

# 무인기용 발사장비의 추진와이어 파단 및 구조변형 방지를 위한 형상변경 사례

임다훈<sup>†</sup> · 박경환

국방기술품질원

## A Case Study on Configuration Change for Preventing Propulsion Wire Fracture and Structural Deformation of Launch System of UAV

Lim, Dahoon<sup>†</sup> · Park, Gyeong Hwan

Defense Agency for Technology and Quality

### ABSTRACT

**Purpose:** The purpose of this study is to identify and resolve the causes of defects in the unmanned aerial vehicle launch system(propulsion wire fracture, rear rail deformation) and to prevent recurrence.

**Methods:** The causes of the two defects were derived through fault tree analysis for each of the two defects and fault reproduction tests. In the case of propulsion wire, the installation of a high speed camera to check the behavior of wire was the driving force behind the defect resolution.

**Results:** The results of this study are as follows: It was determined that the thickness of the washer was less than the maximum tolerance of the pulley was the cause of the propulsion wire fracture defect. Failure to comply with the launch procedure and insufficient safety margin were judged as the cause of the rear rail deformation defect. Accordingly, the configuration was changed to remove each defect.

**Conclusion:** The case of this study was conducted to eliminate defects in the launch system for UAV. The causes of defects were estimated through fault tree analysis. After the configuration change, Structural analysis and launch tests were performed to demonstrate the safety and effectiveness of the modified configuration. As a result, the effect of the modified configuration was verified.

**Key Words:** Configuration Change, Fracture, Structural Deformation, Launch System, UAV

● Received 3 August 2022, 1st revised 30 August 2022, accepted 2 September 2022

† Corresponding Author(gav414550@dtaq.re.kr)

© 2022, Korean Society for Quality Management

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-Commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

# 1. 서론

## 1.1 무인기 시스템 개요

무인기는 일반적으로 조종사가 탑승하지 않은 상태에서 지상에서의 원격조종으로 비행하거나 사전 입력된 프로그램이나 비행체 스스로 주위환경을 인식하고 판단하여 자율적으로 비행하는 비행체를 의미한다(최재원, 2014). 무인항공기를 운용하기 위한 무인기 시스템의 구성은 크게는 비행체와 지상장비로 나뉘게되며, 지상장비는 통신 및 영상 송수신할 수 있는 통신링크, 지상통제장비, 중계장치, 발사장비, 지상지원장비 등으로 구성된다(장석진, 1999). 무인기 시스템은 비행체의 중량, 최대 고도, 체공시간 및 행동반경 등으로 다양하게 분류 가능하며(Arjomandi 외, 2006), 미군의 경우 탑재중량 및 작전반경별로 세분화하여 5개 그룹으로 무인기를 분류하고 있다(DoD, 2011).

고정익 무인기의 경우 이착륙 시 활주로가 필요한데 군용목적 중형 무인기의 경우 야지 등에서의 발사를 위해 별도의 발사장비를 운용하고 있다. 무인기의 발사장비는 발사방식에 따라 공압, 유압, 번지 코드, 운동에너지, 전자기, 로켓추진방식으로 분류된다(『UAVs: Launch and recovery』, 1999 / Novaković et al., 2016). 발사장비의 발사능력에 따라 해당 무인시스템에서 운용 가능한 비행체의 크기, 무게 등이 제한되고 이는 운용 체계의 능력 및 성능에 큰 영향을 미치기 때문에 발사능력을 설계, 분석하는 기법과 개선하는 연구가 활발하게 이루어졌다. Novaković 등은 번지 코드를 사용하는 발사장비의 분석 및 해석 방안에 대한 연구(Novaković et al., 2013) 및 발사능력 증대를 위한 연구를 진행하였고(Novaković et al., 2014), SSibilska-Mroziewicz 등은 전자기 방식 발사장비의 수학적 모델링을 제안하였다(SSibilska-Mroziewicz et al., 2018). 현재 국내에서는 3종의 군사용 무인기가 양산·배치 운용되고 있으며(김규범 외, 2021) 그 중 군단급 무인기 송골매와 사단정찰용 무인기가 발사장비를 통해 운용된다.

## 1.2 연구대상 개요

본 연구의 대상은 중형급 무인기 시스템에서 사용하는 유압방식 무인기 발사장비이며 형상은 Figure 1.과 같다. 해당 발사장비의 발사절차는 다음과 같다. 트롤리를 후방레일조립체의 끝까지 당겨 고정된 뒤 트롤리에 비행체를 탑재하고, 엔진 시동 및 통신장비 연동 등 비행체의 준비를 한다. 이후, 주실린더를 가압하여 목표한 압력이 되었을 때 트롤리의 고정을 해제하면 유압시스템이 추진와이어를 당기며 비행체에 추진력을 인가하여 발사한다.

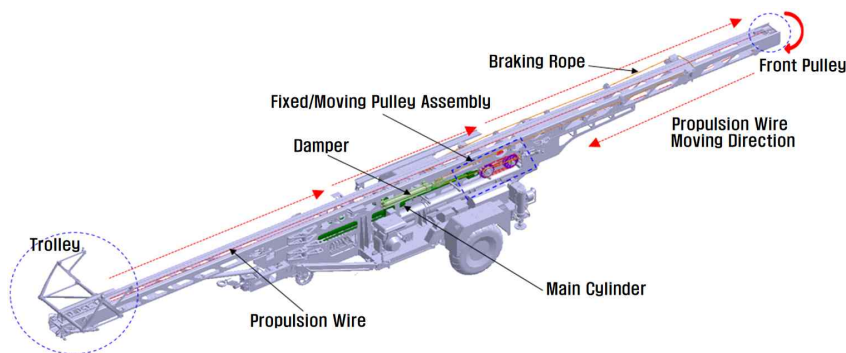


Figure 1. Launch System of UAV

해당 발사장비에서 유압시스템의 힘을 추진와이어에 전달하는 주요구성품은 고정/이동 폴리조립체이다. 고정 폴리조립체는 발사장비 몸체에 부착되어있으며, 이동 폴리조립체는 유압시스템과 결합되어 유압시스템이 힘을 가하면 고정 폴리조립체와 멀어지는 방향으로 당겨지게 된다. 이동 폴리조립체와 고정 폴리조립체의 거리가 멀어질수록 두 폴리조립체에 감겨있는 추진와이어의 길이가 길어지고 레일의 추진와이어는 짧아짐에 따라 트롤리를 당기는 원리로 설계되어있다. 고정/이동 폴리조립체는 좌·우 각각 4단의 폴리로 이루어져 고정 도르래와 움직 도르래의 원리를 통해 무인기는 유압시스템이 가하는 것의 16배로 가속되어 발사된다.

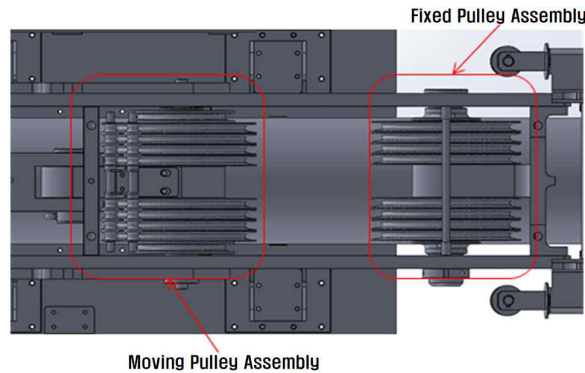


Figure 2. Fixed/Moving Pulley Assembly

### 1.3 발사장비 고장 및 해결 필요성

사용자의 발사장비 운용 중 추진와이어가 파단되는 결함이 반복적으로 발생하였으며, 성능시험이 끝난 뒤 외관 검사 중 받침대가 연결된 후방레일 브라켓 장착부에서 구조물의 변형이 발견되었다.

결함 원인을 개선하지 않고 사용하면 발사 중 추진와이어가 파단될 경우 파단된 추진와이어가 무인기를 타격할 수 있고, 발사 도중 받침대 연결 구조물의 파손될 경우 발사장비의 자세 불안정으로 방향이 틀어져 무인기가 발사 직후 추락할 가능성이 있다고 판단하였다. 또한, 무인기 시스템에서 비행체는 4대를 운용하여 일부 고장이 발생하더라도 무인기 시스템을 운용할 수 있는 것과 달리 발사장비의 경우 1대만으로 운용하기 때문에 고장 발생 시 무인기 시스템 전체를 이용할 수 없는 상황이었다.

무인기의 파손 예방 및 정상적인 무인기 시스템 활용을 위해 두 결함의 원인 파악 및 해결방안이 필요하였다.

## 2. 결함 원인 분석

### 2.1 결함 현상

#### 2.1.1 추진와이어 파단

사용자 운용 중 트롤리 전방 180 mm 지점에서 추진와이어 파단이 발생하였다. 최초 파단의 경우 제작사는 해당 추진와이어의 제작 결함으로 간주하여 추진와이어를 교체한 뒤 더미발사를 통해 추진와이어 파단이 재현되지 않음을 확인하고 조치를 마무리하였지만, 그 뒤 사용자 운용 중 결함이 재발하였다. 또한, 다른 발사장비에서도 추진와이

어 파단 결함이 유사한 지점에서 발생하였기 때문에 추진와이어나 특정 발사장비 단품 결함이 아닌 발사장비의 설계적 문제 혹은 잘못된 운용 절차에 따른 체계적인 문제인 것으로 판단하였다.



Figure 3. Propulsion Wire Fracture

### 2.1.2 후방레일 브라켓 장착부 변형

제작된 발사장비의 성능점검을 위해 더미발사 시험을 정상적으로 수행한 뒤 발사장비 외관을 점검하는 도중 받침대를 연결하기 위한 브라켓이 설치된 후방레일의 구조물이 변형된 것을 발견하였다. 단품 결함여부를 파악하기 위해 다른 발사장비들을 대상으로 외관을 검사하였으며, 다른 발사장비에서도 동일 부분에서 변형이 발생한 것을 확인하였다. 변형이 발생한 발사장비의 경우 후방레일 몸체를 다시 제작하여야 하였다.



Figure 4. Rear Rail Deformation

## 2.2 추진와이어 파단 원인 분석

### 2.2.1 Fault Tree를 활용한 결함 원인 분석

Fault Tree방식을 통해 추진와이어 파단 결함 원인을 분석하기로 결정하였으며, Figure 5.의 Fault Tree를 작성하였다. 각각의 요인을 분석한 결과 원자재 불량, 운용 에러, 구조의 간섭 등의 요인들에서는 문제를 찾지 못하여, 비정상 하중이 인가되었을 가능성에 초점을 맞추게 되었다.

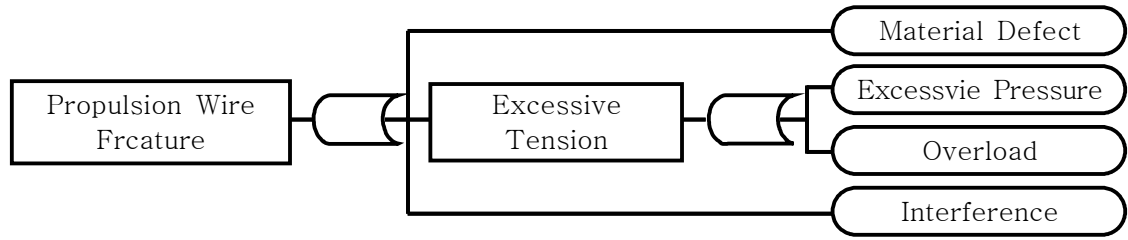


Figure 5. Fault Tree Analysis(Propulsion Wire Fracture)

### 2.2.2 고장 재현시험

비정상 하중이 가해지는 원인을 찾기 위하여 고속카메라로 발사 시 추진와이어가 파단되는 부분을 촬영하며 파단 재현시험을 진행하였다. 재현시험 중 파단이 발생하였으며 추진와이어가 정상 경로를 이탈하는 현상을 고속카메라 촬영을 통해 확인하였다.

고장 재현시험 후 발사장비의 분해검사를 통해 폴리조립체 내에서 폴리 간 간섭이 발생하였음을 확인하였고, 추진 와이어의 출력거림은 폴리 간 간섭에 따른 추진와이어의 속도 불균일로 발생함을 알 수 있었다.

추진와이어가 전방폴리에서 이탈하며 장력이 가해지지 않는 무부하 상태가 발생하기 때문에 전방폴리에 다시 안착하는 순간 전방폴리의 회전관성 및 마찰력으로 발생하는 장력이 추진와이어에 충격하중으로 가해질 것으로 판단 하였다. 수식 (2)를 통해 추진와이어의 항복강도 47 kN를 상회하는 49 kN의 장력이 발생할 수 있음을 확인하였다.



Figure 6. Abnormal Behavior of Propulsion Wire



Figure 7. Interference between Pulleys

$$Tension = \frac{Reverse\ Torque}{Radius\ of\ Pulley} \times Efficiency \times Dynamic\ Factor \quad (1)$$

$$49\ kN = \frac{3.18\ kN \cdot m}{0.104\ m} \times 0.8 \times 2 \quad (2)$$

## 2.3 후방레일 변형 원인 분석

### 2.3.1 Fault Tree를 활용한 결함 원인 분석

결함 원인 분석을 위해 Figure 8.과 같이 Fault Tree를 작성하였다. 각각의 요인을 분석한 결과 원자재 불량, 조립 불량, 외부에서 가해진 충격 등의 요인들에서는 문제점을 찾지 못하였고, 발사절차 점검결과 매 발사 시 발사장비

의 받침대를 재조정하여 지면에 밀착시켜야 하지만 더미 연속발사를 진행하는 도중 받침대를 재조정하지 않은 점이 확인되었다.

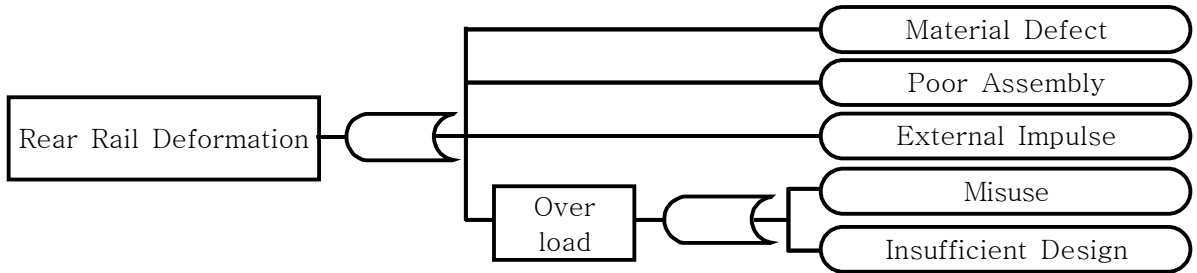


Figure 8. Fault Tree Analysis(Rear Rail Deformation)

### 2.3.2 구조 해석

후방레일의 변형 발생과 발사절차 미준수 간의 상관관계를 확인하기 위해 FEM 구조 해석으로 구조의 안전계수를 계산하였다. 정상 운용 시 구조에 가해지는 최대 응력과 해당 조건의 안전계수를 확인하기 위하여 Figure 9.와 같은 조건으로 FEM 구조 해석을 진행하였다. 구조 해석 결과 최대 응력은 138 MPa로 나타났으며 후방레일의 항복강도는 245 MPa로 안전계수는 0.78임을 확인하였다. 이를 통해 받침대에 지면과 밀착된 상태인 정상 운용 시에는 변형이 발생하지 않을 것으로 분석하였지만, 발사 시 예상치 못한 변수나 운용자의 절차 미준수 등으로 해당 부분에 충격 하중이 가해지면 구조에 변형이 발생하거나 피로가 누적될 가능성이 높다고 판단하였다.

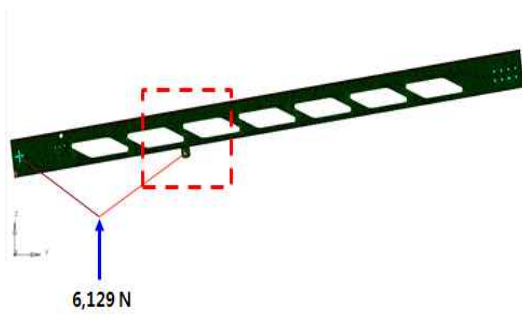


Figure 9. FEM Model

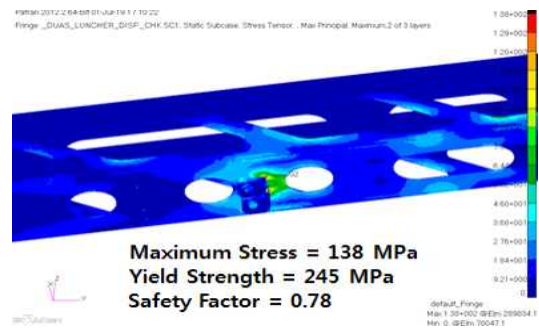


Figure 10. FEM Analysis Result

## 3. 결함 해결 방안

### 3.1 폴리조립체 및 전방폴리 형상변경

추진와이어가 전방 폴리에서 이탈하는 원인은 전방 폴리 전후 추진와이어의 속도 차이이며, 해당 속도차이는 폴리 조립체 내의 폴리과 폴리 간, 폴리와 구조물 간 간섭으로 발생함을 확인하였다. 폴리조립체 제작 시 폴리 너비에 + 공차가 허용되는데 두 폴리에 조립된 베어링과 베어링 사이에서 간격을 유지하는 역할을 하는 와셔의 두께는 0.5 mm 이다. + 공차로 제작된 두 폴리가 이웃할 때 공차의 합이 와셔의 두께를 초과하게 되어 Figure 11.의 왼쪽과 같이



폴리 간 간섭이 발생 가능함을 확인하였다. 이에 따라 폴리의 너비 제작 시 + 공차를 허용하지 않도록 강화하였고, 스페이서 역할을 하는 와셔의 두께를 0.8mm로 변경하였으며 구조물과 폴리 사이에 와셔를 하나씩 추가함으로써 폴리 와 폴리 간, 폴리와 구조물 간 간섭을 방지하도록 형상을 변경하였다.

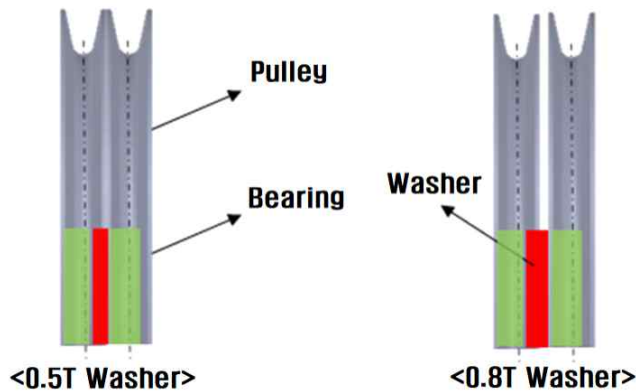


Figure 11. Interference with Washer Thickness

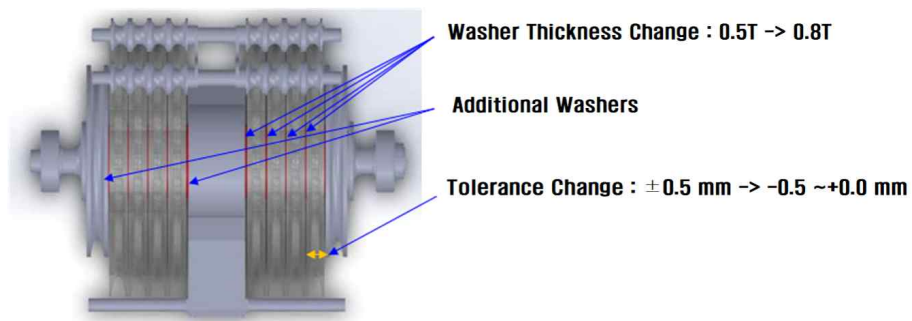


Figure 12. Configuration Change of Pulley Assembly

폴리의 간섭을 제거하는 것으로 정상 운용 시 추진와이어의 출력거림을 방지하고 파단을 예방할 수 있다고 판단하였지만, 해당 발사장비는 고중량과 저중량에 따른 두 가지 발사모드가 존재하기 때문에 운용자의 실수로 발사모드를 잘못 설정하거나 예상치 못한 원인으로 추진와이어가 경로를 이탈할 가능성이 남아있었다. 이에 따라 추진와이어가 전방폴리에서 이탈하였다가 재안착하며 발생하는 충격하중의 크기를 줄이기 위해 전방폴리의 기술변경을 추가로 진행하였다. 전방폴리의 회전관성은 전방폴리의 각속도 및 질량에 비례하기 때문에 전방폴리의 재질을 변경하여 질량을 기존의 36 % 수준으로 가볍게 하였다. 또한 전방폴리와 추진와이어 간의 마찰로 인한 역토크를 감소시키기 위해 추진와이어가 안착되는 부분의 곡률반경을 증가시켰다.

### 3.2 후방레일 형상변경

후방레일의 변형을 방지하기 위해서 해당 구조의 강도를 높일 방안이 필요하였다. 후방레일의 재질을 바꾸는 방안과 보강판 추가 장착 방안을 비교하여 결정하고자 하였다. 후방레일의 재질을 변경할 경우 소급 적용 기간 및 비용이 과도하게 소요되므로 경제성 등이 떨어진다고 판단하였고, 보강판 추가 장착의 경우에는 짧은 기간에 기존 운용 중

인 발사장비들에 적용이 가능하며 비용 또한 저렴하므로 경제성이 높다고 판단하였다. 또한, 후방레일 전반적으로 구조안전성에 문제가 있다면 재질변경이 효과적이겠지만 해석결과 후방레일에서 변형이 발생할 정도의 응력을 받는 부위는 브라켓이 장착된 부분뿐이고 다른 부위에 발생하는 응력은 미미하기 때문에 해당 부위에 보강판을 추가하여 강화하는 방법이 적절한 조치 방안이라 판단하였다. 이에 따라 Figure 14.와 같이 후방레일에 Doubler를 추가 장착하여 응력집중을 해소하는 방식으로 구조를 보강하도록 형상을 변경하였다.

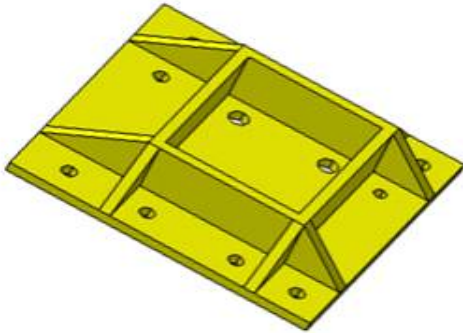


Figure 13. Doubler Configuration



Figure 14. Doubler application Configuration

## 4. 검증 결과

### 4.1 구조 해석

#### 4.1.1 전방풀리 해석결과

추진와이어가 전방풀리에 안착하며 발생하는 역토크를 재질 변경 전/후로 비교하며 해석한 결과 전방풀리의 중량 감소에 따라 전방풀리의 역토크가 기술변경 후 기존의 36 % 수준으로 감소하는 것을 확인하였다. 이에 따라 역토크와 정비례하는 추진와이어의 장력 또한 동일수준으로 감소한다는 것을 확인하였다.

변경된 전방풀리의 구조해석결과 최대 응력은 80.85 MPa이 가해지며 안전계수는 4.63로 계산되었다. 기존 재질이 적용되었을 때 안전계수가 3.24였으므로 전방풀리의 기계적 성질이 더욱 강화된 것을 확인하였다.

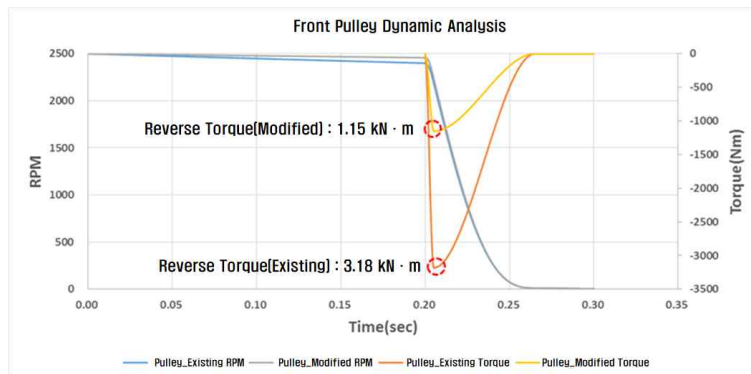


Figure 15. Reverse Torque Analysis Result





Figure 16. FEM Analysis Result(Modified Front Pulley)

#### 4.1.2 후방레일 해석결과

Doubler 추가 장착을 통해 후방레일 변형부위에 가해지는 응력의 변화를 구조해석을 통해 확인한 결과, 최대 78.9 MPa의 응력이 발생하여 약 2.1의 안전계수가 확보된 것을 확인하였다. 후방레일뿐 아니라 장착된 Doubler의 구조안전성을 확인하기 위해 구조해석을 진행한 결과, 최대 68.2 MPa의 응력이 발생한다는 결과를 얻었으며 해당 재질의 항복강도가 490 MPa이기에 약 6.18의 안전계수가 확보되었음을 확인하였다.

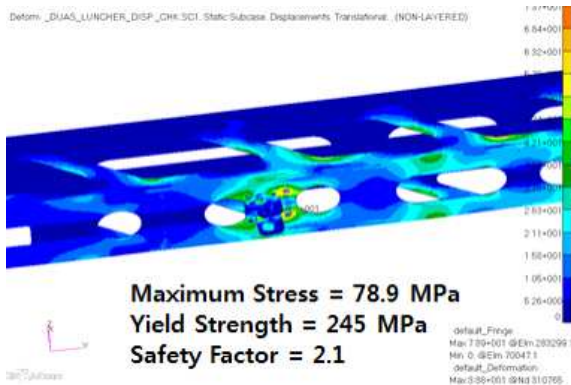


Figure 17. FEM Analysis Result(Modified Rear Rail)

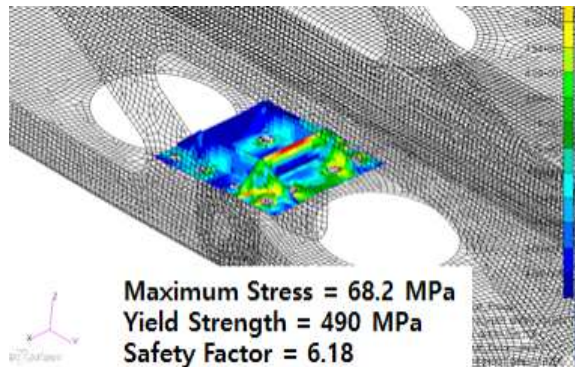


Figure 18. FEM Analysis Result(Doubler)

#### 4.2 더미 발사시험

형상변경을 통해 개선된 형상이 구조적으로 다른 악영향을 미치지 않으며 추진와이어 파단 및 후방레일 변형을 실제로 방지하는지 확인하기 위하여 더미발사시험을 진행하였다. 총 12회의 발사를 연속적으로 진행한 결과 추진와이어의 출렁거림이 개선된 것을 확인하였고 시험 후 외관검사에서 추진와이어의 결함을 확인할 수 없었다. 후방레일의 경우에도 육안검사 결과 Doubler가 장착된 부위에서 볼트/너트의 파손이나 Doubler, 후방레일 구조물의 변형

등의 구조적 결함이 발생하지 않았다.



Figure 19. Propulsion Wire Behavior of Modified Configuration

## 5. 결 론

본 연구는 무인기 체계 운용 중 발사장비에서 추진와이어의 파단 및 후방레일의 변형 결함이 반복 발생함에 따라, 해당 결함들의 원인분석, 해소 및 유사 결함 방지를 목적으로 진행되었다.

결함의 원인분석은 각 결함에 대한 Fault Tree를 작성하고 서류검토, 외관검사, 구조해석 등의 검사/시험으로 각 요인들을 제거하며 결함요인을 찾는 방식으로 진행하였다.

원인분석결과 추진와이어 파단은 폴리조립체의 폴리 간 간섭에 의한 속도차 및 추진와이어 항복강도 이상의 역토크를 발생시키는 전방폴리 회전관성을 원인으로 도출하였으며, 후방레일의 변형은 운용자의 절차 미준수 및 충격하중에 대해 부족한 설계마진을 원인으로 도출하였다.

추진와이어의 파단은 폴리 간 간섭을 방지하기 위한 와서두께 증가 등의 형상변경과 전방폴리의 회전관성을 줄이기 위한 재질변경을 개선방안으로 채택하였으며, 후방레일의 변형은 Doubler 추가 장착을 통한 구조 보강을 개선방안으로 채택하였다. 개선형상에 대하여 FEM 구조해석 및 발사시험을 통해 검증을 수행하였으며, 검증결과 안전성 및 효과성을 확인하였다.

## REFERENCES

- Arjomandi, Maziar, et al. 2006. Classification of unmanned aerial vehicles. Report for Mechanical Engineering class, University of Adelaide, Adelaide, Australia:1-48.
- Choi, Jae won. 2014. The research and development trends of UAV(Korean). Defense and Technology 424:104-113. Elsevier Masson SAS.
1999. UAVs: Launch and recovery. Air & Space Europe 1(5-6):59-62.
- Jang, Jin-Seok. 1999. Characteristics of the development trend of UAV(korean). The Journal of Aerospace Industry

62-71.

- Kim, Gyou-Beom, Cho, In-Je, and Seo, Il-Soo. 2021. Analysis of Domestic and Foreign Military UAV Development Trends and Suggestions for Countermeasures Against North Korea UAVs. *Journal of Convergence for Information Technology* 11(12): 97-105.
- Novaković, Zoran and Nikola Medar. 2013. Analysis of a UAV bungee cord launching device. *Scientific Technical Review* 63(3):41-47.
- Novaković, Zoran, et al. 2016. Integration of tactical-medium range UAV and catapult launch system. *Scientific Technical Review* 66(4):22-28.
- Novaković, Zoran, Nikola Medar, and Lidija Mitrović. 2014. Increasing launch capability of a UAV bungee catapult. *Scientific Technical Review* 64(4):17-26.
- SSibilska-Mroziewicz, Anna, and Edyta Ładyżyńska-Kozdraś. 2018. Mathematical model of levitating cart of magnetic UAV catapult. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics* 56(3):793-802.
- STANAG-4671.
- Winnefeld, James A. and Frank Kendall. 2011. Unmanned systems integrated roadmap FY 2011-2036. US Department of Defense.

## 저자소개

**임다훈** 충남대학교 기계공학 학사학위 및 석사학위를 받았다. 현재 국방기술품질원 개발품질연구본부 유도탄수명분석팀에서 근무 중이다. 주요 관심분야는 무인기 및 유도탄의 신뢰성평가방법, 신뢰성시험 등이다.

**박경환** 한양대학교 원자력공학 학사학위를 취득하였으며, 현재 국방기술품질원 개발품질연구본부 유도탄수명분석팀에 재직중이다. 관심분야는 무인기의 신뢰성평가방법, 유도탄 열전지 신뢰성시험 및 수명평가방법 등이다.