

## Original Article

# 회전익기 요 스웨지드 로드 분할에 따른 비행 안전성에 대한 해석적 접근

임현규\*, 최재형\*, 김대한\*, 장민욱\*, 윤재휘\*\*, 양필주\*\*\*

## An Analytical Approach to the Flight Safety of Split Yaw Swaged Rod for a Rotor Craft

Hyun-Gyu Lim\*, Jae-hyung Choi\*, Dae-Han Kim\*, Min-Wook Jang\*,  
Jae-Huy Yoon\*\*, Pil-Joo Yang\*\*\*

### ABSTRACT

As for A rotary wing aircraft, the configuration change about split yaw swaged rod was executed to improve hit treat capability for dealing with a long rod. The purpose of this study was to analyze if or not the quality of the split yaw swaged rod was obtained, and so the flight safety was ensured or not. Buckling analysis, Coupling Thread Strength Analysis, Thermal Stress analysis and Rod Natural Frequency Analysis were executed for structural analysis. The results of the analysis were presented that the split rod had the sufficient margin of safety and so there were no anomalies in the limit load and no failures in the ultimate load. And there were no resonances in result of natural frequency analysis. In conclusion, this study showed that the split yaw swaged rod had structural safety, so flight safety of rotary wing aircraft was secured and there was no problem in aircraft operation. It is certain that the technology of splitting the yaw swage rod will contribute to the operational Safety of the rotary wing aircraft in the future.

Key Words : Buckling Analysis(좌굴해석), Coupling Thread(연결부 나사산), Natural Frequency(고유 진동수), Structural Analysis(구조 해석), Thermal Stress(열응력)

### I. 서 론

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

등을 전환시키는 비행장치이다. 조종사가 조종간을 조작하면 그 조작력이 기계식 조종장치(MFCS ; Mechanical Flight Control System)의 구성품인 Control Rod를 통해 주로터 및 꼬리로터로 전달되어 항공기 운용을 가능하게 한다.

이러한 Control Rod 중 Yaw Swaged Rod는 페달의 조작력을 꼬리로터로 전달하는 기능을 수행한다. A 항공기의 경우 Yaw Swaged Rod는 개발 단계에서 하나의 로드로 제작되어 직경이 약 41 mm이고, 길이가 4 m 이상 되는 장축의 로드로서 제작 과정에서 Control Rod의 스웨지 공정 간

Received : 01. Aug. 2017. Revised : 15. Sep. 2017.

Accepted : 27. Sep. 2017

\* 국방기술품질원

\*\* (주)한화/기계

\*\*\* (주)한국항공우주산업

연락처 e-mail : limhg2@dtaq.re.kr

경남 진주시 동진로 420 국방기술품질원

AMS2770에 따라 특수 열처리 공정을 거치게 되어 있다. 스웨이즈 가공을 위해서는 재료의 연성이 높아야 하며 이를 위해 풀림(Annealing) 처리한 후 스웨이징 작업을 수행하고, 최종 스웨이즈 후에는 요구되는 강도 특성을 얻기 위해 불림(Normalizing) 처리하게 된다.

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

그런데 4 m 이상 되는 장축 로드제 열처리 하는 과정에서 각 부위별 온도 분포나 형질 등을 균일하게 맞추는 것이 쉽지 않았다. 따라서 생산성 향상 및 품질관리 측면에서 열처리가 용이하도록 Yaw Swaged Rod를 분할하여 제작하는 방법을 추진하였다.[1]

본 연구에서는 이처럼 회전익 항공기에서 중요한 역할을 하는 장축의 Yaw Swaged Rod에 대한 제작공정의 어려움을 해소하고 보다 효율적인 품질관리를 위해 단축으로 분할하여 적용 할 경우 기존 항공기 시스템에 미치는 영향과 대체 가능여부에 대해 좌굴 해석, 연결부 나사산 강도 해석, 열응력 해석, 고유 진동수 해석 등의 구조해석을 통해 확인함으로써, 회전익 항공기 품질 안정화 여부 및 이에 따른 비행안전에 미치는 영향성을 제시하고 향후 회전익 항공기에 분할된 조종로드 적용 가능성 여부를 입증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 조종계통 설명

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

비행조종장치 격실의 상부 벨 크랭크를 거친 페달의 조종입력은 Yaw Swaged Rod와 조종케이블을 통해 꼬리로터 구동기(TRA ; Tail Rotor

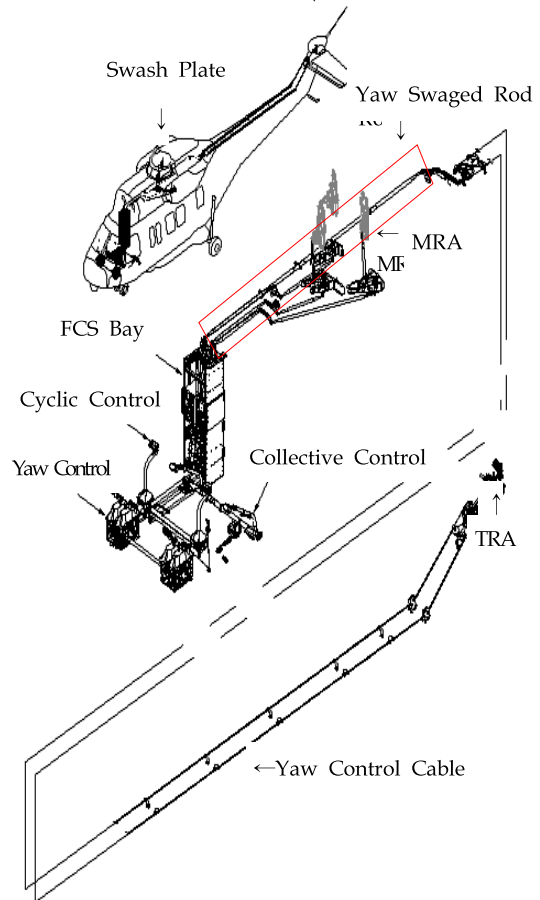


Fig. 1. The Route of Flight Control System

Actuator)로 들어간다. TRA는 유압의 힘으로 꼬리 로터를 조절한다. 이들 중 Yaw Swaged Rod는 길이가 4.13m나 되는 장축이며 이 로드제가 형상변경 대상이다. 조종의 전달경로는 Fig. 1과 같다.[2]

### 2.2 Yaw Swaged Rod 형상 비교

#### 1) 형상변경 대상 및 장착 위치

Yaw Swaged Rod는 페달 조종 입력 신호를 후방 꼬리로터로 전달하는 기계식 링키지 구성품 중 조종사의 페달 입력을 비행조종장치 격실에서부터 꼬리로터 조종케이블까지 전달하는 스웨이즈 튜브형 부품으로서, Yaw Swaged Rod의 항공기상 장착 위치는 Fig. 2와 같다.

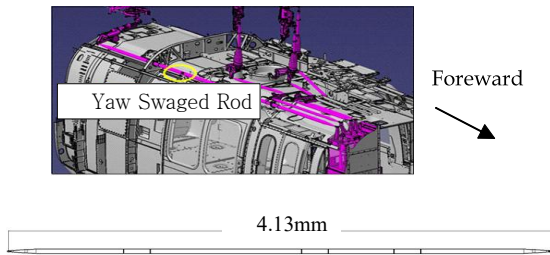


Fig. 2. Yaw Swaged Rod Position and configuration

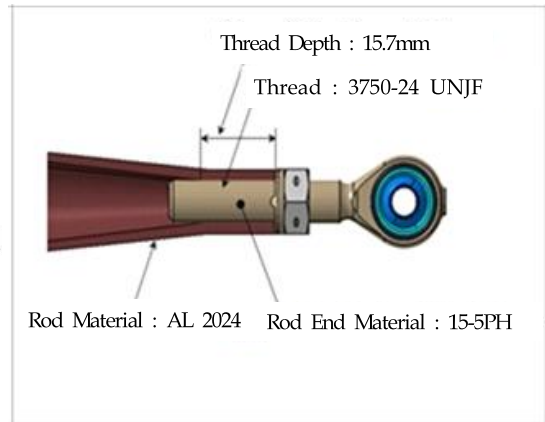


Fig. 4. Properties of before configuration change

2) 형상 변경 방법

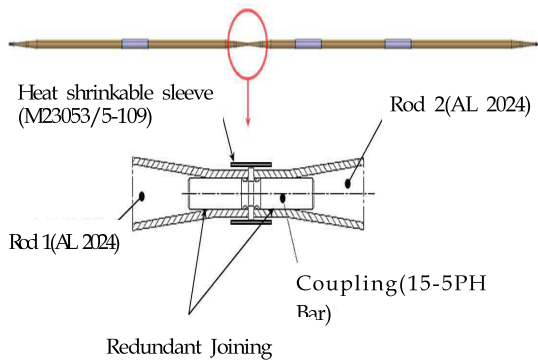


Fig. 3. Concept of configuration change

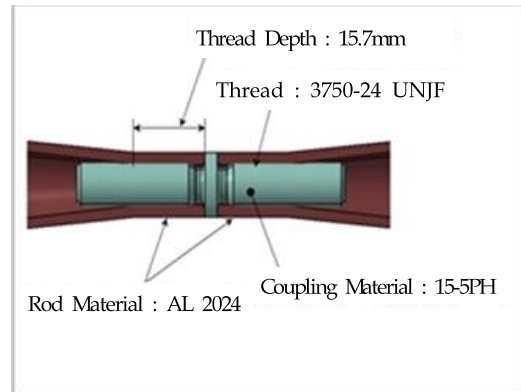


Fig. 5. Properties of after configuration change

형상변경 방법으로서 기존 4.13 m 길이의 Rod를 대체하기 위하여 약 2 m 길이의 로드 2개를 각각 제작한 후 2개의 로드를 CRES소재 Coupling으로 연결하였다. 이 두 개의 로드는 동일한 형상이나 3개소의 가이드 위치에 로드를 보호하기 위한 플라스틱 시트를 부착함으로써 최종 형상이 달라지게 된다. Coupling 연결 부위는 기존 로드의 양 끝단에 적용된 Rod-end와 적용 소재 및 체결방식이 동일하며 견고한 체결을 위해 나사산 부위에 분당 액을 적용하고 이물질 인입 방지를 위해 연결 부위를 실링(자재: AMS-S-8802, CLASS B-1/2, Type 2)으로 마감하였다. 형상변경 후의 분할 로드의 개념은 Fig. 3과 같다.

3) 소재 비교

분할 전·후 로드의 재질은 동일하게 AL Alloy 2024를 사용하였으며, 두 개의 로드를 연결해 주는

Coupling의 경우에도 양쪽 로드 엔드 재질과 동일한 15-5 PH 스틸을 사용하였다. 총 중량은 변경 전 대비 14 g 증가한 1,965 g으로 항공기 중량에 거의 영향이 없으며, 총 길이, 두께, 직경, 나사산 규격 등의 치수는 변경 전·후가 동일하게 제작하였고, 새로 제작된 Coupling도 로드엔드 나사산과 같은 규격을 사용하였다. 형상변경 전·후 주요 구성품의 재질 및 형상 치수는 Fig. 4, Fig. 5와 같다.

2-3 요구도 검토

A 항공기는 국내 최초로 체계 개발된 회전익 항공기로서 '기계식 조종장치 개발규격서'에는 개발 간 기계식 조종장치의 성능, 설계, 제작 및 시

험조건에 대하여 규정하고 있다. 개발규격서에 따른 구조 및 진동 요구도는 아래와 같다.[3]

기계식 조종장치의 제한하중은 조종사가 스틱/페달에 작용할 수 있는 최대 하중으로 정의하고, 해당 하중은 정상적인 작동상태가 아닌 비정상적 상황(끼임 등의 이유로 발생한)에서 조종사가 가할 수 있는 최대 하중상태를 나타낸다. 각 조종간의 이동한계 내의 어떤 위치에서도 정적 설계하중이 적용된 상태의 응력해석이 이루어져야 한다. ADS-29에 따라 요(Yaw) 방향에 작용하는 하중은 1334 N(300 lbf)이고 기계식링크구조에 의해 Yaw Swaged Rod에 전달되는 하중은 ADAMS 성능해석을 통해 최대하중 계산 값인 4,599 N으로 정의하고 극한하중은 제한하중의 1.5배인 6,899 N으로 정의하였다.[3]

제한하중이 작용할 때 기계식 조종장치의 각 부품은 영구 변형(항복)이 발생하지 않아야 하며, 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않아야 한다. 또한, 기계식 조종장치는 항공기 수명 동안 로터 회전에 의한 진동환경에서 충분히 운용 가능하도록 설계되어야 한다.[4]

**2-4 입증 방법 및 입증 결과**

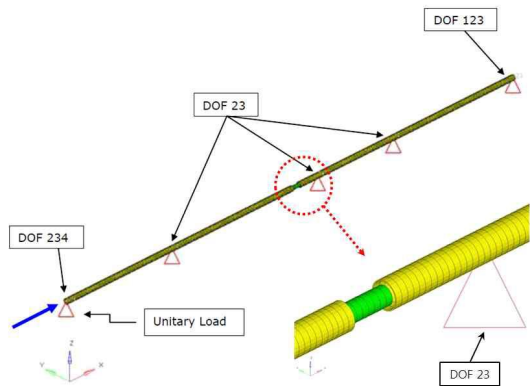
형상 변경된 Yaw Swaged Rod는 재질과 치수가 형상변경 이전 제품과 다르지 않지만 긴 길이를 두 개로 분할한 형상이기 때문에 요구도 중 다른 부분은 이전 제품과 동일하다고 판단하였고, 구조 건전성에 대한 입증을 하기 위한 구조해석을 수행하였다.

구조해석은 좌굴 해석, 고유 진동수 해석, 연결부 나사산 강도 해석, 열응력 해석을 통해 Yaw Swaged Rod 변경 후 형상에 대한 구조 건전성을 입증하였다.

**1) 좌굴해석**

좌굴해석에 있어서, 요(Yaw) 방향(수직축을 중심으로 한 좌·우 방향)에 작용하는 제한하중은 1334 N(300lb)이고 기계식링크구조에 의해 Yaw Swaged Rod에 전달되는 하중은 ADAMS 성능해석 프로그램을 통한 최대하중 계산 값인 4,599 N을 제한하중으로 하여 압축 및 인장하중으로 적용하였고 극한하중은 제한하중의 1.5배인 6,899 N을 압축 및 인장하중으로 적용하였다.

해석방법은 Hypermesh 전·후 처리기 및



**Fig. 6. Yaw Swaged Rod FEM model for buckling analysis**

Nastran Solver 105 모델을 이용한 FEA(Finite Element Analysis)를 수행하였고, FE model 타입은 1D bar element로서 node 수는 415 개, elements 수는 414 개로서 400 개 이상의 node 수와 elements를 적용하여 상세 모델을 구성하였다.

Fig. 6은 적용된 FE model을 나타낸 것이다. Yellow 1D BAR의 재질은 AL 2024 T2(ID : 19.39mm, OD : 20.64 mm)이고, Green 1D BAR의 재질은 스티 15-5 PH(OD : 8.763 mm)를 적용하였다. FE 모델에서 DOF(Degree of Freedom)의 정의는 Table 1과 같다. 해당 번호는 그 축에 대한 병진 또는 회전 움직임임을 구속한다는 의미이다.

좌굴영향성에 대한 FE 해석결과 형상 변경된 Yaw Swaged Rod의 좌굴 임계하중은 19,430 N으로서 설계극한하중인 6,899 N 보다 충분히 높으며 약 1.816의 안전여유가 확보되므로 좌굴에 문제 없었다. 안전여유(margin of safety, MS)는 아래와 같은 산식을 적용하였다.[3],[5]

**Table 1. Definition of DOF(Degree of Freedom)**

1	2	3
X-axis (Translation)	Y-axis (Translation)	Z-axis (Translation)
4	5	6
X-axis (Rotation)	Y-axis (Rotation)	Z-axis (Rotation)

$$MS = \text{임계하중} / \text{설계극한하중} - 1 = 19,430 / 6,899 - 1 = 1.816$$

## 2) 연결부 나사산 강도 해석

연결부 나사산 강도 해석은 Conventional Method를 이용하였고 외력은 제한/극한 설계하중, 제한/극한 열변형 하중, 조임 토크에 의한 하중을 모두 고려하였으며, 안전여유 계산은 A항공기 감항인증기준(TACC)에 따라 Fitting factor 1.15를 적용하였고, 최대 취약 고장모드인 전단응력 계산은 전단응력이 전체 체결 길이(Engagement Length)의 1/3 구역에서 주로 발생하는 현상을 감안하면 전체 나사산의 1/3 부분만 전단하중을 분담하는 것으로 가정하고 안전계수 3.0을 적용하여 매우 보수적으로 검토하였다. 외력에 의해 발생 가능한 굽힘응력, 후프응력, 인장응력 및 전단응력 등을 모두 산출하고 적용소재의 허용응력과 비교하여 안전여유를 검토하였다. 적용 하중 및 안전여유 계산을 위한 주요 기호 및 공식을 (1) ~ (7) 에 나타냈다. [5]

$$\text{Axial limit load : } F_{\text{limit}} = 4,599\text{Nm} \quad (1)$$

$$\text{Maximum tightening torque : } T = 10.17\text{Nm} \quad (2)$$

$$\text{Maximum force by tightening torque :} \quad (3)$$

$$F_{\text{torque}} = 5 \cdot T / D_p = 5,800\text{N}$$

$$(D_p = 8.763\text{mm} : \text{Thread Pitch Diameter})$$

$$\text{Maximum force due to thermal expansion :} \quad (4)$$

$$F_{\text{thermal}} = 3,054.66\text{N} (\text{See equation (10)})$$

$$\text{Total limit load :} \quad (5)$$

$$P_{\text{limit}} = F_{\text{limit}} + F_{\text{thermal}} + F_{\text{torque}} = 13,453\text{N}$$

$$\text{Total ultimate load :} \quad (6)$$

$$P_{\text{ultimate}} = 1.5F_{\text{limit}} + 1.5F_{\text{thermal}} + F_{\text{torque}} = 17,281\text{N}$$

$$\text{Margin of safety} \quad (7)$$

\* ultimate load condition of Female part

(Worst condition only)

- Stress ratio for ultimate condition :

$$\text{Tensile : } R_t = f_t / F_{tu} = 0.455$$

$$(\text{where, } f_t = 194.5\text{MPa, } F_{tu} = 427\text{MPa})$$

$$\text{Shear : } R_s = f_s / F_{su} = 0.332$$

$$(\text{where, } f_s = 87.1\text{MPa, } F_{su} = 262\text{MPa})$$

$$\text{Hoop : } R_h = f_h / F_{tu} = 0.057$$

$$(\text{where, } f_h = 24.3\text{MPa, } F_{tu} = 427\text{MPa})$$

$$\text{Bending : } R_b = f_b / F_{bu} = 0.117$$

$$(\text{where, } f_b = 65.1\text{MPa, } F_{bu} = 555\text{MPa})$$

- Margin of safety :

$$M.S. = 1 / ((R_t + R_b)^2 + R_s^2 - R_h(R_t + R_b))^{1/2} \cdot 1.15 - 1 = 0.592 \quad (\text{where, } 1.15 : \text{Fitting factor})$$

연결부 나사산 강도 검토 결과 Male part (Coupling)의 경우 극한하중에서 1.164, 제한하중에서 1.604의 안전여유가 확보되고 Female part(Rod)의 경우 극한하중에서 0.592, 제한하중에서 0.272의 안전여유가 확보되므로 연결부 강도에 문제없음을 확인하였다. 각 부위의 안전여유는 Table 2에서 보는 바와 같다.[5]

Table 2. Minimum Margin of Safety

Part	Minimum Margin of Safety	
	Limit Load	Ultimate Load
Male Part (Coupling)	1.164	1.604
Female Part(Rod)	0.592	0.272

## 3) 열응력 해석

열응력 해석은 Conventional Method를 이용하여 해석하였으며, 열응력 해석 온도조건을  $-45^{\circ}\text{C} \sim 75^{\circ}\text{C}$ 로 적용소재에 대한 열팽창계수를 참고하여 고온 및 저온조건에서 변형량을 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 해석 및 안전여유 계산을 위한 주요 기호 및 수식을 (8) ~ (14)에 나타냈다.[5]

$$\text{Thread length of the rod : } L = 31.70\text{mm} \quad (8)$$

$$\text{Elastic modulus for the each material :} \quad (9)$$

$$E = 72,394\text{N/mm}^2$$

$$\text{Cross section area of the rod :} \quad (10)$$

$$A = \pi(D^2 - d^2) / 4 = 66.88\text{mm}^2$$

$$(\text{where, External Dia. : } D=14.1\text{mm, Internal Dial. : } d=10.66\text{mm})$$

$$\text{Maximum force due to thermal :} \quad (11)$$

$$F_{\text{thermal}}(P) = EA\Delta l / L = 3,054.66\text{N}$$

$$(\text{where, length variation : } \Delta l=0.02\text{mm})$$

$$\text{Total load (See equation (5),(6)) :} \quad (12)$$

$$\text{Limit load : } P_{\text{limit}} = 13,453.7\text{N}$$

$$\text{Ultimate load : } P_{\text{ultimate}} = 17,281\text{N}$$

$$\text{Stress by thermal :} \quad (13)$$

$$\text{Limit stress : } \sigma_{\text{limit}} = P_{\text{limit}} / A = 201.2\text{MPa}$$

$$\text{Ultimate stress : } \sigma_{\text{ultimate}} = P_{\text{ultimate}} / A =$$

$$258.4MPa$$

Margin of safety : (14)

$$Limit : M.S.limit = Fty/limit-1 = 0.302$$

$$Ultimate : M.S.ultimate = Ftu/ultimate-1 = 0.652$$

(where, Material Yield Strength of Rod:  $Fty = 262MPa$ )

Material ultimate Strength of Coupling :

$$Ftu = 427MPa$$

열응력 해석결과 Rod와 Coupling의 온도변화에 의한 길이차가 약  $\Delta l=0.02mm$  이고, 제한하중에서 0.302, 극한하중에서 0.652의 안전여유가 확보되므로 열응력에 문제없음을 확인하였다.[5]

#### 4) 고유 진동수 해석

Yaw Swaged Rod의 항공기 공진주파수 회피 가능성 검토를 위해 고유진동수 해석을 수행하였다. 고유 진동수 해석도 좌굴해석처럼 Hypermesh 전·후 처리기 및 Nastran Solver를 이용한 FEA를 수행하였다. FE model 타입은 1D bar element로서 node 수는 415 개, elements 수는 414 개를 적용하였다.(Fig. 6 참조)

Table 3은 회전익 항공기에 있어서 회피해야 할 진동수들을 보여주고 있다.

Table 3. Avoidance Frequency

Revolution	Helicopter Frequencies [Hz]		
	f nominal	f - 5%	f + 5%
1p/rev	4.5	4.3	4.7
4p/rev	18.1	17.2	19.0
8p/rev	36.3	34.5	38.1
12p/rev	54.4	51.7	57.1

Fig. 6에서 Green 1D BAR(직경 8.763mm)에서 FE모델을 이용하여 계산된 고유 진동수는 모두 공진주파수 회피영역 밖에 있음을 보여주었고, 이는 형상변경 이전 제품과 동일한 결과를 나타냈다.

기존 제품과 형상 변경된 제품의 고유진동수 해석결과를 비교해 보면 Table 4와 같다.

Table 4. Comparison of before/after Configuration Change

Contents	f1 (U bending mode)	f2 (wave pattern)	f3 (torsion mode)
before	63 Hz	251 Hz	563 Hz
after	81.80 Hz	114.9 Hz	148.3 Hz

#### 5) 입증 결과

구조해석은 좌굴해석, 열응력 해석, 연결부 나사산 강도 해석, 고유 진동수 해석 등을 수행하였다. 장축의 로드에서 가장 많이 발생하는 좌굴모드에 대해 검토한 결과 1.8이상의 안전여유를 확보하고 있었고, 열응력 해석 결과 0.110의 안전여유를 확보하고 있어 열응력에 문제가 없음을 확인했으며, 연결부 나사산 강도 해석 결과 Male part(Coupling)의 경우 극한하중에서 1.164, 제한하중에서 1.604의 안전여유가 확보되고 Female part(Rod)의 경우 극한하중에서 0.592, 제한하중에서 0.272의 안전여유가 확보되므로 연결부 강도에 문제없음을 확인하였다. 또한 고유 진동수 해석 결과 모두 회피영역 밖에 있음을 보여주었다

결과적으로 Yaw Swaged Rod는 좌굴해석, 열응력 해석, 및 조인트 강도해석 등의 구조해석 결과 모두 안전여유를 확보하고 있어서 제한하중이 작용할 때 Yaw Swaged Rod는 영구 변형(항복)이 발생하지 않고, 극한하중 내에서는 파괴가 발생하지 않음을 확인하였으며, 고유 진동수 해석 결과 공진이 없음을 확인하였다. 구조해석 결과 최소 안전 여유는 Table 5에서 보는 바와 같다.

Table 5. Minimum Margin of Safety

Contents	Buckling Stress	Thermal Stress	Coupling Thread Strength
Margin of Safety	1.816	0.110	0.272

### III. 결론

회전익 항공기인 A 항공기의 기계식 조종장치(MFCS) 구성품 중 하나인 Yaw Swaged Rod는 직경이 약 41 mm이고, 길이가 4 m 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 열처리가 가능하도록 Yaw Swaged Rod를 분할하여 제작하는 방법을 추진하였다.

이를 위해 변경된 형상에 대한 구조해석을 수행하였다. 좌굴해석 결과 안전 여유율 1.816을 확보하고 있었으며, 연결부 나사산 강도 해석 결과 Male part(Coupling)는 1.164, Female part(Rod)의 경우 0.272의 안전여유가 있었고, 열응력 해석 결과 최저 0.302의 안전여유를 확보하는 등 모두 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.

본 연구에서는 이처럼 회전익 항공기에서 중요한 역할을 하는 장축의 Yaw Swaged Rod에 대한 제작공정의 어려움을 해소하고 보다 효율적인 품질관리를 위해, Yaw Swaged Rod를 단축으로 분할하여 적용 할 경우 구조안전성에 대해 해석적 접근 방법을 통하여 비행안전 영향성이 없고 이에 따라 기존 항공기 적용에 문제가 없으므로 A 항공기 운항 간 비행안전에 영향이 없다는 결론을 도출함으로써, 향후 회전익 항공기 개발 시 분할된 조종로드 적용이 가능함을 입증하였다. 이러한 연구결과를 토대로 구조시험, 진동시험, 피로시험 등의 검증이 추가적으로 이루어질 경우, 회전익 항공기 Yaw Swaged Rod의 분할 기법이 향후 회전익 항공기 운항 간 비행안전에 크게 기여할 것으로 판단된다.

## References

- [1] Robert Pizzo, December\_2015 "Change Note 2015.0021 : HANHWA P/N A81025809-01-Re- Design"
- [2] Ministry of National Defence, 2013. "TMK1(3)-1520-303-23(1/24), Helicopter Utility KUH-1" 2-58
- [3] Defense Acquisition Program administration, 2012. "Development Specification for UH Mechanical Flight Control System" 88ZC4831\_Rev D : 8-17
- [4] Defense Acquisition Program administration, 2012. "Interpretation Report of KUH

Mechanical Flight Control System" 88PR4836 11,38,56

- [5] MECAER AVN Group, 2015. "Static Test Mechanical Flight Control System for KUH" TR-0000075\_Rev B