

회전익 항공기 장축 조종로드 분할 형상의 품질 신뢰성에 관한 실증적 연구

임현규* · 김만태* · 최재형* · 김대환* · 장민욱* · 윤재휘**

* 국방기술품질원

** (주)한화/기계

An Empirical Study on the Quality Reliability of the Split Shape of Long Control Rod for the Rotorcraft

Lim, HG* · Kim, MT* · Choi, JH* · Kim, DH* · Jang, MW* · Yoon, JH**

* Defence Agency for Technology and Quality

** Hanwha Corporation/Machinery

ABSTRACT

Purpose: In the A rotorcraft, the division of a long yaw control rod was studied to improve the heat treatment capability. The purpose of this study was to analyze whether division of yaw control rod affects quality reliability in the A rotorcraft and analyze whether it secured flight safety.

Methods: The structural static test and the vibration durability test on the split shape of yaw control rod were carried out in order to examine and verify the existing structural analysis results.

Results: Structural static test results showed that there were no cracks and vibration durability test results showed that there was no damage or breakage on the split yaw control rod.

Conclusion: This study showed that the quality reliability was confirmed and thus the flight safety of the A rotorcraft was secured. And it is expected that the split technique of the yaw control rod will contribute to the development of the rotorcraft industry in the future.

Key Words: MFCS, Quality Reliability, Split Yaw Control Rod, Structural Static Test, Vibration Durability Test

● Received 3 August 2017, 1st revised 4 September, accepted 11 September 2017

† Corresponding Author(limhg2@daq.re.kr)

© 2017, The 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 re-production in any medium, provided the original work is properly cited.

1. 서 론

회전의 항공기는 조종간을 이용하여 로터의 회전면을 변화시켜 항공기의 속도와 고도 및 방향 등을 전환시키는 회전의 비행 장치이다. 조종사가 조종간을 조작하면 이 조작력이 기계식 조종 장치(MFCS ; Mechanical Flight Control System)의 구성품인 Control Rod를 통해 주로터 및 꼬리로터로 전달되어 항공기 운용을 가능하게 한다.

이러한 Control Rod 중 Yaw Control Rod는 페달의 조작력을 꼬리로터로 전달하는 기능을 수행한다. A 항공기의 경우 Yaw Control Rod는 개발단계에서 하나의 로드로 제작되어 직경이 약 41mm이고, 길이가 4m 이상 되는 장축의 로드로서 제작 과정에서 Control Rod의 스웨이징 공정인 AMS2770에 따라 특수 열처리 공정을 거치게 되어 있다(SAE International, 2015. AMS2770). 스웨이징 가공을 위해서는 재료의 연성이 높아야 하며 이를 위해 풀림(Annealing) 처리한 후 스웨이징 작업을 수행하고, 최종 스웨이징 후에는 요구되는 강도 특성을 얻기 위해 불림(Normalizing) 처리하게 된다.

또한 이 Yaw Control Rod는 고장이나 결함 또는 망실될 경우 항공기에는 심각한 손상을, 탑승자에게는 상해 등을 일으킬 수 있는 비행안전품목(FSP ; Flight Safety Part)으로 분류되어 있다(U.S Army, 1996). 따라서, 이 로드 에 적당한 열처리 가공을 하지 못해 필요한 강도를 얻을 수 없으면 비행안전에 심각한 영향을 미칠 수 있다.

그런데 A 항공기의 경우 4m 이상 되는 장축 로드를 열처리하는 과정에서 각 부위별 온도 분포나 형질 등을 균일하게 맞추는 것이 쉽지 않았다. 따라서 생산성 향상 및 품질관리 측면에서 열처리가 용이하도록 Yaw Control Rod를 분할하여 제작하는 방법에 대한 검토가 필요하였다(Robert Pizzo, 2015).

본 연구에서는 이처럼 회전의 항공기에서 중요한 역할을 하는 장축의 Yaw Control Rod에 대한 제작공정의 어려움을 해소하고 보다 효율적인 품질 신뢰성 확보를 위하여, 단축으로 분할하여 적용 할 경우 기존 항공기 품질에 미치는 영향에 대해 좌굴 해석, 연결부 나사산 강도 해석, 열응력 해석, 고유 진동수 해석 등 기존에 수행한 구조해석 결과를 토대로, 구조 건전성을 확인하기 위한 구조정적시험과 진동 내구성을 확인하기 위한 진동시험 등 실증적 연구를 통해 A 항공기의 품질 신뢰성 확보 여부 및 이에 따른 비행안전에 미치는 영향성을 제시함으로써 향후 회전의 항공기에 분할된 조종로드 적용 가능성 여부를 입증하였다.

2. Yaw Control Rod의 분할 개념

2.1 조종계통 구조

대부분의 회전익 항공기에서처럼 A 항공기에 있어 조종사에 의한 조종입력은 기계적 연결부를 통해 로터블레이드에 전달된다. 정·부조종사의 주로터 조종입력은 비행조종 장치 격실(FCS Bay)로 들어가 하부 벨 크랭크에 의해 조절된다. 격실에서 나온 조종입력이 조종로드를 통해 주 로터 구동기(MRA ; Main Rotor Actuator)로 전달되면 MRA는 유압의 힘으로 조종간의 직선운동을 회전운동으로 변환시켜주는 스와시 플레이트를 작동시키고 여기에 연결되어 있는 블레이드 조종 로드가 최종적으로 주로터 블레이드의 각도와 회전면을 조절한다.

비행조종 장치 격실의 상부 벨 크랭크를 거친 페달의 조종입력은 Yaw Control Rod와 조종케이블을 통해 꼬리 로터 구동기(TRA ; Tail Rotor Actuator)로 들어간다. TRA는 유압의 힘으로 꼬리로터를 조절한다. 이들 중 Yaw Control Rod는 길이가 4 m 이상 되는 장축이며 이 로드와 본 연구의 대상 품목이다. 조종의 전달경로는 Figure 1과 같다(Korea Army Headquarters, 2013).

2.2 Yaw Control Rod 분할 전·후 비교

2.2.1 분할 대상 제품의 장착 위치

Yaw Control Rod는 페달 조종 입력 신호를 후방 꼬리 로터로 전달하는 기계식 링크지 구성품 중 조종사의 페달 입력을 비행조종 장치 격실에서부터 꼬리 로터 조종케이블까지 전달하는 스위치드 튜브형 제품으로서, Yaw Control Rod의 항공기상 장착 위치는 Figure 2에서 보는 바와 같다.

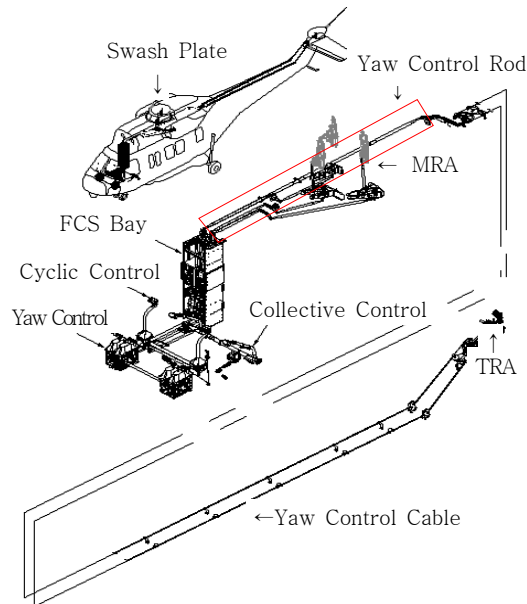


Figure 1. The Route of Flight Control System

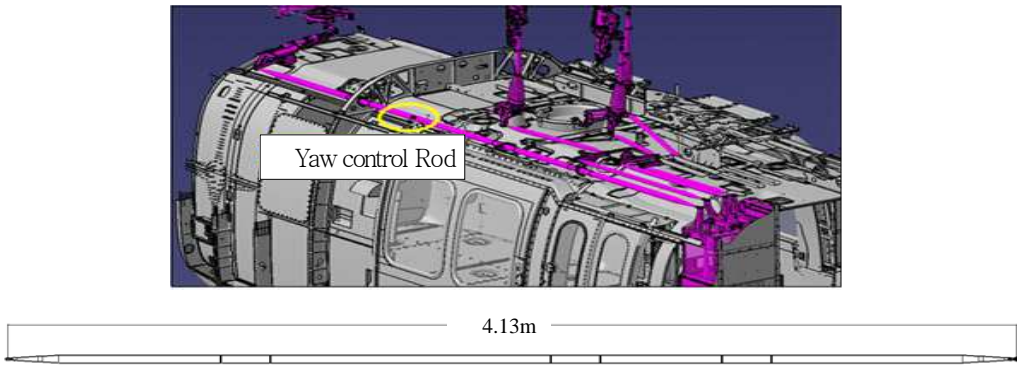


Figure 2. Yaw Control Rod Position and configuration

2.2.2 분할 방법

Yaw Control Rod의 분할 방법으로서 기존 4.13m 길이의 Rod를 대체하기 위하여 약 2m 길이의 로드 2개를 각각 제작한 후 2개의 로드들을 CRES소재 Coupling으로 연결한다. 이 두 개의 로드들은 동일한 형상이나 가이드 위치에 로드들을 보호하기 위해 한쪽에는 2개, 한쪽에는 1개 등 총 3개소의 플라스틱 시트를 부착함으로써 최종 형상이 달라진다. Coupling 연결 부위는 기존로드의 양 끝단에 적용된 로드엔드와 적용 소재 및 체결방식이 동일하며 견고한 체결을 위해 나사산 부위에 본딩 액을 적용하고 이물질 인입 방지를 위해 연결 부위를 실링(자재: AMS-S-8802, CLASS B-1/2, Type 2)으로 마감한다(SAE International, 2015. AMS-S-8802).

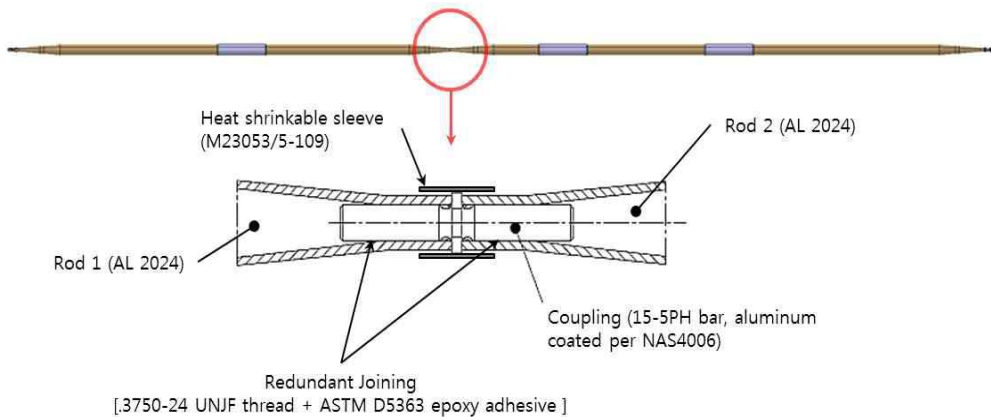


Figure 3. Split Yaw control rod Concept

2.2.3 분할 전·후 비교

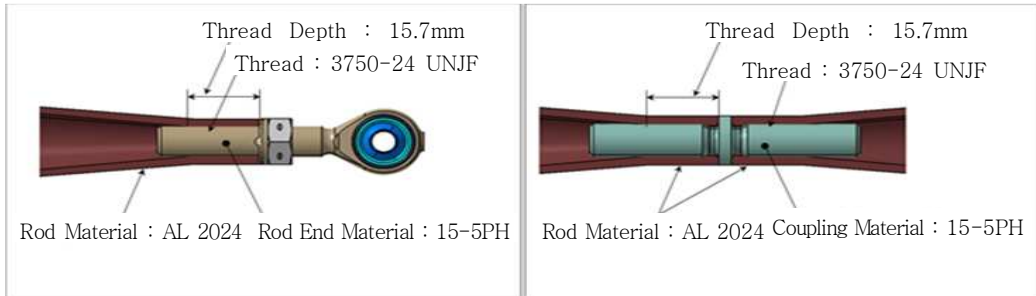


Figure 4. Properties of before/after configuration change

Yaw Control Rod의 분할 전·후 로드의 재질은 동일하게 AL Alloy 2024를 사용하며, 두 개의 로드를 연결해 주는 Coupling의 경우에도 양쪽 로드 엔드 재질과 동일한 15-5 PH 스틸을 사용한다. 분할 전·후 주요 구성품의 재질 및 형상은 Figure 4에서 보는 바와 같다. Figure 4에서 왼쪽 그림은 로드 양 끝 부분의 형상을 나타내고 오른쪽 그림은 분할 후 연결해주는 중앙 부분의 형상을 나타낸다.

A 항공기 ‘기계식 조종 장치 개발규격서’(DAPA, 2012. 88ZC4831) 에 제시된 Yaw Control Rod의 제한중량은 2,033g인데 비하여 변경된 로드의 총 중량은 변경 전 대비 14g 증가한 1,965g이며, 총 길이, 두께, 직경, 나사산 규격 등의 치수는 변경 전·후가 동일하게 제작하고, 새로 제작되는 Coupling도 로드엔드 나사산과 같은 규격을 사용한다. 분할 전·후 주요 구성품 형상별 재질 및 치수는 Table 1에서 보는 바와 같다.

Table 1. Properties of before/after configuration change

SCR Assy	Properties	
	Before	After
Rod 1	AL Alloy 2024	AL Alloy 2024
Rod 2	N/A	AL Alloy 2024
Coupling	N/A	15-5 PH
Rod end 1,2	15-5 PH	15-5 PH
Spherical Bearing 1,2	MS14102-4K	MS14102-4K
Plastic Sheet	Nylatron	Nylatron
Weight(limit : 2,033g)	1,951g	1,965g

3. 선행연구 검토

3.1 품질 요구도 검토

A 항공기는 국내 최초로 체계 개발된 헬기로서 ‘기계식 조종 장치 개발 규격서’에는 개발 간 기계식 조종 장치의 성능, 설계, 제작 및 시험조건에 대하여 규정하고 있다(DAPA, 2012. 88ZC4831). 개발 규격서에 따른 구조 및 진동 요구도는 아래와 같다.

기계식 조종 장치의 제한하중은 조종사가 스틱/페달에 작용할 수 있는 최대 하중으로 정의하고, 해당 하중은 정상적인 작동상태가 아닌 끼임 등의 이유로 발생하는 비정상적인 상황에서 조종사가 가할 수 있는 최대 하중상태를 나타낸다. 각 조종간의 이동한계 내의 어떤 위치에서도 정적 설계하중이 적용된 상태의 응력해석이 이루어져야 한다. 미 육군의 설계규격인 ADS-29(U.S Army, 2015)에 따라 요(Yaw) 방향에 작용하는 하중은 1334N(300 lbf)이고 기계식링크 구조에 의해 Yaw Control Rod에 전달되는 하중은 ADAMS 성능해석을 통해 최대하중 계산값인 4,599N으로 정의하고 극한하중은 제한하중의 1.5배인 6,899N으로 정의하였다(DAPA, 2012. 88ZC4831 3.2.1.1).

제한하중이 작용할 때 기계식 조종 장치의 각 부품은 영구 변형(항복)이 발생하지 않아야 하며, 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않아야 한다(DAPA, 2012. 88ZC4831 3.2.1.1). 또한, 기계식 조종 장치는 항공기 수명 동안 로터 회전에 의한 진동환경에서 충분히 운용 가능하도록 설계되어야 한다(DAPA, 2012. 88ZC4831 3.2.3.8).

3.2 구조해석 결과 검토

Yaw Control Rod를 분할하기 이전에 이러한 분할이 항공기 품질 신뢰성에 미치는 영향을 판단하기 위하여 구조 해석을 수행하였으며, 구조해석은 좌굴해석, 열응력 해석, 연결부 나사산 강도 해석, 고유 진동수 해석 등을 수행하였다(MECAER AVN Group, 2017).

3.2.1 좌굴해석

좌굴해석 방법은 Hypermesh 전·후 처리기 및 Nastran Solver 105 모델을 이용한 FEA(Finite Element Analysis)를 수행하였고, 그 결과 형상 변경된 Yaw Swaged Rod의 좌굴 임계하중은 19,430 N으로서 설계극한하중인 6,899 N 보다 충분히 높으며 약 1.816의 안전여유가 확보되므로 좌굴에 문제가 없음을 확인하였다(MECAER AVN Group, 2017).

3.2.2 연결부 나사산 강도 해석

연결부 나사산 강도 해석은 Conventional Method를 이용하였고 외력은 제한/극한 설계하중, 제한/극한 열 변형 하중, 조임 토크에 의한 하중 등을 모두 고려하였으며, 안전여유 계산은 A 항공기 감항인증 기준(TACC)에 따라 Fitting factor 1.15를 적용하였다. 최대 취약 고장모드인 전단응력 계산은 전단응력이 전체 체결 길이(Engagement Length)의 1/3 구역에서 주로 발생하는 현상을 감안하여 전체 나사산의 1/3 부분만 전단하중을 분담하는 것으로 가정하고 안전계수 3.0을 적용하여 매우 보수적으로 검토하였다. 외력에 의해 발생 가능한 굽힘 응력, 후프응력, 인장 응력 및 전단응력 등을 모두 산출하고 적용소재의 허용응력과 비교하여 안전여유를 검토하였다. 연결부 나사산 강도 검토 결과 Male part(Coupling)의 경우 제한하중에서 1.604, 극한하중에서 1.164의 안전여유가 확보되고 Female

part(Rod)의 경우 제한하중에서 0.272, 극한하중에서 0.592의 안전여유가 확보되므로 연결부 나사산 강도에 문제없음을 확인하였다(MECAER AVN Group, 2017).

3.2.3 열응력 해석

열응력 해석은 Conventional Method을 이용하여 해석하였으며, 열응력 해석 온도조건을 $-45^{\circ}\text{C} \sim 75^{\circ}\text{C}$ 로 적용 소재에 대한 열팽창계수를 참고하여 고온 및 저온조건에서의 변형 량을 산출하고 양 끝단이 고정된 조건에서 열 변형에 의해 발생하는 하중을 도출하여 연결부에 발생하는 응력 값을 계산하여 적용소재의 허용응력과 비교하여 안전여유를 검토하였다. 연결부 나사산 강도 해석과 마찬가지로 Fitting factor는 1.15를 적용하고, Safety factor는 보수적으로 3.0을 적용하였다. 열응력 해석결과 Rod와 Coupling의 온도변화에 의한 길이 차이가 약 $\Delta l=0.02\text{mm}$ 이고, 제한하중에서 0.302, 극한하중에서 0.652의 안전여유가 확보되므로 열응력에 문제없음을 확인하였다(MECAER AVN Group, 2017).

3.2.4 고유 진동수 해석

Yaw Control Rod의 항공기 공진주파수 회피 가능성 검토를 위해 고유 진동수 해석을 수행하였다. 고유 진동수 해석도 좌굴해석처럼 Hypermesh 전·후 처리기 및 Nastran Solver를 이용한 FEA를 수행하였다. FE모델을 이용하여 계산된 고유 진동수는 모두 공진주파수 회피영역 밖에 있음을 보여주었고, 이는 형상변경 이전 제품과 동일한 결과를 나타냈다(MECAER AVN Group, 2017).

3.2.5 소결론

좌굴해석, 열응력 해석, 연결부 나사산 강도 해석, 고유 진동수 해석 등의 구조해석을 수행한 결과는 Table 2에서 보는 바와 같이 좌굴해석 결과 1.816, 열응력 해석 결과 최소 0.302의 안전여유를 확보하고 있었고, 연결부 나사산 강도 해석 결과 Coupling과 Rod 모두에서 제한하중과 극한하중의 최소 안전여유를 확보하고 있어서 제한하중이 작용할 때 Yaw Swaged Rod는 영구 변형(항복)이 발생하지 않고 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않음을 확인하였다. 또한, 고유 진동수 해석 결과 항공기 고유진동수 회피영역 밖에 있으므로 공진이 발생하지 않음을 확인하였다.

Table 3. Minimum Margin of Safety

Contents	Buckling Stress	Thermal Stress	Joint Strength		
			Limit Load	Ultimate Load	
Margin of Safety	1.816	0.302	Coupling	1.604	1.164
			Rod	0.272	0.592

4. 시험 방법

분할된 Yaw Control Rod는 재질과 치수가 분할 이전 제품과 다르지 않지만 긴 길이를 두 개로 분할한 형상이기 때문에 요구도 중 다른 부분은 이전 제품과 동일하다고 판단하였고, 기 수행된 구조해석 결과를 토대로 하여 구조 건전성과 진동 내구성에 대한 입증으로 한정하였다.

이를 토대로 한 입증시험은 기 수행한 구조해석 결과를 토대로 구조 건전성을 확인하기 위한 구조정적시험과 진동 내구성을 확인하기 위한 진동시험을 수행하였다.

4.1 구조정적시험

Yaw Control Rod는 A 항공기 ‘기계식 조종 장치 개발규격서’에 따라 제한하중이 작용할 때 기계식 조종 장치의 각 부품은 영구 변형(항복)이 발생하지 않아야 하며, 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않아야 한다(DAPA, 2012. 88ZC4831 3.2.1.1).

이를 입증하기 위한 구조정적시험은 ‘기계식 조종 장치 개발규격서’에 따른 구조 및 진동 요구도를 적용하여 요(Yaw) 방향(수직축을 중심으로 한 좌·우 방향)에 작용하는 제한하중을 1334N(300 lbf)으로 하고 기계식 링크구조에 의해 Yaw Control Rod에 전달되는 하중은 ADAMS 성능해석 프로그램을 통해 정의된 최대하중 계산 값인 4,599N을 적용하였다. 이에 따라 Yaw Control Rod 하중시험을 위한 제한하중은 4,599N을 압축 및 인장하중으로 적용하였고 극한하중은 제한하중의 1.5배인 6,899N을 압축 및 인장하중으로 적용하였다(DAPA, 2012. 88ZC4831).

시험조건은 항공기 장착 조건과 동일하게 모사하기 위해 3개의 테프론 가이드를 시험치구에 반영하였고 시험 전 후 시험시체의 변형률 측정을 위해 양쪽 로드엔드 위치에 LVDT 센서(Displacement transducer) 각 한 개씩 두개를 이용하였다.

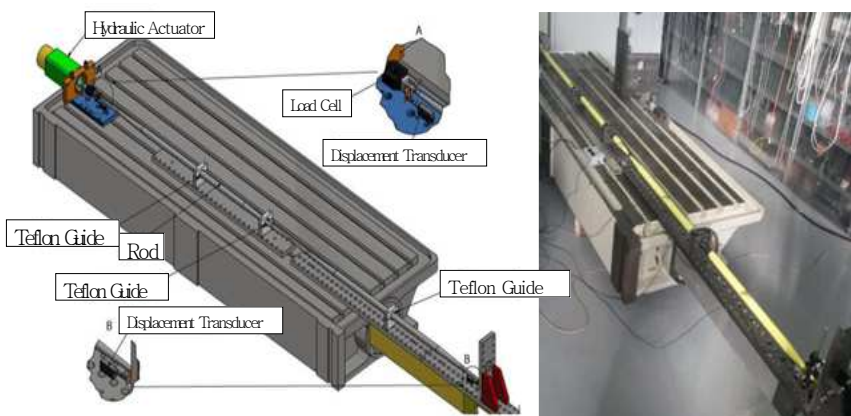


Figure 5. Test Rig Schematic and Overview

개발규격서 도면상에 정의된 nominal 치수는 Figure 6에서 보는 바와 같이 4158.8mm이고, 시험 수행 전 로드 양 끝단까지의 시제품 실측 길이는 4158.56mm이다. 시험 시체는 로드의 최대길이 조건을 고려하기 위해서 로드엔드 최대 조절 가능범위 6mm를 포함하였다(DAPA, 2012. 88ZC4831).

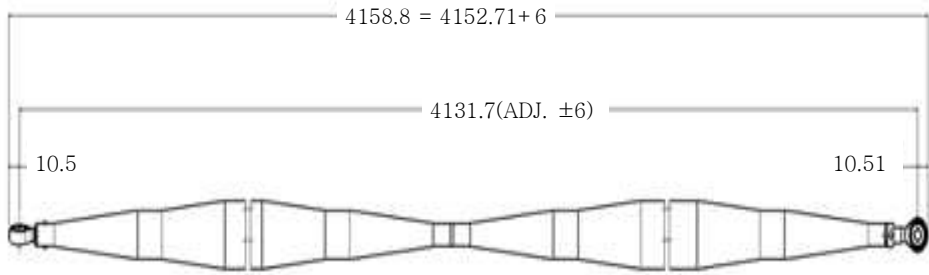


Figure 6. Measurement of the trial product

시험 순서는 A 항공기 개발 인증시험 절차서에 따라 제한하중은 설계 제한하중의 10%에서 시작하여 10%증분으로 100%에 도달하기 까지 매 5초씩 유지하였고, 극한하중은 설계 제한하중의 10%에서 시작하여 10% 증분으로 130%까지, 5% 증분으로 150%까지 매 10초 동안 유지하였다(DAPA, 2012. 88PP4838). 구조정적시험을 수행한 순서는 Table 3과 같다.

Table 3. Test Procedure

Operation	Method
Dimensional check before test	Dimensional check
Static Test-Limit Load	10% increments, maintain 5 sec. until 100%(4,599N)
Dimensional check after Limit Load	Dimensional check
Static Test-Ultimate Load	10% increments, maintain 5 sec. until 130%, 5% increments, maintain 10 sec. until 150%
Dimensional check after Ultimate Load	Dimensional check

4.2 진동시험

Yaw Control Rod는 A 항공기 ‘기계식 조종 장치 개발규격서’에 따라 항공기 수명주기 동안 로터 회전에 의한 진동환경에서 충분히 운용 가능하도록 설계되어야 한다(DAPA, 2012. 88ZC4831 3.2.3.8). Figure 7은 개발 규격서에 명시되어 있는 기계식 조종 장치 진동요구도이다(DAPA, 2012. 88ZC4831 4.4.5.8).

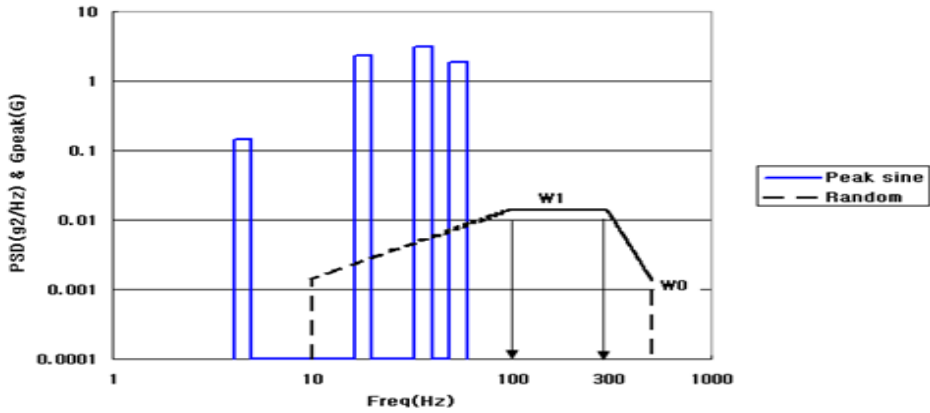


Figure 7. Vibration Test Requirement

이를 입증하기 위한 진동시험은 개발 규격서에 요구된 진동수준을 반영하기 위해 시험치구를 진동시험 장비에 장착 후 가진하였다. 진동시험 조건은 Figure 8에서 보는 바와 같이 실 장착 형상과 동일한 형태를 구성하기 위하여 3개소의 테프론 가이드를 설치하고, 한쪽 끝단 부는 고정시키고 한쪽 끝단 부는 길이를 조절 가능하도록 하였으며, 5개의 측정 포인트로 구성하였다. Figure 8에서 진동시험 개념도는 좌측 그림에서 보는 바와 같고, 시험장비 및 치구 형상은 우측 그림에서 보는 바와 같다.

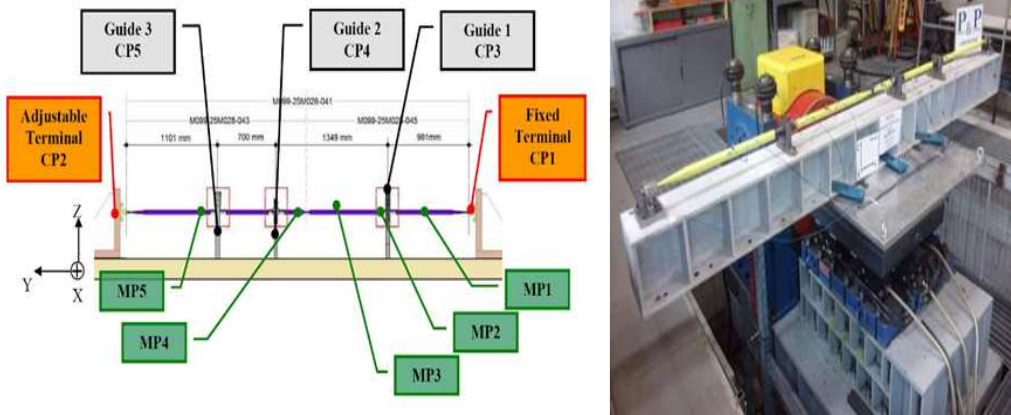


Figure 8. Instrument Location and Vibration Test Rig

진동 시험을 위한 진동 수준은 MIL-STD-810F, 방법 514.5의 절차 I를 적용하였으며 시험시간은 개발규격서 요구조건에 따라 X, Y, Z의 각 축 당 4시간씩 적용하였다(DoD, 2000, DAPA, 2012. 88ZC4831).

시험 순서는 Figure 9에서 보는 바와 같이 공진 확인 및 제거(3~150Hz), 진동시험, 공진 재확인 및 제거(3~150Hz), 필요시 다음 시험을 위한 장치 조정 등의 순서로 진행하였다.

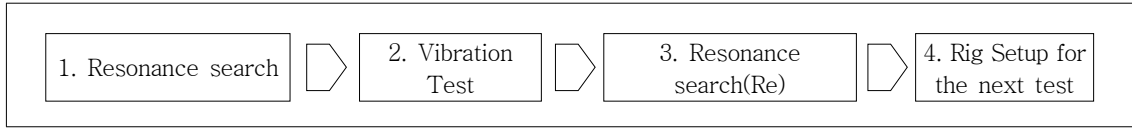


Figure 9. Vibration Test Procedure

5. 시험 결과

A 항공기 ‘기계식 조종 장치 개발규격서’ 및 관련 규정과 절차에 따라 Yaw Control Rod의 구조 건전성을 확인하기 위한 구조정적시험과 진동 내구성을 확인하기 위한 진동시험 등의 결과는 다음과 같다.

5.1 구조정적시험 결과

Yaw Control Rod는 제한하중이 작용할 때 기계식 조종 장치의 각 부품은 영구 변형(항복)이 발생하지 않아야 하며, 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않아야 한다.

시험 결과 Table 4에서 보는 바와 같이 제한하중 시험 전 실측 길이는 4158.56mm 이고 시험 후 실측 길이는 4158.44mm 로서 시험 전 대비 시험 후 약 -0.12mm (0.003%) 만큼 감소되었음을 확인하였다. 시험 전/후 0.12mm (0.003 %)의 측정 편차가 발생하였으나 이는 재료 항복점의 0.2% 범위 내에 있기 때문에 영구 변형은 아니며 장비의 측정 오차 (0.02 %) 및 이음새 부위의 미세 변위에 의한 것으로 판단된다. 극한하중 시험 완료 후 육안검사 결과, 손상 및 파손 흔적이 없음을 확인하였다.

$$\text{측정 편차율} = (0.12/4158.56) * 100[\%]=0.003\%$$

Table 4. Dimensional Check after static strength test

Contents	Before Limit load(mm)	After Limit load(mm)	Δ(mm)	After Ultimit load(mm)	Δ(mm)
Results	4158.56	4158.44	-0.12	4158.07	-0.49

결론적으로 구조정적시험을 통하여 Yaw Control Rod의 정하중에 대한 내구성을 확인한 결과, 제한하중이 작용할 때 Yaw Control Rod는 영구 변형(항복)이 발생하지 않고, 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않음을 확인하였다.

5.2 진동시험 결과

Yaw Control Rod는 항공기 수명주기 동안 로터 회전에 의한 진동환경에서 충분히 운용 가능하도록 설계되어야 한다.

분할된 Yaw Control Rod에 대한 시험 완료 후 시험 치구에서 시편을 제거하여 육안 검사를 수행한 결과, 고장 및 손상 흔적이 없음을 확인하였다. Figure 10은 MP1부터 MP5까지 각 측정 위치에서 길이 방향인 X축에 대한 진동시험 결과를 보인 것이다. Y축과 Z축 진동시험 결과는 X축과 동일한 진동 추세를 나타냈으며, 본 연구에서는 대표적으로 X축에 대한 진동시험 결과만 제시하였다.

Figure 10에서 붉은색 선(PSD AvgCtrl)은 진동 치구에서 추출된 입력 프로파일을 나타낸 것으로서 약 320Hz와 450Hz의 고주파 영역에서 Peak value를 보임을 확인할 수 있으나 이는 제어 진동 선반과 로드 고정구의 공진 결합으로 인한 것이며 해당 Peak value를 사용한 테스트의 진동 수준은 요구 수준보다 매우 높게 반영된 보수적인 입력 값이므로 내구성 확인을 위해 수행된 해당 시험 결과에 대한 신뢰성은 문제없음을 확인하였다.

결론적으로 진동내구성 시험 결과 분할된 Yaw Control Rod는 고장 및 손상이 발생하지 않았으므로 진동 내구성에 문제가 없음을 확인하였다.

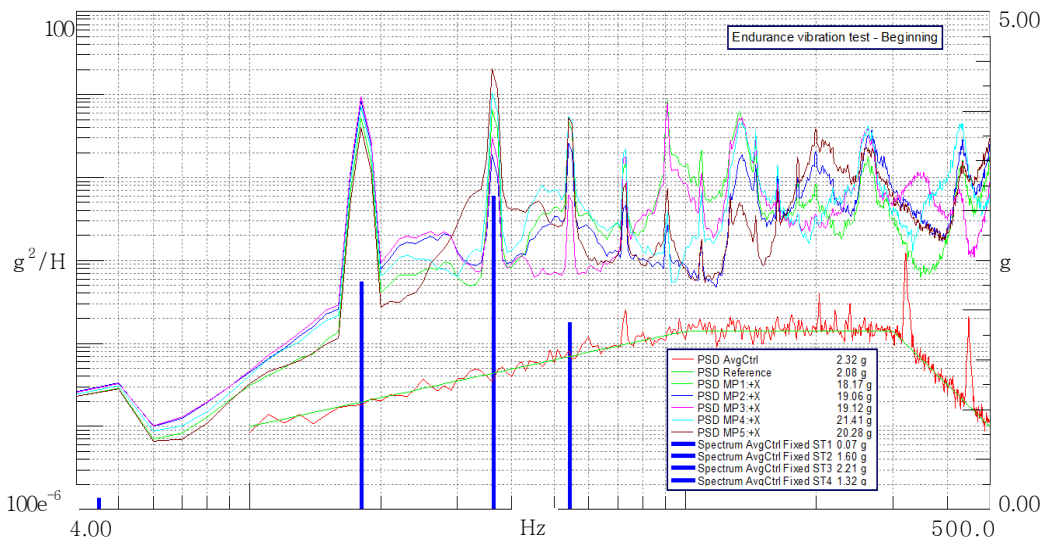


Figure 10. Vibration Input Profile and Test Results(X-axis)

6. 결론

회전의 항공기인 A항공기의 기계식 조종 장치(MFCS) 구성품 중 하나인 Yaw Control Rod는 직경이 약 41mm이고, 길이가 4m 이상 되는 Long Rod이며 제작 과정에서 특수 열처리 공정을 거치게 되어 있으나, 장축의 로드를 열처리 하는 과정에서 각 부위별 온도 분포나 형질 등을 균일하게 맞추는 것이 쉽지 않았다. 따라서 생산성 향상 및 품질관리 측면에서 열처리가 용이하도록 Yaw Control Rod를 분할하여 제작함으로써 품질 신뢰성을 확보하는 방법을 검토하였다. 이를 위해 변경된 형상에 대해 기 수행된 구조해석결과를 바탕으로 구조 건전성을 확인하기 위한 구조정적시험과 진동 내구성을 확인하기 위한 진동시험을 수행하였다.

구조정적시험을 통하여 Yaw Control Rod의 정하중에 대한 내구성을 확인한 결과, 제한하중이 작용할 때 Yaw Control Rod는 영구 변형(항복)이 발생하지 않았고, 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않았으며, 진동내구성 시험 결과 형상변경 되는 Yaw Control Rod의 진동 내구성에 문제가 없음을 확인함으로써 Yaw Control Rod의 분할하여도 항공기 품질 신뢰성이 확보됨을 입증하였다.

대부분의 회전의 항공기는 조종사의 조종입력이 주 로터 및 꼬리 로터까지 전달되기 위해서 장축의 Control Rod가 필요하며, 이러한 장축의 로드를 분할하여 제작함으로써 품질 신뢰성을 확보할 수 있다는 것은 향후 회전의 항공

기를 개발함에 있어 이를 적용할 경우 항공기의 비행안전을 보장 받을 수 있다는 시사점을 얻을 수 있었다.

한편, 장축의 조종로드를 분할하지 않고 그대로 열처리 할 수 있는 능력을 확보할 수 있다면 더욱 더 다양한 조종로드 제작 기술을 확보함으로써 항공기 개발 기술에 기여할 수 있을 것이며, 향후 이러한 관점에서의 접근이 필요할 것으로 판단된다.

본 연구에서는 이처럼 회전익 항공기에서 중요한 역할을 하는 장축의 Yaw Control Rod에 대한 열처리 등 제작공정의 어려움을 해소하고 보다 효율적인 품질관리를 위해 Yaw Control Rod를 분할하여 적용할 경우 구조정적시험과 진동시험 등을 통하여 기존 항공기 적용에 문제가 없고 품질 신뢰성이 확보됨을 확인하였으며 이에 따라 비행안전 영향성이 없다는 결론을 도출함으로써 향후 회전익 항공기 개발 시 분할된 조종로드 적용이 가능함을 입증하였다. 이러한 연구결과를 토대로 회전익 항공기 Yaw Control Rod의 분할 기법이 향후 회전익 항공기 산업에 크게 기여할 것으로 판단된다.

REFERENCES

- DAPA(Defense Acquisition Program Administration). 2012. Development Specification for KUH Mechanical Flight Control System. 88ZC4831_Rev D, 8-17.
- DAPA(Defense Acquisition Program Administration). 2012. Interpretation Report of KUH Mechanical Flight Control System. 88PR4836, 11, 38, 56.
- DAPA(Defense Acquisition Program Administration). 2012. Qualification Test for KUH Mechanical Flight Control System. 88PP4838_Rev C, 17.
- DoD(Department of Defense). 2000. Test Method standard for Environmental Engineering Consideration and laboratory tests. MIL-STD-810F.
- MECAER AVN Group. 2015. Static Test Mechanical Flight Control System for KUH. TR-0000075_Rev B.
- MECAER AVN Group. 2015. VIBRATION TEST (Hanwha Rod). TR-0000084_Rev B.
- MECAER AVN Group. 2017. New Design Rod Y7. TN6-0000116_Rev E.
- Korea Army Headquarters. 2013. TMK1(3)-1520-303-23(1/24), Helicopter Utility KUH-1, 2-58.
- Robert Pizzo. 2015. Change Note 2015.0021 : HANHWA P/N A81025809-01-Re-Design.
- SAE International. 2015. Aerospace Material Specification. AMS2770-Rev N.
- SAE International. 2015. Aerospace Material Specification. AMS-S-8802-Rev D.
- U.S Army. 1986. ADS-29_HDBK. Structural Design Criteria for Rotary Wing Aircraft.
- U.S Army. 1996. ADS-51_HDBK. Rotorcraft and Aircraft Qualification(RAQ) HandBook, 3-13.