

군용 무인기 비행안전 신뢰성 향상을 위한 점검창 적용 방안 및 영향성 분석 연구

이승민*, 박형주, 강주환
국방기술품질원

A Study on the Application of Inspection Window and Impact Analysis for Improving the Reliability of Flight Safety of Military UAV

Seung-Min Lee*, Hyung-Ju Park, Ju-Hwan Kang
Defense Agency for Technology and Quality

요약 무인항공기(UAV; Unmanned aerial vehicle)는 지상통제체계(GCS; Ground Control System)와 같은 장비로 비행체를 원격으로 제어하며 조종사 탑승 없이 임무를 수행하는 항공기를 말한다. 무인항공기의 신속한 전개 및 임무수행, 가동률 향상을 위해서는 정비가 필요할 때 빠르게 비행체 상태를 점검하는 것이 필요하다. 하지만, 해당 무인항공기는 기체의 도어 잠금 상태를 확인하는 것이 제한되어 비행 안전성을 충분히 검증하는 것이 어려웠다. 특히 해당 무인항공기에는 비상 상황을 대비하여 낙하산이 탑재되어 있는데 도어 잠금상태를 확인하기 위해 수동으로 도어를 열어보게 되면 재작업 수행 등 정비에 불필요한 시간과 인력이 필요하였다. 이 문제를 해결하기 위해 도어 잠금 상태를 외부에서 육안으로 확인할 수 있도록 도어에 투명 점검창을 설치하고, 이로 인한 비행 중 영향성을 평가하기 위해 하중과 공기저항 등의 요소를 분석하였다. 그 결과 무인기 비행 안전성에 영향이 없음을 확인하였고, 점검창을 통한 도어 잠금상태 확인 유효성을 검증할 수 있었다. 본 논문의 연구사례를 통해 개발 및 배치될 무인기의 구조를 변경할 때 비행 안전성과 유효성 확인을 위해 이를 적용하여 관련 결함 발생을 예방할 수 있을 것으로 기대된다.

Abstract Unmanned aerial vehicles, also known as UAVs, refer to aircraft remotely controlled through equipment, such as ground control systems, without a pilot on board to carry out missions. For the swift deployment and execution of missions, as well as the enhancement of operational efficiency of UAVs, it is essential to promptly conduct inspections of the aircraft condition when maintenance is required. On the other hand, verifying the locking status of aircraft doors was limited, making it challenging to validate flight safety. In particular, UAVs are equipped with a parachute for emergencies, but manually opening the door to check the door lock status requires unnecessary time and workforce for rework and maintenance. This issue was addressed by installing a transparent inspection window in the door to allow the door lock status to be visually checked from the outside, and factors, such as load and air resistance, were analyzed to determine the impact during the flight. The result confirmed that there was no impact on the flight safety of the UAV, and the validity of verifying the door lock status through the inspection window was confirmed. A case study suggested that related defects can be prevented by implementing this approach, which allows for the structural modification of UAVs during development and deployment, ensuring flight safety and effectiveness.

Keywords : UAV, Unmanned Aerial Vehicle, Inspection Door, Margin of Safety, FEM

*Corresponding Author : Seung-Min Lee(Defense Agency for Technology and Quality)

email: ufods12@nate.com

Received March 11, 2024

Accepted May 3, 2024

Revised April 29, 2024

Published May 31, 2024

1. 서론

무인항공기(UAV; Unmanned Aerial Vehicle)는 조종사 없이 지상통제체계(GCS: Ground Control System) 등으로 비행체를 원격 통제하며 임무를 수행하는 항공기를 의미한다[1]. 무인항공기는 사람이 수행하기 어려운 분야에서 다양하게 활용 중이며, 목적에 따라 공격용, Fig. 1과 같은 감시정찰용의 군용 무인항공기나 지상측량 및 국토, 기상측정 등 민수용 무인항공기 등 여러 분야에서 활용 중이다[2]. 이러한 군용 무인기의 등장으로 어렵고 위험한 임무나 비행을 조종사 탑승 없이 수행하여 인명 피해 없이 작전을 수행할 수 있게 되었다. 최근 러시아와 우크라이나 전쟁 및 이스라엘-하마스 전쟁으로 촉발된 중동 분쟁 등으로 군용 무인기에 대한 수요가 크게 증가하고 있다. 이러한 추세에 맞춰 무인기 비행 자율화를 위해 AI를 적용하는 등 무인기 기술 고도화에 관한 연구가 활발히 진행 중이며, 최근에는 여러 대의 무인기가 유인기를 따라 합동작전을 수행하는 유무인 복합체계(MUM-T, Manned Unmanned Teaming) 연구도 수행되고 있다[3]. 이러한 추세에 맞춰 미래의 무인항공기 수요는 기하급수적으로 늘어날 것으로 예상된다[4].



Fig. 1. Configuration diagram of unmanned aerial system

군에서 사용하는 무인항공기는 전략급(Strategic)과 전술급(Tactical)으로 나눌 수 있고, 이 구분은 운용 부대의 규모와 운용 범위를 기준으로 한다[5]. 본 논문의 무인항공기는 전술급 고정익 무인기로 주로 군단급 이하 부대에서 사용되고 있다.

무인항공기의 신속한 전개 및 임무 수행, 가동률 향상을 위해서는 정비 필요시 신속하게 비행체 상태를 확인하고 정비하는 작업이 필요하다. 하지만, 해당 무인항공기는 도어의 잠금 상태를 확인하는 것이 제한되어 비행

안전성을 충분히 검증하는 것이 어려웠다. 무인항공기에는 비상 상황을 대비하여 낙하산이 탑재되어 있다. 이는 비상시 원격으로 낙하산 작동 신호를 인가하면 Fig. 2와 같이 작동기에 의해 낙하산 도어가 열리며 전개되는 방식이다. 낙하산 도어와 같이 무인기 비행에 있어 큰 영향을 줄 수 있는 도어의 잠금 상태를 쉽게 확인할 수 있는 방안이 필요하였다. 이를 통해 무인기의 비행 신뢰성 확보와 동시에 비행 전과 후에 점검을 효율적으로 하여 신속한 임무 투입, 가동률 향상과 정비사들의 피로도를 획기적으로 줄일 수 있을 것으로 예상하였다.



Fig. 2. The image of UAV with a parachute deployed

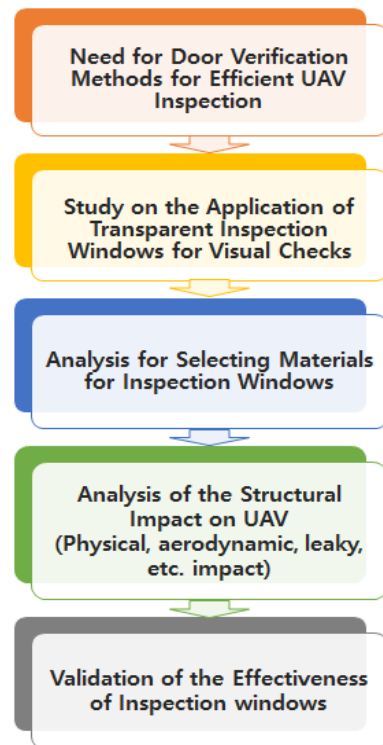


Fig. 3. The Research procedure

본 논문에서는 무인기의 도어 잠금상태 확인 방안으로 잠금 상태를 육안으로 파악할 수 있는 투명점검창을 비행체에 적용하였다. 적용할 점검창의 구조 및 소재 선정과 장착을 위한 분석, 그리고 적용 후 비행 안전에 대한 물리적 영향성 등을 분석하고 유효성을 검증하였다. 본 논문의 연구절차는 위 Fig. 3과 같다.

2. 본론

무인기의 비행안전성 확보를 위해 주요 도어의 잠금 상태를 확인하는 방안이 강구되었다. 이는 물리적으로 도어를 잠그더라도 잠금장치 결함이나 체결 미흡 등이 발생할 가능성이 있었으며, 실제로 비행 전 점검 중 도어가 열려 있는 사례가 식별되었다. 또한, 도어 잠금상태 확인을 위해 도어를 열어보는 경우, 주요장비 탑재 도어들은 도어를 닫을 때 장비 장착을 위한 복잡한 재작업이 필요한 경우가 있다. 해당 무인기의 낙하산 도어 같은 경우 Fig. 4와 같이 낙하산 장착을 위한 재포장 작업이 2인 1조로 30분 정도의 시간이 필요하였다. 이는 임무 수행 시 꽤 많은 시간과 인력이 소요되는 것이므로 이 문제를 해결하기 위한 방안이 강구되었다.



Fig. 4. The installed parachute

2.1 무인기 낙하산 작동 구조

낙하산 도어의 경우 다음 Fig. 5와 같이 비상시에 신호를 인가하면 도어의 작동기가 작동하여 낙하산이 전개되는 구조이다. 자세히 설명하면 교범에 정의된 낙하산 전개 조건 상황에서 전개 명령을 인가하면 도어가 약간 열리며 낙하산을 고정하는 핀이 순식간에 분리되고 무인기 속도와 바람에 의해 도어가 완전히 개방되게 된다. 이때, 주 낙하산을 끌어내고 잘 펼쳐지도록 하는 작은 유도 낙하산이 스프링 힘에 의해 사출되게 된다. 실제 낙하산

도어 잠금 구조는 Fig. 6과 같다.

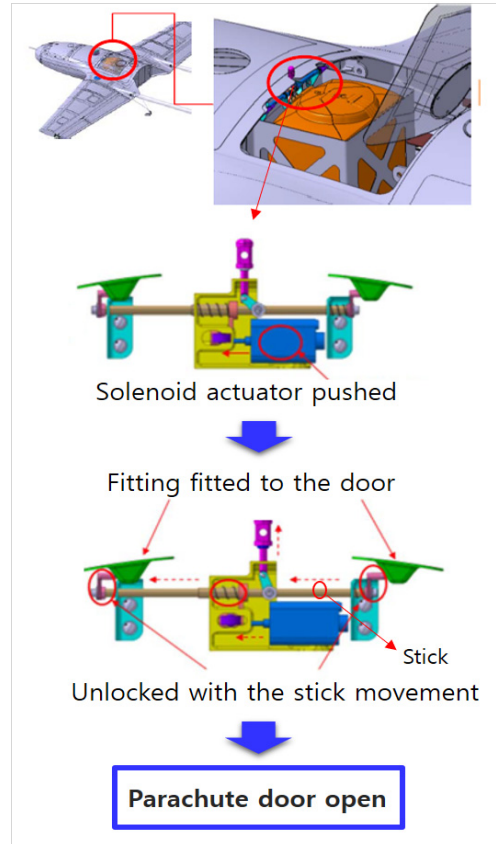


Fig. 5. Parachute operation mechanism



Fig. 6. Parachute door locking mechanism configuration

낙하산 전개 조건이 아닌 일반 임무 비행 중 도어가 열리게 되면 전개된 낙하산에 의해 비행체가 파손되거나 심한 경우 실속 및 추락으로 이어질 가능성이 있다. 이를 방지하기 위해 도어의 잠금상태를 명확히 확인하는 방법이 강구되었으며, 그 방안으로는 시각적, 청각적, 촉각적 방법이 검토되었다. 그중 무인기 운용자가 가장 확실하

게 잠금 상태를 확인할 수 있는 방법은 시각적 확인이라고 판단되었다. 그리하여 육안으로 확인할 수 있는 ‘투명 점검창’을 도어에 적용키로 하였다.

2.2 점검창 적용

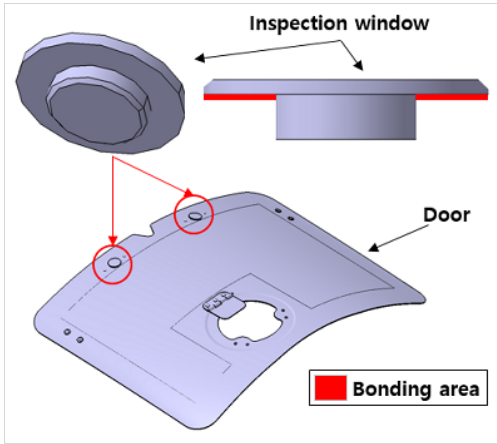


Fig. 7. Inspection window & Bonding area

Fig. 7과 같이 낙하한 잠금상태를 확인할 수 있는 점검창을 적용하기 위해서 투명 점검창과 고정용 복합소재, 접착제 등을 검토하였다. 고정용 복합재는 무인기 동체와 같은 복합소재를 적용하였으며, 투명 점검창은 MIL-PRF-8184F[6] 규격과 MIL-STD-810G[7]을 참고한 무인기 환경 운용조건에 만족하는 소재를 선정하였다. 접착제 또한 각 소재와 환경 운용조건에 만족하는 자재를 선정하였으며 Fig. 8과 같이 무인기 온도 운용조건에 만족함을 확인할 수 있다. 이러한 자재들을 적용하고 형상 변경이 항공기 운용에 영향을 줄 수 있는 요소들을 검토 및 연구하는 것이 필요하였다.

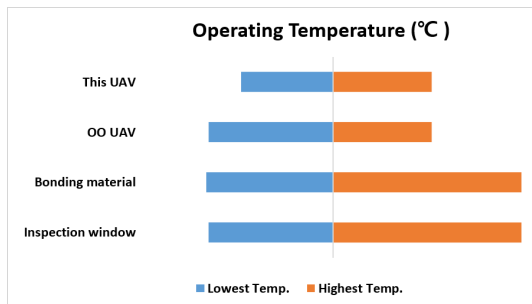


Fig. 8. Comparison of bond and UAV operating temperature conditions

도어 잠금상태 점검방법은 Fig. 9와 같이 투명 점검창을 통해 잠금 스틱의 빨간 식별 선을 육안으로 확인할 수 있으면 도어가 완전히 잠긴 것으로 판단할 수 있게 설계하였다.

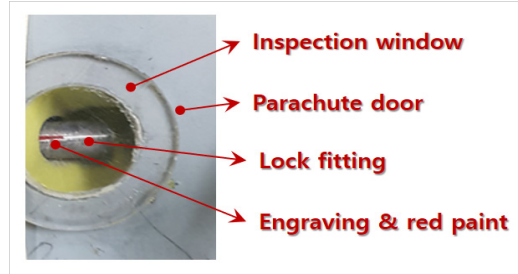


Fig. 9. Transparent inspection window

식별선 기준 설정을 위해 Fig. 10처럼 잠금 피팅 결합 측정 실험을 실시하였다. 그 결과 Table 1에서 확인할 수 있듯이 비행체 도어마다 잠금을 위한 잠금 스틱 결합 길이가 다른 것을 알 수 있었다. 최소 3.22mm를 초과하여 스틱이 결합되어야 도어가 잠기므로 육안으로 결합선이 식별되지 않는 경우 잠기지 않은 것으로 판단할 수 있으며, 이 경우 잠금장치를 제조정하도록 절차를 마련하였다.

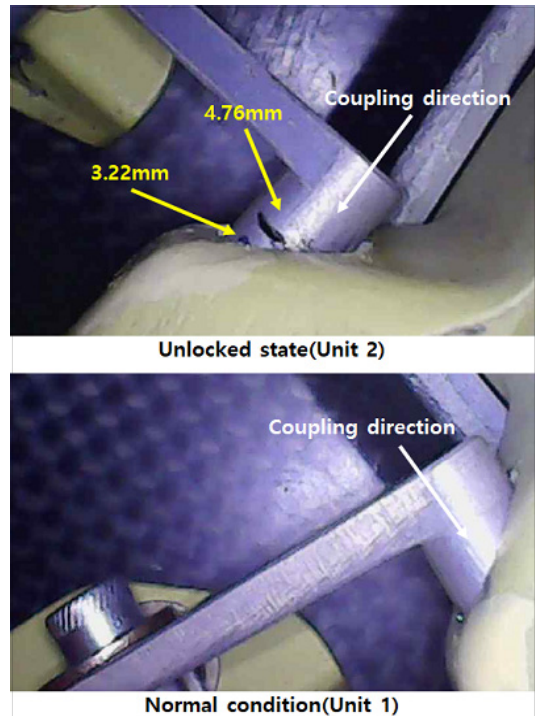


Fig. 10. Locking fitting coupling measurement experiment

Table 1. Parachute door locking coupling length

Parachute door	Locking coupling length(mm)	
	Left	Right
Unit 1	4.66	4.76
Unit 2	3.22	less than 3.22
Unit 3	4.66	4.76
Unit 4	4.66	3.22
Unit 5	4.66	4.76
Unit 6	4.66	4.76
Unit 7	less than 3.22	3.22

Fig. 11은 점검창의 상세 구조를 나타낸다. 육안으로 직접 잠금 기준선(Locking base line)을 확인할 수 있다.

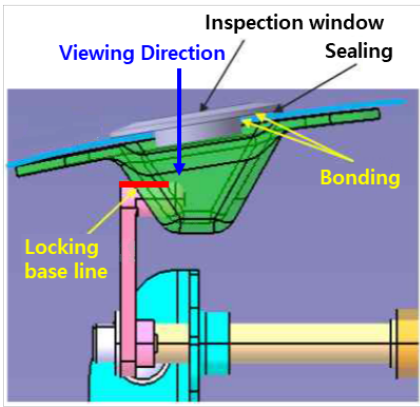


Fig. 11. Inspection window structure

Fig. 12에서처럼 비행체에서의 낙하산 도어의 위치와 점검창 적용 형상을 확인할 수 있다.

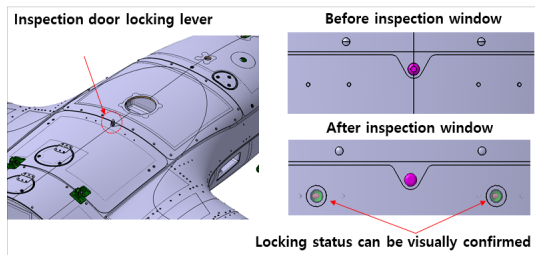


Fig. 12. Incorporating transparent inspection window

2.3 점검창 적용 영향성 분석

점검창 적용으로 변경된 동체 형상에 대한 비행 안전성 및 품질 신뢰성 검증을 위해 점검창과 비행체에 대한 영향성을 분석하였다.

2.3.1 점검창 적용 도어의 구조 영향성 분석

먼저, 점검창을 적용한 도어에 대한 구조 영향성을 분석하였다. 해당 무인항공기 운용속도에 따른 최대하중을 적용하여 도어에 대한 응력하중, 인장강도, 전단강도에 대해 유한요소 해석(FEM, Finite Element Method)을 수행하였다. 각 해석요소에 대한 안전여유(Margin of Safety : MS)는 0보다 커야 항공기가 받는 스트레스에 대해 구조적으로 안전하다는 것을 알 수 있고[8] 계산식은 Eq. (1)과 같다.

$$M.S. = \frac{\sigma_u}{\sigma_a} - 1 > 0 \quad [8] \quad (1)$$

Where, σ_u applied stress, σ_a allowable stress

Fig. 13의 응력에 대한 유한요소해석 결과 안전여유(MS)가 0.32로 점검창 적용 후에도 구조 안전성에는 영향이 없다는 것을 알 수 있다.

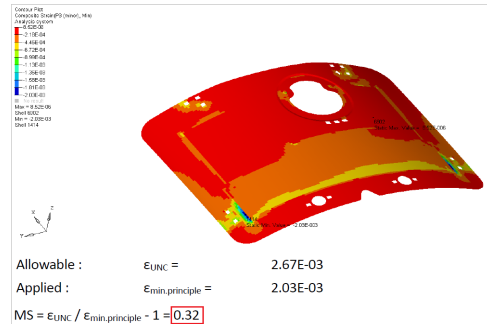


Fig. 13. FEM(Compression Strength)

아래 Fig. 14와 같이 인장강도에 대해서도 유한요소 해석을 실시하였다. 그 결과 MS 값이 1.82로 구조 안전 영향성이 미미함을 알 수 있었다.

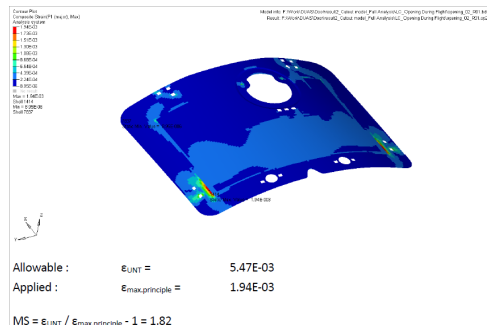


Fig. 14. FEM(Tension Strength)

아래 Fig. 15에 따라 도어의 전단응력에 대한 유한요소해석을 수행하였다. 그 결과는 MS 값이 4.56으로 높았으며, 구조 영향성이 미미함을 알 수 있었다.

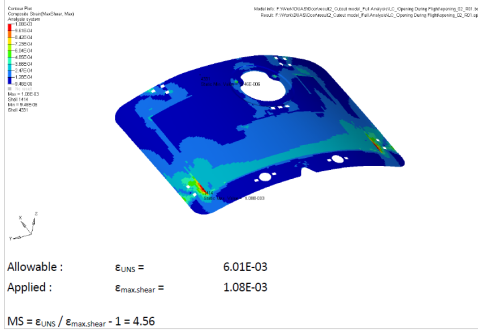


Fig. 15. FEM(Shear Strength)

점검창을 도어에 설치할 때 사용되는 접착제의 본딩 강도 또한 유한요소해석을 통해 조건을 만족하는지 검증하였다. 그 결과는 Fig. 16와 같다.

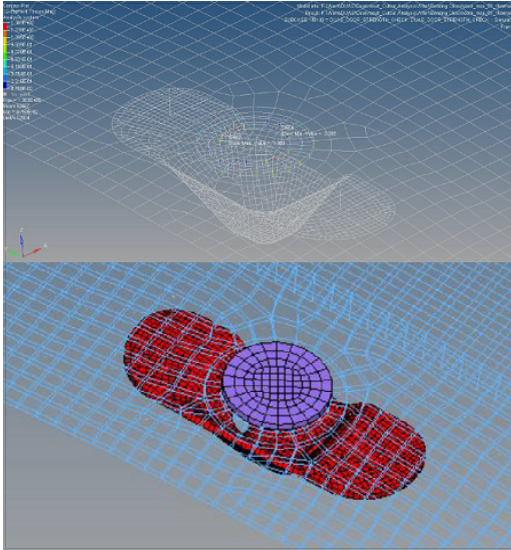


Fig. 16. FEM(Bonding Strength Analysis)

실제 최대 비행속도 하에서 낙하산 도어가 받을 수 있는 최대압력의 평면전단응력(In-plane shear stress)과 본딩 강도를 비교하여 안전여유(MS)를 Eq. (2)를 통해 산출하였다.

$$Bonding MS = \frac{Bonding Allowable}{Iplane Shear Stress} - 1 = 28.9 \quad (2)$$

해석 시 동체와 점검창 복합재와 본딩 자재를 고려하였으며, 안전여유 계산 결과 28.9로 투명 점검창의 본딩 강도가 충분함을 확인할 수 있다.

2.3.2 점검창 적용 공력 영향성 검토

점검창 적용으로 비행체 외부 형상이 변경되어 이에 따른 공력 영향성을 분석하였다. 날개 면적 기준 돌출물 항력 계수 공식은 Eq. (3)과 같다.

$$C_{D_w} = \frac{D}{0.5\rho V^2 S_{ref}} = C_D \times \frac{A_{ref}}{S_{ref}} \quad (3)$$

Where, D diameter of inspection window protrusion, ρ air density, V mission speed, S_{ref} wing area, C_d drag coefficient inspection window protrusion, A_{ref} area of inspection window

여기서 Fig. 17의 무인기 양력(C_L)과 항력(C_D) 곡선 분석을 통해 최소항력(C_{D_{min}})을 도출하였다.

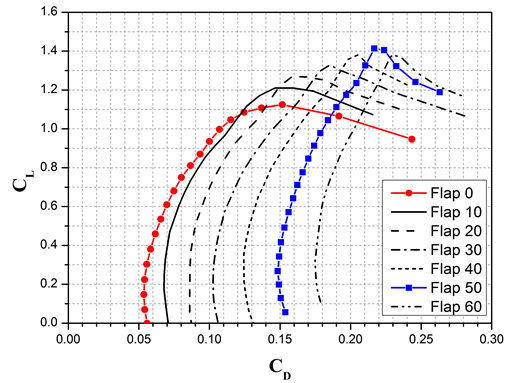


Fig. 17. UAV lift-drag curve

최소항력과 점검창에 의해 증가되는 항력을 비교하여 계산하면 Eq. (4)와 같다.

$$\frac{C_{D_w} \times 2}{C_{D_{min}}} = 0.052\% \quad (4)$$

도어의 점검창(2개소) 적용에 따른 항력증가는 해당 무인기 최소항력의 0.052%로 영향이 미미함을 알 수 있다.

2.3.3 누수 영향성 검토

낙하산 도어에 점검창 신규 적용에 따라 해당 부위의 누수 여부 및 기밀상태 확인이 필요하였다. 이를 검증하기 위해 체계 환경시험보다 높은 조건으로 시험을 실시하였다. 시험방법은 타 군용 항공기의 방수시험절차를 Table 2와 같이 검토하여 절차를 수립하고 시험을 실시하였다.

Table 2. Waterproofing test method

Aircraft	Test method
OO Helicopter	Spray water at 00mm/h for 00 minutes
OO Aircraft	Spray running water
OO UAV	0 minutes of 00L water spray 0 times

해당 시험을 실시하고 Fig. 18과 같이 육안검사 결과, 누수가 발생하지 않는다는 것을 확인할 수 있었다.



Fig. 18. Checking leak test results

2.3.4 기타 영향성 검토

다음은 점검창 자재 및 접착제와 무인기의 운용온도와 무게중심 변화 등 여러 영향성을 검토하였으며, 그 결과는 Table 3과 같다.

Table 3. Multiple impact reviews

Influence item	Amount of change(%)	Determination of Impact
Operating temperature	-	No impact
Weight	0.01 or less	No impact
Center of gravity	0.01 or less	No impact
Speed	0.01 or less	No impact
fuel consumption	0.01 or less	No impact

2.4 점검창 적용 효과

아래 Fig. 19와 같이 도어의 잠금상태를 육안으로 확인할 수 있게 되었으며, 전 무인기에 대해 개선사항을 소급 적용하였다.



Fig. 19. Appearance of the applied inspection window

또한, 비행 전 점검창을 통한 도어 잠금상태를 확인할 수 있는 절차를 기술교범에 반영하였다. 점검창 적용 후 1년 이상 도어 열림 등 관련 결함이 발생하지 않아 점검창 적용의 효과를 확인할 수 있었다.

3. 결론

본 논문에서는 무인항공기 도어의 잠금 상태를 확인하는 것이 물리적으로 제한되어 비행 안전성 검증이 어려운 문제를 해결하기 위해 연구를 수행하였다. 그 방안으로 도어 잠금 상태를 육안으로 확인할 수 있는 점검창을 적용하고 영향성을 분석하였다. 이러한 무인기의 구조형상 변경에 따른 영향성 분석을 위해 정하중과 분당 강도 등에 대한 유한요소 해석을 실시하였으며, 비행체에 대한 공력해석도 실시하였다. 그 결과 점검창이 적용된 도어의 인장강도, 전단응력, 응력하중 및 접착제 분당 강도의 안전여유(MS) 값이 0보다 커 구조적 영향이 없음을 알 수 있었다. 또한, 점검창 적용에 따른 비행 중 비행체 항력증가도 0.052%로 영향이 미미하다는 것을 파악할 수 있었다. 그리고 Fig. 19와 같이 점검창 적용을 통한 도어 잠금상태 확인 유효성을 검증할 수 있었으며, 점검 절차를 기술교범에 반영하였다. 본 논문의 연구사례를 통해 앞으로 개발 및 배치될 무인기의 구조 변경에 따른 비행 안전성과 유효성 확인과정에 이를 적용하여 관련

결함 발생을 사전에 예방할 수 있을 것으로 기대된다. 이를 통해 무인기 가동률 향상에 기여하고 품질 신뢰성을 확보하여 향후 수출사업이나 양산사업 진행 시 도움이 될 것으로 판단된다.

References

- [1] J. H. Lee, S. M. Lee, "A Study on the Damage Prevention and Life Extension Improvement of Power Transmission Belt for Unmanned Vehicle", Research in Engineering Design, Vol.4 No.2, pp.57-63, 2022. DOI: <http://dx.doi.org/10.23199/jdqs.2022.4.2.008>
- [2] S. K. Jeong, S. M. Lee, "Research on quality improvement of damper assembly for unmanned aerial vehicle system launch machine", Journal of the Korea Academia-Industrial, Vol.24, No.4, pp.458-464, 2023. DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2023.24.4.458>
- [3] B. W. Kim, "Strategies for Autonomous MUM-T Defense Industry", Journal of Aerospace System Engineering, Vol.17, No.2, pp.56-61, 2023. DOI: <http://dx.doi.org/10.20910/JASE.2023.17.2.56>
- [4] J. K. Song, H. R. Woo, G. M. Lee, D. H. Choi, "A Study on Adhesive Crosslinked in Low Temperature for High Temperature Aerospace Application", Journal of the KIMST, Vol.22, No.2, pp.215-223, 2019. DOI: <https://dx.doi.org/10.9766/KIMST.2019.22.2.215>
- [5] S. K. Choi, S. J. Cho, S. M. Kang, K. T. Lee, W. K. Lee, G. S. Jeong, "Development of Real-Time Vision Aided Navigation Using EO/IR Image Information of Tactical Unmanned Aerial System in GPS Denied Environment", Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol.48, No.6, pp.401-410, 2020. DOI: <https://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.6.401>
- [6] U.S. Department of Defense, "PLASTIC SHEET, ACRYLIC, MODIFIED" MIL-PRF-8184F, 1998.
- [7] U.S. Department of Defense, "Department of Defense Test Method Standard: Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests", MIL-STD-810G, 2008.
- [8] J. M. Seo, S. H. Na, G. E. Lee, "Improvement Study of Helicopter Vibration Reduction Device Support Structure", Journal of the Korea Academia-Industrial, Vol.24, No.8, pp.494-502, 2023. DOI: <https://doi.org/10.5762/KAIS.2023.24.8.494>

이 승 민(Seung-Min Lee)

[정회원]



- 2014년 2월 : 창원대학교 제어계측공학과 (제어계측 학사)
- 2019년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 항공센터

<관심분야>

항공우주, 전기전자, 제어

박 형 주(Hyung-Ju Park)

[정회원]



- 2011년 8월 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 (열유체 석사)
- 2012년 7월 ~ 현재 : 국방기술품질원 항공센터

<관심분야>

항공우주, 국방품질

강 주 환(Ju-Hwan Kang)

[정회원]



- 2013년 2월 : 한국과학기술원 전기전자학과 (학사)
- 2013년 2월 ~ 2016년 7월 : 현대중공업 조선사업부
- 2016년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 항공센터

<관심분야>

국방품질