

# 항공기 와이퍼 피봇 균열 원인 분석 및 품질개선 연구

서정미\*, 구정모  
국방기술품질원

## A Study on the Quality Improvement of Aircraft Wiper Pivot Cracks

Jeong-Mi Seo\*, Jeong-Mo Koo  
Defense Agency for Technology and Quality

**요약** 항공기의 와이퍼시스템은 윈드실드 전면부에 장착되어, 호우조건에서 000 knot 까지의 비행속도에서 조종사의 시야를 확보할 수 있어야 한다. 국내에서 개발된 와이퍼시스템이 적용된 항공기에서 와이퍼 피봇 균열이 다수 확인되어, 호우환경에서 임무행의 어려움이 발생하였다. 본 논문에서는 와이퍼 피봇의 허브 부위 균열 현상을 개선하기 위한 일련의 품질개선에 관한 연구를 수행하였다. 국산화 개발된 와이퍼시스템에서 발생한 결함에 대하여 생산, 설계, 운용 관점에서 결함요소를 식별 및 분류하고, 해당 요인을 제거하면서 결함원인을 도출하였다. 결함원인 분석을 위해 설계하중 및 체계 장착성을 검토하였고 파단면 분석을 수행하였다. 분석 결과에 따르면, 박리부식에 의한 손상이 취성파괴를 유발시켜 균열이 발생한 것으로 판단되며, 이를 방지하기 위해 내부식성이 우수한 재질로 변경하는 개선방안을 제시하였다. 개선된 재질을 적용한 와이퍼시스템을 00 FH 동안 모니터링한 결과, 현재까지 동일결함이 발생하지 않았다. 논문에서 기술된 품질개선 과정이 후속 항공기 부품국산화 개발 단계에서 유용한 참고자료로 활용되기를 기대한다.

**Abstract** The aircraft wiper system mounted on the windshield must ensure the pilot's line of sight in heavy rain at flight speeds of up to 000 knots. A number of cracks in the wiper pivot were found in aircraft during operation, causing problems when conducting missions in heavy rain. In this paper, a series of quality improvement studies was conducted to prevent cracks in the wiper pivot hub. The cause of the cracks was determined by identifying defective elements from the viewpoints of production, design, and operation, and by removing the related elements. For the cause analysis, design load and aircraft mountability were reviewed, and a fracture surface analysis was performed. According to the results, damage caused by exfoliation corrosion leads to brittle fractures that result in cracks. In addition, a plan to change to a material with excellent corrosion resistance was suggested to prevent crack recurrence.

**Keywords** : Aircraft, Wiper System, Wiper Pivot, FEM, Exfoliation Corrosion

### 1. 서론

회전의 항공기는 운용고도가 낮기 때문에, 우천 환경에서 원활한 비행을 위하여 와이퍼시스템은 필수적인 구성품이다. 와이퍼시스템은 부품에 대한 인증절차가 까다로워 국내 회전의 항공기 개발 단계에서 양산 초기까지

는 해외 업체를 통하여 공급되어왔다. 하지만 장기적 관점에서 생산 비용 절감 및 원활한 후속 고객 지원을 위하여 국내 업체를 통한 개발의 필요성이 대두되어 해당 부품의 국산화를 진행하였다. 항공기 운용 중 발생하는 최대하중 조건을 고려하여 구조해석 및 피로수명을 예측하고, 이에 대한 검증을 위해 피로성 시험을 수행하여 해당

\*Corresponding Author : Jeong-Mi Seo(Defense Agency for Technology and Quality)

email: jeongmi@dtaq.re.kr

Received September 26, 2022

Accepted November 4, 2022

Revised October 27, 2022

Published November 30, 2022

부품의 국산화 개발에 성공하였다[1].

국산화 개발된 와이퍼시스템이 적용된 항공기를 운용 하던 중 와이퍼 링크가 파손되어 전수검사를 실시한 결과, 와이퍼 피봇 끝단 균열 및 파손이 다수 확인되었다. 운용 중 발생한 와이퍼시스템 결함의 원인분석 과정에서 원자재 및 공정 결함 여부를 검토하고, 링크-피봇 조립체 유한요소모델의 응력해석을 수행하였으며, 항공기 장착 영향성 검토를 위해 진동시험을 수행하였다. 또한, 운용 관점에서 결함요인을 검토하기 위해 결함품을 탈거하여 표면 및 파단면을 관찰하였다. 본 논문에서는 와이퍼 피봇부 균열에 대하여 생산, 설계, 운용 관점에서 원인을 검토하고 개선방안을 도출하는 일련의 과정을 기술하였다.

## 2. 본론

### 2.1 결함 현상

회전의 항공기용 와이퍼시스템은 회전 운동을 발생시키는 전동기, 회전 운동을 왕복 요동운동으로 변환하는 와이퍼 링크, 와이퍼 압과 블레이드, 그리고 왕복 운동을 와이퍼 압에 전달하는 피봇 등으로 구성되어 있다[2].

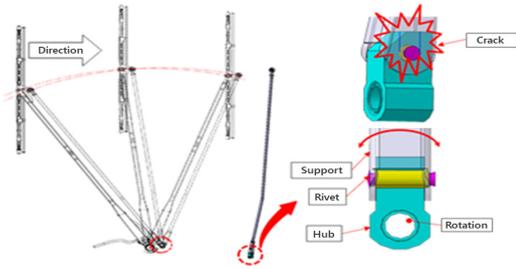


Fig. 1. Wiper pivot crack

항공기의 해상 임무 수행 중 기상악화로 인하여 전방 윈드실드 와이퍼를 작동시키자, 우측 와이퍼 링크가 파손되었다. Fig. 1은 와이퍼 링크의 하위 구성품 및 파손 형태를 도식화한 것이다. 파손된 와이퍼의 검사 결과, 와이퍼 피봇의 허브 부위(이하 허브)에 균열 현상이 확인되었다. 유사결함 발생여부 확인을 위하여 동일 계열 항공기 전수 검사를 시행한 결과, 상당수의 항공기에서 유사한 형태의 균열 현상이 확인되었다. Table 1은 동일 계열 항공기에 대한 유사결함 발생 수 및 항공기의 운용환경에 따른 분류이다.

Table 1. Pivot crack aircraft and operating environment

Operating Environment	Number of Defects
Marine	00
Inland	00
Total	00

### 2.2 원인 분석

#### 2.2.1 생산관점 결함요인

국산화 개발된 와이퍼에서만 결함이 발생하여, 생산과정에서 발생할 수 있는 결함요인을 검토하였다. 원자재 결함 여부확인을 위하여, 해당 부품의 원자재 보증서 및 성적서 확인결과 특이사항이 없었다. 또한, 가공 및 공정 불량 확인을 위하여, 표면처리 성적서 및 제조 공정서를 검토하였고 이상없음으로 확인되었다.

#### 2.2.2 설계관점 결함요인

##### 2.2.2.1 설계 구조해석 검토

와이퍼 피봇 허브의 설계 요구도 충족성 검토를 위하여, 링크 및 피봇 조립체에 대한 ANSYS를 활용한 유한요소모델(FEM: Finite Element Mode, 이하 FEM) 응력해석을 수행하였다.

외력의 방향은 와이퍼 작동 간 링크에 가해지는 인장 방향, 축 방향으로 설정하여 해석을 수행하였다. 적용 재질 및 물성치는 아래 Fig. 2과 Table 2와 같다.

Table 2. Material properties of a link-pivot assembly

Material	Properties	Figure
AL7075-T651	Density(g/cc)	2.81
	Young's Modulus(GPa)	71.7
	Poisson's Ratio	0.33
	Tensile Yield Strength(MPa)	461
	Tensile Ultimate Strength(Mpa)	537
Stainless Steel 304	Density(g/cc)	8.00
	Young's Modulus(GPa)	193
	Poisson's Ratio	0.29
	Tensile Yield Strength(MPa)	205
	Tensile Ultimate Strength(Mpa)	517
Stainless Steel 316	Density(g/cc)	8.0
	Young's Modulus(GPa)	193
	Poisson's Ratio	0.29
	Tensile Yield Strength(MPa)	240
	Tensile Ultimate Strength(Mpa)	550
Structure Steel	Density(g/cc)	7.85
	Young's Modulus(GPa)	200
	Poisson's Ratio	0.3
	Tensile Yield Strength(MPa)	250
	Tensile Ultimate Strength(Mpa)	460

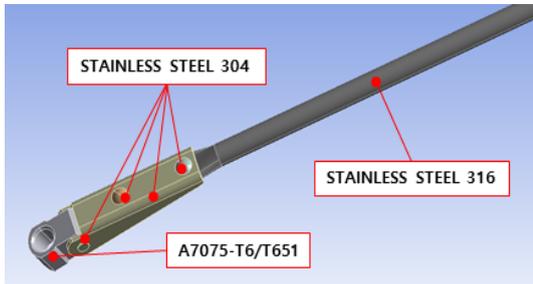


Fig. 2. Material of a link-pivot assembly

항공기 체계에 장착되는 부분인 허브 홀 내부를 고정 (Fixed Support)하고 인장 방향, 축 방향으로 하중을 부여하였다. Table 3은 인장하중을 100N, 120N, 130N 가했을 때 응력 분포 및 안전율이다. 안전율이 1 이하일 때, 재료의 항복강도보다 높은 응력이 가해진 경우로 소성 변형 및 파손으로 판단한다. 약 130N의 인장하중이 가해졌을 때, 안전율이 0.99이며 링크의 목이 좁아지는 영역에서 소성변형 및 파손이 발생한 것을 확인할 수 있다.

Table 3. Failure due to tensile load

Stress	100N	120N	130N
Equivalent Stress(MPa)			
Safety Factor (Wiper link)	M.S 1.29	M.S 1.08	M.S 0.99

Table 4는 10N, 15N, 19N 크기의 축 하중을 가할 경우, 응력 분포 및 최소 안전율이다. 약 19N의 축 하중이 가해질 때, 인장하중에 의한 파손과 동일한 영역에서 소성 변형 및 파손이 발생하였다.

Table 4. Failure due to axial load

Stress	10N	15N	19N
Equivalent Stress(MPa)			
Safety Factor (Wiper link)	M.S 1.83	M.S 1.22	M.S 0.96

하중 방향에 따라 외력을 증가시키며 와이퍼 링크의 구조적 안전성을 확인한 결과는 다음과 같다. 인장하중 약 130N, 축 하중 약 19N의 외력을 가할 때, 실제 파손된 부위인 허브가 아닌 링크의 목이 좁아지는 부분에서 소성 변형 및 파손이 발생한다. Fig. 3 (a)에서 보는 바와 같이 인장하중에 의해 링크의 파손이 발생할 때, 허브의 안전계수는 15 이상이다. 또한, Fig. 3 (b)에서 보는 바와 같이 축 하중에 의해 링크의 파손이 발생할 때, 허브의 안전계수는 12 이상으로 구조적으로 안전한 결과 값이 도출되었다.

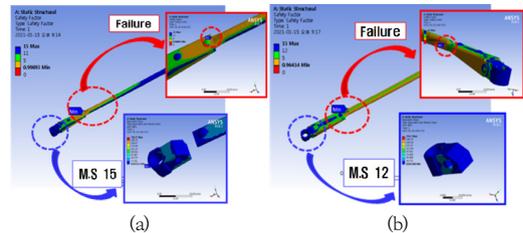


Fig. 3. Failure location of the link and safety factor of the hub

(a) Tensile load (b) Axial load

해석 결과에 따르면, 와이퍼 링크에 파손을 일으킬만한 외력이 가해질 때, 허브가 아닌 링크의 목 부위에서 소성변형이 최초로 발생한다. 하지만, 운용항공기의 와이퍼는 허브 부분에서 파손이 일어났으며, 다른 부품에는 변형 및 손상 흔적이 발견되지 않았다. 따라서, 와이퍼 허브 파손부에 가해지는 하중 및 응력은 미미한 수준이며 균열 및 파손의 직접적인 원인으로 볼 수 없다.

#### 2.2.2.2 조립에 따른 진동 영향성 검토

항공기 장착부와 허브 간 구속 여부에 따라 진동에 의해 가해지는 하중의 차이를 검토하기 위하여 진동 시험을 수행하였다. 불구속 조건의 Test #1 (GAP: 1.0mm), 구속 조건의 Test #2(GAP: 0.0mm)를 제작하여, MIL-STD-810F, Method 514.6 Procedure I[3]에 따라 x, y, z 각 축 당 4시간씩 진동 시험을 수행하였다. 발생 응력의 차이를 검토하기 위하여 Fig. 4와 같이 스트레인 게이지를 부착하여 확인하였다.

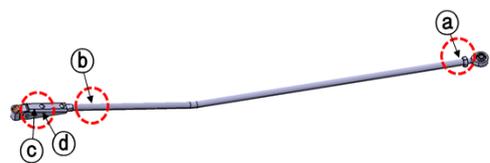


Fig. 4. Strain gauge attachment location

진동 시험 결과는 Fig. 5와 같이 요구되는 시험 프로파일이 정상적으로 구현되었고, 외관 검사 및 비파괴 검사, X-ray 검사 결과(Table 5) 또한 균열 및 파손이 미확인 되었다.



Fig. 5. Vibration test results

Table 5. X-ray results of Test #1, #2

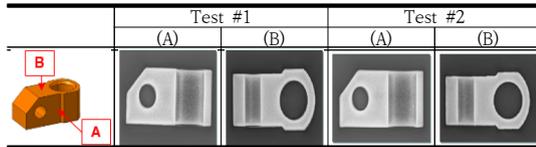


Table 6은 진동 시험 간 측정된 스트레인 게이지 데이터이다. 이에 대한 검토 결과, 항공기 진동 조건이 허브의 파손을 일으킬만한 응력을 발생시키지는 않으나 허브의 구속 여부에 따른 발생 응력의 차이가 식별되었다. 구속 조건에서 항공기 진동이 불구속 조건보다 더 큰 응력을 발생 시킨다. 이러한 사항이 허브 균열 및 파손의 직접적인 원인으로 볼 수 없으나, 간접적으로 영향을 미친 것으로 판단된다.

Table 6. Strain gauge data of Test #1, #2 ( $\mu\epsilon$ )

Gage No.	X		Y		Z		
	#1	#2	#1	#2	#1	#2	
a	tensile	16.6	17.6	9.5	23.8	32.8	42.2
	compressive	4.3	5.8	-4.6	5.0	-156.6	-21.1
	strain	12.3	11.8	14.1	18.8	48.4	63.3
b	tensile	11.2	8.0	14.4	13.0	35.8	38.7
	compressive	-2.6	-5.8	-1.4	-9.2	-33.9	-44.2
	strain	13.8	13.8	15.8	22.2	69.7	82.9
c	tensile	14.0	9.6	-6.9	28.1	21.9	53.4
	compressive	2.5	3.3	-13.6	9.7	2.1	5.0
	strain	11.5	6.3	6.7	18.4	19.8	48.4
d	tensile	12.6	9.9	6.0	32.7	26.7	24.3
	compressive	2.2	3.6	-2.0	7.7	7.4	-9.9
	strain	10.4	6.3	8.0	25.0	19.3	34.2

### 2.2.3 운용관점 결함요인

해상에서 운용하는 항공기의 결함품을 탈거하여 확인한 결과, 허브 내부 표면에 하얀 이물질 및 페인트 유입이 발견되었다. 해상 운용 환경을 고려하였을 때, 염분 및 외부 이물질이 와이퍼 링크 회전 작동부에 고착됨으로 인하여 링크 작동이 제한되고 순간적으로 높은 하중이 허브에 작용하여 균열이 발생된 것이라고 판단하였다. 또한, 내륙에서 운용하는 항공기에서 유사한 결함이 추가로 발생하여 결함원인이 염분에 의한 고착일 가능성이 낮았기 때문에, 허브 부위 파손 원인을 재검토하였다.

#### 2.2.3.1 파단면 검토

허브 파손품의 미세조직을 관찰한 결과, 환경요인에 의한 박리부식의 가능성이 제기되었다. 박리부식(Exfoliation Corrosion)이란 소성가공에 의해 연신된 입계방향(Grain Direction)을 따라 층 모양으로 부식하여 박리를 일으키는 부식이다[4].

Fig. 6은 허브 파손품의 광학현미경 관찰 결과이다. 아래 그림에서 A, C 관찰 결과, 전형적인 박리부식의 형태를 보이며 Hole 내부에서부터 부식이 발생함을 알 수 있다.

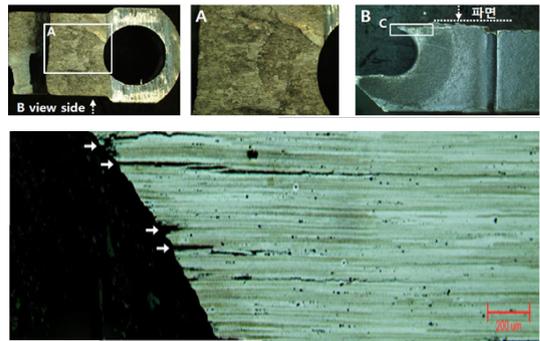


Fig. 6. Exfoliation corrosion of a fracture part

썩기 부품의 리벳 구멍 표면 또는 단면부 금속이 유입된 수분과 접촉하면서 금속의 결정립계를 따라 층상 분리가 일어나는 박리부식이 발생하였다. 와이퍼의 경우, 항공기 외부에 장착되어 주위환경(온도, 습기 등)에 영향을 많이 받는 구성품이다. 또한, 현재까지 식별된 와이퍼 피봇 결함현상은 주로 야외 환경에 계류한 항공기에서 발생하였다. 따라서, 허브 균열 및 파손의 원인은 재료의 박리부식에 의한 것으로 추정할 수 있다.

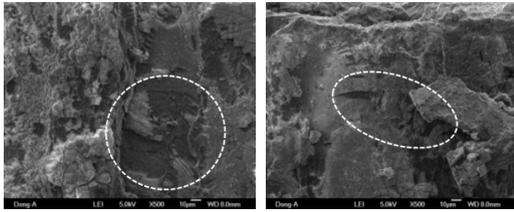


Fig. 7. Cleavage Fracture of a fracture part

또한, Fig. 7에서 보는 바와 같이 해당 파단면에 취성 파괴의 전형적인 형상으로 벽개파괴(Cleavage Fracture) 형태인 물결 무늬(River Pattern)가 결정립 내를 통해 전파하는 취성파괴 양상을 보인다[5].

### 2.2.4 원인분석 결과

와이퍼 피봇의 균열 결함은 수분 유입으로 금속의 결정립계를 따라 층상 분리가 일어나는 박리부식에 의한 손상이 취성파괴를 유발시켜 균열이 발생한 것으로 판단된다. 주로 해상에서 임무를 수행하는 항공기의 경우, 염분 및 페인트 등 외부 이물질이 와이퍼 링크 회전 작동면에 고착됨으로 인하여 순간적으로 높은 하중이 작동부에 발생함에 따라 균열이 가속화 된 것으로 추정된다. 또한, 항공기 장착부와 허브 간 구속 여부에 따른 응력 차이가 식별되었다. 항공기 진동 조건이 허브의 파손을 일으킬 만한 응력을 발생시키지는 않으나, 허브의 구속 조건에서 불구속 조건보다 더 큰 응력을 발생시킨다. 이러한 사항이 허브 균열 및 파손의 직접적인 원인으로 볼 수 없으나, 간접적으로 영향을 미친 것으로 판단된다.

## 2.3 개선 방안

### 2.3.1 설계 개선 방안 및 검증

박리부식에 의한 손상을 방지하기 위하여, 와이퍼 링크 피봇 재질을 Al7075-T6 대비 내부식성이 우수한 CRES 304로 변경하였다. 한편, Table 7에 따르면 CRES 304가 Al7075 재질 대비 경도 및 연신율은 우수하나 인장강도는 약 3% 낮다. 설계 요구도 충족성 검토를 위하여, CRES 304를 적용한 피봇의 안전계수를 확인하였다. 국산화 개발 당시 와이퍼 링크에 작용하는 최대 응력은 139MPa로 측정되었다[1]. 이를 고려하여 피봇의 재료로 CRES 304가 적용된 와이퍼 링크 및 피봇의 FEM 응력해석을 수행한 결과, 안전계수 15 이상으로 충분한 강도를 보유하고 있다(Fig. 8).

Table 7. Properties of Al7075, CRES 304

Material	Tensile Strength (MPa, min)	Hardness (HRB, max)	Elongation (%, min)
Al7075 (ASTM B209(G))	532	90	9
CRES 304 (ASTM A240(F))	515	92	40

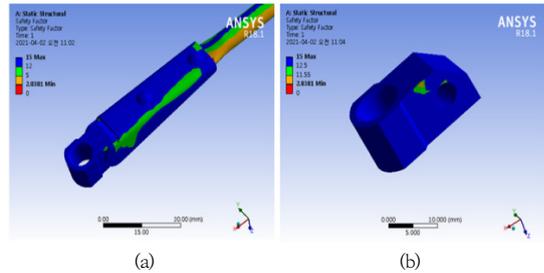


Fig. 8. Safety factor

(a) Wiper link (b) Wiper Pivot with CRES 304

또한, 피봇과 항공기 체결부 간 1mm의 유격을 적용하고, 와이퍼 링크 회전 작동면인 피봇부와 링크 틈새에 그리스를 적용해 외부이물질에 의한 고착 현상이 발생하지 않도록 하여 응력 감소를 목적으로 설계를 개선하였다. 개선된 재질을 적용한 와이퍼시스템이 장착된 항공기를 00 FH 동안 모니터링한 결과, 동일 결함이 재발하지 않았음을 확인하였다.

## 3. 결론

본 논문에서는 현재 운용중인 회전의 항공기의 와이퍼 피봇부에서 발생한 균열의 원인을 파악하기 위하여, 설계, 생산, 운용 관점에서 결함요소를 식별하고 해당요인을 제거해 나가면서 발생한 결함에 대한 근본원인을 도출하였다. 고장탐구 결과, 와이퍼 피봇의 균열 결함은 수분 유입으로 금속의 결정립계를 따라 층상 분리가 일어나는 박리부식에 의한 손상이 취성파괴를 유발시켜 균열이 발생한 것으로 판단된다. 또한, 와이퍼의 항공기 장착성 및 이물질에 의한 링크 회전면 고착이 추가적인 응력 발생 요인으로 검토되었다. 해상에서 운용하는 항공기에서 결함이 먼저 발생한 것으로 보아 설계품질의 결함요소 뿐 아니라 운용환경에서의 결함요인이 원인으로 작용할 수 있음을 확인하였다. 재질에 대한 설계품질 문제를 식별하였으며, 후속 형상통제를 통한 설계품질 개선을

수행하여 와이퍼시스템의 신뢰성 향상을 도모하였다. 본 연구 자료는 향후 유사한 원인으로 결함이 발생하였을 때, 원인 분석 및 품질개선 수행을 위한 참고자료로서 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

## References

- [1] Y. J. Hyeon, S. H. Kim, S. W. Kim, K. Y. Hong, "Rotorcraft Wiper Arm Assembly Fatigue Strength Substantiation for Localization", KSAS Annual Fall Conference, KSAS, pp.917-922, November 2015.
- [2] B. S. Lee, "Measuring Angular Speed and Angular Acceleration for Automotive Windshield Wiper Pivot", Transaction of The Korean Society of Automotive Engineers, Vol. 13, No. 4, pp.58-65, 2005.
- [3] Department of Defense, MIL-STD-810F, Method 514.6, 2000.
- [4] Abdel Salam Hamdy Makhlouf, Handbook of Smart Coatings for Materials Protection, Woodhead Publishing, pp.307-340, pp.457-500.  
DOI: <https://doi.org/10.1533/9780857096883.2.307>
- [5] Y. W. Yun, S. H. Kim, "Effect of Corrosion Atmosphere and Strain Rate on the Stress Corrosion Cracking of High Strength 7xxx Aluminium Alloy", The Korean Institute of Surface Engineering, Vol. 41, No. 3, pp.121-128, 2008.  
DOI: <https://doi.org/10.5695/IKISE.2008.41.3.121>
- [6] SAE International, AMS-QQ-250/12, AI7075, 2006
- [7] SAE International, ASTM A240, CRES 304, 2018

구 정 모(Jeong-Mo Koo)

[정회원]



- 2022년 2월 : 경상대학교 기계공학부 (공학석사)
- 2018년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

품질경영, 항공공학, 항공기구조, 복합재료

서 정 미(Jeong-Mi Seo)

[정회원]



- 2018년 8월 : 경상대학교 항공우주공학과 (공학사)
- 2019년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

품질경영, 항공공학, 항공기구조, 복합재료