

UAV 엔진 소음에 의한 비행체점검장비(AVTE) 정지 현상 개선방안 연구

강주환*, 임다훈
국방기술품질원

A Study on the Improvement of Air Vehicle Test Equipment(AVTE) stop by UAV Engine noise

Ju Hwan Kang*, Da Hoon Lim
Defense Agency for Technology and Quality

요약 현 시대에 있어 정보력은 국방 분야에 있어 굉장히 주요한 요인으로 손꼽히고 있다. 따라서 감시 및 정찰을 위한 무기체계 기술 확보가 불가피해졌다. 이에 따라 군이 직접 수행하기에는 너무 위험하거나(Dangerous), 지저분하거나(Dirty), 지루한(Dull) 환경과 같이 유인항공기의 비행운용이 제한되는 경우에 무인항공기(UAV)가 개발되어 전 세계적으로 활발히 운용 중에 있다. 국내에서 연구 개발된 한 무인항공기 체계에는 구성품 중 비행체 점검 장비가 포함되어 있다. 비행체 점검 장비는 무인항공기와 연결되어 그것의 상태를 확인하는 장비로, 무인항공기에 동작 명령을 인가하고 명령 값을 추종하는 지 확인함으로써 운용자로 하여금 비행 가능 여부를 점검할 수 있도록 하는 장비이다. 본 연구는 이러한 운용 중 엔진 소음에 의하여 비행체 점검 장비가 정지한 현상에 대한 고장탐구를 실시하고 소프트웨어, 하드웨어 그리고 외부 환경의 측면에서 원인을 분석한다. 분석된 원인에 따라 개선방안을 제시하고 제안된 방안이 고장을 방지할 수 있음을 검증한 결과를 다룬다.

Abstract In this era, intelligence is considered a major factor in the defense sector. As a result, securing technology for weapons systems for monitoring and reconnaissance of companies has become inevitable. As a result, UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) have been developed and are actively operating around the world if the flight operation of manned aircraft is restricted, such as in environments that are too dangerous, messy or boring for the military to perform directly. The system of unmanned aerial vehicles, which has been researched and developed in Korea, includes Air Vehicle Test Equipment(AVTE). AVTE is equipment that is connected to an UAV to check its status and allows the operator to check its flightability by issuing an operational command to the UAV and verifying that it follows the command values. This study conducts fault finding on the phenomenon where the AVTE has stopped operating due to engine noise during these operations and analyzes the cause in terms of software, hardware and external environment. Present improvement measures according to the cause are analyzed and the results of verifying that the proposed measures can prevent failure are addressed.

Keywords : Unmanned Aerial Vehicle, Air Vehicle Test Equipment, Engine Noise, Noise Analysis, Quality Improvement

*Corresponding Author : Ju Hwan Kang(Defense Agency for Technology and Quality)

email: jhkang88@dtqaq.re.kr

Received August 21, 2019

Accepted January 3, 2020

Revised September 6, 2019

Published January 31, 2020

1. 서론

현대의 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle)는 군이 직접 수행하기에는 너무 위험하거나(Dangerous), 지저분하거나(Dirty), 지루한(Dull) 3D환경과 유인항공기의 비행운용이 제한되는 경우에 운용할 수 있는 많은 장점이 있는 무기체계이다[1][2]. 이에 운용반경, 고도, 목적 등에 따라 다양한 종류의 무인항공기가 개발되어 전 세계적으로 활발히 운용 중에 있다.

우리나라에서 개발된 사단정찰용 UAV 체계는 기존 통신 체계와 연동하여 정찰 정보를 전송하는 역할을 한다. 이 체계의 구성품 중 비행 전 무인항공기의 상태를 점검하여 비행 가능 여부를 확인하는 비행체 점검 장비(AVTE, Air Vehicle Test Equipment)가 있다. AVTE를 통하여 무인항공기 내의 전원 계통, 비행 제어 계통, 통신 계통, 추진 계통 등 주요 구성품의 건전성과 자가진단 결과를 확인할 수 있다. 전체 체계 점검 과정 중 무인항공기의 엔진을 점검 절차가 있고, Fig. 1과 같이 설치하고 엔진 점검 절차를 수행 중 AVTE가 정지한 상황이 발생하였다.

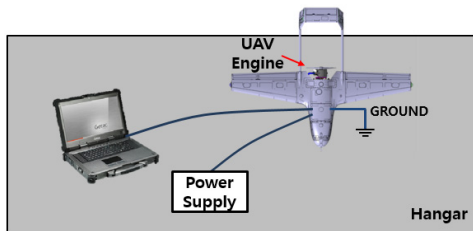


Fig. 1. Initial Failure Condition

엔진 쓰로틀의 위치가 0%인 Idle 상태에서는 결함이 발생하지 않았지만, 쓰로틀의 위치가 100%인 WOT(Wide Open Throttle) 상태에서 결함이 발생하였다.

비행체를 원격으로 제어하는 AVTE가 엔진 가동 중 정지됨에 따라 운용자가 직접 비행체에 탑재된 엔진을 꺼야만 상황이 종료된다. 하지만 고속으로 회전하고 있는 프로펠러에 사람이 굉장히 가까이 접근해야 하고 추력을 발생하고 있는 비행체를 고정하는 비행체 고임목 등의 고정 장치를 건드릴 가능성이 있어 굉장히 위험한 상황이 발생한다.

따라서 본 논문은 AVTE가 운용 중 정지한 상황에 대한 고장탐구를 실시하여 원인을 분석하고 그에 따른 개선방안을 수립하여 운용의 효율성과 비행체와 운용자의 안전을 향상시키고자 한다.

2. 본론

원인을 분석하기에 앞서 정상 작동 시의 AVTE 데이터와 AVTE 작동 정지 시의 데이터를 확인하였다.

그 결과, 정상 작동한 AVTE에서는 Fig. 2와 같이 시동 전, Idle, WOT일 때 모두 사용자의 명령대로 실시간으로 엔진 RPM이 변화하고, 시간에 대하여 연속적으로 끊이지 않고 데이터를 기록했음을 알 수 있었다.

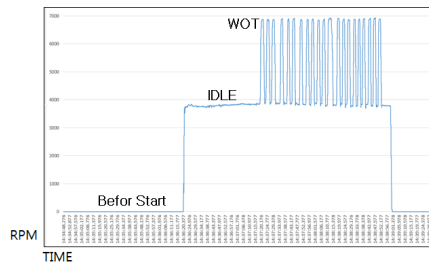


Fig. 2. Normal Engine RPM graph

반면, 결함이 발생했던 당시 AVTE의 데이터를 기반으로 나타낸 그래프는 Fig. 3과 같다.

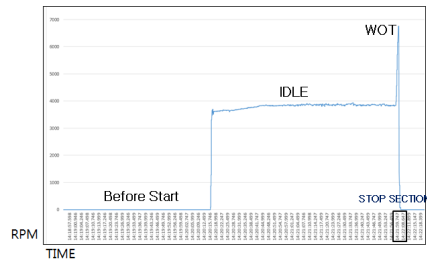


Fig. 3. Engine RPM graph in case of fault

엔진 시동 전과 Idle일 때에는 약 4분 간 사용자의 명령대로 정상 작동하고 있으나, 엔진의 쓰로틀을 최대로 개방하자 AVTE의 작동이 정지되고, 엔진을 끄고 나서야 데이터 기록을 재개하였음을 확인할 수 있었다.

본 논문에서 다루는 무인항공기 체계는 6년여에 걸친 개발 과정과 양산 과정을 거쳤지만, 이러한 AVTE 정지 상황은 해당 기간 동안 한 번도 관찰되지 않은 부적합 사항이기에 다양한 변수에 초점을 맞춰 결함 원인을 분석했다.

2.1 원인 분석

본 절에서는 실제 UAV 운용 환경에서 소프트웨어 요

인, 하드웨어 요인 그리고 외부 환경 요인에 의한 결함을 가정하고 각 요인에 대한 분석을 통하여 검증하고 소거해 나가며 원인을 도출하고자 한다. 또한 AVTE를 활용한 무인항공기 점검은 비행 전 수행되어야 하는 절차이므로 지상에서만 수행한다. 원인 분석 과정 중 수행한 모든 재현 시험에서 동일하게 유지한 조건은 아래와 같다.

- 1) 최초 결함 상황과 동일하게 배치
- 2) 무인항공기와 AVTE의 거리는 10m
- 3) 실제 운용되는 UAV(엔진 포함)와 AVTE를 활용한 시험

정확한 원인을 분석하기 위하여 최초 결함 발생 상황과 동일하게 유지하였고, 케이블의 길이가 10m로 제한되어 있어 유격 거리를 10m로 설정하였다.

Table 1. Cause Analysis Process

| Cause | Detail Cause | Description |
|----------------------|---|---|
| Software | RPM Graph | Hard-disk Read/Write speed derating due to software resource |
| Hardware | Cable | Temporary Communication error if cable has defect |
| | Connector | Temporary Communication error if connector has defect |
| | Integrated Communication Assembly(ICA) | Temporary Communication error if ICA has defect |
| External Environment | Vibration Transferred via ground | Effect of vibration transferred through ground to AVTE |
| | Resonance caused by Engine Noise | Resonance due to identical frequency of AVTE and Engine noise |
| | Effect caused by Engine Noise Magnitude | Effect due to magnitude of Engine noise |

2.1.1 소프트웨어의 영향

AVTE를 활용하여 엔진을 점검할 때, 무인항공기는 실시간 RPM 정보를 AVTE로 전송한다. AVTE는 이 데이터를 기반으로 실시간 그래프를 그려 Fig. 4와 같이 사용자에게 표시하게 되는데 해당 부분은 소프트웨어 부하 분석 결과 가장 많은 리소스를 차지하고 있었다.

따라서 해당 부분을 제거한 후 재현 시험 결과 엔진 WOT 시 동일 결함이 재현됨을 확인하여 결함의 원인이 아님을 알 수 있었다.



Fig. 4. AVTE Engine Run-up screen

2.1.2 하드웨어의 영향

다음으로 무인항공기와 AVTE를 연결하는 구성품의 불량률을 가정하고 결함의 원인을 분석하였다.

연결 시 사용되는 주요 구성품은 아래와 같다.

- 1) 무인항공기-AVTE 연결 케이블
- 2) 무인항공기 커넥터
- 3) 탑재통합통신조립체(통신 담당)

2.1.2.1 무인항공기-AVTE 연결 케이블

무인항공기와 AVTE를 연결하는 신호 케이블을 다른 정상인 케이블로 교체하여 재현시험을 하였으나 동일한 결함이 발생하였다.

2.1.2.2 무인항공기 커넥터

커넥터의 불량에 초점을 맞춰 커넥터의 품질과 관련된 서류들을 확인하고 도통시험을 수행하였으나 정상임을 확인하였다.

2.1.2.3 탑재통합통신조립체

무인항공기 내부에서 모든 통신 경로의 허브 역할을 하는 탑재통합통신조립체를 다른 양품으로 교체하여 재현시험을 하였으나 동일하게 엔진 WOT 시 결함이 발생하였다.

위의 세 가지 결과를 통해 무인항공기와 AVTE를 연결하는 구성품의 불량률에 의한 결함이 아님을 알 수 있었다.

2.1.3 외부 환경의 영향

AVTE를 활용한 엔진 점검 시, 엄청난 소음과 진동이 발생하게 된다. 이에 따라 AVTE가 영향을 받았을 것이라고 가정하여 원인 분석을 수행하였다.

2.1.3.1 지면을 통한 진동 전달

무인항공기는 지면에 설치되어 엔진 가동 시 엄청난 소음과 진동이 발생한다. 발생한 진동은 지면을 통하여 진동이 전달될 가능성이 발생한다. 이에 따라 AVTE를 진동을 흡수하기에 충분한 아래와 같은 진동 흡수재 위에 설치하여 Fig. 5와 같이 재현시험을 수행하였다.

- 1) 스티로폼
- 2) 운전자 무릎
- 3) 스티로폼+운전자 무릎

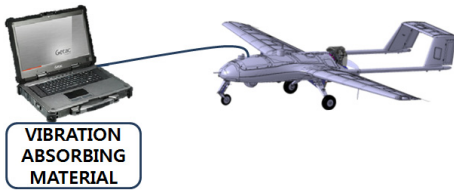


Fig. 5. Test Configuration Diagram using vibration absorbing material

재현 시험 결과, 세 가지 모두의 조건에서 동일하게 엔진 WOT 시 결함이 발생함을 확인하여 지면을 통한 진동 전달에 의한 결함이 아님을 확인할 수 있었다.

2.1.3.2 엔진 소음에 의한 공진

이러한 원인 분석 과정에서 소음에 의하여 하드디스크(HDD)의 기능이 저하될 수 있다는 논문을 찾게 되면서 엔진의 소음에 대한 분석을 진행하였다[3].

우선 무인항공기의 추력위치에 따른 엔진 RPM 값과 AVTE에 내장된 HDD의 RPM은 아래 Table. 2과 같다.

Table 2. Engine RPM vs. HDD RPM Table

| Status | Throttle Position(%) | Engine RPM (Hz) | HDD RPM (Hz) |
|--------|----------------------|-------------------------|--------------|
| IDLE | 0 | 3,600~4,000 (60~66.7) | 7,200 (120) |
| WOT | 100 | 6,700~7,200 (111.7~120) | |

엔진 WOT 시 최대 RPM은 7,200이고 HDD의 작동 RPM 또한 7,200이다. 동일한 RPM은 동일한 주파수를 발생시킬 수 있으므로 공진의 가능성이 존재한다. 따라서 엔진 소음에 포함된 주파수 성분을 분석하였다.

외부로부터의 간섭이 상대적으로 적은 열린 야외에서 녹음을 진행했으며, 후방은 안전문제로 녹음이 불가하여 Fig. 6과 같이 전방, 우측, 좌측 각각 10m 거리에서 녹음하였다.

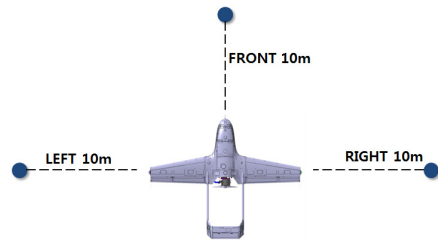


Fig. 6. Noise recording location

얻은 소음의 원데이터는 Fig. 7과 같다.

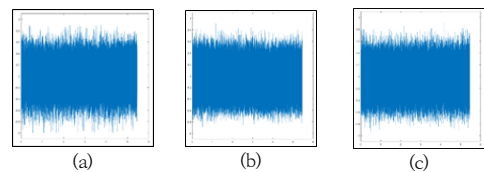


Fig. 7. Recorded Noise data
(a) Noise recorded in Front (b) Noise recorded at right (c) Noise recorded at left

Fig. 7의 녹음 데이터에 Hanning Window를 적용하여 시작과 끝 부근에서 불연속성을 제거함으로써 원치 않는 데이터가 획득되는 것을 방지하였다[4]. 이에 따라 얻은 신호는 Fig. 8과 같다.

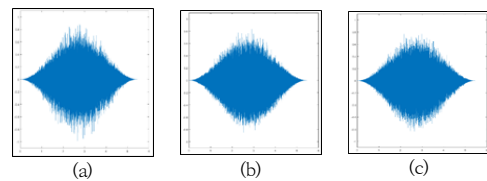


Fig. 8. Hanning Windowed Noise data
(a) Noise Windowed in Front (b) Noise Windowed at right (c) Noise Windowed at left

Fig. 8과 같이 얻은 신호를 Short-time Fourier Transform을 통하여 주파수 성분을 분석한 결과 중 HDD의 작동 주파수인 120Hz에 가까운 주파수 성분은 아래 Table.3와 같았다.

Table 3. Engine RPM vs. HDD RPM Table

| Location | FRONT | RIGHT | LEFT |
|----------------|-------|-------|-------|
| Frequency (Hz) | 113.9 | 114.8 | 114.1 |

엔진의 사양 상 HDD와 동일한 주파수를 발생시킬 가능성이 여전히 존재하지만, 주파수에 관하여 정확하게 일치해야 공진이 발생할 가능성이 있기 때문에 결정적인 원인으로 보기는 힘들었다[5].

2.1.3.3 엔진 소음 크기의 영향

소음은 일종의 에너지로써 공기를 통해 음압으로 전환되어 Fig. 9와 같이 특정 대상체에 전달된다.

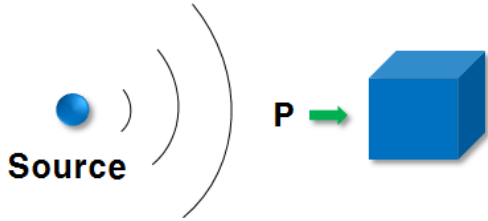


Fig. 9. Noise source and sound pressure target

따라서 본 장에서는, 엔진의 소음이 발생시킨 음압에 의하여 AVTE가 받은 영향을 분석한다.

2.1.3.3.1 소음에 의한 AVTE 정지

서론에서 언급된 결함이 발생하여 노트북 제작사에 문의 결과, 연구 대상인 AVTE는 HDD를 사용하고, 플래터와 헤드의 물리적인 접촉에 의하여 데이터를 읽고 쓰는 HDD의 특성 상, 가속도 등의 외란이 외부로부터 유입되면 플래터와 헤드 등에 손상을 입을 수 있다[6]. 따라서 이러한 손상을 미연에 방지하기 위하여 G-sensor라는 가속도계가 장착되어 2.5m/s² 이상을 감지하면 HDD의 작동을 정지시킨다는 것을 확인할 수 있었다.

이에 따라, AVTE내 HDD의 G-sensor를 작동시키기 위한 소음의 크기를 먼저 계산했다.

AVTE의 중량은 5.65kg이므로 AVTE가 받아야 하는 힘은 아래와 같다.

$$F = ma = 5.65\text{kg} \times 2.5\text{m/s}^2 = 13.9\text{N} \quad (1)$$

Where, m denotes mass, a denotes acceleration

AVTE가 엔진을 바라보고 있는 단면의 크기는 도면에 표시된 치수에 의하여 가로 416mm, 세로 367mm 이므로 아래와 같이 계산된다.

$$0.416\text{m} \times 0.367\text{m} \approx 0.153\text{m}^2 \quad (2)$$

따라서 AVTE가 받는 압력 p의 값은 아래와 같다.

$$P = F/A = 13.9\text{N}/0.153\text{m}^2 \approx 90.85\text{Pa} \quad (3)$$

Where, F denotes force, A denotes cross section

위의 P값과 p_{ref} 에 사람이 들을 수 있는 최소 크기인 $2 \times 10^{-5}\text{Pa}$ 을 아래의 식에 대입한다.

$$L_p = 20\log_{10}\left(\frac{p}{p_{ref}}\right) = 20\log_{10}\left(\frac{90.85}{2 \times 10^{-5}}\right) \approx 133.1\text{dB} \quad (4)$$

Where, p denotes pressure, p_{ref} denotes reference sound pressure, which is $2 \times 10^{-5}\text{Pa}$

따라서 AVTE의 G-Sensor가 작동하기 위한 소음의 크기는 약 133.1dB인 것을 알 수 있다.

2.1.3.3.2 엔진 소음의 크기

엔진의 소음이 AVTE의 G-sensor를 작동시키기에 충분한 크기를 가지고 있는 지 측정하였다.

소음 측정 시의 구성도는 최초 결함 상황인 Fig. 1과 같이 설치하고 거리는 동일하게 10m로 설정하였다. 쓰로틀 위치가 20% 상승할 때마다 소음을 측정하는 방식으로 진행하여 측정된 결과는 Table. 4과 같다.

Table 4. Noise by Throttle position

| Throttle Position (%) | 0 | 20 | 40 | 60 | 80 | 100 |
|-----------------------|-----|-----|-----|-----|-----|----------|
| Noise(dB) | 105 | 107 | 115 | 123 | 127 | 130 OVER |

소음 측정 장비의 측정가능 범위는 20dB~130dB이고, dB(Z)를 사용하는 장비로 계측하였으므로 원 소음의 모든 주파수영역에서 0dB을 빼는 Z-가중치를 적용하면 측정된 소음의 크기가 곧 음압과 같음을 알 수 있다. 하지만 쓰로틀의 위치가 100%, 즉 WOT 상태에서는 130dB을 초과하여 정확한 측정이 되지 않았다. 따라서 Table. 4의 결과를 활용하여 선형회귀분석을 수행한 결과, Fig. 10과 같이 133.4dB이 발생했음을 추정할 수 있었다.

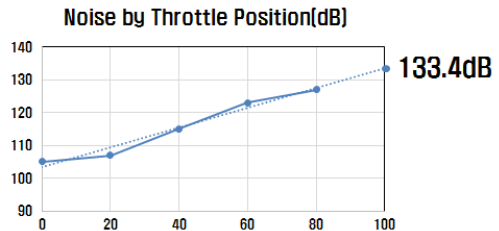


Fig. 10. Noise by Throttle Position

소음에 의하여 발생한 음압은 온전히 AVTE에 전달되고, AVTE가 받는 압력은 온전히 HDD에 전달된다고 가정하였을 때, 엔진 WOT 시 발생하는 소음인 133.4dB은 AVTE의 G-sensor를 작동시킬 수 있는 조건인 133.1dB을 초과하는 것을 확인할 수 있었다.

따라서 무인항공기를 점검하는 AVTE는 엔진 소음의 크기에 의하여 G-sensor가 작동되어 정지했음을 알 수 있다.

2.2 결함 해결 방안

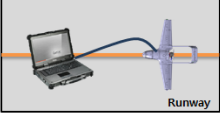
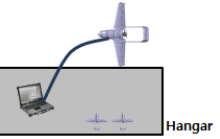
엔진 소음의 크기에 의하여 결함이 발생하였으므로, AVTE를 소음으로부터 보호하여야 결함이 해결될 수 있다. 하지만 이미 개발이 완료되어 양산 중인 체계에 대하여 설계가 변경될 경우, 변경된 설계에 대한 재검증 등으로 인하여 사업의 진행이 원활하게 이루어지지 않아, 설계 변경을 최소화할 수 있는 결함 해결 방안을 모색하고자 하였다.

이에 따라 강구된 방안은 아래와 같다.

- 1) 무인항공기와 AVTE 야외 설치
- 2) 무인항공기와 AVTE 간 물리적 장벽 설치

위 두 가지 방안에 따라 실제 운용되는 UAV(엔진 포함)와 AVTE를 설치하고 원인 분석 시와 동일하게 10m 거리에서 소음을 측정하였다. 재현 시험은 각 10회 실시하였으며 그 결과는 Table. 5와 같다.

Table 5. Reproduction test results

| CASE | Installation | Reproducibility | Noise (Max dB) |
|------|---|-----------------|----------------|
| 1 |  | None | 114.5 |
| 2 |  | None | 100 |

소음의 크기는 G-sensor를 작동시킬 수 있는 133.1dB보다 현저히 낮게 측정되었고 원인 분석의 결과와 같이 낮은 소음에서는 결함이 재현되지 않는 것을 확인하였다. 따라서 제안되고 검증된 방안에 따라 엔진 점검할 것을 사용자 매뉴얼에 반영하여 안전하고 효율적인 운용을 할 수 있도록 조치하였다.

3. 결론

본 연구는 UAV 운용 중 발생한 AVTE 작동 정지 현상에 대한 원인 분석 및 해결 방안을 제시하였다.

이에 작동에 영향을 줄 수 있는 인자를 변화하며 소프트웨어 요소, 하드웨어 요소, 외부 환경 요소 등 추정 원인을 하나씩 분석하여 배제해 나가는 과정 중 유사 사례에 관한 논문을 참고하여 엔진 소음을 원인으로 추정하였다.

이에 따라 AVTE가 받는 엔진 소음의 특성을 알아보기 위하여 소음의 주파수와 크기에 관한 분석을 실시했다. 원소음의 주파수 분석을 위하여 활주로 상에서 녹음을 진행하고 주파수에 관해 변환한 결과, 엔진 RPM이 최대인 6,700~7,200에 도달할 때에 약 114Hz의 소음을 발생시킨 것을 확인하였다. 그 주파수는 AVTE의 하드디스크 작동 주파수인 120Hz와 정확하게 일치하지 않아 결정적인 원인으로 보기 힘들었지만 규격 요구조건에 의하여 소음이 HDD에 영향을 미칠 수 있는 가능성이 있음을 알 수 있었다. 또한 실제 측정된 엔진 소음의 크기와 AVTE를 작동 정지시킬 수 있는 소음의 최소 크기를 계산하고, 엔진 소음의 크기는 G-sensor를 작동시키기에 충분하다는 비교 결과를 통해 소음으로 인해 G-sensor가 동작하여 하드디스크를 정지시킨다는 결론에 이르렀다.

도출된 결과를 검증하기 위하여 두 가지의 개선 방안을 수립하여 엔진 점검 결과 활주로(야외)설치 혹은 격리 설치로 소음의 크기를 줄이고 엔진 점검의 안전성을 향상시킬 수 있다는 것을 확인했다. 이러한 검증 결과에 따라, 기존에 마련되어 있던 엔진 점검실, 정비사 방음실을 활용하거나 야외에서 엔진 점검을 수행해야 한다는 주의 사항을 운용 매뉴얼에 반영할 것을 요구하고 조치하여 사용자 운용에서의 효율성을 높일 수 있었다.

본 연구에서 외부 소음에 의한 정지 현상으로 원인이 밝혀짐에 따라 이를 방지하기 위한 엔진 소음 방음재나 AVTE 보호 장치 혹은 SSD 장착 등에 대한 후속연구로 파생될 수 있고, 향후 국내에서 연구 개발되는 무인기 체계에 적용되어 엔진 점검을 위한 시설 확보 혹은 AVTE의 내구성, 안전성 향상에 크게 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

References

[1] John G. Grimes, Unmanned Systems Roadmap 2007-2032. p.5-15, Department of Defense, 2007.

- [2] Kim Ki Yeol, Status Analysis and Development Agenda of the Korean Armed Forces in accordance with the Development Trend of Unmanned Aircraft. p.4-16, Graduate School of Politics at Kookmin University, 2014.
- [3] Trinoy Dutta, *Performance of hard disk drives in high noise environments*, Master's thesis, Michigan Technology University, pp.10-16, 2017.
- [4] Tim Van Elsloo, Short Time Fourier Transform and Windowing[Internet]. Available From : <https://elsl.ooo> (accessed Jun. 29, 2019)
- [5] Lawrence E. Kinsler·Austin R. Frey·Alan B. Coppens·James V. Sanders, *Fundamentals of Acoustics*, John Wiley & Sons, Inc., 1999, pp.15-18, 107-108, 247-274.
- [6] Arpacı-Dusseau, Remzi H.; Arpacı-Dusseau, Andrea C., *Operating Systems: Three Easy Pieces*, Chapter:Hard Disk Drives, Arpacı-Dusseau Books, 2014, pp.1-5.

강 주 환(Ju Hwan Kang)

[정회원]



- 2013년 2월 : 한국과학기술원 전
기전자학과 (학사)
- 2013년 2월 ~ 2016년 7월 : 현대
중공업 조선사업부
- 2016년 8월 ~ 현재 : 국방기술품
질원 항공센터

<관심분야>
국방품질

임 다 훈(Da Hoon Lim)

[정회원]



- 2014년 2월 : 충남대학교 기계공
학과 (학사)
- 2016년 8월 : 충남대학교 기계공
학과 (기계공학석사)
- 2017년 9월 ~ 현재 : 국방기술품
질원 항공센터

<관심분야>
국방품질