

회전의 항공기 MRA 조종로드 방수 및 부식 방지에 관한 연구

임현규*, 최재형, 김대한, 장민욱
국방기술품질원

A Study on Quality Improvement for the Prevention of Water Infiltration and Corrosion of Helicopter MRA Control-Rod

Hyun-Gyu Lim*, Jae-hyung Choi, Dae-Han Kim, Min-Wook Jang
Defence Agency for Technology and Quality

요약 회전의 항공기의 MRA 조종로드는 메인로터의 회전면을 조절하여 항공기의 속도, 고도 및 방향을 조절해 주는 중요한 기능을 수행한다. 그러나 A 항공기 운용 중에 조종로드에 수분이 유입됨으로써 동계 운용 간 조종로드 내부가 결빙으로 파손되고 제작공정 간 불균일한 코팅으로 인한 부식이 발생되어 개선이 요구되었다. MRA 조종로드 상부 공간을 통하여 로드 내부로 수분이 유입되었고, 유입된 수분이 외부 온도의 영향으로 결빙 발생 후 팽창하는 과정에서 로드가 파손되었으며, 조종로드의 제작공정 간에는 도금처리 미흡으로 조종로드 내부에 부식이 발생하였다. 이러한 결함을 해결하기 위하여, 로드 내부로 수분이 유입되지 않도록 조종로드 상단 부분을 실링 처리하였고, 부식이 발생되지 않도록 제작공정 진입 전 내경부 부식 확인, 공정 이동 간 불순물 제거 및 방청유 적용 공정 추가, 균일한 두께 분포를 위한 내경부 2회 코팅 등을 반영하였다. 이를 검증하기 위해 개선품에 대한 방수시험과 염수분무시험 등을 통하여 방수와 부식방지 여부를 확인하였다. 본 논문에서는 이처럼 항공기 운용과정에서 발생한 MRA 조종로드 결함에 대한 현상과 원인 및 대책을 검토하고 개선 방안을 수립하여 이를 입증하였다. 이와 같은 방수 및 부식 방지 기술은 국내 회전의 항공기 개발 산업에 크게 기여할 것으로 판단된다.

Abstract The Helicopter MRA Control Rod System has the important function of controlling the speed, height, and direction of helicopters by adjusting the main rotor disc. However, the ingress of water into the inner control rod can cause ice damage in the rod during winter operation and also corrosion; these defects need to be rectified. The water flowed into the control rod through the upper side space, and the rod was cracked during icing expansion occurring at low temperature. The corrosion occurred due to the lack of coating process during the manufacturing process. To resolve these problems, the upper rod was sealed to prevent water inflow and a coating process was added to prevent corrosion. These solutions were verified by a waterproof test and a salt fog test. The phenomena, causes and measures were reviewed and the methods of improvement were established and proven. This proposed technology to prevent water infiltration and corrosion will contribute to the safety of rotary wing aircraft.

Keywords : Control Rod, FSP(Flight Safety Part), Helicopter, MFCS, MRA

1. 서론

회전의 항공기는 조종간을 이용하여 로터의 회전면을 변화시켜 항공기의 속도와 고도 및 방향 등을 전환시키

는 비행장치이다.[1] 조종사가 조종간을 조작하면 이 조작력이 기계식 조종장치(MFCS ; Mechanical Flight Control System)의 구성품인 조종로드를 통해 주로터 및 꼬리로터로 전달되어 항공기 운용을 가능하게 한다. 이

*Corresponding Author : Hyun-Gyu, Lim(Defence Agency for Technology and Quality)

Tel: +82-10-6300-1096 email: limhg2@dtaq.re.kr

Received July 5, 2017

Revised (1st August 10, 2017, 2nd August 30, 2017)

Accepted September 15, 2017

Published September 30, 2017

러한 조종로드 중 MRA(Main Rotor Actuator) 조종로드는 고장이나 결함 또는 망실될 경우 항공기에는 심각한 손상을, 탑승자에게는 상해 등을 일으킬 수 있는 비행안전품목(Flight Safety Part ; FSP)에 해당한다.[2] 따라서 MRA 조종로드는 비행안전에 큰 영향을 미치기 때문에 균열이나 부식이 허용되지 않는다.[3]

그런데 비행임무 편성 항공기에 대한 일일검사 간, 좌측 MRA 조종로드 하단부에서 세로 방향으로 약 70 mm의 파손이 발견되어, 운용 중인 전 항공기에 대한 일제검사를 실시한 결과, 다른 항공기에서도 동일한 현상이 발견되었다. 이를 탈거 후 확인한 결과 로드 내부에 얼음과 다량의 수분이 확인되었고 절단해서 확인한 결과 로드 내부가 부식된 것을 확인하였다. 기술검토를 수행한 결과, 조종로드 상부 로드엔드 부분의 키 홈을 통하여 로드 내부로 수분이 유입되었고 유입된 수분이 외기의 온도 영향으로 결빙 발생 후 팽창하는 과정에서 로드의 파손을 발생시켰으며, 조종로드의 제작공정 간 도금처리 미흡으로 조종로드 내부에 부식이 발생함을 확인하였다. 이에 따라 조종로드 내부로 수분이 유입되는 것을 방지하기 위한 형상 변경과 로드 내부 부식방지를 위한 공정 개선을 추진하고 방수시험 및 염수분무시험을 통하여 이를 검증하였다. MRA 조종로드의 형상 및 파손 형태는 Fig. 1에서 보는 바와 같다.

본 연구에서는 국내 개발로 제작된 A 회전의 항공기에 있어서 중요한 역할을 하는 MRA 조종로드의 방수 및 부식 방지 방안을 수립하고 검증함으로써 향후 회전의 항공기 개발 산업에 적용 가능성 여부를 입증하였다.

2. 본 론

2.1 조종계통 설명

대부분의 회전의 항공기에서처럼 A 항공기에 있어 조종사에 의한 조종입력은 기계적 연결부를 통해 로터블 레이드에 전달된다. 정·부조종사의 메인로터 조종입력은 비행조종장치 격실(FCS Bay)로 들어가 하부 벨크랭크에 의해 조절된다. 격실에서 나온 조종입력이 조종로드를 통해 주로터 축을 중심으로 하여 전방, 후방 좌측, 후방 우측 등 3개소에 위치해 있는 MRA로 전달되면 MRA는 유압의 힘으로 조종간의 직선운동을 회전운동으로 변환시켜주는 스와시 플레이트를 작동시키고 여기에 연결되어 있는 블레이드 조종 로드가 최종적으로 주로터 블레이드의 각도와 회전면을 조절한다. 비행조종장치 격실의 상부 벨 크랭크를 거친 페달의 조종입력은 조종케이블을 통해 꼬리로터 구동기(TRA ; Tail Rotor Actuator)로 들어간다. TRA는 유압의 힘으로 꼬리로터를 조절한다. 조종의 전달경로는 Fig. 2와 같다.[3]

2.2 파손 및 부식현상 분석

2.2.1 현상

A 항공기 비행전 검사 수행 간, 3개의 MRA 조종로드 중 후방 좌측 MRA에 연결된 조종로드의 파손이 발견되었으며, 파손된 MRA 조종로드의 내부를 Bore scope에 의한 육안검사 결과 로드 내부에 얼음과 다량의 수분이 존재함을 확인하였다. 파손은 Fig. 3과 같이 로드

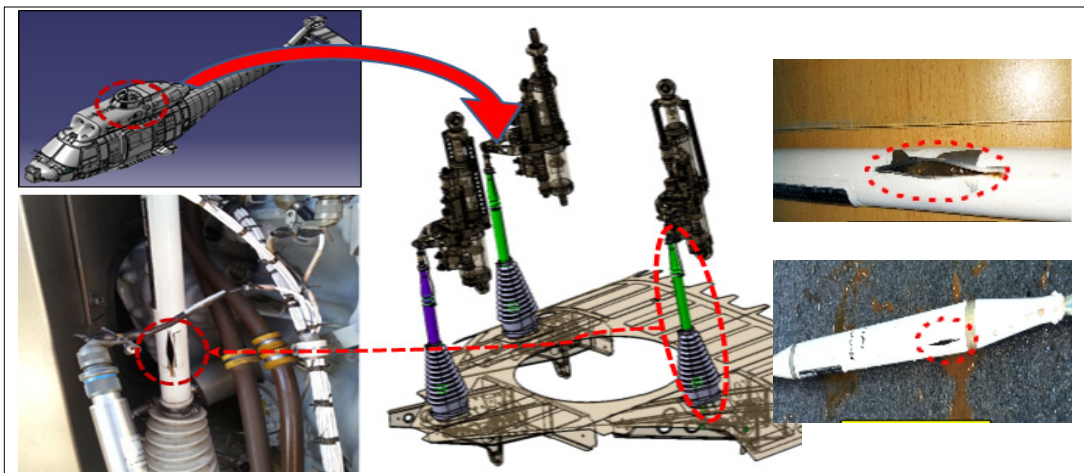


Fig. 1. Equipped and Damaged Configuration of MRA Control Rod

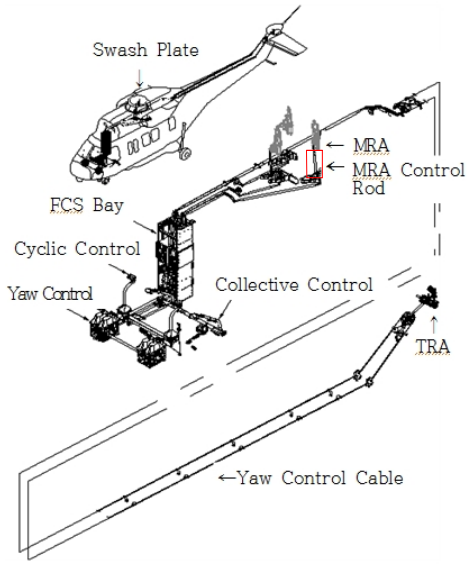


Fig. 2. The Path of Flight Control System

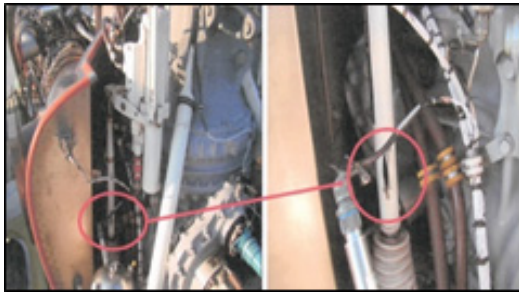


Fig. 3. Left MRA Control Rod

길이 약 70 Cm 중 하단부 약 15 Cm 위치에서 발생하였다. 로드의 소재는 AMS6360 기준에 따른 4130(Steel Tubing, seamless) 스틸이다.

로드를 절단 후 내부 상태를 Bore-scope에 의한 육안 확인 결과, 로드엔드 장착 하위 부분과 몸통 중간 부분의 부식을 확인하였으며, 3차원 측정기와 광학현미경을 이용하여 부식의 두께를 확인하였다.

로드 내부 부식 발생 부위에 대한 측정결과는 Fig. 4 및 Fig. 5와 같이 부식두께가 0.238~ 0.300 mm(소재 두께 1.012~0.95 mm)로 확인되어 부식으로 인해 로드 두께가 감소함으로써 로드 규격(소재 두께 1.25 mm±10%, 1.125 ~ 1.375 mm)을 충족하지 못함을 확인하였다.[4] 부식 두께 측정 결과는 Table 1과 같다.

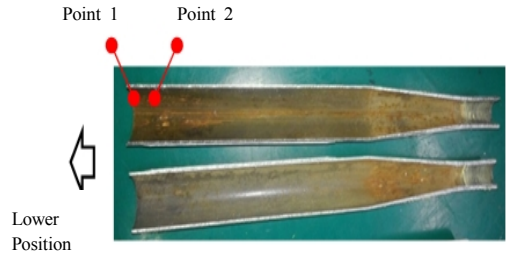


Fig. 4. Measurement of Corrosion Position and Dept

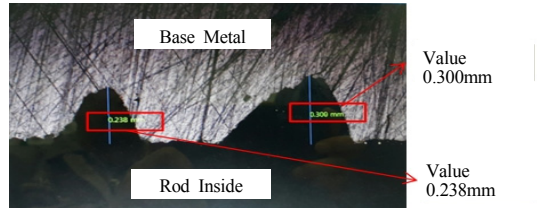


Fig. 5. Corrosion Dept Mesure Result

Table 1. Corrosion Thickness Measure Result

| Rod Spec. | Measure Result | Pass/Fail |
|-----------------------------------|----------------|-----------|
| 1.25 mm±10% (1.125 ~ 1.375 mm) | 1.012~0.95 mm | Fail |

2.2.2 원인 분석

1) 파손 원인

일반적으로 반복하중에 의한 피로파괴(Fatigue Faliure)와 과하중에 의한 정적파괴(Static Faliure)는 파면의 양상이 크게 다르게 나타난다. MRA 조종 로드의 파손 발생 원인으로 피로 파괴 가능성과 로드 내부 유입 수분 결빙에 의한 정적파괴 가능성을 검토하였다. 반복 하중에 의한 피로 파괴와 과하중(Over Load)에 의한 정적 파괴의 예는 Fig. 6에서 보는 바와 같다.

가) 파면 분석 결과

파손된 MRA 조종로드의 파면 분석 결과, Fig. 7에서 보는 바와 같이 반복하중에 의한 피로파괴를 나타내는 증거(Beach Mark)는 없으며, 과하중(Over Load)에 의한 전형적인 파괴 양상인 딴플(Dimple)이 존재하였다. 따라서 MRA 조종로드 파손원인은 피로파괴가 아닌, 과하중에 의한 정적파괴임을 확인하였다.

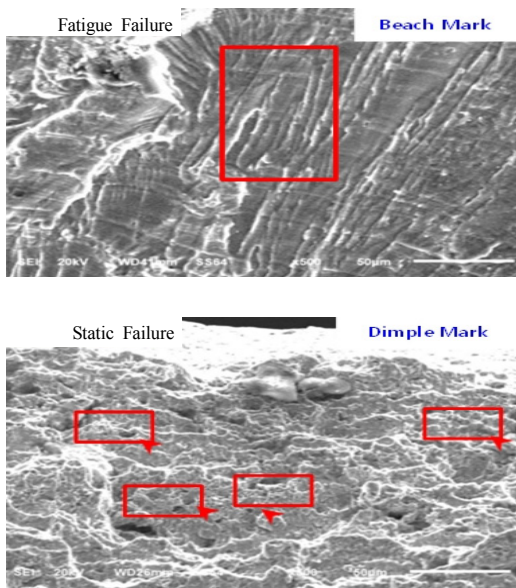


Fig. 6. Examples of Static/Fatigue Failure

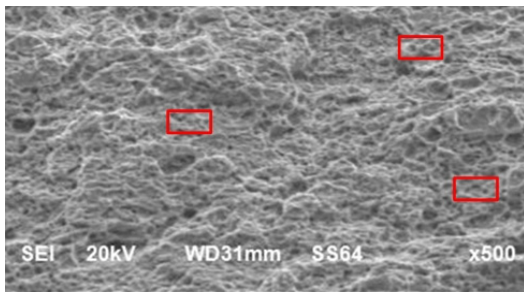


Fig. 7. Analysis Result of Rod Fracture

나) 로드 내부 결빙에 의한 파손 가능성 검토 결과 로드 내부에 유입된 수분의 결빙에 의한 파손 가능성을 검토한 결과, 주로터 구동부의 개방된 구역을 통해 로드 내부로 수분이 유입될 수 있고 이러한 수분으로 인해 동계 저온 상태에서는 결빙이 발생할 수 있음을 확인하였다. 파손 형태를 분석한 결과 로드내 작용하는 하중(인장/압축)에 의한 파손 형태와 상이함을 확인하였다. 따라서 MRA 조종로드의 파손은 로드 내부로 유입된 수분의 결빙으로 인한 파손으로 판단하였다.

이를 입증하기 위하여 결빙에 의한 로드 파손 발생 및 파손 형태 확인을 목적으로 가용한 로드를 이용하여 파손 재현 시험을 수행하였다. 파손 재현 시험은 파손이 발생한 항공기 운용시간(약3년 6개월)을 고려하여, MRA 조종로드 4개를 이용하여 가속화 개념으로 온도 및 유지 시간과 수분 침투의 양을 각각 달리하여 수행하였다.

파손 재현 시험 결과, 시험용 조종로드 4개 모두가 파손되는 등 결빙에 의한 로드 파손의 발생이 가능함을 확인하였고, 파손된 모양은 항공기 파손과 유사한 형태임을 확인하였다.

결론적으로 MRA 조종로드의 파손은 로드 내부로 수분이 유입되었고, 이를 인지하지 못한 상태에서 동계 운용 간 기온 강하에 따라 로드 내부가 결빙됨으로서 로드가 파손된 것을 확인하였다.

시험용 MRA 조종로드의 파손 재현 시험 조건 및 결과는 Table. 2와 같다.

Table 2. Representation Test Result

| No. | Representation Condition | | Test Result |
|-----|--------------------------|--|-------------|
| | Water | Temp. and Duration | |
| 1 | 100% | (-15°C/6H → 100°C/1H) * 2 Times | |
| | | -40°C/4H → Crack | |
| 2 | 100% | (-15°C/6H → 100°C/1H) * 2 Times | |
| | | -40°C/4H → 100°C/1H → -40°C/4H → Crack | |
| 3 | 50% | -15°C/6H → 100°C/1H → (-40°C/4H → 100°C/1H) * 2 Times → -70°C/2H → 100°C/1H → -70°C/2H → Crack | |
| 4 | 80% | -40°C/2H → | |
| | 100% | -15°C/4H → 40°C/2H → -30°C/3H → Crack | |

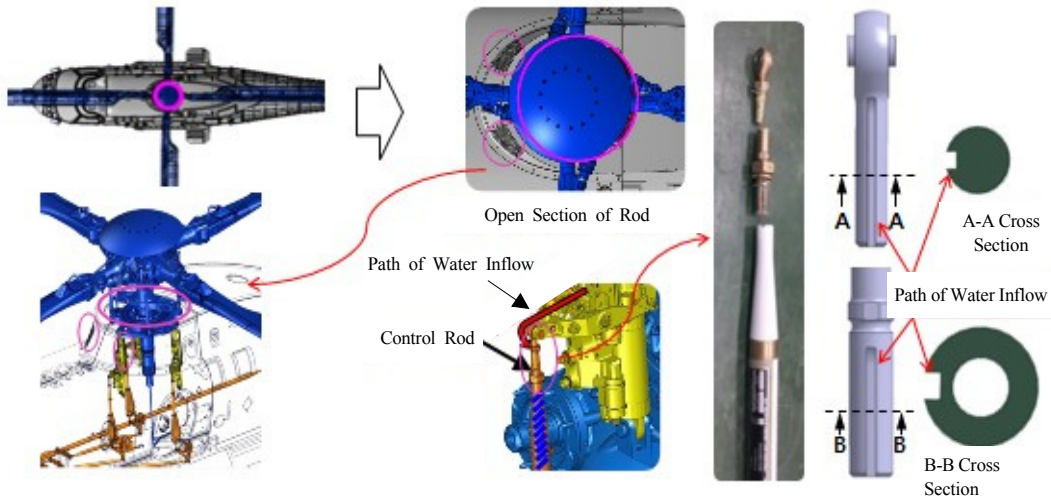


Fig. 8. Course of Water Inflow

2) 수분 유입 원인

A 회전의 항공기는 로터 구동부의 개방된 구역으로 인하여 MRA 조종로드 부위가 외부에 노출되어 있는 형상이다. 항공기 제작이 완료되면 납품을 위한 최종시험의 일환으로 방수시험을 하게 되며, 항공기가 운용자에게 인계되면 통상 이글루 또는 격납고가 아닌 야외에 항공기를 계류하게 된다. 이런 경우 비가 오는 날에는 MRA 조종로드가 강수에 노출되는 환경이 조성되게 된다.

이러한 상황에서 로드 내부로 수분 유입이 가능한 곳은 상부 로드엔드와 하부 로드엔드 부위의 이중 잠금을 위한 목적의 Lock Washer를 적용하기 위한 키 홈과 나사산이며, 수분유입 경로에 대한 상세 형상은 Fig. 8과 같다.

수분유입 경로에 대한 확인을 위하여 생산항공기에 대한 방수시험 후 MRA 조종로드에 대하여 수분 유입 여부를 확인한 결과 로드 내부에 수분이 유입되어 있음을 확인하였다.

결과적으로 수분유입은 MRA 조종로드 상부 높이 조절 부위의 나사산 키 홈을 통해 로드 내부로 누수 경로가 형성되어 침투된 것으로, 생산 항공기 방수 시험 및 파손 재현시험을 통해 로드 내부 수분 유입 경로를 확인하였다.

3) 부식 원인

MRA 조종로드 내부는 Epoxy Zinc Coating[2]이 되

어 있는데 조종로드 내부 부식은 항공기 미장착 품목과 운용항공기 여부와 무관하게 양쪽 모두에서 확인되었다.

항공기 미장착 품목에서 발생된 부식 원인 검토 결과, 제작 업체의 일부 제작 공정이 미흡함을 확인하였다. 제조 공정 수행간 자체 불출 시 내경부 부식검사를 수행하지 않았으며, 열처리 후 공정으로 불순물 제거 공정이 없었고, 내부 도금 전 불순물 세척과정이 없었다. 또한, 도금액을 로드 내부에 넣고 수동으로 흔들어주는 방식의 아연 코팅 방법은 한 번의 코팅으로 모든 적용범위를 균일하게 하기는 제한되는 방법이었다. 조종로드 제작공정간 부식을 유발할 수 있는 잠재요인은 Table 3과 같다.

Table 3. Factors of Corrosion during the Process

| No. | Process | Factor |
|-----|--------------------------------------|---------------------------|
| 1 | Material Release | Lack of Inside Inspection |
| 2 | Annealing | Lack of Impurity removal |
| 3 | Swaging | |
| 4 | Normalizing | Lack of Impurity removal |
| 5 | Straightening | |
| 6 | NDI | |
| 7 | Hardness Test | |
| 8 | Thred Processing | |
| 9 | NDI | |
| 10 | Cd Coating | Lack of Pre-Cleaning |
| 11 | In : Epoxy-Zn Coating Out : Paint | Inside Irregula Coating |
| 12 | Rod Bearing Processing | |

2.3 개선 방안

MRA 조종로드 내부로의 수분 유입 및 파손과, 조종로드의 제작공정 간 도금처리 미흡에 따른 로드 내부 부식이 발생하는 결함을 해결하기 위한 개선방안은 아래와 같다. 로드 내부로 수분이 유입되는 것을 방지하기 위해서 로드엔드의 수분유입 가능 부분을 실링 처리하는 방법을 검토하였으며, 수분 유입 차단으로 결빙에 의한 파손 우려는 자연스럽게 해소된다고 판단하였다. 부식발생 방지를 위해서는 자재 불출 시 내경부 부식 확인, 공정 이동 간 불순물 제거공정 추가, 내경부 2회 코팅, 공정 이동 간 방청유 적용 등의 공정간 개선사항을 적용하였다.

2.3.1 수분 유입/파손 방지 개선

A 항공기는 MRA 조종로드가 외부에 노출이 되어 있고 빗물 유입 가능성이 상존해 있다. 이러한 수분 유입 가능부위를 실린트로 실링 처리를 함으로서 방수기능이 양호하면서도 Lock-wire가 설치되어 있는 로드엔드의 불규칙적인 형상에 적용성이 양호할 것으로 판단하였다.

개선 전에는 기계식 조종장치의 주 로터 블레이드 관련 리깅 공정 중에 MRA 조종로드의 길이 조절 작업이 끝난 후, 로드엔드 부위의 잠금너트와 Lock-wire를 사용하여 로드 길이를 고정하고 그대로 노출된 상태에서 마무리하였다.[7]

이를 개선하기 위해 로드 길이를 고정하여 마무리 한 후, 실링(Sealing)용 실린트(MIL-PRF- 81733 TYPE II, Class 1)를 사용하여 로드엔드 상부와 하부의 키 홈 부위를 Fig. 9와 같이 밀봉하는 실링 작업을 추가로 수행하여 수분 유입을 방지하였다.

수분유입을 방지함으로써 동계 결빙에 의한 조종로드 파손은 자연스럽게 방지할 수 있다. 개선 전 · 후의 MRA 조종로드 형상은 Fig. 9와 같다.

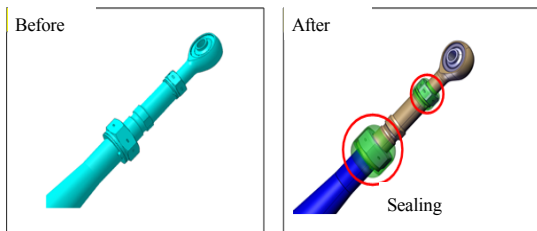


Fig. 9. Configuration of Before/After Rod Sealing

2.3.2 부식 방지 공정 개선

조종로드 제작 공정 점검 결과, 부식 검사, 불순물 제거, 코팅 횟수 추가, 방청처리 등의 공정이 미흡하여 FSP 규격 불만족 사항 및 공정 이동간 부식 발생 가능성을 확인하였고, Table 4와 같이 공정개선을 수행하여, 로드 내부 부식 발생 가능성을 제거할 수 있었다.

Table 4. Elements of Process Improvement

| Process | Improvements |
|-----------------------|--|
| Material Release | Inside Inspection (Bore-scope) |
| Annealing | Addition of Impurity removal Process (Sand Blasting) |
| Swaging | |
| Normalizing | Addition of Impurity removal Process (Sand Blasting) |
| Cd Coating | Acid Cleaing of Inside |
| In : Epoxy-Zn Coating | Process Addition |
| Out : Paint | (2 Times Coating, Borescope) |
| Process Movement | Application of Anti-Rust |

1) 자재 불출 시 내경부 부식 검사

개선 전에는 로드 내경부 검사를 수행하지 않아 부식 여부를 확인할 수 없는 상태에서 후속 공정으로 진행되었으나, 개선 후에는 로드 내경부의 부식존재 여부에 대해 Bore-scope를 통한 육안 확인 검사를 수행하여 원자재 부식 가능성을 배제한 후 후속 공정을 진행하였다.

2) 불순물 제거 공정 추가

풀림(Annealing), 불림(Normalizing)등의 공정 수행 후 내경부 Blasting 및 산세(Acid Cleaning) 등을 추가하여 만일의 경우 유입되는 불순물을 제거함으로써 불균일 코팅의 우려를 제거할 수 있었다.

3) 내경부 2회 코팅 및 검사절차 추가

도금액을 로드 내부에 넣고 수동으로 흔들어주는 방식의 아연 코팅 방법은 모든 적용범위를 균일하게 하는 것이 제한되었기 때문에 이를 보완하기 위하여 같은 방법의 코팅을 2회 적용토록 함으로서 코팅 두께 확장 및 코팅의 균일성을 확보하였고, 도금 후에도 이를 확인할 수 있도록 로드 내경부 Bore-scope 검사를 실시함으로써 부식 가능성을 배제한 후 후속 공정을 진행토록 하였다.

4) 공정 이동 간 방청유 적용

공정 이동 간 부식 발생 가능성을 제거하기 위하여 방청유를 적용할 수 있는 공정을 식별하여 이를 적용함으로써 부식 발생 가능성을 배제하였다.

2.4 개선 검증

2.4.1 수분유입 방지 실런트 적용

MRA 조종로드 개선품의 수분 유입 방지 검증은로드 상부에 실링을 적용하여, 항공기 방수 시험조건과 동일한 조건에서 방수 시험을 수행하였다.

방수시험은 조종로드 3종에 내부 수분을 완전히 제거한 후 방수 실링을 적용하여 Fig. 10과 같이 시험을 수행하였다.

MRA 조종로드 내부 수분량 측정 및 내부 상태 육안 점검을 통하여 시험결과를 확인하여, 로드 내부 수분 유입량이 없으며, 수분 유입 흔적이 없음을 확인하였다. 시험조건 및 결과는 Table 5와 같다.



Fig. 10. Water Proof Test situation

Table 5. Condition & Result of Water-Proof Test

| Component | Contents |
|------------------|--|
| Test Conditions | .Water : 150 + 23mm/H .Duration : 40+2 Minute .Waiting : 10 Minute |
| Test Item | .Existence of Inside Water |
| Pass Level | .No water |
| Measuring Method | .Gauge & Bore- scope |
| Result | .No water |

2.4.2 부식 방지

1) 부식여부 확인(염수분무 시험) 결과

MRA 조종로드 개선품의 부식방지 검증은 국방규격의 염수분무시험 기준을 적용하여 수행하였다. 시험은 1

회 코팅 된 개선 전 제품 2개와 2회 코팅 된 개선품 2개를 가지고 각각 한 개는 외경부 코팅을 제거한 상태로 만들고, 한 개는 가로 방향과 세로방향으로 각각 절단하여 4개의 조각으로 구성하여 수행하였다. 로드엔드 체결부는 실링처리 하지 않은 상태로 진행하였다. [8]

MRA 조종로드 개선품의 부식방지 검증(염수분무)시험 상황은 Fig. 11과 같다.

염수분무시험 수행 후 각각의 로드를 확인한 결과 표면처리를 하지 않은 외경부는 부식이 심하게 발생하였고, 1회 코팅한 개선전 제품의 내부는 일부 부분에 부식이 발견되었으며, 에폭시 아연 코팅 2회를 수행한 내부는 부식이 전혀 발생하지 않았다. 염수분무시험 결과는 Table 6과 같다.



Fig. 11. Situation of Salt Fog Test

Table 6. Result of Salt Fog Test

| Component | Contents |
|------------------|--|
| Test condition | Temperature 35.1°C, humidity 50% |
| Test Sequence | .Stabilization : 2H .Salt Fog : 48H .Waiting : 48H |
| Test Item | .Existence of Corrosion |
| Measuring Method | .Visual Inspection |
| Result | .No Corrosion |

2) 조종로드 내부 코팅 두께 확인 결과

염수분무 시험이 종료된 이후에 현미경을 이용하여 조종로드 내부 코팅 두께를 확인한 결과 Fig. 12와 Table 7에서 보는 바와 같이 1회 코팅한 결함품의 코팅 두께가 약 34~50 μm인데 비하여, 2회 코팅한 개선품의 코팅 두께는 약 81~121 μm로서 전 표면에 대한 양호한 도금층을 확보하고 있음을 확인하였다.

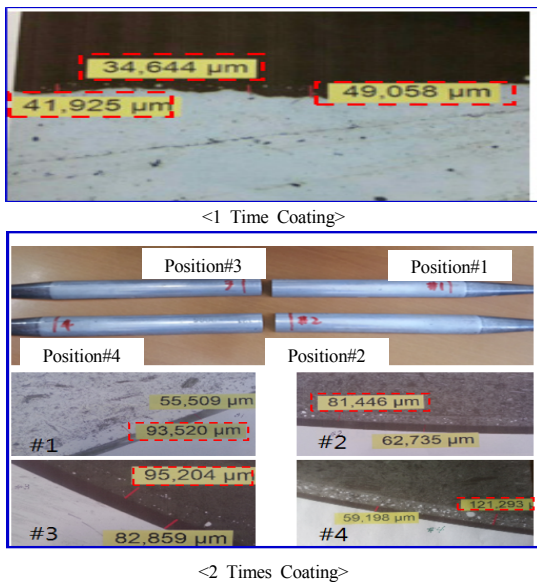


Fig. 12. Comparison of Coating Dept

Table 7. Coating Dept Measure Result

| Component | Minimum | Maximum |
|----------------|----------|----------|
| 1Time Coating | 34.64 μm | 49.06 μm |
| 2Times Coating | 81.45 μm | 121.3 μm |

3. 결 론

본 논문에서는 국내 개발로 제작된 A 회전의 항공기 운용 중 발생한 MRA 조종로드 내부 수분유입과 이로 인한 동과 및 내부 부식현상에 대한 원인과 개선방안을 수립하고 이를 입증한 결과를 제시하였다.

MRA 조종로드 상부 로드엔드 부분의 Lock Washer 키 홈을 통하여 로드 내부로 수분이 유입되었고 유입된 수분이 외기의 온도 영향으로 결빙 발생 후 팽창하는 과정에서 로드의 파손을 발생시켰으며, 조종로드의 제작공정 간 도금처리 미흡으로 조종로드 내부에 부식이 발생함을 확인하였다. 이러한 결함을 해결하기 위하여, 로드 상부 로드엔드 부분의 키 홈을 통하여 로드 내부로 수분이 유입되는 것을 방지하기 위한 설계변경으로 로드엔드 부분을 실링 처리하였다. 부식발생 방지를 위해 자재 불출 시 내경부 부식 확인, 공정 이동 간 불순물 제거공정 및 방청유 적용 추가, 내경부 2회 코팅에 의한 코팅 균일성 확보 등을 제작공정에 반영하였다. 이에 대한 검증을 위해 개선품에 대한 방수시험과 염수분무시험 등을 통하

여 방수와 부식방지 여부를 확인하였다.

이처럼 회전의 항공기 MRA 조종로드의 설계개선과 공정개선을 통하여 항공기 운용 간 안전성과 임무신뢰도를 향상시켰다.

A 항공기는 최초로 국내 개발된 항공기로서 개발 및 운용간 여러 가지의 시행착오를 거쳐 왔으며 MRA 조종로드처럼 개발 간 간단한 설계누락 하나로 인해 비행안전에 커다란 저해 요인이 될 수 있으며, 인명 피해와 재산 손실 및 고가의 개선비용 소요 등의 대가를 치를 수 있다는 교훈을 얻었고, 이를 바탕으로 A 항공기의 파생형 항공기 및 후속되는 개발 항공기에 본 기술을 적용한다면 향후 국내 항공기 개발 산업에 크게 기여할 것으로 판단된다.

References

- [1] KDS 1520-4001, "HELICOPTER, UTILITY", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013.
- [2] KDS 1680-4005, "FLIGHT CONTROL GROUP", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013.
- [3] TMK1(3)-1520-303-23(1/24), Helicopter Utility KUH-1, 2013.
- [4] AMS2253 'Tolerances Carbon and Alloy Steel Tubing' Aerospace Material Specification Nov. 2013.
- [5] 88PR0792 "Report for KUH-1 MRA Swaged Rod Prevention of Water Infiltration and Corrosion", Feb. 2017.
- [6] KDS 1680-4004, "CONTROL STICK, AIRCRAFT", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013
- [7] A88MP0025 'Sealing Requirement' Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2013.
- [8] KDS 1680-4016, "Salt Fog Test", Defense Acquisition Program Administration, Mar. 2017.

임 현 규(Hyun-Gyu Lim)

[정회원]



- 1984년 2월 : 부산대학교 금속재료 공학과(공학 학사)
- 1999년 6월 : 충남대학교 행정학과 (국가안보정책(행정학) 석사)
- 2012년 7월 ~ 현재 : 국방기술품 질원 항공센터 연구원

<관심분야>

국방무기체계, 항공우주, 금속재료

최 재 형(Jae-Hyung Choi)

[정회원]



- 2011년 2월 : 한국항공대학교 항공 우주공학과(공학 학사)
- 2013년 2월 : 한국항공대학교 항공 우주공학과(공학 석사)
- 2013년 2월 ~ 현재 : 국방기술품 질원 항공센터 연구원

<관심분야>

국방무기체계, 항공우주, 품질공학

김 대 한(Dae-Han Kim)

[정회원]



- 2012년 2월 : 부산대학교 재료공학 부 졸업 (공학학사)
- 2014년 2월 : 부산대학교 재료공학 부 대학원 졸업 (공학석사)
- 2014년 8월 ~ 현재 : 국방기술품 질원 연구원 재직

<관심분야>

소재, 구조

장 민 욱(Min-uk Jang)

[정회원]



- 2012년 2월 : 경상대학교 항공우주 공학과 (공학 학사)
- 2014년 2월 : 경상대학교 항공우주 공학과 (공학 석사)
- 2015년 12월 ~ 현재 : 국방기술품 질원 항공센터 연구원

<관심분야>

국방무기체계, 항공우주