석 결과를 통해 방열설계 적용시 에너지 저장장치의 내구성능이 개선됨을 확인한다.

2. 에너지 저장장치 비교

2.1. 부품별 에너지저장장치 특성 비교

에너지 저장장치는 Table 1에서와 같이 전해 커패시터, 배터리, 울트라 커패시터(EDLC)로 설계가 가능하다[6].

배터리로 에너지 저장장치를 설계할 경우 축전용량은 크지만 차량장착시 공간확보가 어렵고 충방전 사이클이 적어 포탑구동시스템과 같은 충방전이 많은 시스템에는 부적합하다.

현재 전기식 포탑 구동시스템에는 전해 커패시터로 구성된 에너지 저장장치가 사용되고 있다.

전해 커패시터로 에너지 저장장치를 구성하면 온도 특성은 다른 부품 대비 우수하지만 축전용량이 불충분하여 최대가속 및 감속시 전압변동이 크고 포탑 중량 또는 부하가 증가하게 되면 구동시스템에 적용하기 어렵게 된다.

울트라 커패시터로 에너지 저장장치를 구성하면 온도특성은 기존 전해 커패시터보다 미흡하지만, 축전용량이 증가하여 안정적인 전원공급 및 구동성능 향상을 기대할 수 있다.

2.2. 전해 커패시터 및 울트라 커패시터 에너지 저장장치 비교

전해 커패시터와 울트라 커패시터로 에너지 저장장치를 설계할 경우 각각의 커패시터 특성 및 시스템 요구조건을 고려하여야 한다.

전해 커패시터는 울트라 커패시터와 비교하여 사용전압이 높지만 정전용량은 작다. 따라서 전기식 포탑 구동시스템에 적용하기 위해서는 요구되는 정전용량 확보를 위해 커패시터를 Figure 2와 같이 병렬로 구성하여야 한다. 이에 반해 울트라 커패시터는 정전용량은 전해 커패시터 보다 월등히 크지만 사용전압이 낮기 때문에 시스템에서 요구되는 사용전압 확보를 위해 Figure 3과 같이 직렬로 구성하여야 한다.

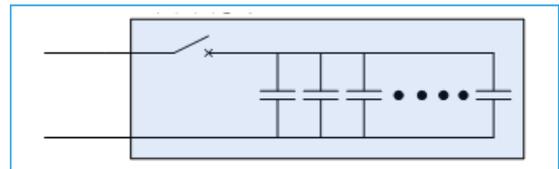


Figure 2. Energy storage unit with electrolytic capacitor

$$C = C_1 + C_2 + C_3 \dots + C_N = N \times C_{HD} \quad (1)$$

$$R_{ESR} = \frac{R_{ESR_{HD}}}{N} \quad (2)$$

커패시터를 병렬로 구성하게 되면 정전용량은 식 (1)과 같이 증가하고 내부저항은 식 (2)와 같이 감소하게 된다. 반면에 직렬로 구성하면 정전용량은 식 (3)과 같이 감소하게 되고 내부저항은 식 (4)와 같이 증가하게 된다.

Table 1. Specification of energy storage component

| Category | Electrolytic Capacitor | Ni-Cd Battery | Ultra Capacitor(EDLC) |
|-----------------------|------------------------|---------------------|-----------------------|
| Operation Temperature | -55°C ~ +125°C | -20°C ~ +60°C | -25°C ~ +70°C |
| Material | Aluminium | (+) : Ni, (+) : Cd | Carbon |
| Pollutiion | - | Potassium hydroxide | - |
| Rechargeablr Cycle | Over 100,000 | 500 | Over 100,000 |
| Capacitance | 1/1000 | 100 | 1 |

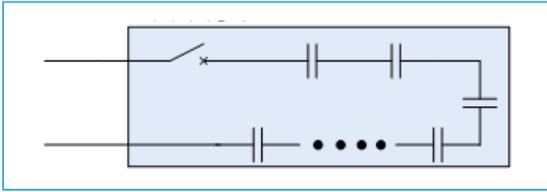


Figure 3. Energy storage unit with ultra capacitor

$$C = \frac{C_{UC}}{N} \quad (3)$$

$$R_{ESR} = N \times R_{ESR_{UC}} \quad (4)$$

동일한 크기로 고밀도 커패시터, 울트라 커패시터로 에너지 저장장치를 구성하면 각각의 사양은 Table 2와 같다.

Table 2. Specification of energy storage unit

| Category | Electrolytic Capacitor | Ultra Capacitor |
|---------------|------------------------|-----------------|
| Capacitance | 0.5 F | 2.75 F |
| ESR | 3.2 mΩ | 180.8 mΩ |
| Rated Voltage | 260 V | 260 V |

2.3. 전해 커패시터 및 울트라 커패시터 에너지 저장장치 성능 비교

에너지저장장치의 성능비교를 위해 Table 3과 같이 설정하여 시뮬레이션을 수행하였다.

Figure 4에서 각각의 에너지 저장장치의 침두전력에 대한 출력전압 강하를 확인하였다.

Table 3. M&S configuration

| Category | Condition |
|-----------------|--|
| DC/DC Converter | Continous/Maximum : 5 kW/ 7 kW |
| Input Power | Ideal Power(No Impedence) |
| Motor Load | Motor Peak Power/Torque : 25 kW Motor Continuous Power/Torque : 4 kW Motor regenerative Power/Torque : 14 kW |

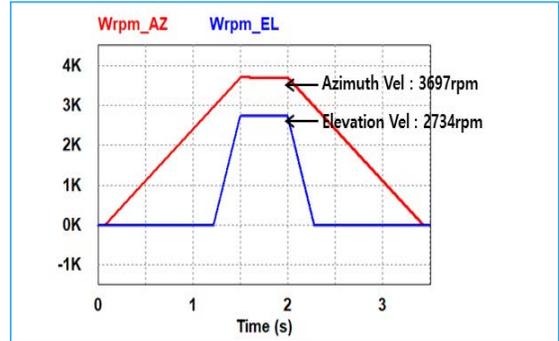


Figure 4. Motor velocity of GTDS

전해 커패시터로 에너지 저장장치를 구성하여 적용하면 Figure 5와 같이 침두전력 사용시 최저전압이 157 V까지 하락한다.

반면에 울트라 커패시터로 에너지 저장장치를 구성하여 적용하면 Figure 6과 같이 침두전력 사용시 최저전압이 219 V까지 하락한다.

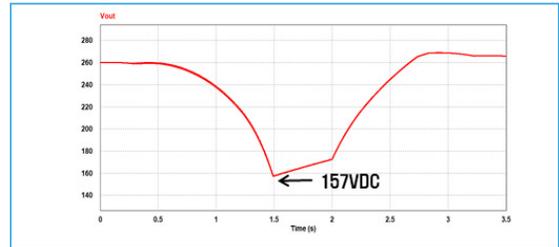


Figure 5. Electrolytic capacitor voltage drop

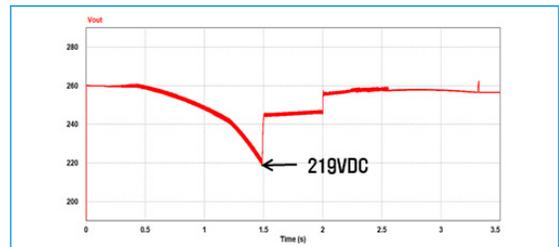


Figure 6. Ultra capacitor voltage drop

시뮬레이션 결과를 분석해보면 동일한 부하조건에서 울트라 커패시터 에너지 저장장치가 비교적 안정적인 전원공급이 가능하다.

반면에 전해 커패시터 에너지 저장장치는 전압강하로 인해 구동성능의 저하 및 전원공급시스템 오동

작의 원인이 될 수 있다.

그러나 Table 2에서와 같이 등가직렬저항 (Equivalent Series Resistance)이 울트라 커패시터 커서 발열량이 증가하며 발열로 인해 내구성능이 저하된다. 따라서 내구성능 개선을 위해서는 방열설계가 필요하다.

3. 울트라 커패시터 에너지 저장장치 방열설계

3.1. 울트라 커패시터 에너지 저장장치 온도영향

울트라 커패시터를 직렬로 구성하면 식 (3)과 같이 정전용량은 1/N배가 되고 등가직렬저항은 식 (4)와 같이 N배가 된다. 울트라 커패시터에 전류인가 시 발열량은 식 (3)과 같으며 직렬로 구성하여 등가 직렬저항이 증가하면 발열량도 증가하게 된다. 등가 직렬 저항과 발열량의 관계는 식 (5)와 같다[4].

$$\Delta T = i_s^2 \times R_{ESR} \times R_{th} \quad (5)$$

ΔT : 발열량 (°C)
 i_s : 최대 연속전류 (A)
 R_{ESR} : 등가직렬저항 (Ω)
 R_{th} : 열저항 (°C/W)

Figure 7은 울트라 커패시터의 사용온도와 기대수명 그래프이다. 커패시터의 기대수명은 온도가 상승할수록 감소하게 된다[5].

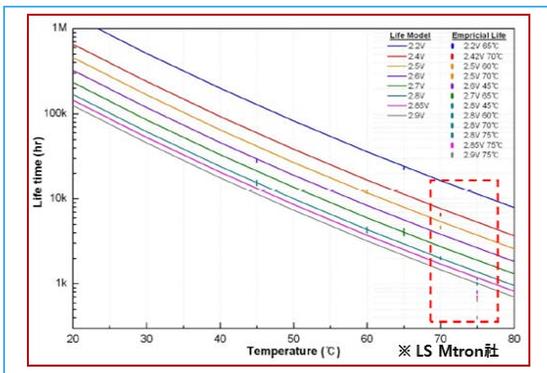


Figure 7. Ultra capacitor temp./life time

예를 들어 울트라 커패시터 정격전압(2.7V)에서 사용온도가 20°C일 경우 기대수명은 약200,000 시간인 반면 60°C일 경우 기대수명은 약4,000시간으로 감소하게 된다.

따라서 에너지 저장장치의 내구성능을 개선하기 위해서는 커패시터의 사용온도를 낮추기 위한 방열설계 적용이 필요하다.

3.2. 울트라 커패시터 에너지 저장장치 방열설계

Figure 8은 울트라 커패시터 에너지 저장장치 방열설계 결과이다. 에너지 저장장치는 적용체계 요구조건인 자연냉각 방식으로 설계되었으며 알루미늄 하우징을 통해 외부로 열을 방출한다.

에너지 저장장치 한 부분에 열이 집중되면 커패시터 유닛에 사용 온도가 높아져 기대수명이 감소하게 된다.

열이 집중되는 것을 방지하기 위한 방열설계로 울트라 커패시터 유닛을 직렬로 구성 후 하우징과 울트라 커패시터 공간은 열전도체를 적용한다.

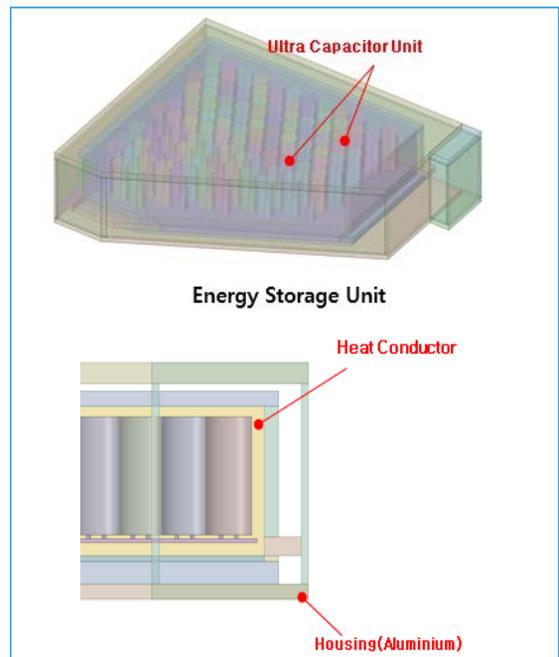


Figure 8. Ultra capacitor heat dissipation design

열전도체는 Epoxy 수지를 Base로 한 2액형 접착제로서 Epoxy 수지가 갖고 있는 강력한 접착력, 내약품성 및 내후성, 내수성 등의 장점 이외에 높은 열전도성 가지며 울트라 커패시터 에너지 저장장치에서 발생하는 열을 균일하게 전도해주는 역할을 하여 에너지 저장장치의 한부분에 열이 집중되는 것을 방지한다.

Table 4는 울트라 커패시터 에너지 저장장치의 부품별 열전도계수이다. 내부에 열전도체를 추가해 발생하는 열이 한부분에 집중되는 것을 방지한다. (공기 열전달계수 : 0.025 W/mk)

Table 4. Energy storage unit heat transfer coefficient

| Category | Heat Transfer Coefficient [W/m-k] |
|--|-----------------------------------|
| Housing | 202.4 |
| Ultra capacitor | 100 |
| Bus Plate | 0.3 |
| Heat Conductor : Modified BPA epoxy resin. | 1.5 |

4. 에너지 저장장치 방열설계 검증

울트라 커패시터 에너지 저장장치의 방열설계 검증을 위해 전기식 포탑 구동시스템에서 소모되는 전

류를 기준으로 열해석을 수행하였다.

열해석의 주요 인자 중 하나가 식(5)에서와 같이 최대연속전류량이며 전류량은 전기식 포탑 구동시스템이 구동하기 위한 소모전류를 의미한다.

열해석을 위해 Figure 9와 같이 전기식 포탑 구동시스템이 최대속도로 구동시 입출력 전류를 소모전류로 설정하였으며 최대가속 및 감속을 반복하여 일반적인 구동조건보다 가혹하게 구동하는 조건에서 열해석을 수행하였다.

4.1. 울트라 커패시터 에너지 저장장치 해석 모델 및 경계조건

울트라 커패시터 에너지 저장장치의 열해석은 전기식 포탑 구동시스템 구동시 에너지 저장장치의 최대온도를 해석하였으며 최대속도 구동시 최대 발열량 기준으로 정상상태 기체-고체 복합열전달 해석을 수행하였다.

또한 제한한 방열설계 검증을 위해 방열설계 적용 유무에 따른 온도비교를 하였다.

열해석을 위해 전자 냉각 시뮬레이션 소프트웨어인 Icepak 2021을 사용하였다.

Figure 10은 열해석 위한 에너지 저장장치 모델이다.

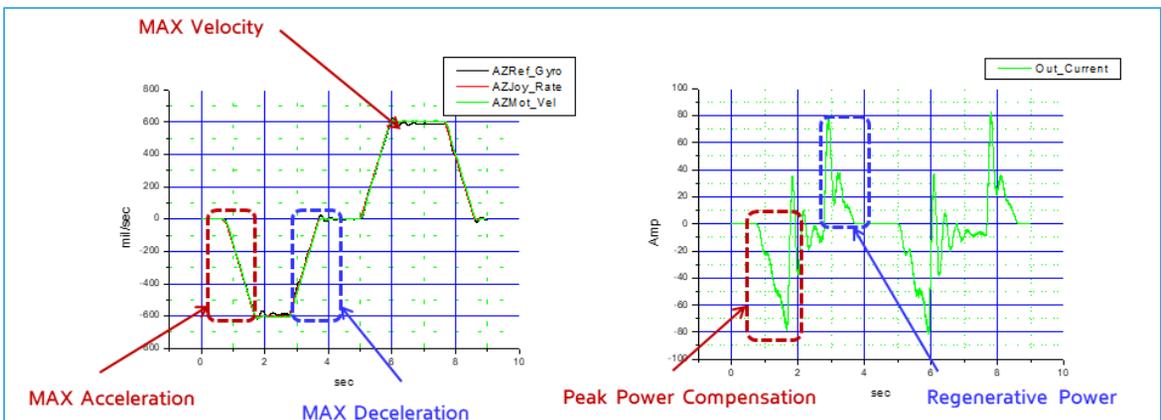


Figure 9. In/Out current with gun/turret driving system maximum velocity

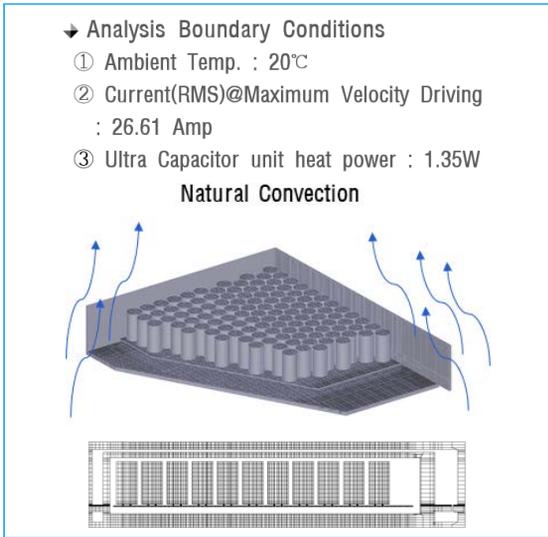


Figure 10. Energy storage unit analysis model

해석 경계 조건으로 외기 온도는 20℃로 설정하였으며 외부로의 열전달은 자연대류로 구현하였다. 자연대류방향은 중력의 반대방향으로 설정하였으며 단일 커패시터의 발열량은 1.35W로 설정하였다.

해석격자는 사면체 격자로 449만개로 설정하였다.

4.2. 울트라 커패시터 에너지 저장장치 열해석 결과

열해석 결과 Figure 11과 같이 방열설계가 미적용된 경우 열전도율이 낮아 자연대류에 의한 열평형이 높은 온도에서 이루어지고 온도편차 증대되었으며 방열설계 적용시에는 평균온도는 방열설계가 미적용된 경우와 유사하였으나 온도편차가 15℃에서 4.6℃로 약 10.4℃감소하였으며 에너지 저장장치 내부 커패시터 최고온도가 47℃에서 42℃로 약 5℃정도 낮아졌다.

에너지 저장장치 내부 커패시터 최고온도가 낮아지면 울트라 커패시터의 기대수명이 증가되며 이는 에너지 저장장치의 내구성능이 개선됨을 의미한다.

5. 결론

에너지 저장장치의 내부 온도상승은 주요부품인 커패시터의 수명에 영향을 주어 에너지저장장치의 내구성능을 저하시키게 된다.

본 논문에서는 울트라 커패시터를 적용하여 에너지 저장장치 설계시 장단점에 대하여 시뮬레이션을 통해 확인하였으며 단점을 보완하기 위해 방열설계를 제안하였다. 제안된 방열설계를 검증하기 위해 전기식 포탑 구동시스템의 최대 부하 조건에서 울트라 커패시터로 구성된 에너지 저장장치의 열해석을 수

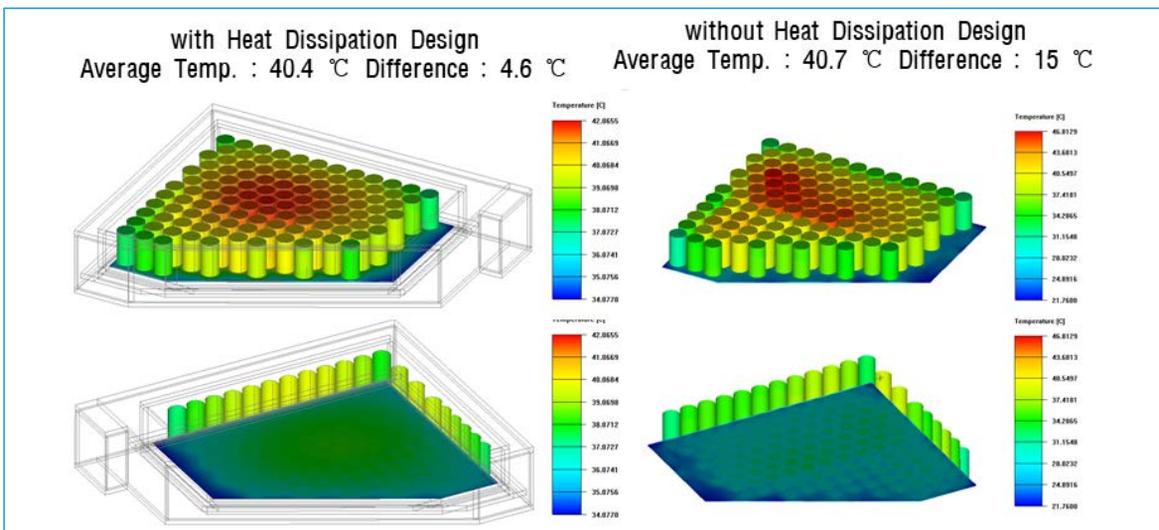


Figure 11. Result of energy storage unit thermal analysis

행하였다.

열해석 결과 방열설계가 적용된 에너지 저장장치는 미적용된 에너지 저장장치와 평균온도는 유사하였으나 열전달이 원활하게 되어 최고 온도는 약 5℃ 정도 낮은 것으로 확인 되었다.

Figure 7은 울트라 커패시터 제조사(LS엠트론)에서 제공하는 자료이며 이를 참조하면 울트라 커패시터의 정격전압인 2.7V에서 사용시 47℃에서 42℃로 최고 온도가 낮아지면 약 2배 기대수명이 증가함을 확인할 수 있다[5].

사용온도는 커패시터의 수명에 영향을 주는 요소로 기존의 커패시터와 비교해 등가직렬저항이 큰 울트라 커패시터를 전기식 포탑 구동시스템과 같은 고전압 시스템에 적용하기 위해서는 방열설계를 적용하는 것이 필요하다.

참고문헌

1 Petar, J., Grbovic, Philippe., Philippe L. M. & Patrick

B., "Modeling and Control of the Ultracapacitor-Based Regenerative Controlled Electric Drives", IEEE TRANSACTIONS ON INDUSTRIAL ELECTRONICS, 58(8), 2011.

2 Shrikant. M. & Bangalore, D., "Performance Evaluation of Ultra-Capacitor in Hybrid Energy Storage System for Electric Vehicles", 2013 7th Asia Modelling Symposium.

3 Kim, S. H., Lee, K. B., Choi, S. W. & Choi, W. J., "Development of the Improved Dynamic Model of the Supercapacitor Considering Self-Discharge". The Transaction of The Korean Institute of Power Electronics, 2009.

4 "2.7V 325F ULTRACAPACITOR CELL DataSheet", Maxwell Technology.

5 "Ultra Capacitor Temperature/Life Time". LS Mtron.

6 Jung, J. H. & Kim, M. S., "An Accelerated Degradation Test of Electric Double-Layer Capacitors", Journal of Applied Reliability, pp. 67-78, 2012.

함정 축 지지 스트럿 정렬 각도 변경에 따른 추진기 캐비테이션 초기발생선속(CIS) 개선 연구

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

Improvement of Ship Propeller Cavitation Inception Speed by changing the alignment angle of the inclined shaft support strut

설한신†, Hanshin Seol

선박해양플랜트연구소, 함정공학연구센터, 센터장
Head, Naval Ship Engineering Research
Center, Korea Research Institute of Ships
and Ocean Engineering

안종우, Jongwoo Ahn

선박해양플랜트연구소, 함정공학연구센터,
책임연구원
Principal Research, Naval Ship Engineering
Research Center, Korea Research Institute
of Ships and Ocean Engineering

박영하, Youngha Park

선박해양플랜트연구소, 함정공학연구센터,
책임기술원
Principal Engineer, Naval Ship Engineering
Research Center, Korea Research Institute
of Ships and Ocean Engineering

백부근, Bugeun Paik

선박해양플랜트연구소, 함정공학연구센터,
책임연구원
Principal Research, Naval Ship Engineering
Research Center, Korea Research Institute
of Ships and Ocean Engineering

정홍석, Hongseok Jeong

선박해양플랜트연구소, 함정공학연구센터,
선임연구원
Senior Research, Naval Ship Engineering
Research Center, Korea Research Institute
of Ships and Ocean Engineering

Abstract

The propeller cavitation inception speed (CIS) is very important to the stealth performance of a naval vessel. Propeller cavitation is heavily influenced by the hull and its appendages. Most warships have struts (I-shaped or V-shaped) to support the propeller inclined shaft. Because these appendages are installed in front of the propeller, they have a great influence on propeller cavitation inception. However, since the strut has been designed in terms of the propulsion performance of the ship, it is necessary to study how it affects propeller cavitation.

In this study, the effect of the flow according to the alignment of the struts was investigated. Based on the numerical analysis results, the optimal alignment angle of the strut was derived. Wake distribution measurement and propeller CIS test were performed in a large cavitation tunnel to verify the design method.

Model tests showed propeller CIS performance improvement of up to 2.6 knots by adjusting only the strut angle. The proposed method will be usefully utilized as a ship strut design technique for improving the propeller CIS performance in the future.

keywords : Tip vortex cavitation, Cavitation inception speed, Strut, URN, Propeller Cavitation

† Corresponding Author : Hanshin Seol

Tel : +82-42-866-3468, Fax : +82-42-866-3479, email : seol@kriso.re.kr

Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering, 34103, 32, Yuseong-daero, 1312 beon-gil, Yuseong-gu, Daejeon, Korea
Received October 13th. 2022 Revised November 7th. 2022 Accepted November 18th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

함정의 수중방사소음은 함의 작전성과 생존성에 영향을 미치는 주요한 요인으로 함정의 설계/건조 시 주요 성능지표로 관리되고 있다. 특히 함정의 추진기 소음은 추진기가 선체 반류에서 작동하면서 발생하며 추진기에서 캐비테이션이 발생한 이후 선속부터는 급격히 수중방사소음이 증가하는 특성이 있다. 특히 추진기는 선체 외부에 노출되어 소음의 차폐는 불가능하기 때문에 함정과 추진기의 설계단계에서부터 저소음화가 고려되어야 한다[1-2].

함정 추진기 소음은 캐비테이션 초생 이후에 급격히 수중방사소음이 증가하기 때문에 함정 추진기 캐비테이션 초생선속을 최대한 지연시켜야 하기에 함정 추진기 캐비테이션 초생선속 성능을 향상하기 위한 노력은 함정의 설계, 모형시험 단계에서부터 이루어진다.

함정은 선체 내의 엔진 배치 등의 특수성으로 인하여 상선에 비하여 축 길이의 상당한 부분이 선체외부에 경사를 가지는 형태로 설치된다. 선체외부에 돌출된 축 끝에는 추진기가 설치되어 회전하면서 추력과 기진력을 유발한다. 따라서 길게 돌출된 축계의 진동 억제 및 강도확보를 위하여 추진기 상류부에 V자형 스트럿을 부가물로 설치한다. 더불어 선체에서 축이 빠져나오는 선체 가까운 위치 또는 중간 위치에 I자형 또는 V자형 스트럿을 추가로 설치하게 된다.

스트럿은 선체 저항으로 작용하고 스트럿 주변에서 캐비테이션이 발생하기 때문에 주변 유동을 고려하여 설계하여야 하며 함정의 추진성능 뿐 아니라 추진기 앞 쪽에 설치되기 때문에 추진기 유입 유동에도 영향을 준다.

즉 함정 추진기로 유입되는 유동은 선체와 선체외부로 노출된 경사축과 경사축을 지지하기 위한 I-스트럿과 V-스트럿의 영향을 받게 되며 이는 추진기 캐비테이션 특성에 큰 영향을 주는 요인으로 나타나게 된다[3].

지금까지 함정 스트럿은 예인수조 시험 등을 통해 선체 저항 및 추진성능 관점에서 선체와 상호작용을

검토하여 설계되어 왔으나 이는 추진기 캐비테이션 초생 관점에서는 최적의 설계라고 할 수는 없다.



Figure 1. V-strut and barrel erosion

또한 Figure 1과 같이 스트럿을 유동에 적합하게 설계하지 못한 경우 스트럿 자체에서 발생하는 캐비테이션에 의해 침식이 발생하여 함정의 유지보수 측면에서 어려움이 있을 수 있다.

본 연구에서는 대상함정을 이용하여 스트럿 등 선체 부가물 정렬에 따른 선체반류분포 특성 변화와 추진기 캐비테이션 초기발생 선속 (CIS, Cavitation Inception Speed)을 향상시키고 스트럿 표면 캐비테이션 발생을 감소시켜 스트럿 침식을 방지하는 방안을 제시한다.

상류 및 하류 V-strut 단면의 비틀림 각을 조정하여 함정 추진기 CIS 성능 향상 정도를 대형캐비테이션 터널 시험을 통해 본 연구결과를 검증 하였다.

2. 본론

2.1. 대상선 및 V-스트럿 최적 각도 정렬

본 연구에 활용한 대상함정을 포함하여 일반적인 함정은 Figure 2에서 보듯 경사축이 선체 외부로 돌출되어 있으며 축 중앙부와 추진기 전방에서 스트럿으로 이를 지지하고 있다. 본 대상함정도 추진기 전

방에 설치된 두 쌍의 V-스트럿은 추진기 유입유동에 직접적 영향을 미치게 된다.



Figure 2. V-strut installed on the model ship

Figure 3은 기존 스트럿을 장착한 모형선의 추진기 회전면에서 속도분포를 LDV(Laser Doppler Velocimeter) 장비를 이용하여 계측한 공칭반류와 동일 조건에서 수치해석 결과를 보여준다. 두 결과 모두 스트럿 사이 영역, 즉 추진기 상방 12시 방향에서 유속이 느려지는 것을 볼 수 있으며 이는 추진기가 회전 시 이 영역에서 추진기 날개의 받음각이 커져 추진기 캐비테이션 초기발생 가능성을 예측할 수 있다.

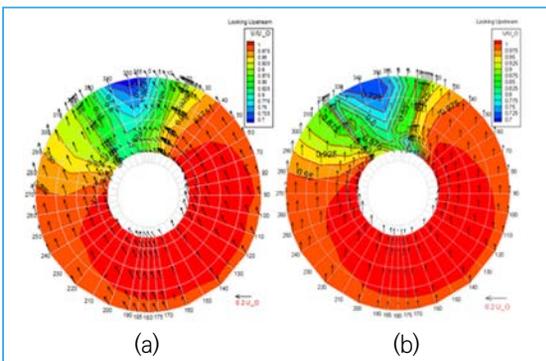


Figure 3. Wake distribution at propeller plane with original V-strut (a) LDV measurement, (b) CFD

추진기 캐비테이션 관점, 즉 추진기 캐비테이션 초생선속을 향상 시킬 수 있는 V-스트럿 정렬각도를 찾기 위하여 선체 및 스트럿 주변 유동장을 전산유체역학기법을 이용하여 분석하였다. RANS 기법과 $k-w$ SST 난류 모델을 이용하여 선체 및 부가물 유동장을 해석하고 스트럿의 표면 압력분포를 분석하여 개선 각도를 도출하는 방식으로 설계를 진행하였다.

Figure 4는 추진기 전방 V-스트럿이 위치하는 선저면을 기준으로 아래 방향으로 거리를 나타낸 것으로 좌측에 위치한 안쪽 스트럿과 우측에 위치한 바깥쪽 스트럿을 보여준다. 스트럿 단면의 설치 각도는 축 중심선 방향을 0도로 하며 안쪽 및 바깥쪽 스트럿 모두 단면의 상류쪽 앞날이 바깥으로 벌어지는 각도를 양(+의) 각도, 반대로 안쪽으로 좁아지는 방향을 음(-)의 각도로 표시한다.

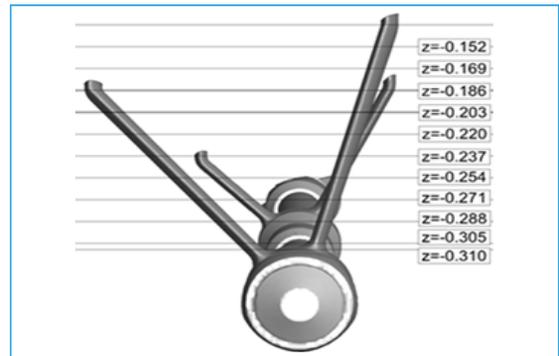


Figure 4. Upstream and down stream strut of model ship (looking upstream)

기존 V-스트럿의 유동해석 결과를 근거로 스트럿의 날개 각도를 조정하였고 새로운 각도의 V-스트럿을 설계하여 동일한 수치해석 결과 분석을 수행하여 스트럿에 의한 유동교란을 최소화하는 형태의 설계를 도출하였다.

도출된 V-스트럿 수정각도와 형상결과는 Table 1과 Figure 5에 나타내었다. 기존 V-스트럿 대비하여 상류 V-스트럿은 각도 3.0~4.5도, 하류 V-스트럿은 2.0~3.5도 조정되었으며 각 V-스트럿의 각도 정렬 전/후의 표면압력 분포를 Figure 6과 Figure 7에 도시하였다.

Table 1. Modification of angle of attack of V-strut section

| | | angle of attack (°) | |
|------------------|----------|---------------------|----------|
| | | Inboard | Outboard |
| Upstream strut | original | 3.0 | -1.5 |
| | New | 0.0 | 3.0 |
| Downstream strut | original | -0.5 | 3.0 |
| | New | -2.5 | -0.5 |

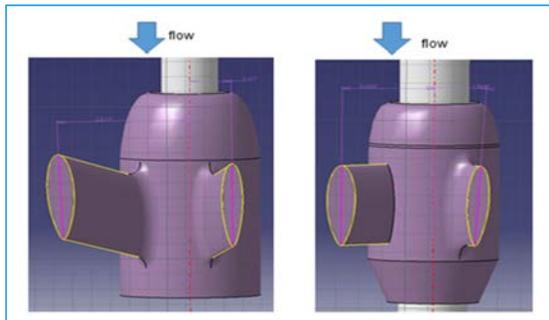


Figure 5. Modification of angle of attack of V-strut section (a) Upstream V-strut (b) Downstream V-strut

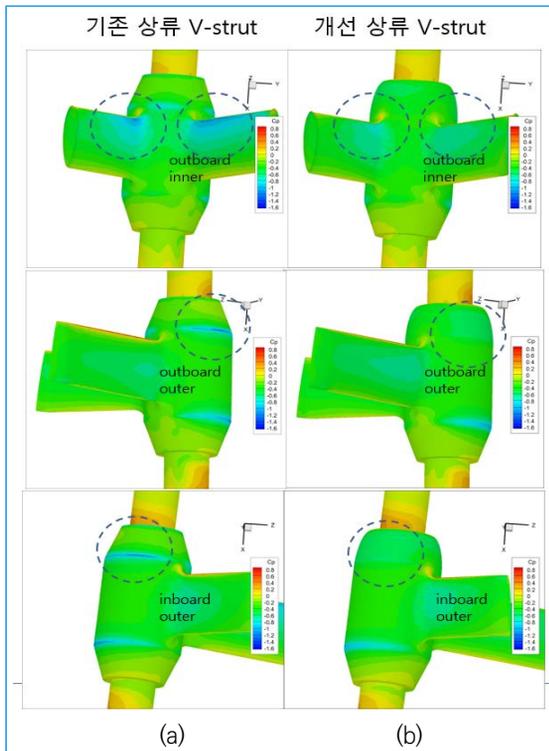


Figure. 6 Pressure distribution on the surface of upstream V-strut (a) original, (b) newly aligned

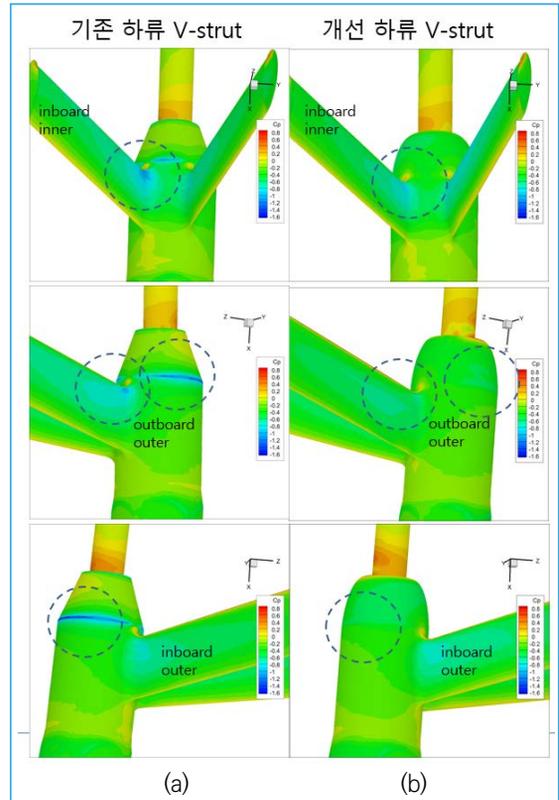


Figure. 7 Pressure distribution on the surface of downstream V-strut (a) original, (b) newly aligned

추진기 상류에 위치한 V-스트럿에 기인한 반류 즉 유속감소 최소화를 위하여 기존 상류 및 하류 V-스트럿의 표면 압력분포를 계산하였다. Figure 6(a)와 Figure 7(a)에서 나타나듯이 기존 상류 V-스트럿은 안쪽 날개 안쪽(inboard)과 바깥쪽(outboard) 스트럿의 안쪽 부위에 낮은 압력 분포를 보이고 있으며 이는 스트럿에 유입되는 유동에 큰 받음각으로 설치되었음을 의미한다. 이로 인하여 스트럿에 의한 유동 교란이 강하게 나타나고 교란된 느린 유동이 추진기 회전면으로 유입되어 추진기 캐비테이션 초생 성능을 악화시키게 된다. 마찬가지로 하류 V-스트럿 역시 안쪽 날개의 안쪽(inner) 뿌리 부위에 바깥쪽 날개는 바깥쪽 뿌리 부위에서 낮은 압력이 나타난다.

개선 스트럿의 경우 스트럿 앞날과 허브 근처에의 압력강화가 완화되어 유동교란이 감소되었음을 확인

할 수 있다. 또한, 기존 스트럿 바렐(barrel)의 너클(knuckle) 부위에서 강한 압력 강하가 발생하는 것을 볼 수 있으며 이는 Figure 1의 침식현상이 일어난 부위와 동일하다. 반면 개선 스트럿은 타원형 바렐 형상을 채용하여 캐비테이션 발생 가능성이 높은 낮은 압력을 가지는 부위가 사라진 것을 알 수 있다. 따라서 바렐(Barrel)과 스트럿 표면에서 캐비테이션 발생을 억제하고 스트럿과 허브의 표면침식 성능이 개선될 것으로 기대된다.

2.2. V-스트럿 개선에 따른 추진기 CIS 성능 모형시험

스트럿 설계 변경에 따른 추진기 캐비테이션 초생 모형시험은 선박해양플랜트연구소(KRISO) 대형캐비테이션터널에서 수행하였다. Figure 8은 선박해양플랜트연구소의 대형캐비테이션터널 모식도로 본 연구시설은 길이 60 m, 높이 22.5 m, 폭 6.5 m이며 관측부의 길이는 12.5 m이며 단면은 높이 1.8 m, 폭 2.8 m로 최고유속 16.5 m/s, 터널 내부압력을 0.02 bar ~ 3.5 bar까지 조절이 가능하여 다양한 조건에서 모형시험이 가능하다. 국내에서 설계, 건조되고 있는 대부분의 함정 추진기 모형시험이 이루어지고 있다.

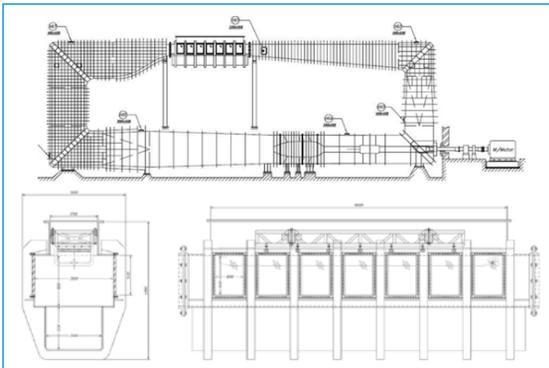


Figure. 8 Schematic diagram of the KRISO large cavitation tunnel

먼저 개선된 V-스트럿에 의하여 추진기 유입유동의 변화를 확인하기 위하여 모형선이 설치된 상태에

서 스트럿 각도 변화 전/후의 추진기 회전면에서의 유동을 LDV로 측정하여 그 결과를 Figure 9에 나타내었다[4].

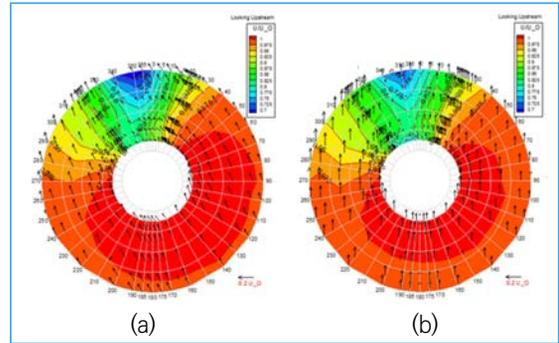


Figure. 9 Nominal wake distribution at propeller plane. (a) original V-strut (b) newly aligned V-strut

LDV를 이용한 추진기 회전면 유동장 측정 결과에서 보듯 개선된 V-스트럿을 설치한 상태에서는 12시 방향의 유속의 증가를 확인할 수 있다. 이렇게 가속된 유속은 추진기 날개의 받음각을 낮추어 일반적으로 함정 추진기에서 가장 먼저 발생하는 흡입면 날개 끝 보텍스 캐비테이션(suction side tip vortex cavitation)의 초생을 지연시킬 수 있다.

마지막으로 본 연구에서 활용한 대상선을 이용하여 추진기 캐비테이션 초생 시험을 수행하였다. 동일한 선형과 추진기를 가지는 대상선에 대하여 스트럿만을 교체하여 추진기 CIS 성능 개선 성능시험을 수행하였다. 모형선 및 추진기 제작 오차와 모형 설치에 의한 변동성을 최소화하기 위하여 Figure 10과 같이 모형선과 추진기가 설치된 상태에서 스트럿만 교체할 수 있도록 모형을 설계하였고 기존 스트럿과 개선 스트럿에 대한 추진기 캐비테이션 초생시험을 순차적으로 수행하였다.

추진기 캐비테이션 초생시험은 함정사업에서 모형시험을 이용하여 실선 함정 추진기 CIS를 추정하는 방식과 동일하게 수행하였으며 와류 유동에 의하여 발생하는 날개 끝 보텍스 캐비테이션은 척도효과를 고려하기 위하여 McCormick 기법을 적용하였다. 함정 추진기 CIS 성능의 모형-실선 상관관계를

모사하는 McCormick 지수는 일반적으로 사용되고 있는 $m = 0.4$ 를 적용하였다[5].

기존 V-스트럿과 개선 V-스트럿을 사용하였을 경우 추진기 캐비테이션 발생 형태의 변화를 Figure 10에 도시하였다. 개선 V-스트럿을 사용한 경우 Figure 9의 결과처럼 추진기 12시 방향의 유속이 증가하여 추진기 날개 받음각이 작아져서 기존 V-스트럿 설치 시 발생하는 날개 끝 보텍스 캐비테이션 (Tip Vortex Cavitation, SSTV, PSTV)이 사라져 캐비테이션 발생이 지연되고 있음을 확인할 수 있다. 날개 끝 보텍스 캐비테이션뿐 아니라 추진기 날개 앞전에서 발생하는 캐비테이션(SSLE, PSLE)과 날개 뿌리 부위에서 발생하는 감압면 캐비테이션(SSR)과 압력면 캐비테이션(PSR) 역시 초기 발생이 지연되는 것을 시험적으로 확인하였다.

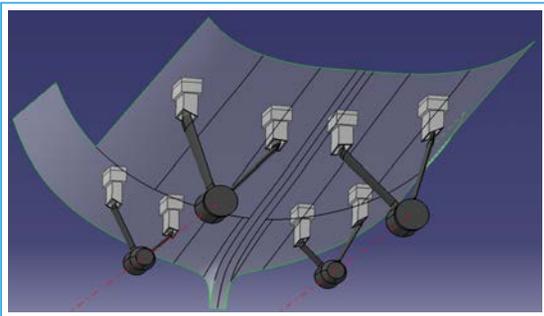


Figure. 10 Replaceable V-struts of model ship

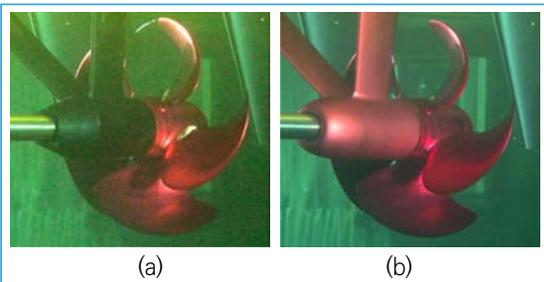


Figure. 11 Comparison of propeller cavitation extent: (a) original V-strut (b) newly aligned V-strut

함정 추진기에서 발생하는 다양한 캐비테이션 형태에 따른 초기발생 속도 시험 결과를 Figure 12와

Figure 13에 나타내었으며 Table 2에 정리하였다. 기존과 개선 스트럿 모두 흡입면 날개 끝 보텍스 캐비테이션 (suction side tip vortex cavitation, SSTV)이 가장 먼저 발생하였으며 개선 V-스트럿을 설치하였을 때가 기존 스트럿을 사용하였을 때보다 실선에서 추진기 캐비테이션 초생 선속이 약 2.6노트 향상되는 것으로 나타났다[6].

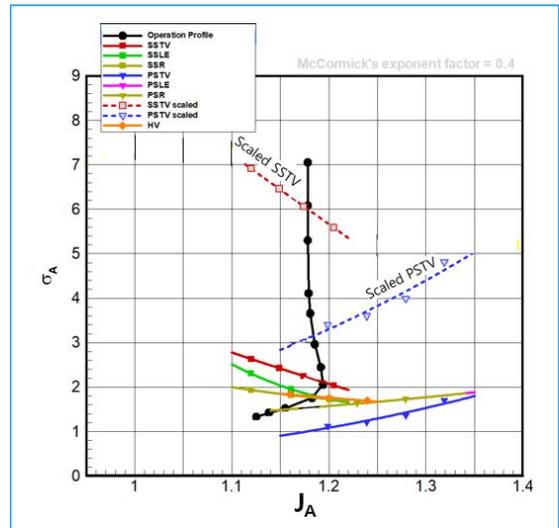


Figure. 12 Propeller cavitation inception test result with the original V-struts

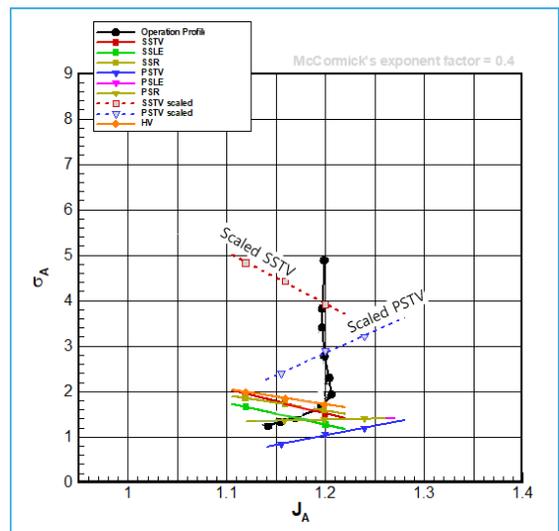


Figure. 13 Propeller cavitation inception test result with the newly aligned V-struts

Table 2. Improvement of propeller CIS performance after V-strut alignment

| Type of Cavitation | Original V-strut | New aligned V-strut | CIS 성능향상 |
|--------------------|------------------|---------------------|-----------|
| SSTV | A-0.9 | A+1.7 | +2.6 knot |
| PSTV | A+4.4 | A+4.8 | +0.4 knot |
| SSLE | A+10.6 | A+13.1 | +2.5 knot |
| PSLE | A+13.3 | A+13.7 | +0.4 knot |
| SSR | A+10.9 | A+11.4 | +0.5 knot |
| PSR | A+13.3 | A+13.7 | +0.4 knot |

3. 결론

지금까지 함정의 V-스트럿 등 부가물의 유동입사 각 설정은 대개 예인수조에서 자항시험 시 유선추적 시험 또는 저항성능 관점에서 결정되어 온 것으로 추정된다.

본 연구에서는 기존 스트럿 설계 방식과는 다른 함정 추진기 초생선속 향상을 위하여 경사축을 지지하고 있는 스트럿의 각도를 최적화하는 연구를 수행하였다. V-스트럿의 날개각도를 전산유체역학 기법을 활용하여 설정하였으며 대형캐비테이션터널 모형 시험으로 추진기 회전면 반류와 추진기 캐비테이션 초생선속의 개선을 확인하였다.

본 연구에서는 추진기 개선설계 없이 V-스트럿 형상변경 만으로 추진기 CIS를 2.6노트 향상 가능성을 대형캐비테이션터널 시험을 통하여 확인하였다. 함정 추진기 CIS를 향상시키기 추진기 설계 관점에서 많은 노력을 기울이고 있다. 실제로 함정 선형이 결정된 이후 CIS 1노트를 지연하기 위하여 수많은 설계와 해석, 모형시험을 수행하고 있지만 이는 결코 쉬운 일이 아니다. 본 연구의 결과처럼 함정 추진기 CIS를 향상하기 위해서는 추진기 형상설계 뿐 아니라 CIS 성능향상을 위하여 선형, 스트럿과 같은 선체 부가물의 형상과 위치 등에 대한 다각도의 검토와 최적화 설계가 필요하다.

함정 추진기 CIS 성능 향상을 고려하여 함정 부가물을 설계 시에는 검증된 수치해석 기법을 이용한

설계가 필요하며 실선과 유사한 조건에서 시험결과를 근거로 형상설계가 이루어져야 한다. 앞서 언급한 것처럼 현재 스트럿과 같은 함정 부가물은 예인수조 시험 결과를 바탕으로 설계가 이루어지고 있다. 예인수조 모형시험은 기하학적으로 실선과 상사하여 시험을 수행하고 있지만 척도 효과로 인하여 선체 및 부가물 유동장이 실선과 동일하지는 않을 것으로 판단되며 스트럿과 같은 선체 부가물의 설계는 가능한 실선의 유동현상을 모사할 수 있는 높은 레이놀즈 수 환경에서 설계와 시험을 통해 검증하는 것이 중요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 선박해양플랜연구소 주요사업 ‘고효율/저소음 선박을 위한 추진기 소음 원천기술 개발 및 실선적용 연구 (PES4280)’ 과제와 국방과학연구소의 ‘미래잠수함 저소음추진기 특화연구실 (UD200009DD)’ 사업의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1 Seol, H., Kim S. Y., “Study on the analysis of model propeller tip vortex cavitation inception”, *The Journal of the Acoustical Society of Korea*, 37(6), pp. 387-395, 2018.
- 2 Ross, D. P., “Mechanics of Underwater Noise”, *Pergamon Press*, NewYork, pp. 202-203.
- 3 Seol, H., Park, I. R., Ahn, J. W., Paik, B. G., Park, Y. H., Kim, K.S., “Improvement of propeller cavitation inception speed of a warship with well-aligned V-strut supporting a Inclined Shaft”, *NAVAL SHIP TECHNOLOGY SEMINAR*, 2021.
- 4 Paik, B.G., Ahn, J. W., Seol, H., Park, Y. H., Kim, K. S. and Cheon, H. G., “Development of LDV(Laser Doppler Velocimetry) for Measuring Three Dimensional Hull Wake of Ship Model In Large Cavitation Tunnel”, *Journal of Society of Naval Architects of Korea*, 54(6), pp. 515-521, 2017.

5 McCormick, B. W., "On Cavitation Produced by a Vortex Trailing From a Lifting Surfaces", *Journal of Basic Engineering*, 84(3), pp. 369-378, 1962.

6 Bark, G., Berlekom, W. B., "Experimental Investigations

of Cavitation Dynamics and Cavitation Noise", *12th Symposium on Naval Hydrodynamics*, Washington D.C. pp. 470-493, 1978.

균질 압연 장갑강 용접부의 방탄 성능 및 기계적 물성 상관관계 연구

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

A study on the correlation of bulletproof performance and mechanical properties of homogeneously rolled armored steel welds

오민철†, Minchul Oh

고등기술연구원, 지능기계시스템센터, 선임연구원
Research Engineer, AI &Mechanical System Center, Institute for Advanced Engineering

김용, Yong Kim

고등기술연구원, 지능기계시스템센터, 책임연구원
Senior Research Engineer, AI &Mechanical System Center, Institute for Advanced Engineering

김재성, Jaesung Kim

고등기술연구원, 지능기계시스템센터, 수석연구원
Principal Research Engineer, AI &Mechanical System Center, Institute for Advanced Engineering

Abstract

Vehicles, self-propelled guns, wheeled armored vehicles, etc. are manufactured by welding using homogeneous rolled armored steel (MIL-STD-12560) and high hardness armored steel (MIL-STD-46100). In order to verify the performance of the welded part, 'H'-shaped specimens are produced and then bulletproof tests are conducted, and the testing institutes are limited to some overseas testing institutes including the United States. In addition, it is an expensive test that requires at least 55,000 \$/time including production cost.

In addition, as only corporations in the United States can apply for and proceed with the bulletproof test, there is a problem that, in reality, domestic research institutes and corporations cannot test.

In particular, when the low-temperature impact test, which is a general industry standard, is applied to evaluate the bulletproof performance of homogeneous rolled armored steel plates, the possibility of replacing the domestic H plate bulletproof test is expected to increase.

Therefore, in this study, a basic study was conducted on the correlation between low-temperature impact toughness and hardness analysis results and bulletproof performance as a way to reduce cost/time and facilitate product supply and demand by replacing the existing H-plate bulletproof test.

keywords : Armored Steel, Bulletproof test, H-Plate, Alternative test standardization, Low temperature impact toughness

† Corresponding Author : Minchul Oh

Tel : +82-31-330-7317, email : mc0715hj@iae.re.kr

Institute for Advanced Engineering, 17180, 175-28, Goan-ro 51beon-gil, Baegam-myeon, Cheoin-gu, Yongin-si, Gyeonggi-do, Korea

Received October 13th. 2022 Revised November 17th. 2022 Accepted December 5th. 2022 Published December 30th. 2022

1. 서론

경량화를 통한 연비 효율 및 운송 성능 향상은 지구 온난화 및 환경 규제에 인하여 최근 중요한 이슈로 인식되고 있으며, 현재 다양한 산업의 제조사들은 경량화 수단으로 가볍고 강한 소재를 적용하는 마케팅을 펼치고 있다. 방위산업에서도 경량화 소재의 적용을 위한 연구개발이 활발히 진행되고 있으며, 전투 차량의 경우 장갑판의 경량화를 위한 연구개발이 진행되고 있다.

장갑판의 주요 역할은 적의 공격을 물리치고 전투 차량을 손상시키지 않고 전투 차량에 탑승한 전투원을 안전하게 보호하는 것입니다. 즉, 방탄 성능의 장갑 소재에 있어서 중요한 지표이며 전투 차량의 방탄 성능을 향상시키기 위해 매우 두꺼운 장갑강이 적용되었다. 두꺼운 장갑강은 우수한 방탄 성능을 보유했지만, 전투차량의 중량 증가로 인해 연비, 전투 지역의 이동거리, 병력수송의 한계가 감소한다. 이러한 이유로 최근에는 방탄 성능을 유지하면서 판의 두께를 줄이기 위한 연구 개발이 진행되고 있다. 현재 고경도 장갑강(HHA, High Hardness Armor)과 균질압연 장갑강(RHA, Rolled Homogeneous)이 개발, 적용되고 있다. HHA 판재는 담금질 후 열처리를 통해 경도가 높아 탄도 방호 성능이 매우 우수하며 RHA는 경도가 비교적 낮으나 공랭 및 압연 공정을 통해 높은 취성 파괴 저항성을 갖는다[1-3].

전투차량은 장갑판의 구조로 장갑판의 이음매는 용접공정으로 제작된다. 과거에는 대부분 수동 용접 방식으로 제조되었지만 자동화 기술과 로봇 산업에 의해 반자동 및 자동 시스템이 빠르게 적용되고 있으며 용접부의 장갑 성능 평가 기술 확보와 관련하여 다양한 연구가 진행 중이다.

장갑소재의 두께에 따른 발사체의 초기 및 잔류 속도 분석, 결정립계 분율에 따른 파괴 거동을 분석과 연계하여, 장갑 소재의 두께에 따른 탄도 한계 속도 모델 시뮬레이션, 탄도 속도에 따른 방탄 시험 이후 균열 크기 예측 수치 해석 등에 대한 연구가 발표되었으며, 이외에도 방탄시험 이후 장갑 소재의 균

열부 미세조직 분석을 통한 파괴 메커니즘 규명, 탄두의 형상과 장갑소재의 파괴 특성 관계, 수치 해석을 통한 장갑강 방호 성능 향상 방안에 대한 연구가 꾸준히 발표되고 있다[4-12].

하지만 탄의 구경, 종류, 충돌속도, 탄두의 형상과 장갑재료의 물성, 규격 및 지지위치에 따라 방탄 성능 및 파괴 거동이 달라져서 수치해석을 통한 방탄 성능 예측이 매우 어려운 실정이다.

국내에서 개발 중인 장갑강을 이용하여, 국방기술 품질원 등 다양한 연구 기관 및 기업체에서 방탄 시험을 진행하고, 국내 개발 장갑강의 신뢰성 및 방호 성능을 평가하고 있지만, K2전차, 장애물개척전차 등 해외에서 개발한 소재를 사용한 장갑강 및 용접부의 경우 미국 TACOM Drawing 12479550에서 규정된 H-plate 방탄시험을 사용하고 있으며, 특히 'Requirements for Ballistic Tests' 항목에서 장갑강의 두께에 따른 방탄시험 이후 용접부의 최대 허용 균열 길이를 제시하며, 균열의 길이 분석을 통한 방탄시험 합부 여부를 판단하고 있다.

이로 인하여, 미 국방성에서 인증한 시험기관에서만 시험이 가능하고 미국 내 시험기관은 미국에 생산시설을 둔 자국 업체를 대상으로만 시험을 허가하고 있다. 이에 시험사용 신청 및 승인까지 많은 시간과 노력이 요구될 뿐만 아니라 시험기관의 독점과 시험의 특수성으로 시험편 제작, 운송, 시험에 있어 고가의 비용이 소요되는 문제점이 있다.

본 연구에서는 장갑강 용접부 방탄시험 국내 표준을 수립하여, 비용/시간 절감하고 손쉽고 원활하게 시험할 수 있는 방안을 구축하고 한다.

이에 본 연구에서는 RHA 장갑강을 이용하여, H-Plate 대표 시험편을 제작하여 미국 국방성 ATC에서 방탄 시험을 수행하고, 저온 충격 인성 및 경도를 분석하였다. 이를 바탕으로 장갑강에 대한 임계수식을 확보하고, 동일 시험 조건에서 제작한 추가적으로 용접하는 장갑강에 대한 경도측정과 저온 충격 시험을 통한 규격화 및 표준화 방안에 대하여 연구하였다.

2. 실험 방법 및 결과

2.1. RHA 소재의 용접 및 방탄 시험

장갑소재로 사용되는 RHA강에 대한 국제 통합 규격은 없으며 현재 미국, 영국, 오스트리아 등 주요 국가의 경도에 따라서 강의 규격을 구분하고 있다. 장갑강으로 사용되는 RHA 강의 경우 기계적 물성 및 화학적 조성에 대한 신뢰도가 매우 중요하며, 용접부의 특성의 미 육군 사령부 품질 관리 표준인 TACOM 12479550에 의해 제한 및 정의 되고 있다.

RHA강의 용접부는 용접부, 모재, HAZ로 구분되며, HAZ는 재경화 영역인 RH-HAZ(Rehardened Heat Affect Zone) 및 열연화 영역인 T-HAZ(Tempered Heat Affect Zone)로 분류된다. 장갑강이 RHA의 HAZ에서 잔류응력에 의한 경도, 강도 및 충격을 포함한 기계적 물성 저하가 발생할 수 있다.

이에 본 연구에서는 Table 1에 표시된 조성을 갖는 RHA 장갑강을 이용하여 Figure 1에 도시된 것처럼 TACOM Drawing 12479550의 Appendix B에 의거한 H-plate 방탄 시험편 4종을 제작하였다.

Table 1. Chemical composition of RHA wt. %

| C | Si | Mn | P | Cr | Ni | Mo |
|------|-----|-----|------|-----|-----|-----|
| 0.32 | 0.4 | 1.2 | 0.01 | 1.0 | 1.8 | 0.7 |

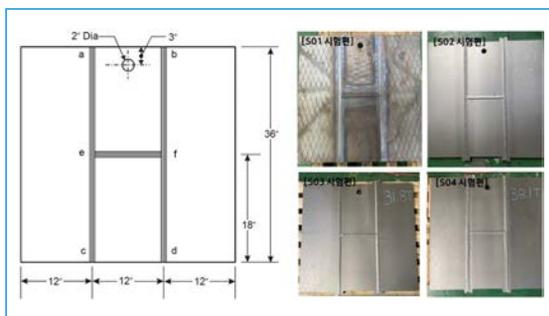


Figure 1. H-plate bulletproof test drawing and actual production specimen (4 type)

Table 2에 표시 용접 소재를 이용하여 용접을 수행하였으며, Figure 2에 도시된 것처럼 초음파 피닝

장비를 이용하여 H-Plate 장갑강의 잔류 응력을 제거하였으며, 용접시방서 작성 및 RT 분석을 통하여 H-Plate 방탄 시험편의 신뢰성을 확보하였다.

Table 2. Chemical composition of welding metal wt. %

| Type | C | Si | Mn | P | Cr | Ni | Mo |
|----------|------|------|------|------|-----|------|------|
| K-10018M | 0.07 | 0.46 | 1.35 | 0.02 | 0.2 | 1.63 | 0.25 |
| KD-100 | 0.06 | 0.29 | 1.4 | 0.02 | - | 1.70 | 0.35 |

본 연구에서는 세계적인 장갑강 제조업체인 SSAB를 통하여 ATC에서 실제 적성탄을 이용한 방탄 시험을 수행하였다. 적성탄의 종류는 장갑강의 두께에 따라 TACOM Drawing 12479550에 명시되어 있다.

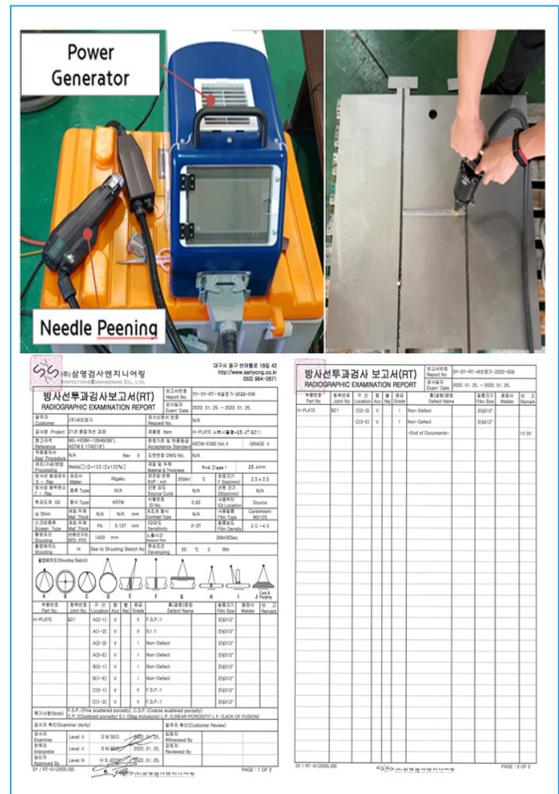


Figure 2. Residual stress removal process with ultrasonic peening equipment and Radiographic examination report

Table 3에 정리된 것처럼 시험탄의 종류 및 탄 속도와 최대 허용 균열 길이도 정해져 있다. 이에 본 연구에서는 상이한 두께를 가진 장갑강을 용접 하여 방탄 시험을 수행하였으며, 관련 정보는 Table 4에 정리하였다.

2.2. H-Plate 장갑강의 경화거동 및 저온 충격 인성 분석 방법

현재까지 장갑강 및 용접소재에 대하여, 페라이트, 베이나이트, 마르텐사이트의 분율, 결정립 크기 분포, 저각 결정립계와 전위 밀도가 저온 충격, 경도에 미치는 영향과 방호 성능 및 탄도 한계 속도 상관관계에 대한 연구가 발표 되었으며, 저온 충격 흡수 에너지 및 경도가 방탄성능의 주요 지표로 선정되고 있다[13-15]. 이에 본 연구에서는 H-Plate 장갑강의 저온 충격 인성과 경도 분석을 통하여 고가의 해외 의존도가 높은 방탄 시험을 대체할 수 있는 국내 저온 충격 및 경도 분석 표준화 방안에 관하여 연구하였다.

용접부의 macro 미세조직 분석을 바탕으로 Figure 3에 표시된 것처럼 Fusion line을 확인하였다. 시험

편 표면을 기준으로 2 mm 이격한 부분과 Fusion line이 겹치는 부분을 경도 분석 기준으로 선정하였다. Fusion line 위치에 따른 기계적 물성 변화 여부를 확인하기 위하여, 로크웰 경도기를 이용하여 Fusion line, Fusion line+1mm, Fusion line+2mm 영역의 경도를 분석하였다.

현재 독일을 포함한 유럽의 경우 저온 충격 시험을 이용하여 방탄 시험을 대체하고자 하는 연구가 개발중이며, 이에 본 연구에서도 H-Plate 장갑강의 방탄시험을 통과할 수 있는 저온 충격 인성(흡수 에너지) 임계치 혹은 저온 충격 인성 및 경도와의 상관관계를 통한 임계수식을 도출하고자 한다.

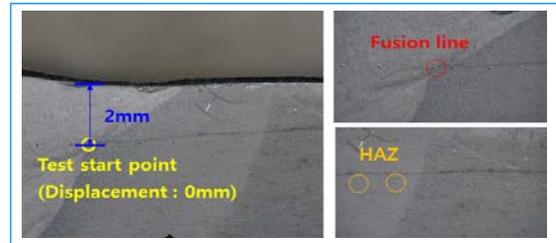


Figure 3. Macrostructure of H-plate welding part and hardness analysis standard point

Table 3. Material and welding process conditions of bulletproof specimens

| SetNo | Armor steel | | | | Welding material | | | Welding process | |
|-------|-------------|------------|-----------------------------|----------------|------------------|------------|-----------------------------|-----------------|-------------------|
| | Type | Y.S. (MPa) | Impact toughness (J, -40°C) | Thickness (mm) | Type | Y.S. (MPa) | Impact toughness (J, -40°C) | Type | Heat input (J/cm) |
| 1 | RHA C1 | 1,000 | 62 | 25.4 | K-10018M | 640 | 60 | SMAW | 25,920 |
| 2 | | | | KD-100 | 670 | 70 | SAW | 33,600 | |
| 3 | | | | | | | | | 31.8 |
| 4 | | | | | | | | | 38.1 |

Table 4. H-plate bulletproof test specimen thickness range and test standard (source TACOM Drawing)

| Armor steel thickness (mm) | H-plate specimen thickness (mm) | Type of projectile | Projectile speed ± 7.6 (m/s) | Maximum allowable crack length (mm) |
|----------------------------|---------------------------------|------------------------------|------------------------------|-------------------------------------|
| 34.925 < t | 38.1 | 75mm PP M1002 | 365.7 | 381 |
| 28.575 < t < 34.925 | 31.75 | 75mm PP M1002 | 329.2 | 381 |
| 19.05 < t < 28.575 | 25.4 | 57mm PP M1001 | 320.0 | 228 |
| 3.175 < t < 19.05 | 12.7 | 37mm HE M54 or 37mm PP M1000 | 769.9 | 381 |

Table 5. Result of bulletproof and low-temperature impact test of H-Plate armored steel

| Set No. | Material Type | Bulletproof test | | | | Low temp. impact test | | |
|---------|---------------|------------------|-------------------------|----------------------|--------|-----------------------|-----------|-----------|
| | | Projectile | Obtained Velocity (fps) | Weld Cracking (inch) | Result | F (J) | F+1mm (J) | F+2mm (J) |
| 1 | RHA C1 | 57-mm M1001 | 1061 | 4.0 | Pass | 62.6 | 67.9 | 108.7 |
| 2 | RHA C1 | 57-mm M1001 | 1056 | 2.75 | Pass | 65.7 | 98.0 | 137.7 |
| 3 | RHA C1 | 75-mm M1002 | 1082 | 0 | Pass | 108.4 | 119.1 | 143.8 |
| 4 | RHA C1 | 75-mm M1002 | 1211 | 2.5 | Pass | 140.0 | 150.3 | 159.0 |

이에 방탄시험이 완료된 4종의 시험편을 이용하여 저온 충격 시험편을 제작하였다. 용접부의 경우 용융선(Fusion line)에서 형성되는 국부취화영역은 용접부 파괴가 발생·전파되는 부분으로 열영향부의 인성에 따라 균열전파 양상이 달라지며 가장 취약하다고 발표되고 있다. 이에 Fusion line, Fusion line+1mm 그리고 Fusion line+2 mm에 노치가 위치하도록 시험편을 제작하였으며, 대부분의 합금강의 DBTT 온도인 -40℃에서 충격 시험을 수행하였다.

2.3. H-Plate 장갑강 기계적 물성 평가 결과

H-Plate 장갑강의 두께 및 용접 공정에 따른 경화 거동을 Figure 4에 정리하였다. 일반적인 합금강의 용접부와 동일하게, 용접부, HAZ, 모재부로 나누어지며 열영향부에서 재경화로 인하여 기계적 물성이 향상된 것을 확인 할 수 있다. 4개의 시험편 모두 HAZ의 경도가 가장 높으며 용접부의 경도가 낮다.

시험편의 두께가 증가할수록 입열부의 증가로 인하여 연화가 발생한 것을 확인할 수 있으며, 시험편 두께가 감소할수록 HAZ의 영역이 줄어다. H-Plate 장갑강은 장갑강의 두께에 따라 용접 패스가 달라지며 이로 인하여 기계적 물성 변화가 발생한다.

RHA를 용접하여 제작한 H-Plate 장갑강의 저온 충격 및 방탄 시험 결과를 Table 5에, 방탄 시험을 완료한 시험편의 형상은 Figure 5에 정리하였다.

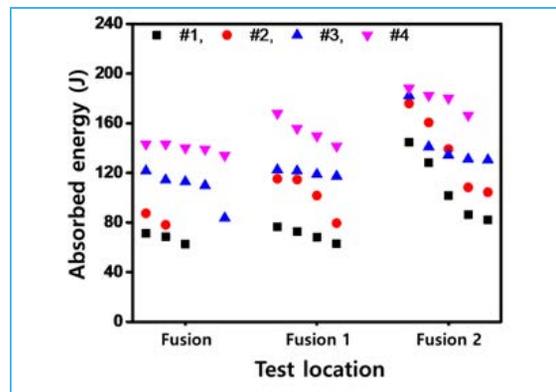


Figure 4. Hardening behavior of H-Plate bulletproof specimens

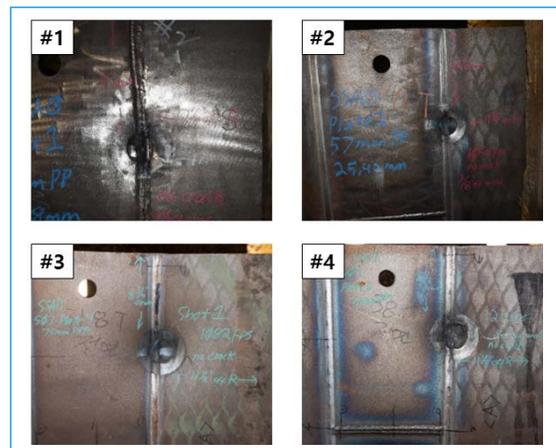


Figure 5. H-Plate specimen after bulletproof test

4가지 시험 모두 방탄 시험 최대 허용 균열 길이

보다 작으며, 최종적으로 방탄시험을 합격하였다. RHA는 냉각 속도 제어 및 압연 공정을 통해 높은 취성 파괴 저항성을 갖고 있다. 또한 용접 소재 및 공정 최적화를 바탕으로 H-Plate를 제작하였기 때문에 우수한 방호 성능을 가진 것으로 확인 된다.

즉 RHA강을 이용하여 장갑강을 용접할 시 Fusion line이 저온 충격 흡수 에너지가 62J 이상일 시, 경도가 32~39 HRC가 최소 요구 조건으로 판단 되어진다. 하지만 4개의 시험 결과를 가지고 RHA 강의 저온 충격 및 경도 특성과 장갑강의 상호 관계를 규명하고 방탄 시험을 대체할 수 있는 임계값 혹은 임계수식을 도출하기에는 한계가 있다.

이에 RHA를 이용하여 제작한 H-Plate에서 Fusion line과의 이격 거리에 따른 경도 및 저온 충격 인성에 대한 그래프를 Figure 6과 같이 도식화하였다.

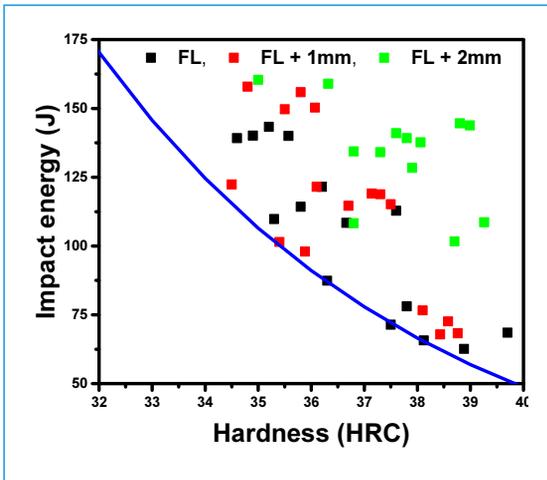


Figure 6. Mechanical properties according to the location of the fusion line of the H-Plate bulletproof specimen

경도 및 저온 충격인성 시험 결과를 바탕으로 추세선 계산 결과를 파란색 선으로 표시하였으며, 두 물성의 경우 지수함수 관계를 갖으며 임계 식은 다음과 같이 도출되었다.

$$Impact\ energy(J) = 0.855^{(Hardness(HRC) - 64.8)}$$

즉 저온 충격 및 경도 분석 결과를 바탕으로 획득 한 결과가 추세선 위에 존재할 시, 방탄 시험에서 최대 허용 균열 길이 이하의 길이가 형성 될 것으로 판단되며, 향후 추가적인 연구 결과와 비교할시 좀더 명확한 임계 수식 혹은 저온 충격 인성 및 경도에 대한 임계값을 확보 할 수 있을 것으로 판단된다.

2.4. 규격 표준화 방향 수립

H-Plate 장갑강의 두께 및 용접 공정에 따른 저온 충격 인성 시험 및 경도 시험을 통하여 표준화 관련 RHA 강에 대한 용접부 최종 임계 수식을 선정하기에는 관련 연구 결과가 부족하며, 다른 규격들에 대한 검토를 바탕으로 표준화 방안을 수립하여야 한다.

K계열 전차 등에 사용되는 방탄주강품(MIL-A-11356)은 최초개발품 검증 시험 시에만 사격시험을 하도록 규정하고 있으며, 이 후 양산 중에는 별도 V-Block에서 시험편을 채취, 경도측정과 저온 충격 시험을 하도록 규격화, 표준화되었으며, 한편 고경도 장갑강을 제작하는 규격인 MIL-STD-46100 에서도 생산자가 생산단위별로 대표 시험편을 만들어 사격 시험을 하도록 규정되어 있지만, 그 외에 생산되는 장갑강에 대해서는 -40℃에서의 충격시험과 경도시험만으로 합격여부를 확인하고 있다. 또한 유럽의 경우 장갑차 용접을 위해 일반 산업용 규격인 EN ISO 을 적용하고 있으며, 비파괴 검사와 파괴 검사만으로 용접부 검증시험을 수행하고 있다.

즉 H-Plate 장갑강 용접부의 방탄 성능 표준화와 관련하여, 기존 연구 및 발표 되지 않은 용접 소재 및 공정 조건 적용에 관하여는 1차적인 방탄시험을 수행하고, 동일 조건 및 소재에서 새로이 개발되는 H-Plate 시험편에 한하여, 본 연구 결과에 도출된 임계 수식 및 관련 프로세스를 동일하게 적용 된다면, 국내에서 K2전차, 장애물개척전차에 적용되는 장갑강 용접부에 대한 국내 표준화 수립이 가능 할 것으로 판단된다.

3. 결론

현재까지, 미국 및 스웨덴을 포함한 유럽에서 개발한 장갑강을 용접한 H-Plate 시험편의 방호성능을 확인하기 위하여, 미 육군 산하의 ATC(Aberdeen Test Center)에서만 적국 전차의 탄을 이용하여 방호성능을 직접 확인하였으며, 이로 인하여, 시험편 제작, 운송과 시험에 고가의 비용이 소요됨에 따라 시험이 한정적으로 이루어지고 있는 실정이며, 미국 방성에서 인증한 시험기관에서만 시험이 가능하고 미국 내 시험기관은 미국에 생산시설을 둔 자국 업체를 대상으로만 시험을 허가하고 있기에 많은 어려움이 따르게 된다.

본 연구에서는 RHA강을 이용한 H-Plate 4종을 직접 제작하였으며, ATC에서 방탄 시험을 수행하였으며, 각 강의 두께 및 용접 공정에 따른 저온 충격 및 경도 변화 분석을 바탕으로 고가의 H-Plate 방탄 시험을 대체할 수 있는 임계값 수식 후보군을 도출하였다.

향후 다양한 방탄 시험 결과 및 기계적 물성 평가를 바탕으로 DB를 구축할 시 임계값 수식의 신뢰성을 확보할 수 있을 뿐만 아니라, MIL-A-11356, MIL-STD-46100, EN ISO 등을 응용하면, 국내에서 적용 가능한 신뢰성 있는 방탄시험 대체 방탄 성능 평가가 이루어 질 것으로 기대된다.

사사(Acknowledgements)

이 논문은 민·군기술협력사업(민·군규격표준화사업) 으로 지원 받았음

참고문헌

1 Reddy, G. M., Mohandas, T., Paqukutty, K. K., "Effect of welding process on the ballistic performance of high strength low-alloy steel weldments", J. Mater. Process. Tech., 74(1-3), pp. 27-35, 1998.

2 Balakrishnan, M., Balasubramanian, V., Reddy, G. M., Sivakumar, K., "Effect of buttering and hardfacing on ballistic performance of shielded metal arc welded armour steel joints", Mater. Design, 32(2), pp. 469-479, 2011.

3 Lim, H. S., Lee, J. M., Song, Y. B., Kim, H. K., Hwang, B. C., "Effect of tempering temperature on the microstructure and mechanical properties of ARMOX 500T armor plate", Korean J. Mater. Res., 27(7), pp. 357-361, 2017.

4 Børvik, T., Clausen, A. H., Hopperstad, O. S., Langseth, M., "Perforation of AA5083-H116 aluminium plates with conical-nose steel projectiles—experimental study", Int. J. Impact Eng. 30(4), pp. 367-384, 2004.

5 Lee, W. M., Zikry, M. A., "Microstructural Characterization of a High-Strength Aluminum Alloy Subjected to High Strain-Rate Impact", Metallurgical and Materials Transactions A, 42(5) pp. 1215-1221, 2011.

6 Børvik, T., Forrestal, M., Hopperstad, O., Warren, T., Langseth, M., "Experimental and numerical study on the perforation of AA6005-T6 panels", Int. J. Impact Eng., 36(1-4), pp. 426-437, 2009.

7 Mondal, C., Mishra, B., Jena, P. K., Kumar, K. S., Bhat, T. B., "Effect of heat treatment on the behavior of an AA7055 aluminum alloy during ballistic impact", Int. J. Impact Eng., 38(8-9), pp. 745-754, 2011.

8 Srikanth, T., Surendran, S., Balaganesan, G., Manjunath, G. L., "Response of welded aluminium alloy plates for ballistic loads", Ships Offshore Struct., 13(6), pp. 594-600, 2018.

9 Karakoc, H., Karabulut, S., Citak, R., "Study on mechanical and ballistic performances of boron carbide reinforced Al 6061 aluminum alloy produced by powder metallurgy", Compos. Pt. B-Eng., 148(1), pp. 68-80, 2018.

10 Zhang, Q. H., Li, B. L., Chen, X., Yin, J. M., Nie, Z. R., Zuo, T. Y., "Characteristic microstructure and microstructure evolution in Al-Cu-Mn alloy under projectile impact", Mater. Sci. Eng. A, 531(1), pp. 12-17, 2012.

- 11 Forrestal, M. J., Warren, T. L., "Perforation equations for conical and ogival nose rigid projectiles into aluminum target plates", *Int. J. Impact Eng.*, 36(2), pp. 220-225, 2009.
- 12 Flores-Johnson, E. A., Saleh, M., Edwards, L., "Ballistic performance of multi-layered metallic plates impacted by a 7.62-mm APM2 projectile", *Int. J. Impact Eng.*, 38(12), pp. 1022-1032, 2011.
- 13 Balaguru, V., Sivakumar, P., "Effect of weld metal composition on impact toughness properties of shielded metal arc welded ultra-high hard armor steel joints", *Journal of the Mechanical Behavior of Materials*, 29(1), pp. 186-194, 2020.
- 14 Souza, E.R.S., Weber, R.P., Monteiro, S.N., Oliveira, S. S., "Microstructure Effect of Heat Input on Ballistic Performance of Welded High Strength Armor Steel", *Materials* 14(19), pp. 5789, 2021.
- 15 Čabrilo, A., Gerić, K., "Impact energy properties of weld joint of high-hardness armor steel" *Advanced Technologies and Materials*, 43(1), pp. 11-16, 2018.

국방품질연구회(DQS)

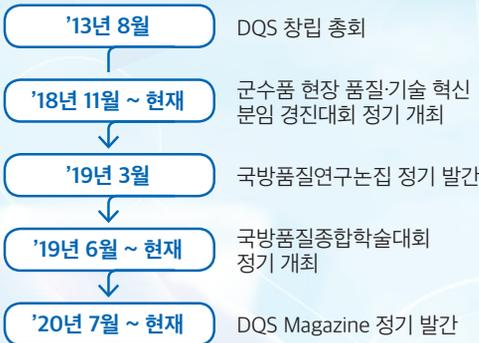
Defense Quality Society

설립 목적

군수품 전순기
국방품질경영에 관한
학문과 기법의 보급, 응용으로
방위산업 발전에 기여

“산·학·연·관·군” 간
국방품질경영정책 / 제도 공유,
학술교류 및 소통 창구

연혁



임무



주요 사업



회원 가입 (무료)

가입안내

방법 1
• <https://www.dtaq.re.kr:8084/dqs/> ➡ 회원가입(우측상단)

방법 2
• 국방기술품질원 홈페이지(우측상단) ➡ DTAQ 정보서비스 ➡ 국방품질연구회 ➡ 회원가입(우측상단)

조직



※ 매년 신규분과 설립 추진

추진 업무

| 주요업무 | 내용 | 시기 |
|--------------------|--|----------|
| ✓ 국방품질연구논문집 정기 발간 | 국방품질경영 전문학술지 | 6월, 12월 |
| ✓ 군수품 현장 품질기술 혁신대회 | 3개 그룹별 분임조 대회 (중소 벤처기업 / 소요군 / 대 중견기업) | 매년 1회 |
| ✓ 국방품질종합학술포럼 | 국방품질 정책 / 제도 발전방향 | 매년 1회 |
| ✓ DQS Magazine 발간 | 국방품질경영 Web 기고지 | 연중 매월 게재 |
| ✓ 전문 분과 학술활동 | 분과별 간담회·학술세미나 등 | 3월~12월 |

전문분과

| 주요업무 | 내용 |
|-----------------|------------------------------|
| ✓ 국방품질경영제도연구 | ✓ 국방품질 정책/제도 및 기법 연구 |
| ✓ 국방인증제도연구 | ✓ 국방품질인증 경영체제 구축방안 연구 |
| ✓ 국방소프트웨어연구 | ✓ 국방 SW 정책/제도, 시험관련 연구 |
| ✓ 국방신뢰성연구 | ✓ 국방신뢰성 정책/제도, 저장신뢰성, RAM 연구 |
| ✓ 감항연구 | ✓ 감항인증 정책/제도, 인증기준 연구 |
| ✓ 소음진동연구 | ✓ 소음진동 기준 및 평가제도 연구 |
| ✓ 단종·유지보수품질이행연구 | ✓ 부품 단종 및 위조부품 관련 대응방안 연구 |
| ✓ CSISR 연구 | ✓ 지휘정찰 신기술 개발 동향/품질보증 방안 연구 |
| ✓ 유도탄약안전품질연구 | ✓ 유도탄약 무기체계 품질안전 연구 |
| ✓ 표준화연구 | ✓ 국방 표준화 정책/제도 연구 |

회원혜택

- ✓ 국방품질 종합학술행사 참가
- ✓ 군수품 품질기술혁신 분임 경진대회 참가
- ✓ DQS 분과위 회원참여 및 학술행사 참가
- ✓ 국방품질연구논문집 투고 / 매거진 기고 참여
- ✓ “산·학·연·관·군” 품질전문가 교류·소통 참여

원고 모집 안내

국방품질연구논집 <KCI등재후보학술지>

투고 분야

- ✓ 국방품질과 연관성 있는 정책 및 제도 관련 분야
- ✓ 군수품 전순기(개발-양산-운영-폐기)에 걸쳐 품질과 연관된 신뢰성, 시험평가, 인증, 표준화, 단종/위조, 안전 등 관련 분야
- ✓ 군수품 생산 및 운용장비 품질개선 관련 분야
- ✓ 부품국산화, 군수품 개조개발 및 운용전력 성능개량(개선) 관련 분야
- ✓ 국방품질과 연관된 최신 품질경영 이론, 신기술 및 응용 관련 분야
- ✓ 국방분야와 접목 가능한 중소·벤처 기술 관련 분야
- ✓ 기타 국방 및 방산 관련 학문과 기술, 국방품질과 연관성이 있는 수준조사 및 기술기획 관련 분야

투고 안내

- 온라인 논문투고시스템(JAMS) 무료회원 가입 후 투고 (투고 형식, 양식은 홈페이지 공지사항 참조)
- <https://dtaqdqs.jams.or.kr>
- 발행 (연2회, 6월, 12월)
- 투고마감 : 매년 1호(3.31.), 매년 2호(9.30.)

투고 혜택

- 투고료, 심사료 면제
- 논문 게재 시 소정의 원고료 지급



DQS Web 매거진

기고 분야

- ✓ 기고분야 <연중 상시 모집>
- ① Q-Special : 품질경영 관련 특별 기고(칼럼)
- ② Q-Trend & Issues : 최근 품질경영 추세(동향), 신기법 등
- ③ Q-강좌 : 품질인원이 알아야 하는 강좌(특강)
- ④ 현장 Focus : 현장 품질이슈 해결, 품질(성능) 개선 등
- ⑤ 포토 단신 : 분과별 주요 학술활동 이모저모

기고 안내

- DQS 사무국에 기고문 제출(E-mail)
- 메일 : seomin19@dtaq.re.kr
- 형식
- 기고문 형식, 양식은 국방품질연구회 홈페이지 다운로드 <홈페이지 : <https://www.dtaq.re.kr:8084/dqs>>
- 발행 <Webzine 형태로 매월 게재>
* 게재 : 국방기술품질원 홈페이지 → 미디어룸 → DQS
* 소정의 원고료 지급

공동 알림

논문투고/기고 안내 및 주의사항

- 원고 투고 시 준수해야 할 연구윤리규정, 투고 및 발행 규정, 편집 및 심사 규정은 국방품질연구회 홈페이지에서 열람 및 다운받으실 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.

문의

국방품질연구회 사무국 서민준(055-751-5277)

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

2022년 4권 2호(12월)