

◆ 특집 ◆ 방산제품 설계 및 시험

항공기용 전기식 날개 구동장치의 가속 수명 분석 및 시험을 통한 내구성 검증

Accelerated Life Analysis and Endurance Verification of Electro-Mechanical Actuator

허석행^{1,✉}, 이병호¹, 설진운¹, 백주현¹, 양명석², 권준용²
Seok Haeng Huh^{1,✉}, Byung Ho Lee¹, Jin Woon Seol¹, Joo Hyun Baek¹, Myung Seok Yang²,
and Jun Young Kwon²

¹ LIG 넥스원 기계연구센터 (Mechanical Engineering R&D Lab, LIG Nex1 Co., Ltd.)

² 국방과학연구소 (Agency for Defense Development)

✉ Corresponding author: sh.heo25@lignex1.com, Tel: +82-31-8026-4909

Manuscript received: 2016.7.29. / Revised: 2016.9.5. / Accepted: 2016.9.19.

Electro-Mechanical Actuator installed on the aircraft plays a key role in an aircraft's flight control through flight control computer. Reliable prediction of the actuator is important for the aircraft. To estimate the lifetime of a product, it is necessary to test full target life. However, it is very difficult to perform it due to the long life time of actuator but short period of development time with increasing cost. Therefore, accelerated life test has been used to reduce the test time for various reasons such as reducing product's development cycle and cost. In this paper, to predict the lifetime of the actuator, we analyzed the flight profile of aircraft and adapted the method of accelerated life test in order to accelerate failure modes that might occur under user conditions. We also set up an endurance test equipment for validating the demanded lifetime of an actuator and performed accelerated life test.

KEYWORDS: Actuator (날개 구동장치), Accelerated life test (가속 수명 시험), Gear train (기어트레인), Endurance test (내구성 시험)

기호설명

η = Scale parameter

β = Shape parameter

MTTF = Mean time to first failure

r = Number of failures

N = Number of specimens

CL = Confidence level

t = Test time

n = Life cycle

n_i = Number of cycles for bin i

T_i = Torque for bin i

$T_{\text{test}}, T_{\text{eq}}$ = Test torque, Equivalent torque

\bar{q} = Aerodynamics pressure

S= Area of control surface
 c= Mean aerodynamic chord
 C_{ha}, C_{hb} = Hinge moment coefficient of α and δ
 $S_{H_{gear \& pinion}}$ = Safety factor for contact stress
 $S_{F_{gear \& pinion}}$ = Safety factor for tooth root stress
 σ_{FG}, σ_{HG} = Tooth-Root and pitting stress limit
 σ_F, σ_H = Tooth-Root and contact stress

1. 서론

항공기 날개 구동장치는 Fig. 1과 같이 에일러론, 러더, 엘레베이터와 같은 조종면에 장착되어 비행 중 항공기의 기수 방향전환, 선회 및 상승과 하강 등 비행체의 전반적인 자세를 제어하게 된다.

기존에는 전기-유압식 구동장치가 주로 개발이 진행되었지만, 최근에는 소형 항공기 등을 위주로 전기식 구동장치의 개발이 진행되고 있다.¹

이러한 전기식 날개 구동장치는 항공기의 주요 안전관리 품목중의 하나로 고성능, 소형화 및 경량화된 구조가 요구되는 동시에 요구 수명 동안 초기 요구성능을 유지할 수 있는지를 검증하여야 한다.

일반적으로 장비의 요구 수명을 검증하기 위해서는 실제 요구되는 수명 시간 동안 시험을 진행해야 한다. 하지만 이러한 시험방법은 긴 수명이 요구되는 장비에서는 개발/시험기간 증가에 따른 비용상승 등으로 인하여 적합하지 않다.

이를 극복하기 위하여 정상적인 환경조건보다 더 가혹한 환경조건을 가하여 짧은 시간 안에 장비가 고장 나도록 하는 가속 수명 시험방법이 개발되었다.^{2,3}

Kim⁴ 등은 누적손상이론을 이용한 기계부품의 가속 수명 시험법을 개발하였다. 그러나 항공기 장비에 적용하기 위한 비행데이터 분석에 관련한 연구는 별도로 진행되지 않았다. 따라서 항공기 날개 구동장치에 적용하기 위한 비행데이터 분석을 통한 가속 수명 시험 방법의 개발이 필요하게 되었다.

본 연구에서는 항공기용 전기식 날개 구동장치의 요구 수명을 검증하기 위한 가속 수명 시험 방법 및 검증 시험에 대해 살펴보았다. 이를 위해 실제 비행 데이터로부터 부하 스펙트럼을 도출하는 방법에 대하여 분석하고, 가속 수명 시험 사양을 도출하였으며 마지막으로 요구 수명 검증을 위하여 가속 수명 시험을 위한 내구성 시험장치를 제작하여 수명 검증시험을 수행하였다.

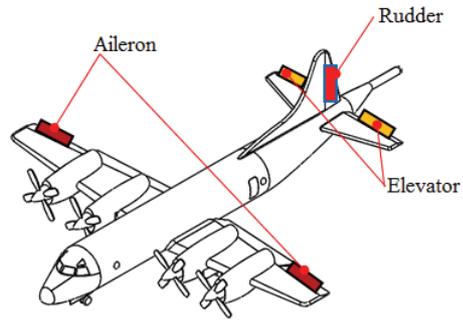


Fig. 1 The control surface of aircraft

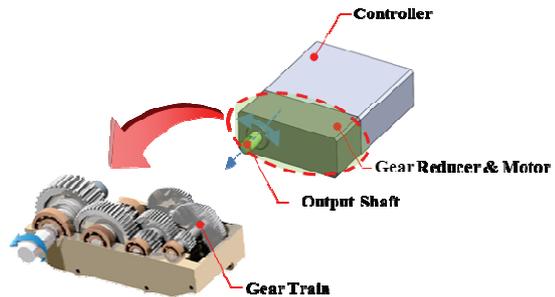


Fig. 2 Electro-Mechanical actuator (EMA)

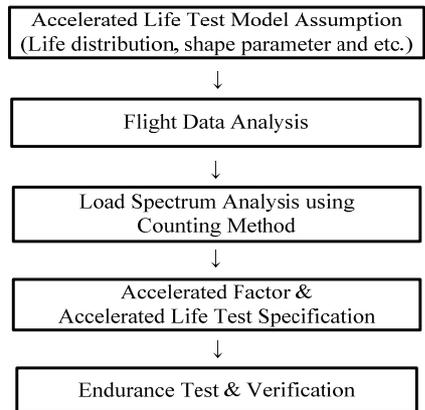


Fig. 3 Flowchart of accelerated life test method

2. 전기식 구동장치 형상

전기식 날개 구동장치는 Fig. 2와 같이 감속기 조립체, 모터 및 제어기의 일체형으로 구성된다.

이중 감속기 조립체는 5단 펑기어의 기어트레인 및 하우징으로 구성 되어있다. 기어의 재질은 Alloy Steel계열, 하우징은 알루미늄7075계열을 사용 하였다.

3. 가속 수명 시험 방법

3.1 가속 수명 시험 조건 검토

비행중 날개에 작용하는 부하는 구동장치 감속 기 조립체의 기어트레인에 우선적으로 전달된다. 기어트레인에 전달된 무수한 반복하중은 기어의 접촉 및 굽힘 응력을 발생시켜 기어파손을 유발시킨다.^{5,6} 따라서 본 연구에서는 외부 부하에 파손이 가장 쉽게 발생하기 쉬운 부분인 기어트레인에 작용하는 토크를 주요 가속인자로 선정하였다. 가속 수명 시험 방법을 요약하면 Fig.3과 같이 나타낼 수 있다.

3.2 비행 데이터 분석 및 부하 스펙트럼 도출

가속 수명 시험에 적용할 부하 스펙트럼 도출을 위하여 유사 항공기의 실측 비행 데이터를 분석하였다. 우선 비행 프로파일로부터 시간에 따른 고도 데이터를 이륙, 순항, 하강 및 착륙 등의 구간을 구분하였다.

각 구간에 대한 비행 실측 데이터에는 부하 측정 데이터가 없었기 때문에 조종면 구동각도에 대한 측정 데이터로부터 각 날개에 작용한 부하를 도출하고자 하였다.

조종면 구동각도 $\delta(t)$ 에 따른 조종면에 작용하는 부하토크 $M_{hinge}(t)$ 는 식(1)과 같이 표현할 수 있다.⁷

$$M_{hinge}(t) = \bar{q}Sc \left\{ C_{ha} \frac{\alpha(t)}{\delta(t)} + C_{h\delta} \right\} \delta(t) \quad (1)$$

식(1)로부터 받음각 $\alpha(t)$ 가 일정하다고 가정하면 조종면에 작용하는 부하토크는 조종면 구동각도 $\delta(t)$ 에 비례함을 알 수 있다.

조종면 구동각도가 최대인 지점에서 최대 부하토크가 발생한다고 가정하고 이때 최대 토크의 값을 알고 있다면, Fig. 4와 같은 시간에 따른 조종면 구동각도 $\delta(t)$ 에 대한 데이터로부터 각 구간에서의 시간에 따른 토크를 산출할 수 있다.

산출된 시간에 따른 토크 데이터를 계량화하여 상호 비교가 가능한 데이터로 변환하기 위해 레인플로 사이클 계수 (Rainflow Cycle Counting) 방법을 이용하였다. 이 계수법을 이용하면 시간-토크 데이터로부터 일정한 크기의 부하 토크가 발생한 횟수를 좀 더 용이하게 추출할 수 있다. 이를 통해 각 구간별로 부하토크의 빈도수를 도출할 수 있다. 레인플로 사이클 계수법을 이용한 결과의 예시는 Fig. 5와 같다.

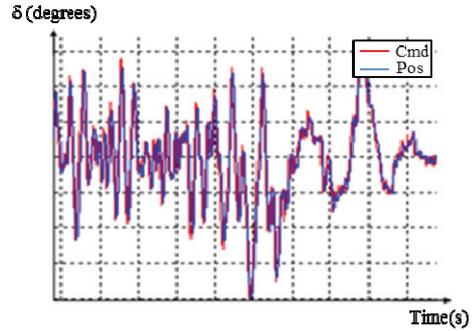


Fig. 4 Control surface deflection

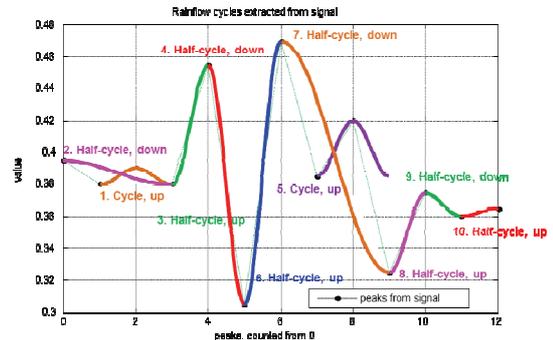


Fig. 5 Rainflow cycle counting

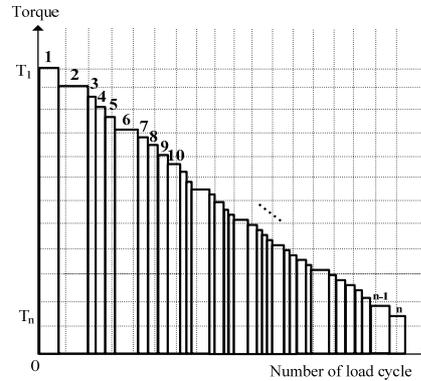


Fig. 6 Load spectrum graph

Table 1 Load spectrum of flight data

Bin	Torque	A1_cycle	...	A4_cycle	Total
1	T ₁	A ₁₁	...	A ₄₁	$n_1 = \sum_{i=1}^4 A_{i1}$
...
n	T _n	A _{1n}	...	A _{4n}	$n_n = \sum_{i=1}^4 A_{in}$

레인플로 사이클 계수법을 통해 각 날개에 작용하는 비행데이터로부터 최대 부하토크를 n등분하여 각 구간에 해당하는 부하토크의 발생빈도(Cycle)를 추출하였고, 이를 적용하면 Table 1 및 Fig. 6과 같이 표현할 수 있다.

3.3 기어의 강도분석

시험을 진행하기에 앞서 구동장치에 시험토크 T_{test} 로 부하를 인가할 때, 각 단의 기어에 발생하는 응력이 허용응력 범위 안에 있는지 분석하였다. 기어의 파손은 피니언과 기어 사이의 접촉응력 및 굽힘응력에 의하여 발생하며 각각 경우에 대한 안전계수는 다음 식(2) - 식(5)와 같이 표현할 수 있다.

$$S_{H_gear} = \frac{\sigma_{HG_gear}}{\sigma_{H_gear}} \quad (2)$$

$$S_{H_pinion} = \frac{\sigma_{HG_pinion}}{\sigma_{H_pinion}} \quad (3)$$

$$S_{F_gear} = \frac{\sigma_{FG_gear}}{\sigma_{F_gear}} \quad (4)$$

$$S_{F_pinion} = \frac{\sigma_{FG_pinion}}{\sigma_{F_pinion}} \quad (5)$$

기어의 강도계산은 ISO 6336의 Method B를 적용하여 1 - 5단 피니언 및 기어에 발생하는 응력, 응력의 한도 및 안전계수를 각각 도출하여 기어트레인의 요구수명에 대한 내구적 안전성 여부를 검증하였다.^{5,6}

계산된 면압 및 굽힘응력에 대한 각 기어의 안전계수는 Figs. 7과 8과 같다. 이로부터 설계된 기어트레인은 각 단의 안전계수가 1 이상이며, 시험토크 T_{test} 에 대하여 안전함을 확인할 수 있다.

3.4 구동장치 수명시험시간 도출

기계의 수명 시간 분포를 나타낼 때 일반적으로 와이불 (Weibull) 분포를 가장 많이 사용한다.

전기식 날개 구동장치 기어트레인의 수명분포가 와이불 분포를 따르며 MTTF 20,000 Hr의 신뢰도가 요구된다고 가정 하였을 때, 1개의 시편으로 95%의 신뢰수준을 확보할 수 있는 수명 시험시간을 산정하고자 한다.

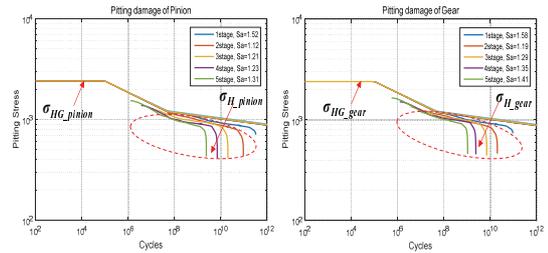


Fig. 7 Pitting stress for pinion and gear

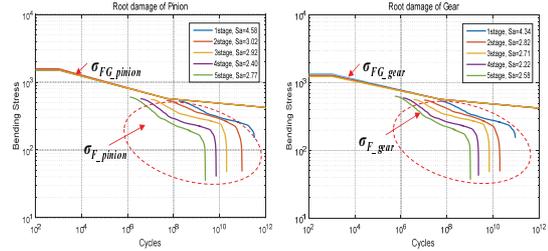


Fig. 8 Bending stress for pinion and gear

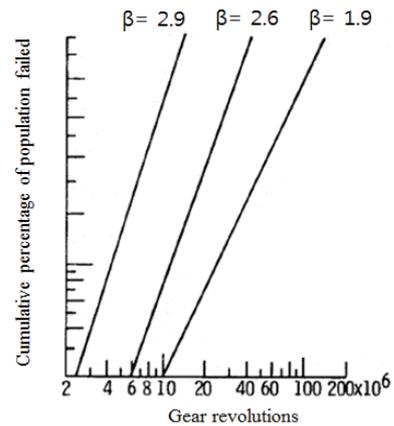


Fig. 9 Spur gear weibull slope

D.P. Townsend⁸ 등에 의하면 Alloy Steel을 적용한 평기어에 대한 형상모수 β 를 실험을 통해 Fig. 9와 같이 도출하였다. 본 연구에서는 형상모수 β 의 평균값인 2.5를 적용하였다.

와이불 분포를 따르는 구동장치 기어트레인의 평균 수명은 식(6)과 같이 표현할 수 있다.

$$MTTF = \eta \Gamma \left(1 + \frac{1}{\beta} \right) \quad (6)$$

이때 식(6)을 척도모수 η 에 대하여 정리하면

식(7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\eta = \frac{MTTF}{\Gamma\left(1 + \frac{1}{\beta}\right)} \quad (7)$$

여기서 신뢰수준 95%를 만족하는 시험시간과 척도모수의 관계는 식(8)과 같이 나타낼 수 있다.^{3,4}

$$\eta = \left(\frac{2 \sum_{i=1}^N t_i^\beta}{x^2(1-CL, 2r+2)} \right)^{1/\beta} \quad (8)$$

위 식(8)을 t에 대하여 정리하면 다음과 같다.

$$t = \eta \left(\frac{x^2(1-CL, 2r+2)}{2} \right)^{1/\beta} \quad (9)$$

식(7)을 식(9)에 대입하면 다음과 같은 식(10)이 도출된다.

$$t = \frac{MTTF}{\Gamma(1+1/\beta)} \left(\frac{x^2(1-CL, 2r+2)}{2} \right)^{1/\beta} \quad (10)$$

여기서 x^2 은 카이제곱분포를 따르게 된다.

식(10)으로부터 시료개수 1개, 고장개수 0개 일 때 신뢰수준 95%로 요구 MTTF를 보장하기 위한 시료1개에 대한 시험시간은 34,961 Hr임을 계산할 수 있다.

3.5 등가토크 및 가속 계수

기어의 Pitting 및 Tooth root 수명과 인가토크 사이에는 식(11)과 같은 가속모델이 성립한다.⁹

$$n \cdot T^p = const \quad (11)$$

위의 가속모델과 비행데이터로부터 등가토크 T_{eq} 에 대해서 식(12)와 같은 관계가 성립한다. ISO 6336에 따르면 기어의 열처리방식에 따라 Table 2와 같이 수명지수 p 의 값이 달라진다. 여기서는 기어의 침탄열처리 (Case Carburized)를 한 경우의 수명지수를 적용하였다.⁹

$$T_{eq} = \left(\frac{n_1 T_1^p + n_2 T_2^p + \dots}{n_1 + n_2 + \dots} \right)^{1/p} \quad (12)$$

Table 2 Exponent p and number of load cycles N_{Lref} ⁹

Heat treatment	Pitting		Tooth root	
	p	N_{Lref}	p	N_{Lref}
Case carburized	6.610	5.0e7	8.738	3.0e6
Through hardened	6.610	5.0e7	6.225	3.0e6
Nitrided	5.709	2.0e6	17.035	3.0e6
Nitro-Carburized	15.715	2.0e6	84.003	3.0e6

Values p for pitting are given for torque: to convert for stress, these values are to be doubled.

Table 3 Accelerated factor

Accelerated factor (AF)	Pitting	Bending
	690.8	873.9

Table 4 Accelerated life cycle

	Cycle	
Cycle of 20,000 Hr, N_{field}	$\sum_{i=1}^n n_i$	
Cycle of 34,961 Hr, N_{test}	$\frac{t}{MTTF} \sum_{i=1}^n n_i$	
Test cycle, N_{acc}	Pitting	$N_{test} / 2AF$
	Bending	N_{test} / AF

Table 1의 부하스펙트럼 데이터 및 Table 2의 침탄열처리인 경우의 수명지수를 식(12)에 적용하면 면압 및 굽힘에 대한 각각의 등가토크를 계산할 수 있다.

시험토크를 T_{test} 라고 한다면 Pitting과 Bending에 대한 가속 계수는 식(13)으로부터 Table 3과 같이 도출된다.

$$Accelerated Factor (AF) = \left(\frac{T_{test}}{T_{eq}} \right)^p \quad (13)$$

3.6 가속 수명 시험 방안 도출

3.4절로부터 MTTF 20,000 Hr을 보증하기 위해서는 시편1개에 대해 34,961 Hr의 수명을 만족해야 함을 도출하였다. 이로부터 시험토크 T_{test} 를 적용한 가속수명 주기 (Cycle)는 Table 4와 같다.

정현파 (Sinusoidal Wave)로 시험을 수행하면 한 주기는 정역회전이 반영되어 있으므로 굽힘 (Bending)은 2회 발생하며, 면압 (Pitting)은 1회 발생한다. 이를 고려하여 시험시간을 계산하였다.

도출된 가속 수명 시험 방안을 정리하면 Table 5와 같다. 가속 수명 시험시간은 가혹한 조건인 Pitting인 경우를 적용하였다.

Table 5 Accelerated life test specifications

	Pitting	Bending
Test cycles, N_{acc}	$N_{test} / 2AF$	N_{test} / AF
Test torque (Nm)	T_{test}	
Degrees (deg)	Sinusoidal wave θ_{max}	
Frequency (Hz)	0.4	
T_{cycle} (Sec)	$1/f$	$1/2f$
Test Time (Hr)	368.8	291.6

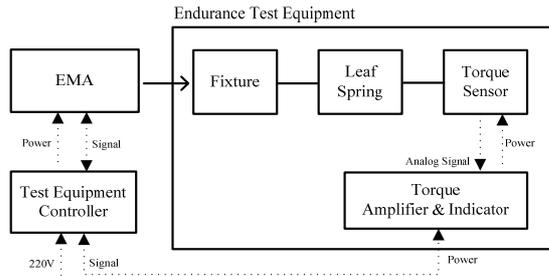


Fig. 10 Test equipment configurations

4. 내구성 시험

4.1 내구성 시험장치 구성

요구수명 검증을 위한 내구성 시험장치의 형상은 Fig. 10과 같다. 내구성 시험치구는 전기식 구동장치를 고정 하기 위한 장착 브래킷, 토크측정을 위한 토크 센서/인디케이터박스, 비틀림 각에 따른 토크발생을 위한 판스프링 및 구동장치의 성능을 검증/데이터저장을 위한 점검장비 등으로 구성된다.

4.2 내구성 시험결과

4.1절에서 구축한 내구성 시험치구를 이용하여 Table 6의 가속수명시험 사양을 적용한 요구수명에 대한 내구성 검증시험을 수행하였다. 시험은 무중단 연속시험을 기본으로 하며 판스프링은 소모성 구성품으로 일정주기마다 교체를 한다.

내구성 시험결과에 대한 고장 판단기준은 다음과 같다. (1) 구동장치 정상작동 여부 (2) 감속기 조립체 구성품 파손여부 (기어, 베어링 및 하우징 등) (3) 허용 백래쉬 이내 만족여부

시험 완료후 점검장비를 이용하여 구동장치의 정상작동 여부를 검증하였다. 이후 구동장치 감속기 조립체를 분해하여 Fig. 11과 같이 기어 비파괴 검사 및 육안검사 등을 통해 각 구성품의 파손 여부를 검사하였다. 마지막으로 Fig. 12와 같이 백래쉬

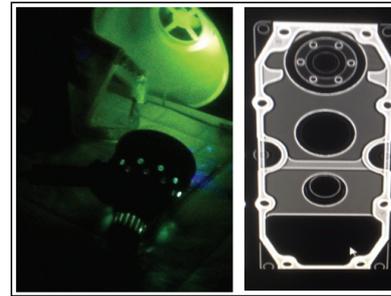


Fig. 11 Nondestructive inspection of gear reducer



Fig. 12 Backlash measurement

측정을 통해 시험후 허용 백래쉬 이내인지를 측정하였다. 시험결과 각 고장판정 기준에 대하여 요구조건을 만족함을 검증하였다.

5. 결론

본 연구에서는 항공기용 전기식 날개 구동장치의 가속 수명 시험 방법 및 시험을 통한 내구성 검증 결과에 대하여 살펴보았다. 이를 통해 비행 프로파일을 고려한 전기식 날개 구동장치의 가속 수명 시험 방법을 도출하였으며, 내구성 시험장치를 제작하여 구동장치의 MTTF 20,000시간에 대한 368.8시간의 가속 수명 시험을 수행하였다. 결과적으로 구동장치가 주어진 부하에 대하여 요구 수명을 만족함을 검증 하였다.

REFERENCES

1. Yoon, G.-J., Park, H.-Y., and Jang, K.-W., "The State of the Art and Application of Actuator in Aerospace," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 14, No. 6, pp. 89-102, 2010.
2. KS A 5606, "Design of Durability Test for

- Mechanical Components,” 2012.
3. KS A 5608, “Accelerated Life Test,” 2012.
 4. Kim, D.-C., Lee, G.-H., and Kim, H.-E., “Development of Accelerated Life Test Method for Mechanical Parts Using Cumulative Damage Theory,” Bulletin of Korea Institute of Machinery and Metals, Vol. 32, pp. 35-43, 2002.
 5. Huh, S. H., Lee, B. H., Lee, S. K., Lee, J., and Yang, M. S., et al., “A Study on Accelerated Life Test Method of Integrated Electro-Mechanical Actuator Gear Box,” Proc. of KSPE Spring Conference, p. 548, 2014.
 6. Huh, S. H., Lee, B. H., Lee, J., Yang, M. S., and Kwon, J. Y., “A Study on Endurance Analysis and Estimation of Actuator Gear Train Considering Flight Profile and Life Time,” Proc. of KSPE Spring Conference, pp. 1230-1231, 2015.
 7. Nam, Y. S., Lee, J. Y., and Lee, G. D., “QFT Application on Force Controller Design for Aircraft Control Surface Load Simulator,” Proc. of Institute of Control Robotics and Systems Autumn Conference, pp. 1684-1687, 1997.
 8. Townsend, D. P., Coy, J. J., and Zaretsky, E. V., “Experimental and Analytical Load-Life Relation for AISI 9310 Steel Spur Gears,” Journal of Mechanical Design, Vol. 100, No. 1, pp. 54-60, 1978.
 9. ISO 6336, “Calculation of Load Capacity of Spur and Helical Gears,” 2006.