

함정용 탐색레이더 안테나의 구동 토크 분석 및 감쇄에 대한 연구

Study on Analysis of Driving Torque and Reduction for Naval Surveillance Radar Antenna

김 승 우* 양 윤 석*
Seung-Woo Kim Yun-Suk Yang

Abstract

Surveillance Radar System for naval vessels is a primary core sensor for command and fire control, and provides CFCS(Command and Fire Control System) information for 3-D surveillance and fire control. It's composed of Antenna, Transmitter/Receiver, Signal Processor, and Air drier, which are installed on and under deck. They should be designed and produced in order to endure at any operating circumstances. This paper analyzes load of a driving part for driving the antenna considering factors under external operating circumstances, and proposes a condition of load for maintaining fixed RPM through analyzing internal load of the driving part, and how to reduce the load to meet the condition. This paper is verified through experimental studies.

Keywords : Surveillance Radar(탐색레이더), Torque Control(토크 제어), Deriving Torque(구동 토크), Motor Torque Analysis(모터 토크 분석), Full Load Torque(정격 토크)

1. 서론

함정용 탐색레이더 체계는 지휘 및 사격통제를 위한 주요 핵심센서이며, 적의 전자전 위협과 해상 클러터 환경 하에서 대공 및 대함 표적에 대하여 3차원 탐색 정보 및 함포사격지원을 위한 정보를 지휘무장 통제체계에 제공한다. 그 구성은 안테나부, 송수신부, 처리부 및 공기건조기로 구성되어 각각 함상과 함내

에 설치되며, 각 장비는 운용환경조건을 견딜 수 있도록 설계되고 제작되어야 한다. 이중 안테나부는 함정의 마스트 면에 설치되어 함정 외부 환경조건을 모두 견딜수 있도록 설계되어야 하며, 레이더 전파를 자유 공간으로 내보내고 표적으로부터 반사되어 들어오는 전파를 수신하는 역할을 주기적으로 수행해야 한다^[1]. 안테나부는 안테나 장치와 구동장치로 구성된다. 구동장치는 안테나 장치가 방위각 방향의 빔조향을 얻을 수 있도록 기계적 회전을 위한 구동을 제공하고 회전 부위와 고정부위의 전기적 통로 역할을 하는 로터리 조인트 및 슬립링으로 구성된다. 본 논문에서는 안테나 구동을 위한 구동장치의 부하에 대해 외부 운용

† 2009년 3월 4일 접수~2009년 5월 15일 게재승인

* 국방기술품질원(DTaQ)

책임저자 : 김승우(jesuwkim@empal.com)

환경적 요인을 감안한 분석과 구동장치 내부 부하 분석을 통해 정속의 회전수를 유지하기 위한 부하의 조건과 그 조건을 충족하기 위한 부하 감소 방법을 제안하였으며, 실험적 고찰을 통해 검증하였다. 또한 안테나 구동부의 부하가 증가 할때 전동기 속도가 느려지는 현상을 소프트웨어적인 모터 제어로 최적화 할 필요성을 기술하였다.

안테나 장치 및 구동장치의 형상은 Fig. 1과 같다. 구동장치는 모터, 감속기, 베어링, 기어상자, 피니언기어, 로터리조인트 및 슬립링 어셈블리, 도파관 조립체, V-링, 방방 히터와 상부하우징, 베어링하우징, 하부하우징, 커버, 커넥터 판넬로 구성된다.

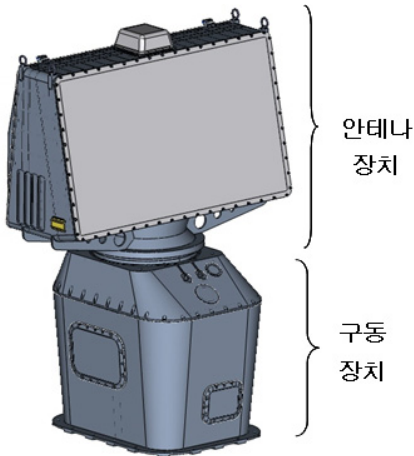


Fig. 1. 안테나 장치 및 구동장치 형상

구동장치의 주요 요구조건은 아래와 같다.

- 탐색모드(21rpm), 자기방어모드(30rpm)
정속회전(허용오차 10%)
- 회전모드 변환시 정상속도 도달시간 : 2초 이내
- 방위각 측정
- 임의 위치 정지 기능
- 안테나 브레이킹

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 외부환경 요소 중 구동에 영향을 많이 미치는 풍속에 기인한 외부 바람토크와 운용조건에 따른 구동장치 내부토크를 분석하였다. 3장에서는 토크분석에 기초한 부하감소방법을 제안하였다. 4장에서는 제안된 토크감소 방법을 적용한 실험을 하였고, 측정결과를 고찰하였다. 5장에서는 연구내용을 정리하고, 향후 추가 보완 되어야 할 사항을 기술하였다.

2. 안테나부 구동토크 분석

가. 풍속에 감안한 외부 토크 분석

외부 환경적인 요인 중 안테나 장치 구동토크에 가장 영향을 가장 많이 미치는 요소는 풍속이다. 구동장치는 안테나를 상대풍속 75knots의 환경에서 정속 30rpm으로 회전시킬 수 있어야 하며, 상대풍속 100knots에서 견딜 수 있는 구조적 강성을 갖추어야 한다.

초속 75knots의 상대 바람이 부는 조건에서 안테나를 정속으로 회전시키는데 있어 안테나에 가해지는 바람토크는 Fig. 2와 같다.

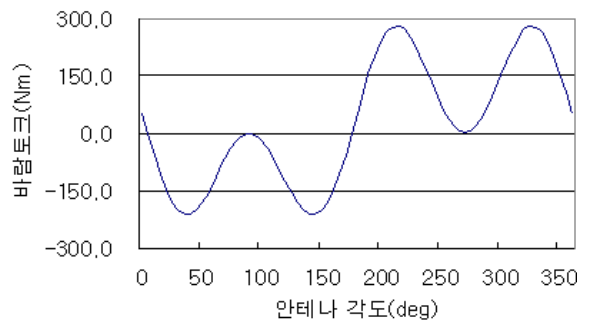


Fig. 2. 상대풍속 75knots, 30rpm의 안테나 회전시 바람토크

일반적으로 유동장내에 놓인 물체의 항력은 다음 식 (1)과 같다.

$$F_d = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 A \quad (1)$$

여기서 C_D 는 단면항력계수, ρ 는 유체물질의 밀도 (kg/m^3), V 는 유체물질의 속도(m/sec^2), A 는 유체물질의 속도방향에 수직한 평면에 투영된 물체의 단면적이다.

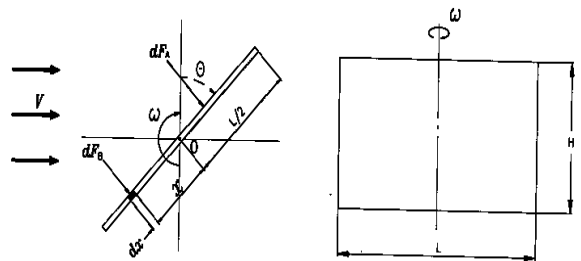


Fig. 3. 평판에 작용하는 Wind Force 모델링

Fig. 3에서 \overline{OA} , \overline{OB} 에 작용하는 미소풍력을 각각 dF_A , dF_B 라 가정하고, 평판의 회전축 0점에 대한 모멘트를 구하면 다음 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned} \sum M_o &= \int_0^{L/2} x \cdot dF_B - \int_0^{L/2} x \cdot dF_A \quad (2) \\ &\cong -\frac{1}{8}\rho H L^2 V^2 \cos^2\theta \frac{(C_A - C_B)}{2} \\ &\quad + \frac{1}{12}\rho H L^3 V \omega \cos\theta \frac{(C_A + C_B)}{2} \end{aligned}$$

정적모멘트의 단면항력계수는 다음 식 (3)과 같다^[2].

$$\frac{(C_A - C_B)}{2} = C_D(\theta) = C_{Dmax} \sin\theta \quad (3)$$

따라서, 바람토크 계산식은 식 (4)와 같다.

$$T(\theta) = -\frac{1}{8}\rho_{air} V^2 L A C_d \cos^2\theta \sin\theta + \frac{1}{12}\rho_{air} V L^2 A \omega C_d \cos^2\theta \quad (4)$$

여기서 L은 안테나의 폭(m), w는 안테나 회전각속도(rpm), V는 상대속도(m/s), ρ_{air} 는 공기밀도(kg/m³), A는 바람방향에 수직한 안테나 면적, Cd는 단면항력계수로서 1.2이다.

$$R1 = \frac{1}{8}\rho_{air} V^2 L A C_d \quad (5)$$

$$R2 = \frac{1}{12}\rho_{air} V L^2 A \omega C_d \quad (6)$$

$$T_{wind} = T(\theta)_{max} = -R1 \cos^2\theta \sin\theta + R2 \cos^2\theta \quad (7)$$

식 (5)와 식 (6)을 정의해서 식 (4)를 식 (7)로 표현할 수 있다. R1을 계산하면 640.32이며, R2는 52.08이다.

바람토크 T(θ)max는 281.39(N·m)이다.

초기기동 토크는 다음 식 (8)과 같다.

$$T_{ini} = T_{acc} + T_{wind} \quad (8)$$

일반적으로 관성모멘트는 이론적인 계산에 의해 도출하고 실험적 측정을 통하여 그 타당성을 검증한다^[3,4]. 관성모멘트를 계산하면 Table 1과 같다.

Table 1. 관성모멘트

부호	명 칭	값
Jm	모터(10 ⁴ kg·m ²)	45.00
Jr	감속기(10 ⁴ kg·m ²)	3.00
Jp	피니언(10 ⁴ kg·m ²)	30.00
Jg	기어(10 ⁴ kg·m ²)	100.00
Jant	안테나(10 ⁴ kg·m ²)	584523.75
R_r	감속기의 감속비	14.00
R_pg	피니언 기어의 감속기	4.01
Jeq,ant	안테나기준(10 ⁴ kg·m ²)	742887.32
Jeq,m	모터기준(10 ⁴ kg·m ²)	226.00

가속토크 다음 식 (9)와 같이 구해진다.

$$T_{acc} = J/g \times 2\pi \times N / (60t) \quad (9)$$

여기서 J는 안테나기준 부하관성 모멘트이며, g는 중력가속도, N은 최종회전속도 30rpm, t는 가속기간의 시간(규격기준 23초임)이다. 이와 같이 가속토크를 구해보면 T_{acc}는 10.15(N·m)이다.

T_{ini}는 가속토크와 바람토크의 합이므로 291.54(N·m)이다.

75knots의 환경에서 안테나를 정속 30rpm으로 회전시킬 때 소요되는 RMS토크 T_{rms}와 요구되는 모터용량 P_{rms}는 각각 식 (10) 및 식 (11)과 같다.

$$T_{wind_rms} = \left(\frac{1}{16}R1^2 + \frac{1}{4}R2^2\right)^{0.5} \quad (10)$$

$$P_{wind_rms} = T \times w \times \eta \text{ [Nm/s]}$$

$$w = (2\pi/60) \times N \text{ 이므로}$$

$$\begin{aligned} P_{wind_rms} &= (T_{wind_rms} \times N \times \eta) \times 2 \times 3.14 \times 10^{-3} / 60 \\ &= (T_{wind_rms} \times N \times \eta) \times 1.0471 \times 10^{-4} \text{ [kW]} \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 eta는 효율, T는 모터의 부하 토크, w는 각속도, N은 회전 속도 RPM(round/min)으로 30이다.

정격 토크 T_{wind_rms}는 162.18(N·m)이며, 정격파

위 P_{wind_rms} 는 0.57(kW)이다.

모터 기준의 토크로 환산하기 위해 모터로부터 메인 구동 기어까지의 기어비를 곱해야 하는데 이를 계산한 감속비는 54.33이다.

Table 2. 풍속조건에서의 부하와 모터사양 비교

구 분	모터기준 부하토크(N·m)	설계 결과
정격토크(N·m)	2.96	6.195
초기기동토크(N·m)	5.37	13.24
정격출력(kW)	0.57	1.1

Table 2는 안테나의 풍속조건에서의 부하와 모터의 설계 값이다.

모터 축 기준의 정격토크는 2.96(N·m)이며, 초기 기동토크는 5.37(N·m)이다.

나. 운용온도 조건의 영향을 포함한 토크분석

운용 온도조건에서 구동장치 내부온도 상승에 기인한 부하를 분석하여 보았다. 온도 챔버안에 안테나 구조물을 직접 구동장치에 올려 놓을 수 없는 점을 감안하여 안테나 구조물과 동일한 무게의 모의부하를 만들어 Fig. 4와 같이 온도시험을 수행하였다.

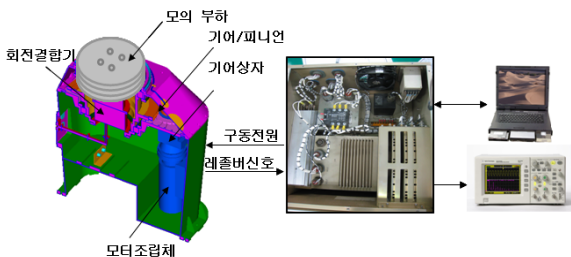


Fig. 4. 모의부하가 적용된 구동시험 환경

구동장치에 모의부하를 설치하고, 처리부의 구동제어장치를 연결한다. 구동제어장치를 컨트롤하기 위한 소프트웨어가 탑재된 노트북 그리고 인버터에서 구동장치로 가는 전류를 측정하기 위한 오실로스코프가 연결되어 있다. 동작 온도조건은 -31℃에서 50℃이다. 먼저 시험 중 부하의 변동을 알기 위해 소모전류를 측정하였다. 측정결과 상온대비 저온에서 구동모터의 소모전류는 급격히 증가하다가 8A 이상 증가 후 처리

부의 구동제어장치 인버터 억제모드의 전환으로 더 이상 전류는 증가하지 못하고 약 3A의 값을 유지 하였다. 이는 구동제어장치의 인버터가 억제모드로 들어가면서 전류를 작게 흐르도록 제어하기 때문이다⁵⁾. 구동제어장치 인버터는 센서리스 형태로 모터를 제어하는 방식이다^{6~8)}.

Table 3. 억제모드 레벨에 따른 부하전류

억제모드level 안테나 회전	250%	300%	350%
회전모드(30rpm)	10.0 A	11.87 A	14.0 A

구동제어장치의 인버터의 소프트웨어 파라미터를 조정하여 전류 제한 값을 증가시켰으며, 정격전류의 250%, 300%, 350%로 증가시키면서 시험한 결과 전류 변화는 Table 3과 같다. 결과적으로 소모전류가 계속 증가하였다.

저온 부하증가를 가져온 원인을 분석하여 보았다.

하드웨어적인 총 부하는 다음 식 (12)와 같이 정의할 수 있다.

$$Total\ Load = J\ddot{\theta} + B\dot{\theta} + T \tag{12}$$

여기서 첫째 항인 $J\ddot{\theta}$ 는 회전체의 inertia(관성모멘트)에 의해 발생하는 하중으로 RPM이 증가하는 가속 구간에서만 존재한다. 안테나부에서 $J\ddot{\theta}$ 항목은 회전체의 형상, 무게등과 관련된 항목으로 여기서는 열팽창 등을 무시할 때 무게 등의 변화가 없으므로 저온시 부하 증가요인으로 작용하지 않는다. 둘째 항인 $B\dot{\theta}$ 는 회전 속도에 저항하는 부하로 회전속도에 비례하는 특성을 가지고 있으며 속도가 빨라질수록 부하가 커진다. 회전속도에 저항성을 가지는 기어상자와 베어링의 오일과 그리스 저항성 등이 여기에 해당하며, 고속일 때 더 커진다. 셋째 항인 T 는 고정 부하로써 회전속도나, 가속도와 무관하며 고정적으로 걸려있는 모터 부하를 의미한다. 회전에 의해 영향을 받지 않는 모터나 열팽창 계수(열팽창으로 인한 마찰, 기어의 놀림, 백래쉬)가 여기에 해당된다.

1) 고정부하 측정

베어링 그리스 특성 및 조립불량, 열팽창으로 인한

기어 축 거리 및 베어링 예압 증가 검토를 위하여 저온상태에서 온도변화에 따른 기어축간 거리변화와 구동축의 회전토크를 측정하여 보았다.

구동장치 내부 단면도는 Fig. 5와 같으며, 상온에서 저온으로 될 때 기어축간 거리변화 δ 을 계산해 보면 식 (13)과 같다.

$$\delta = L \times \Delta T \times (\alpha - \beta) \tag{13}$$

여기서

- δ : 축간거리 변화량
- L : 축간거리 = 410mm
- ΔT : 온도변화량 = 51°C(상온 20°C, 저온 -31°C)
- α : 알루미늄 열팽창계수 = 2.4e-05
- β : 스틸의 열팽창계수 = 1.3e-05를 나타낸다.

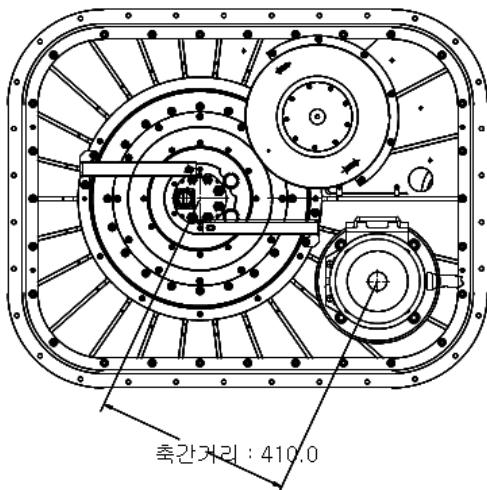


Fig. 5. 구동장치 내부 단면도

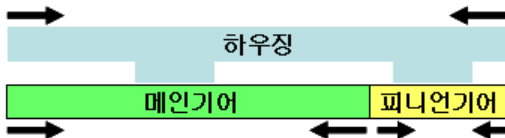


Fig. 6. 기어 간 열수축 방향

열수축의 힘의 방향은 Fig. 6과 같고, Al 재질인 하우징의 열수축 정도가 커 기어 틈새가 감소하게 됨을 알 수 있다. 감소정도는 식 (13)에서 계산한 0.2255 mm이다. 이는 전체 토크에 영향이 거의 없다고 볼 수 있다.

구동축의 회전토크 측정을 위해 먼저 감속비와 동력전달 손실을 고려해 보면 아래와 같다. 먼저 모터에서 기어박스 사이의 감속비는 14:1이고, 그리고 피니언기어에서 구동메인기어 사이의 감속비는 3.88:1이다.

- 감속비 : 54.33
- 동력 전달 LOSS 11% 고려
 - 베어링에 의한 동력 전달 loss = 0.5 % × 6 (베어링 갯수) = 3%
 - 기어박스 동력 전달 Loss = 5% (기어박스 효율 95%, Catalogue 2단 감속 기어의 효율 참고)
 - 피니언 기어 동력 전달 loss = 3%

Fig. 7은 구동장치 내부구조를 보여준다.

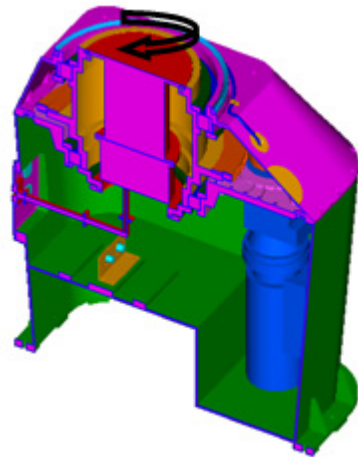


Fig. 7. 구동장치 내부구조

토크 측정결과 상온에서 25(N·m), 저온에서 62(N·m)으로 상온대비 약 2.5배의 부하증가가 있었다. 그러나, 감속비 54.33을 고려 시 저온에서 모터 부하는 1.14(N·m)로 측정되었다.

2) 감쇄 측정

구동장치의 기어 박스는 상부 하우징과 모터 사이에 위치하고 있으며 모터 바로 다음 단부터 일정 기어비로 감속을 하고, 내부에는 오일 타입의 윤활제가 포함되어 있다.

저온 상태에서 기어 박스 내에 오일의 부하 증가 여부를 측정하였다. 모터와 기어상자 부분을 분리 후 구동제어장치 인버터와 연결하여 Fig. 8과 같이 실험을 하였다.

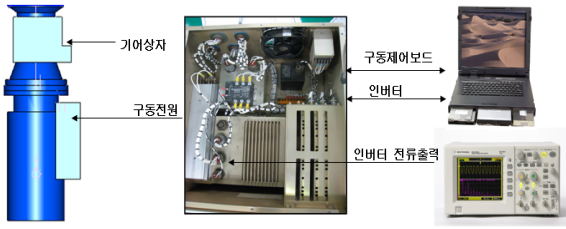


Fig. 8. 기어상자 부하 측정 시험환경

시험결과 상온(25℃)에서는 모터 구동 시 2.0A의 전류소모가 나타났고, 저온(-31℃)에서는 모터 구동 시 인버터의 센서리스모드에서는 8.0A, V/F모드에서는 8.14A의 전류소모가 측정되었다. 센서리스는 억제모드 8A까지 증가하다가 3A로 떨어지는 모양을 볼 수 있고, V/F모드는 억제모드 동작이 없으므로 8.14A를 지속적으로 유지함을 알 수 있다. 모터의 전류 RMS 파형은 Fig. 9와 같다.

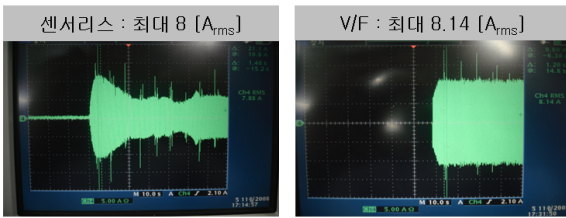


Fig. 9. 기어상자의 전류 RMS 파형

저온 시 모터 부하를 계산하였다.

$$POWER = \sqrt{3} \times V \times I \quad (14)$$

$$POWER = T \times S \quad (15)$$

식 (14)와 식 (15)을 이용해서 모터 출력 토크 T를 계산하면 식 (16)과 같다.

$$T = \frac{\sqrt{3} \times V \times I \times \text{모터효율}[0.7]}{S} \quad (16)$$

여기서 V는 모터 전압 220VAC, I는 측정전류, S=각속도 radian/s, T는 모터 출력토크이다.

$$S = \text{RPM} \times 2 \times \pi / 60 (\text{second}) \quad (17)$$

$$= 1629.9 \times 2 \times 3.1415 / 60 = 170.7 \text{ rad/s}$$

$$T = \frac{\sqrt{3} \times V \times I \times \text{모터효율}[0.7]}{S} \quad (18)$$

$$= \frac{\sqrt{3} \times 220 \times 7.88 \times 0.7}{170.7} = 12.31 \text{ N} \cdot \text{m}$$

저온에서는 상온대비 약 4배의 소모 전류(2A→8A)의 증가가 있었고, 저온 시 구동 모터 부하는 12.31(N·m)로 모터 정격 6.195(N·m)를 초과하는 것으로 측정 되었다.

풍속에 의한 부하토크 2.96(N·m)와 고정부하에 대한 토크 1.14(N·m)를 고려 시 기어상자의 부하는 2.095(N·m) 이하를 초과하지 않아야 한다는 것을 알 수 있다. 기구물의 구조적인 변화가 없고, 열 해석 결과 열 팽창 효과도 무시할 수 있으므로, 저온에서 많은 전류소모가 나타나는 것은 기어박스 내 오일의 점성이 증가한 것으로 볼 수 있다. 기어박스의 윤활유로 사용 중인 Shell Omalla HD 220은 유동점이 -48℃이다. 저온에서는 -48℃로 윤활제가 굳은 상태이고 -31℃에서는 굳은 상태에서 약간의 유동성을 가진 상태로 될 것으로 예상된다.

3. 토크 분석에 기초한 구동장치 부하 개선 방법

구동장치의 오일 저온특성을 개선하기 위해 국외도입 함정용 탐색레이더를 검토한 결과 기어 및 회전축에는 그리스(Aero Shell Grease 6, P/N 1322 500 85901)를 적용하고 있었다. 따라서 윤활유의 동점도 특성을 검토해 보았다. 기존의 기어상자 오일(Shell Omala 220)의 점성 특성은 Fig. 10과 같다.

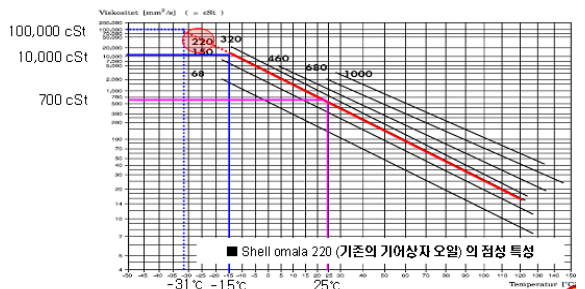


Fig. 10. 기어상자 오일(Shell Omala 220) 점성 특성

오일(Shell Omala 220)의 경우 저온으로 될수록 그 점성이 급격히 나빠지는 것을 볼 수 있다. 이런 단점

을 보완하기 위해 저온에서 점성특성이 우수한 윤활유를 검토하였다. 오일류는 점성의 특성이 아무리 좋아도 크게 차이가 나지는 않는다. 따라서 오일(Shell Omala 220)을 대체하기 위해 기술도입 레이더의 사례와 MIL 규격제품을 검토하여 저온특성이 좋은 그리스(MIL-G-21164D)를 분석하였다. 미국의 NAVY Air Systems Command의 MIL-G-21164D를 만족하는 Grease 17은 다음 Fig. 11과 같은 물리적 특성을 가지고 있다.

Characteristics	Requirements
Penetration: Unworked, minimum	200
Worked	260 - 310
Dropping point, °C (°F), minimum	165 (329)
Bomb oxidation: Pressure drop, KPa (psi), maximum: in 100 hours	68.9 (10)
in 500 hours	103.4 (15)
Copper, corrosion: ASTM classification, maximum	1b 1/
Water resistance, percent grease loss at 40 ± 0.5°C (104 ± 1°F), maximum	20
Evaporation, percent weight loss in 22 hours at 100 ± 1°C (212 ± 2°F), maximum	2.0
Oil separation, percent weight loss in 30 hours, maximum	5
Low temperature torque, at -73°C (-100°F) Nm, maximum: Starting	0.98
Running after 1 hour	0.098

Fig. 11. Grease 17의 물리적 속성

저온 -73°C에서 토크특성은 Running 토크가 0.098 (N·m) 정도로 우수하다.

기어상자 윤활유의 오일(Shell Omala 220)과 그리스(MIL-G-21164D)에 대해 Table 4에 비교하여 정리하였다. 그리스(MIL-G-21164D)는 마찰을 줄일 수 있는 5%의 고체 윤활제(Molybdenum Disulfide)가 포함되어 있어 starting torque와 running current의 차이를 줄이는데 효과가 있다.

4. 실험결과 고찰 및 향후과제

기어상자 윤활유를 MIL-G-21164D의 특징을 가지는 Grease 17로 변경 후 부하 전류에 대한 시험을 수행한 결과 다음 Fig. 12와 같았다.

Table 4. 기어상자 윤활유 변경 전 · 후 비교

구분	Shell Omala 220	MIL-G-21164
기어상자 윤활유	<ul style="list-style-type: none"> ○ P/N : Shell omala 220 ○ 저온 규격 : -48°C (작동점) ○ 점성 특성 <ul style="list-style-type: none"> - 상온(25°C) 700 cSt - 저온(-15°C) 10,000 cSt로 증가 =>점성이 14배 증가 - 저온(-31°C)의 경우 100,000cSt로 증가 =>점성이 143배 증가 (* cSt:centistokes, 동점성 계수) 	<ul style="list-style-type: none"> ○ P/N : Grease 17 ○ 규격명 : (Grease, molybdenum disulfide, for low and high temperatures) ○ 저온(-73°C) 토크 성질 우수함 ○ 주요 특성 : ASTM D1478에 방법에 따라 저온 토크를 측정, 구축함용 MW08에 적용중임.

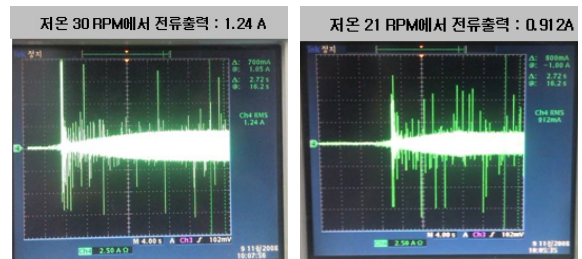


Fig. 12. 안테나 회전시 부하 전류

최초 저온(-31°C)에서 구동시 8A 이상의 전류가 흐르며 구동하지 않았었지만 개선방법 적용 후 전류 값은 1.24A 감소하였다.

기어상자와 모터를 연결한 부하 최대토크는 12.31 (N·m)에서 1.93(N·m)로 약 600%감소하였다.

이는 외부 풍속토크 2.96(N·m)과 내부 부하토크 1.14(N·m) 그리고 모터정격(Full Load Torque) 6.2(N·m)를 고려한다면 worst case에서도 모터 용량을 만족하는 부하를 가진다고 볼 수 있다.

시험 수행 결과 Table 5와 같이 저온 및 고온에서도 정상적으로 회전됨을 확인하였으며, 이에 따라 안테나 부의 부하특성이 개선되었음을 확인하였다.

부하 변화에 따른 모터의 운용은 인버터가 제어하는데 부하가 커질 때 모터의 속도가 급격히 떨어지는 경향이 있다.

향후 안테나 구동부의 부하 증가로 인해 모터전동

기의 부하가 커질 때 전동기 속도가 느려지는 현상을 소프트웨어적으로 모터 제어를 최적화하여 부하를 소프트웨어적으로 수용 할 수 있도록 할 필요가 있다. 인버터의 속도 추정 알고리즘 내 모터관련 파라미터 (전동기 누설 인덕턴스, 고정자 저항관련 파라미터) 최적화를 통해 모터가 8(N·m)정도에서 일정수준이상의 rpm을 가지도록 할 필요가 있다.

Table 5. 개선 전·후 시험평가 결과

구 분		규격	개선 전	개선 후
자기방어 모드	고온	30±3rpm	30.5rpm	30rpm
	저온	30±3rpm	0rpm	29.5rpm
탐색 모드	고온	21±2rpm	21.5rpm	21.5rpm
	저온	21±2rpm	0rpm	21.5rpm

5. 결론

함정용 탐색레이더는 대공 및 대함 표적에 대하여 3차원 탐색 정보 및 함포사격지원을 위한 정보를 지휘무장통제체계에 제공하는 핵심 센서이다. 운용환경 조건을 잘 견딜 수 있도록 설계되어야 하며, 개발할 때 양산성을 가지기 위한 검토가 함께 수행되어야 한다. 본 논문에서는 운용환경 조건에서 안테나 구동을 안정적으로 할 수 있도록 개선하였다. 안테나부의 내부와 외부의 환경조건을 감안한 구동 토크 분석을 하였으며, 이를 바탕으로 구동장치 내 기어박스의 토크 분석과 윤활유 변경을 통해 내부 부하를 줄일 수 있는 방법을 제안하였다. 더 나아가 모터를 제어하는 인버터 소프트웨어 프로그램의 최적화를 통해 구동모터

를 제어한다면 보다 더 안정화된 레이더를 운용을 할 수 있을 것으로 기대된다.

Reference

- [1] 김찬홍, 이동국, 류상철, 김승각, “PKX 전투체계용 탐색레이더 안테나부 상세설계”, 국방과학연구소, TEDC-517-060311, 2006. 2.
- [2] C. J. Richards, “Mechanical Engineering in Radar and Communications”.
- [3] J. Lewolt, “Weight, Balance and Moment of Inertia Calculations for Structural Analysis”, Report No. 9095, Lockheed Aircraft Corporation, USA, 1953. 4.
- [4] C. H. Wolowicz and R. B. Yancet, “Experimental Determination of Airplane Mass and Inertial Characteristics”, NASA TR R-433, Washington, D. C, USA, 1974.
- [5] Y. S. Ahn, Y. C. Kim, J. H. Lee, C. Y. Won, H. B. Song, “A Study on Induction Motor Drives by The Direct Torque Control Technique”, 전력전자학술대회 논문집, 1999.
- [6] B K. Bose, “Power Electronics and AC Drives”, 1986.
- [7] Pekka Titinen, “The Next Generation Moter Control Method, DTC, Direct Torque Control”, International Conference on Power Electronics, Drives & Energy System for Inustrial Growth Proceedings. Vol. 1, pp. 37~43, 1996.
- [8] G. Buja, D. Casadei and G. Serra, “DTC-Based Strategies for Induction Motor Drives”, IECON '97, pp. 1506~1516.