

와이블 분포를 이용한 플랩구동장치의 무고장 가속수명시험

조현준^{1,†} · 이인호¹ · 김상범¹ · 박상준¹ · 양명석²

¹(주)한화/기계 항공우주연구소

²국방과학연구소

No-Failure Accelerated Life Test of Flap Actuating System using Weibull Distribution

Hyunjun Cho^{1,†}, Inho Lee¹, Sangbeom Kim¹, Sangjoon Park¹ and Myungseok Yang²

¹Aerospace R&D Center, Hanwha Corporation,

²Agency for Defense Development

Abstract : In this paper, we present some results on No-failure accelerated life test of aerial vehicle for reliability demonstration. The design of general accelerated life test consists of the three phases: 1) Estimating normal life test time of a single product from Weibull distribution model; 2) Determining the acceleration factor (AF) by utilizing the relation between the life of mechanical components and the applied torque; 3) Calculating the accelerated life test time, which comes from dividing the estimated normal life test time into AF. Then, we applied the calculated life test time to the real reliability test of the flap actuating system, while considering the requirement specification for mechanical components and operating environment of the actuation system. Real experimental processes and results are presented to validate the theory.

Key Words : reliability, Weibull distribution, accelerated life test, acceleration factor, no-failure, MTBF, airplane, flap actuating system

1. 서 론

신뢰성이란 어떤 부품이나 시스템 등이 주어진 환경에서 일정한 기간 동안 고장 없이 요구되어 지는 기능을 수행할 수 있는 특성을 말한다[1]. 최근에는 신뢰성을 부품이나 시스템이 수행할 수 있는 기본적 성능과 함께 부품의 내구품질을 평가하는 기준으로 삼고 있다. 이러한 신뢰성의 확인 및 평가는 다양한 부품과 시스템에 적용될 수 있으나, 상대적으로 기계/항공 시스템의 경우, 신뢰성 평가를 위한 시험 시 장치간의 시험시간이 요구되어 진다는 점과 시제 가격이 고가라

는 점을 고려해야만 한다. 시험의 결과가 실제 제품에 적용되기 위해서는 짧은 시간 내에 시험 결과를 얻는 것이 중요하다. 따라서 최소의 시험 시제와 짧은 시험 시간을 통해 유효한 신뢰성 결과를 얻기 위한 연구가 수행되어져 왔다. 신뢰성 결과를 얻기 위한 신뢰성의 시험 기술은 Weibull이 수명 분포 모델링을 제시하였으며[2], 통계 분석의 발달과 함께 여러 분야에서 발전해왔다. 현재는 유효한 신뢰성 결과를 얻기 위해 무고장 조건에서 최소한의 시제를 활용하여 그것을 추정 및 평가한다. 또한 그 결과를 제품에 빠르게 반영하기 위해 사용 조건을 가속하여 시험 시간을 단축, 신뢰성 결과를 얻는다. 현재까지의 신뢰성 시험에 대한 결과는 대부분 기계 부품의 무고장 가속시험에 대해 다룬다[3-13]. 한편, 항공기의 플랩구동장치 (Flap Actuation System, Fig. 1)의 설계 시 항공기 경량화

Received: Jan. 12 2016 Revised: Mar. 04 2016 Accepted: Mar. 07, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-41-538-7957, E-mail: chohjw@hanwha.com

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering



Fig. 1. 항공기 플랩구동장치

와 소형화를 위한 연구가 전 세계적으로 활발하게 이루어지고 있다[14]. 그러나 이 경우, 초기 설계 시 수명에 대한 내구성 평가가 중요하다라는 측면에도 불구하고[15], 그것의 신뢰성 입증을 위한 가속시험의 설계와 그것의 수행에 관해 다룬 연구는 찾을 수 없다. 그러므로 본 연구의 기여는 다음과 같다. 1)무고장 가속시험의 이론을 항공기 구동장치에 적용; 2)이론을 실제 항공기 신뢰성 시험에 적용한 과정과 결과를 제시; 3)다른 항공기 부품에 신뢰성 시험이 적용될 수 있는 근거를 제시한다. 또한 본 연구의 결과는 [16]의 이론 결과를 확장한다. 항공기 플랩구동장치의 무고장 가속수명시험 시간에 관한 계산 결과[16]을 토대로 실제 신뢰성 시험을 수행한 결과를 함께 제시할 것이다.

본 논문의 나머지 부분의 구성은 다음과 같다. 먼저 2장에서 일반적으로 기계/항공 부품의 수명 분포에 활용되고 있는 와이블 수명 분포 모델링을 통한 정상 수명 추정 방법, 그리고 사용 조건을 가속하여 신뢰성 시험에 반영하는 최신의 이론 결과를 요약한다. 3장에서는 그 과정을 감속기류에 해당하는 항공기 플랩구동장치에 적용하여 특정 신뢰 수준으로 특정 목표 수명을 보장하는 최소한의 무고장 가속수명시험 시간을 추정 및 산출한다. 4장에서는 신뢰성 시험의 수행을 위해 항공 부품임을 감안하여 정교하게 제작된 시험 치구와 그것의 작동, 또한 시험 과정과 시험 결과를 함께 제시한다. 마지막으로 5장에서는 결과의 요약 및 앞으로의 과제를 기술할 것이다.

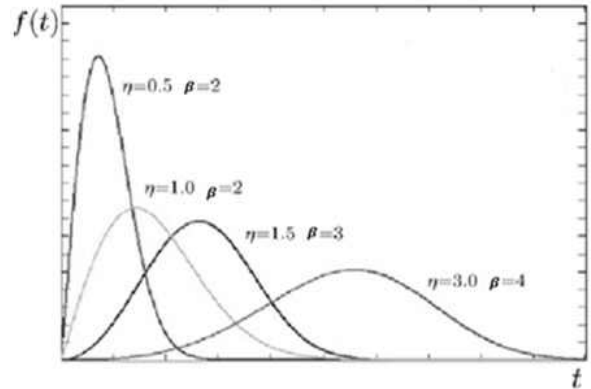


Fig. 2. 2-모수 와이블 분포의 변화 양상

2. 와이블 모델링을 통한 무고장 가속수명시험

2.1 와이블 모델링을 이용한 정상수명의 추정

먼저 기계/항공 부품이 기계적 부하 및 부품 결합 등에 의한 파손과 함께 피로 및 마모에 의한 고장 모드를 가지는 것을 고려한다. 따라서 부품의 고장은 작동시간 직 후 부터 발생할 수 있다. Weibull의 결과에 따라 기계/항공 부품의 수명을 모사하는 2-모수 와이블 분포 (i.e., 위치모수=0)는 다음과 같다[3].

$$f(t) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta-1} \exp \left[- \left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta} \right] \quad (1)$$

β , η , t 는 각각 형상모수(shape parameter), 척도 모수(scale parameter), 그리고 수명 시간을 가리킨다. Figure 2와 위의 수식에서 알 수 있는 바와 같이 β , η 에 따라 고장 확률밀도 함수 값이 결정된다[3]. 기계/항공 부품의 경우 시간이 지남에 따라 고장의 빈도가 증가하므로 $\beta > 1$ 일 때 부품 수명을 모델링할 수 있다[3, 4]. 한편, Equation 1로부터 부품의 고장이 t 시간 이내에 발생할 확률 $F(t)$ 와 고장이 발생하지 않을 확률 $R(t)$ 을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$F(t) = \Pr [T \leq t] = \int_0^t f(x) dx = 1 - \exp \left[- \left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta} \right]$$

$$R(t) = 1 - F(t) \quad (2)$$

위의 Eq. 2의 누적확률은 제품 신뢰성의 인증에서 유용하게 활용될 수 있는 평가 지수에 해당한다. 한편, 앞서 언급한 바와 같이 제품의 평균 수명을 확인하고자 신뢰성 시험을 진행할 때, 해당되는 기계/항공 부품이 고가임을 고려하면 많은 시제 수를 가지고 신뢰성 시험을 하기는 어렵다. 따라서 1개의 시험 시제를 가지고 해당 부품의 신뢰성 수명을 추정하는 방법으로 신뢰성을 평가한다.

먼저 시험하고자 하는 부품의 고장확률 분포가 Eq. 1을 따른다고 가정하자. 이 때 형상모수 β 는 경험적으로 결정되어 있는 값이다. (e.g., 기계, 항공부품류의 형상모수는 약 1~3에 해당[5, 17, 18]) 일반적으로 Eq.1의 척도모수 η 를 추정하기 위해 최대우도추정방법(Maximum likelihood estimation)을 다음과 같이 활용할 수 있다[4].

$$\eta = \left[\sum_{i=1}^n \frac{t_i^\beta}{r} \right]^{\frac{1}{\beta}} \quad (3)$$

n , r 은 각각 시제의 숫자 및 고장의 관측 수를 가리킨다. 하지만 위의 수식에서 알 수 있듯이 1개의 시제를 가지고 무고장 시험을 실시하였을 때 최대우도추정을 통해 그것을 추정하는 것은 불가능하다. (i.e., $n=1$, $r=0$) 이 때 최대우도추정의 대안으로 특정한 신뢰수준을 설정하여 모수가 포함되어 질 것으로 생각되는 구간을 추정하는 방법으로 대신 할 수가 있다. 즉, 신뢰 구간의 하한방법(Lower confidence limit)을 활용하면 다음과 같다[4].

$$\eta = \left[\frac{2 \sum_{i=1}^n t_i^\beta}{\chi^2(2r+2; \alpha=0.05)} \right]^{\frac{1}{\beta}} \quad (4)$$

위의 χ^2 , α 는 각각 카이제곱 분포, 신뢰수준을 가리킨다. 여기에서 $\alpha=0.05$ 는 95% 신뢰수준을 의미한다. 이제 위의 Eq. 4의 η 의 추정 값으로부터 α 의 신뢰수준에 대한 일반적인 부품의 평균수명 척도인 $MTBF$ (Mean time between failures)와 B_p 수명을 다음과 같이 추정할 수 있다[4-7].

$$MTBF = \eta \Gamma\left(1 + \frac{1}{\beta}\right)$$

$$B_p = \eta [-\ln(1-p)]^{\frac{1}{\beta}} \quad (5)$$

한편, Eq. 4의 신뢰 구간의 하한방법과 위의 Eq. 5를 활용하여 n 개의 시제와 무고장 관측 결과($r=0$)에 대한 해당 부품의 평균 정상수명 시험시간 t 의 관계식을 다음과 같이 유도할 수 있다[4-7].

$$t = \frac{MTBF}{\Gamma\left(1 + \frac{1}{\beta}\right)} \left[-\frac{\ln(1-CL)}{n} \right]^{\frac{1}{\beta}}$$

$$t = B_p \left[\frac{\ln(1-CL)}{n \ln(1-p)} \right]^{\frac{1}{\beta}} \quad (6)$$

Equation 6은 고장 관측 수가 0일 때 카이제곱 분포의 계산을 단순화하여 계산한 것임에 유의하라. (i.e., $\chi^2(1-CL, 2r+2)/2 = -\ln(1-CL)$ if $r=0$) 따라서 고장이 관측되지 않았을 때 목표 수명지표 $MTBF$, B_p 에 대한 각각의 정상수명 t 를 구할 수 있다.

2.2 가속계수와 가속수명시험 시간의 추정

앞에서 구한 정상수명 시험시간 t 을 감소시키기 위해 부품의 사용조건을 정상의 운용조건보다 가속하여 시험한다. 이를 위해 시험 조건을 가속하는 지표인 가속 계수 AF 는 다음과 같이 정의된다.

$$AF = \frac{t}{t_{test}} \quad (7)$$

t_{test} 는 가속수명시험 시간을 가리킨다. 위의 Eq. 7을 통해 알 수 있듯이 가속계수 AF 는 정상수명과 가속수명의 비로 정의된다. 즉, 정상수명 t 와 AF 를 알고 있을 때 t_{test} 를 구할 수 있다. 한편, 특정 토크가 부품에 사용될 때 가속계수 AF 는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$AF = \left(\frac{\tau_{test}}{\tau_{eq}} \right)^X \quad (8)$$

τ_{test} , τ_{eq} , X 는 각각 부품에 적용되는 가속시험토크, 등가토크, 수명지수이다. 가속시험토크 τ_{test} 는 정상 사용조건보다 가속하여 적용된 시험토크이고 등가토크



Fig. 3. 플랩구동장치 형상

τ_{eq} 는 정상 사용조건에서의 사용토크를 나타낸다. 이제 가속계수에 부품의 재료와 마모 특성을 반영해야만 한다. 필요한 부품의 수명지수 X 는 참고문헌과 S-N 선도를 통해 결정할 수 있다[19]. 일반적으로 기어류 부품의 수명지수 값은 약 5~8에 해당한다[3]. 결과적으로 등가토크 τ_{eq} 로부터 가속토크 τ_{test} 로 증가시켜 계산한 Eq. 8의 가속계수 AF 와 가속계수의 정의 Eq. 7을 이용하면 가속수명시험 시간 t_{test} 을 결정할 수 있다. (i.e., $t_{test} = t/AF$)

3. 플랩구동장치의 무고장 가속수명 시험 시간

3.1 항공기 플랩구동장치

항공기 플랩구동장치는 항공기의 플래퍼론 외측에 부착되어 항공기 주 날개의 형상을 변형시킴으로써 날개에 작용하는 양력을 변화시키는 장치이다. 플랩을 작동시키는 플랩구동장치는 상대적으로 높은 양력/항력을 견딜 수 있어야하기 때문에 높은 기어비와 효율이 요구된다. 한편, 대형 여객기나 전투기는 높은 토크를 요구하므로 대부분 유압식 구동장치를 활용한다. 본 연구에서는 소형 항공기에 적용되는 전기식 구동장치를 이용하였으며 회전형 모터와 원형 기어 트레일러를 사용, 플랩을 구동시킨다. 플랩구동장치의 구성은 크게 높은 출력의 발생과 구동 방향의 전환을 위한 기어부로 이루어져 있는 플랩 구동기와 레버암, 그리고 직접적으로 출력을 전달하기 위한 구동로드로 구성된다. (Fig. 3) 따라서 각각의 부품이 대응되는 요구조건

을 만족시키는지 확인하기 위해 신뢰성 입증시험이 수행되는데 일반적으로 항공부품/구성품의 신뢰성 수명의 척도 적용은 B_1 수명으로 육상, 해상 부품/구성품보다 높은 수준의 조건을 요구한다[20]. (e.g., 육상, 해상 부품/구성품은 각각 B_{10} , B_5 수명요구) 즉, 항공 부품/구성품의 수명 요구수준은 부품의 수명이 모두 경과한 후에도 고장이 발생할 확률이 1%인 것으로, 가장 엄격한 수준의 신뢰성 정도를 요구한다. 따라서 이와 같은 높은 신뢰성 입증 요구를 만족시키면서 유효한 신뢰성 결과를 얻기 위해 보다 엄격한 시험 설계가 필요하다.

3.2 플랩구동장치의 가속수명시험 시간의 추정

이제, 항공기 플랩구동장치의 신뢰성 입증시험을 위한 무고장 가속수명시험의 시간을 추정하자. 이를 위해 신뢰수준 95%로 플랩구동장치가 요구되는 요구수명 또는 사이클을 만족시키는지 입증하는지 알아보기 위한 시험을 설계할 것이다. 앞서 언급한 바와 같이 최소한의 시험시제와 짧은 시험주기로 유효한 결과를 얻기 위하여 신뢰구간의 하한추정 방법을 활용한다. 또한 신뢰성 평가 대상인 플랩구동장치의 수명은 동력 전달을 위한 감속기의 손상 및 파괴에 의한 것임에 유의한다.

먼저 경험적인 항공기 운용수명 A회를 고려한다. 본 논문의 신뢰성 시험은 방산 목적의 무인항공기 플랩구동장치를 대상으로 한 것으로 위의 A회는 일반적인 운용수명보다 엄격한 수준에 해당한다. 또한 본 논문의 정확한 수치 결과는 인가되지 않는 군사정보에 해당되므로 운용수명을 A회로 나타내었다. 항공기 운용수명 A회에 대해 이·착륙을 고려하면 플랩구동장치의 운용수명 $MTBF$ 는 2A회에 해당한다. 또한 B_1 (i.e., $p=0.99$)의 신뢰성 척도와 시제 수 $n=1$, 무고장 시험조건 ($r=0$)을 적용하였다. 또한 와이블 모델링을 위한 형상 모수 $\beta=1.6$ 으로 기계류 부품 특성과 감속기에 대한 문헌을 참고하여 선정하였다[4, 5, 17, 18]. 플랩구동장치는 앞서 언급한 바와 같이 다양한 부품의 조합으로 구성되어 있다. 먼저 엄밀하게 플랩구동장치 평균수명 $MTBF$ 을 계산하기 위해서는 각 부품 별로서 상이한 고장률과 환경 조건 및 하중/스트레스 조건을

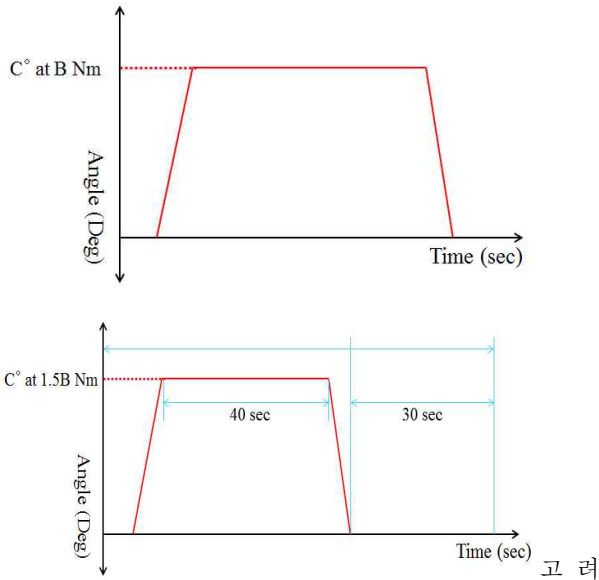


Fig 4. 플랩구동장치 구동 프로파일 τ_{eq} , τ_{test}

고려해야만 한다. 이를 위해 플랩구동장치를 구성하는 각 부품의 고장률 데이터 (e.g., NPRD, EPRD)를 활용하였다. 동시에 이를 알려진 계산식에 대입하여 부품들의 총 고장률로부터 최종적으로 플랩구동장치의 평균수명 *MTBF*를 산출하였다. 본 연구에서 가정한 플랩구동장치 운용수명 2A회는 각 부품의 고장률 데이터로부터 엄밀하게 산출된 *MTBF*값에 안전계수 3~4 정도가 적용된 요구수명이므로 이를 훨씬 상회하는 값이라고 볼 수 있다.

정상시험시간을 추정하기 위해 형상모수 $\beta=1.6$ 와 *MTBF* 2A회에 대한 와이블 모델링의 척도모수 η 를 다음과 같이 추정한다.

$$\eta = \frac{MTBF}{\Gamma(1 + \frac{1}{\beta})} = \frac{2A}{\Gamma(\frac{2.6}{1.6})} = 2.23A \quad (9)$$

위의 $\eta=2.23A$ 회의 계산 결과를 참고하여, 무고장 시험에 대한 신뢰수준의 하한추정 방법 Eq. 4을 활용할 수 있다. 즉 Eq. 4를 정리하여 시험시간을 계산하면 다음과 같다.

$$N_t = \left[\eta^\beta \frac{X^2(2 : \alpha = 0.05)}{2} \right]^{\frac{1}{\beta}} = 4.4285A \text{ 회} \quad (10)$$

위의 시험시간 결과에 따라 정상 운용환경에서 시험

Table 1 Exponent *X* and number of load cycles *N*

Heat Treatment	Pitting		Tooth root	
	<i>X</i>	<i>N</i>	<i>X</i>	<i>N</i>
Case carburized	6.610	5×10^7	8.738	3×10^6
Nitrided	5.709	2×10^6	17.035	3×10^6

했을 때, 신뢰수준 95%로 *MTBF* 2A회를 보장하기 위해서는 1개의 시제로 최소한 $N_t=4.4285A$ 회 동안 고장이 관측되지 않아야 한다.

앞서 2장에서 언급한 바와 같이 $N_t=4.4285A$ 회는 평균수명 2A회보다도 긴 시험시간이 요구되므로 이를 감소시키기 위해 가속시험요인을 적용한다. 먼저 정상상태와 가속상태에서의 사용조건 및 스트레스 요인을 정의한다. 플랩구동장치에 손상 및 파손을 일으키는 요인은 토크(Torque)로서 정상상태와 가속시험상태의 스트레스 요인을 비교하자. Figure 4에서 보여 지는 바와 같이 정상상태에서 플랩구동장치의 구동 프로파일은 진폭 0~C°의 사각파의 파형으로 구동되며, 이에 대응되는 등가토크 τ_{eq} 는 B Nm가 작용한다. 한편, 시험에 적용된 가속수명시험의 토크 구동 프로파일은 같은 사각파의 파형으로 시험토크 1.5B Nm이 적용되도록 할 것이다. 즉, 가속시험에서 플랩구동장치 시제는 정상적으로 작동될 때보다 스트레스 요인이 1.5배 증가되도록 시험을 설계한다. (i.e., $\tau_{test}=1.5B$)

한편, 가속계수 *AF*를 계산하기 위한 일반적인 방법을 활용한다. 재료의 열처리 방식과 기어류의 고장형태를 고려하여 참고문헌 Table 1로부터 수명지수 $X=6.61$ 을 얻는다[19]. 이를 Eq. 8에 대입하면 다음의 *AF*값을 얻을 수 있다.

$$AF = \left(\frac{\tau_{test}}{\tau_{eq}} \right)^X = \left(\frac{1.5B}{B} \right)^{6.61} = 14.6 \quad (11)$$

이제, 위의 결과와 사이클의 주기성을 함께 고려하여 다음과 같은 가속수명시험 시간을 얻는다.

$$N_{acc} = \frac{N_t}{AF \times 2} \simeq 0.152A \text{ 회} \quad (12)$$

N_{acc} 는 가속수명시험의 사이클이다. 앞에서 추정, 계산된 $N_t=4.4285A$ 회의 시험시간을 시험 토크를 1.5만 큼 증가시켜 0.152A회의 시험으로 줄일 수 있다. (i.e., $N_{acc}=0.152A$ 회) 결과적으로 위의 시험 설계에 대해서는 95% 신뢰수준에서 $MTBF$ 2A회를 보장하기 위하여 1.5배의 시험토크 프로파일로 가속시험 0.152A회 동안 고장이 관측되지 않아야 한다.

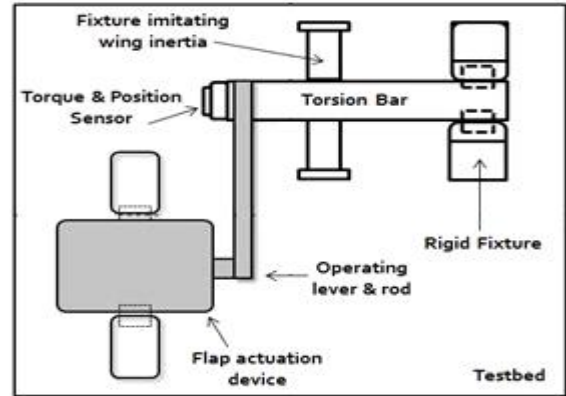


Fig 5. 구동장치 시험기 개략도

4. 플랩구동장치의 신뢰성 인증시험

4.1 구동장치 시험기

신뢰성 시험을 위해 본 연구에서 사용된 시험기는 Fig.5를 참고한다. 성능시험기는 크게 토크/위치 센서, 토션 바(Torsion Bar), 관성모사치구, 그리고 끝단의 고정 치구로 구성된다. 플랩구동장치에 전원을 인가하고 제어기를 통해 구동명령을 주면 플랩구동장치의 구동로드는 플랩구동기로부터 모멘트 힘을 전달받는다. 이때 구동레버 및 로드와 연결된 토션 바는 반대쪽 끝단이 고정치구에 의해 고정된다. 한편, 토션 바는 항공기의 날개의 관성을 모사한 치구와 연결되어 있으며, 구동로드 끝단에는 토크/위치 감지기가 있어 플랩구동장치로부터의 토크와 위치를 시험 장비의 프로그램으로 전송한다.

4.2 시험조건 및 절차

Figure 6에 전체 시스템을 도식적으로 나타내었다. 플랩구동장치의 신뢰성 시험은 크게 운용점검, 육안 검사 및 신뢰성 시험으로 구성된다.

먼저 운용점검 단계에서 시험의 전/후 점검 및 구동장치의 정상작동을 확인하였다. 운용점검 항목으로 통신편점 및 전원점검, 구동범위 시험, 정격시험, 정확도 시험, 마찰 시험을 포함한다. 미리 설계된 성능시험 절차에 명시된 각 항목의 요구기준을 부합하는지를 판정하여 통과하면 다음 항목으로 넘어가도록 하였다. 운용점검 절차로 1)점검 노트북과 플랩구동장치를 케이블 연결; 2)점검을 위한 사각과 프로파일 설정; 3)플랩

구동장치에 전원 인가; 4)제어기 구동명령 인가; 5)이상 유무의 확인을 각각 순차적으로 수행하였다. 또한 육안 검사를 수행하고 결과를 기록하도록 하였다. 검사 항목은 육안으로 확인할 수 있는 균열, 장착 풀림, 전선의 손상, 손상 부품 및 나사 풀림 등 플랩구동장치의 파손 및 변형 여부를 확인하였고, 비파괴검사(Non-Destructive Testing)의 자기탐상법과 형광침투탐상법을 수행하여 신뢰성 시험 후 기어 및 기타 부품의 손상을 정밀하게 관찰하였다.

준비 단계에서의 세부 시험 등을 마친 후에 신뢰성 시험을 수행하였다. 신뢰성 시험은 앞서 3장에서 추정 및 산출한 가속시험 사이클 $N_{acc}=0.152A$ 회 동안 1.5배만큼 등가토크 B를 증폭시켜 시험하였다. 이때 정상 시험에서의 가속된 신뢰성 시험에서의 과형은 $0\sim C^\circ$ 의 사각파로 같게 입력하였다. 시험 시작과 동시에 C° 의 각도와 토크를 기록하며, 종료 후에는 분해 후 부품의 이상 유무를 확인, 기록하였다. 이상이 없는 경우 재조립 후 작동기의 기능을 확인하고 완료하도록 하였으며, 위의 운용점검은 1회의 신뢰성 시험 전/후 마다 수행하였다. 결과의 기록은 정격하중, 실속하중, 제한하중[Nm] 과 강성[Nm/Deg], 정격속도 [Deg/sec], 대역폭(Bandwidth), 오차(Accuracy), 그리고 백래쉬(Backlash) 등의 기계적인 요구에 해당하는 세부사항들과 제어성능 요구에 해당하는 피드백제어(Feedback Control), PWM 출력, 시정수(Time Constant), 최대 오버슈트(Max. Overshoot), 정착시간(Settling Time), 마찰, 열 특성 등의 세부사항들을 확인하고 결과를 기록하였다. 위의 모든 세부사항들은 성능시험 절차에

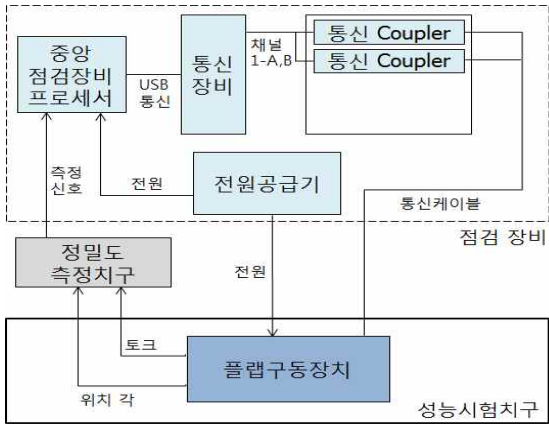


Fig 6. 전체 시스템 구성

명시된 요구수치를 각각 만족해야만 한다.

4.3 시험결과

앞서 언급한 바와 같이 전체 신뢰성 입증시험은 운용점검, 육안검사, 신뢰성 시험, 분해 검사 등으로 구성된다.

1) 시험 전 육안 검사: 시험 전, 균열, 장착 풀림, 손상된 안전 철선, 손상 부품, 나사 조임을 확인하였으며, 이상이 없는 것을 확인하였다.

2) 시험 전 운용점검: 시험 전, 통신 점검, 사전 점검, 정격 시험, 정확도 시험, 백래쉬 시험, 마찰 시험을 수행한 결과, 모든 항목들에서 명시된 요구조건에 대해 정상이거나 합격 결과를 얻었다.

3) 신뢰성 시험: 시제 1에 대해 앞서 설계된 시험 조건대로 가속수명시험을 수행하였으며 모든 시제에 대해 고장 없이 구동한 것을 확인하였다.

4) 시험 후 운용점검: 시험 전의 결과에 비해 대부분의 항목들의 결과에서 변화된 수치를 보였지만 마찬가지로 합격 결과를 얻었다.

5) 시험 후 분해 및 육안 검사: 모든 항목들에서 이상이 없는 것을 확인하였다. 보다 자세한 점검을 위해 구동장치를 분해하여 모터 및 기어 상태를 정밀하게 관찰하기 위한 비파괴검사를 진행하였고 이상이 없음을 확인한 후 재조립하였다.

모든 수치결과는 성능시험 절차에 명시된 요구수치를 만족시켰다. 결과적으로 정상상태보다 1.5배 증폭된 스트레스 조건에서의 가속수명 입증시험에서 시제는 기능적 이상과 고장의 관측 없이 잘 작동하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 무고장 가속시험에 관한 이론 결과를 항공기 플랩구동장치에 적용, 가속수명시험 시간을 추정 및 산출하고 실제 시험에 적용하였다. 본 연구의 결과는 타 기계/항공 부품의 신뢰성 시험의 적용에도 확장될 수 있다. 무고장 가속수명시험을 통해 유효한 신뢰성 결과를 얻는다면 제품의 연구개발 기간 또한 단축시킬 것으로 생각된다.

참 고 문 헌

- [1] KATS, "Reliability Terms Handbook", pp. 43-101, Korean Agency for Technology and Standards, Seoul, 2003.
- [2] R. B. Abernethy, "The New Weibull Handbook", 5th Ed., Mohmeh, 2006.
- [3] Y. Kwon, "The Effect of Shape Parameters in Designing Reliability Qualification Test for Weibull lifetime distribution", Journal of Applied Reliability, Vol. 11, No. 3, pp. 225-234, 2011.
- [4] G. Lee, H. Kim, and B. Kang, "Development of accelerated life test method for mechanical components using Weibull-IPL(Inverse Power Law) model", Proc. of the KSME Spring Conference 2003, pp. 445-450, 2003.
- [5] S. Lee and H. Kim, "No-Failure Test Times of Hydraulic System Components for the Life Test", Proc. of the KSME Fall Conference 2006, pp. 7-12, 2006.
- [6] D. Kim and Y. Kang, "Case Study of Accelerated Life Test Method for Agricultural Tractor Transmission", Journal of Biosystems Engineering, Vol. 34, No. 5 pp. 325-330, Oct. 2009.
- [7] D. Kim and H. Kim, "Accelerated Life Test for Fluid Power Components", Journal of the Korea Fluid Power Systems Society, Vol. 7, No. 1 pp. 9-15, Mar. 2010.
- [8] Y. Kim, S. Kim, H. Kim, and H. Mok, "Accelerated Life Test of In-Wheel Motor for Mobile Robot",

- Proc. of the Korean Institute of Power Electronics Annual Conference 2009, pp. 498-505, 2009.
- [9] B. Yi, S. Yoo, and W. Lee, "Accelerated Life Test and Safety Assessment of Airbone Starter-Generator", KARI, Aerospace Engineering and Technology, Vol. 6, No. 2, pp. 229-235, Nov. 2007.
- [10] M. Shin, S. Wei, and H. Kim, "Comparison to Automobile Pilot Lamp by Accelerated Life Test", Journal of Applied Reliability, Vol. 8, No. 2, pp. 75-85, June 2008.
- [11] H. Cha, Y. Park, J. Kim, Y. Son, S. Chang, and K. Kwack, "Mechanical Lifetime Estimation of A Relay using Accelerated Life Testing", Proc. of the KSME Fall Conference 2007, pp. 1-6, 2007.
- [12] K. Lee and W. Yun, "Accelerated Life Test Design for Vacuum Cleaner Motors", Journal of Applied Reliability, Vol. 9, No. 1, pp. 47-58, Mar. 2009.
- [13] J. Jo, N. Mun, K. Lee, I. Han, J. Kim, and H. Kim, "Estimation of Exhaust Pipe Lifetime Through Accelerated Life Test", Pro. of the KSAE Annual Conference 2012, pp. 753-758, 2012.
- [14] M. Kim, Y. Park, J. Lee, and J. Park, "Fatigue Life Estimation for Flaperon Joint of Tilt-Rotor UAV", Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 3, No. 2, pp. 12-19, June 2009.
- [15] W. Sim, E. Park, K. Kim, Y. Kim, S. Park, and J. Roh, Journal of Aerospace System Engineering, "Design of flap devices driven by SMA spring actuators", Vol. 4, No. 4, pp. 11-17, Dec. 2010.
- [16] H. Cho, H. Kim, S. Kim, S. Park, and M. Yang, "No-Failure Accelerated Life Test Time for Airborne Drive System", Proc. of the SASE Fall Conference 2015, pp. 304-309, 2015.
- [17] H. P. Bloch and F. K. Geitner, "An Introduction to Machinery Reliability Assessment", 2nd Ed., Motor City Books, 1994.
- [18] H. P. Bloch and F. K. Geitner, "Practical Machinery Management for Process Plants Volume2: Machinery Failure Analysis and Troubleshooting", 2nd Ed., Gulf Publishing Corp, 1994.

- [19] International Organization for Standardization, "Calculation of Load Capacity of Spur and Helical Gears - Part 6: Calculation of service life under variable load", ISO/DIS 6336-6. 2004.
- [20] Defense Acquisition Program Administration, "무기체계 시험평가 실무 가이드북", Publication registration number: 11-1690000-001479-01, 2013.

저자 소개



조 현 준

2012년 서강대 기계공학과 졸업. 2014년 서울대 기계항공공학 대학원 석사. 2015년~현재 (주)한화 기계분야 항공우주연구소 연구원. 관심분야는 동역학 시스템 제어 및 자동화.



이 인 호

2010년 항공대 항공우주공학과 졸업. 2015년 동 대학원 석사. 2015년~현재 (주)한화 기계분야 항공우주연구소 연구원. 관심분야는 무인항공 동역학 및 자동제어.



김 상 범

1994년 항공대 항공기계공학과 졸업. 1994~현재 (주)한화 기계분야 항공우주연구소 수석연구원. 관심분야는 항공용 유압계통 및 비행조종구동장치 설계와 모델링 및 시뮬레이션.



박 상 준

1989년 인하대 기계공학과 졸업. 1989년~현재 (주)한화 기계분야 항공우주연구소 연구소장. 관심분야는 항공용 Sub-system 및 세부계통 구성품 개발.



양 명 석

2011년 서강대 기계공학과 졸업. 2013년 동 대학원 석사. 2013년~현재 국방과학연구소 연구원. 관심분야는 전기식 구동장치 개발.