

論文

항공기 동적 부분품에 대한 신뢰성 평가

김은정*, 원준호*, 최주호**, 김태곤***

A Study on Reliability Assessment of Aircraft Structural Parts

Eun-Jeong Kim*, Jun-Ho Won*, Joo-Ho Choi**, Tae-Gon Kim***

ABSTRACT

A continuing challenge in the aviation industry is how to safely keep aircraft in service longer with limited maintenance budgets. Therefore, all the advanced countries in aircraft technologies put great efforts in prediction of failure rate in parts and system, but in the domestic aircraft industry is lack of theoretical and experimental research. Prediction of failure rate provides a rational basis for design decisions such as the choice of part quality levels and derating factors to be applied. For these reasons, analytic prediction of failure rate is essential process in developing aircraft structure. In this paper, a procedure for prediction of failure rate for aircraft structural parts is presented. Cargo door kinematic parts are taken to illustrate the process, in which the failure rate for Hook part is computed by using Monte Carlo Simulation along with Response Surface Model, and system failure rate is obtained afterwards.

Key Words : Aircraft Cargo Door Kinematic Parts (항공기 화물용 도어의 동적 부분품), Hook (후크), Failure Rate (고장률), Reliability (신뢰성)

1. 서 론

항공기는 수십만 개의 부품으로 이루어져 매우 복잡하고 다양한 기술의 첨단부품이 결합된 시스템으로서 임무 실패를 방지하기 위해 고 신뢰성, 고 비용의 부품을 채택함과 동시에 초기 개념설계 단계에서부터 신뢰성 평가를 수행한다. 신뢰성 평가는 설계 변경 및 개발단계의 반복을 최소화하고, 제작비용을 절감하며 항공기의 신뢰성을 향상시키는데 필수적 과정이다. 이러한 중요성 때문에 신뢰성 기술의 선진국인 미국, 프랑스, 독일의 경우 항공기 개발 시, 부품의 설계에서부터 완성품 제작까지 유기적이고 체계적인 신뢰성

평가 프로세스[1]를 가지고 있는 반면, 국내 항공업계에서는 아직 이러한 프로세스가 구축되어 있지 못하다. 신뢰성 평가를 위해서는 부품에서 고장률의 정량적인 값을 계산하기 위한 기법이 개발되어야 하고 이들을 통합하여 시스템의 고장률이 예측되어야 하며, 예측된 고장률의 정확성이 제대로 검증되어야 한다.

본 논문에서는 항공기 화물용 도어의 동적 부분품 (Cargo Door Kinematic Parts, CDKP)에 대한 신뢰성 평가를 위해 시스템 고장률(Failure rate)을 예측하고, 선진항공업계에서 요구하는 시스템 고장률을 만족하는지 검증하였다. 이를 위해 유한요소해석을 이용한 고장률 예측방법을 Hook에 적용하여 설명하고, CDKP에서 가장 큰 비중을 차지하는 Hook Group에 대해 통계 기반 고장률 예측을 수행하여 실질적 값을 구하고 이를 CDKP 시스템에 반영하였다.

2010년 12월 15일 접수 ~ 2010년 12월 21일 심사완료

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 대한항공 항공우주 사업본부

연락처, E-mail : kej7jsm@naver.com

경기도 고양시 덕양구 화전동 한국항공대학교

II. 시스템 신뢰성

신뢰성(Reliability)이란 시스템 및 부품 등이 규정된 사용조건에서 특정한 기간 동안 의도된 기능을 수행하는 성질 또는 능력이다. 신뢰도(Reliability, $R(t)$)는 신뢰성의 수치척도로서 부품이 규정된 사용조건에서 사용자가 기대하는 시간(t)동안 고장 나지 않고 작동하는 확률을 0에서 1 사이의 정량적인 값으로 표현하며, 불신뢰도(Unreliability, $F(t)$)는 신뢰도와 반대되는 개념으로 t 시간 이전에 고장 날 확률을 나타내는 함수로 신뢰도와 불신뢰도의 합은 항상 1이다.

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

전체 시스템의 신뢰성 평가를 위한 기준으로 시스템 고장률(Failure rate)을 사용하는데 이는 구조물을 구성하는 부품의 고장률을 통합하여 예측한다. 시스템은 연결 형태에 따라 직렬과 병렬 연결 시스템이 있으며, 직렬연결 시스템은 형성하는 각 부품 중 어느 요소가 고장이 일어나면 시스템 전체의 고장을 초래하는 체제를 말한다. 이에 반해 병렬연결 시스템은 단일 부품의 고장이 항상 전체 시스템의 고장을 초래하지 않는 체계이다. 따라서 직렬연결 시스템 일 때 전체 시스템의 신뢰도는 식(2), 고장률은 각각의 부분품의 고장률을 더한 식(3)과 같고 병렬연결 시스템 일 경우는 식(4), 식(5)과 같다.

$$R(t)_{sys} = R_1(t) \times R_2(t) \times \dots \times R_n(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) \quad (2)$$

$$\lambda_{sys} = \lambda_1 + \lambda_2 + \dots + \lambda_n = \sum_{i=1}^n \lambda_i \quad (3)$$

$$R(t)_{sys} = 1 - ((1 - R_1(t))(1 - R_2(t)) \dots (1 - R_n(t))) \quad (4)$$

$$\lambda_{sys} = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2} + \dots + \frac{1}{\lambda_n} = \sum_{i=1}^n \frac{1}{\lambda_i} \quad (5)$$

시스템의 고장률을 예측하기 위한 대표적인 방법에는 핸드북 데이터 적용 방법[2,3], 시험을 통한 추정[4], 부품 고장 데이터 분석, 통계적 접근 방법이 있는데 본 논문에서는 확률, 통계적 이론에 기초하여 부품에 발생하는 통계적 접근 방법을 사용하였다. 이 방법은 통계적 이론에 기초하여 부품에 존재하는 여러 불확실성을 합리적으로 추정하여 실제 신뢰성 평가에 의미 있게 사용된

다는 장점이 있다.

III. 항공기 시스템 신뢰성 평가

항공기 화물용 도어의 동적 부분품(Cargo Door Kinematic Parts, CDKP)은 도어에서 개폐를 담당하는 파트로서 이에 대해 고장률을 예측하고자 한다. 현재 CDKP에 대해서는 요구되는 허용 고장률이 주어져 있다. CDKP를 서브시스템 별로 분류하면 Door structure, Handle group, locking mechanism, Indication flag, Hook group, latching mechanism, Interlock, Sensor, Draft pin 9개의 그룹으로 나뉘고 각 서브시스템에는 여러 가지 부품이 사용되는데, 일반적으로 선진항공업계에서는 이들 부품에 대한 기본 고장률(basic failure rate)을 Table 1에서와 같이 제시, 권장하고 있다.

CDKP는 하나의 부품 고장이 시스템 전체의 고장을 초래하는 직렬연결 시스템으로 간주한다. 그 경우 Table 1에 제시된 부품 고장률을 단순히 모두 더하면 손쉽게 시스템 고장률을 추정해 볼 수 있다. 그 결과 각 서브시스템의 고장률을 더하면 $1.50E-6$ 이 얻어지는데 이는 CDKP의 허용 고장률 값을 50% 초과하여 문제가 되므로, 이에 대해 분석할 필요가 있다. CDKP의 서브시스템 중에서는 Hook Group의 고장률이 CDKP의 허용 고장률 값에 약88%를 차지해 가장 많은 비중을 차지하고 있다. Hook Group에는 Fig 1.에 나타난 것처럼 총 11개의 부품이 사용되며 각 부품마다 Table 1에서 제시하는 기본 고장률이 제시되어 있다. 이들 기본 고장률을 적용하여 Hook Group의 고장률을 계산하면 $1.00E-8 \times 11 = 1.10E-7$ 이 되고, CDKP 시스템에 총 8개의 Hook Group이 있으므로 $1.10E-7 \times 8 = 8.80E-7$ 이 되어 Hook

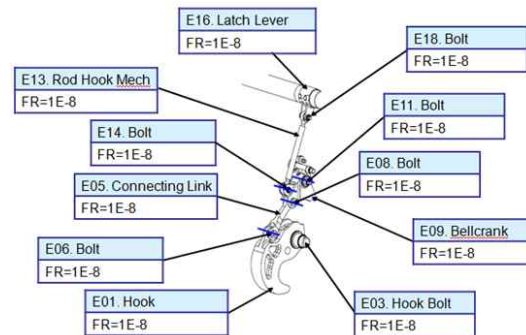


Fig. 1 Failure Rate Proposal for Hook Group

Table 1 Based Failure Rates based on Advanced Aviation Industry

| Parts Failure Type | Failure Rate |
|---|--------------|
| Hard movement of self lubricating bushes and plain bearings | 1.00E-8 |
| Fracture of not loaded parts | 1.00E-9 |
| Fracture of rod, lever, hook, bolt | 1.00E-8 |
| Fracture of leg spring | 1.00E-6 |
| Compression Spring | 1.00E-7 |

Group에 대한 고장률 값이 도출되었다. 그런데 이는 고장률 예측을 실제로 수행한 결과가 아니라 각 부품의 기본 고장률을 단순히 이용한 것이므로 신뢰할 수 없다. 따라서 통계적 특성을 고려한 신뢰도 해석을 통해 부품에 대해 실제 예상되는 고장률을 계산하고 이로부터 시스템 고장률을 예측해야 한다.

본 연구에서는 CDKP에서 가장 큰 비중을 차지하는 Hook Group에 대해 통계 기반 고장률 예측을 수행하여 실질적 값을 구하고 이를 CDKP 전체에 반영함으로써 그 결과가 시스템 고장률 허용 고장률 값이하를 정말로 만족하는 지 분석하였다. Hook Group 중에서 가장 복잡한 부품인 Hook을 대상으로 통계기반 고장률 예측 과정을 상세히 소개하였고 나머지 부품들에 대해 같은 기법을 적용하여 결과를 구하였다.

IV. 항공기 부품 신뢰성 평가

4.1. Hook의 고장률 예측

Hook에 대한 고장률 예측은 다음과 같은 절차를 통해 이루어진다.

1. 고장상태를 정의하는 한계상태함수 도출
2. 입력변수 산포 정의
3. 반응표면을 이용한 몬테카를로 시뮬레이션
4. 고장률 예측

먼저 Hook에서 발생할 수 있는 고장상태(Failure condition)를 정의하고 이로부터 Hook의 안전과 파손의 상태를 판단할 수 있는 기준인 한계상태함수(Limit state function, G)를 도출한다. 하지만 Hook과 같이 복잡한 형상을 가지고 있는

구조물에 대해서는 유한요소해석을 수행할 때 많은 시간이 소요되므로 계산시간 단축을 위해 Hook에 가해지는 하중 대비 Hook 발생응력에 대해 근사 반응표면을 구성한 후 이것을 가지고 몬테카를로 시뮬레이션(Monte Carlo Simulation)을 통해 고장률을 예측하였다.

본 연구에서 적용된 Hook은 화물용 도어가 열리고 닫힐 때 발생하는 최대주응력(Maximum principal stress)이 항복강도(Yield strength)를 초과할 때 고장이 발생한다고 정의한다. 이로부터 Hook의 한계상태함수를 나타낼 수 있는데 이는 식(6)과 같고 $G \leq 0$ 인 경우에 Hook의 강도(R)보다 큰 하중(S)가 가해져 고장이 발생한 것으로 본다[5].

$$G = S - R \quad (6)$$

Hook에 존재하는 불확실한 입력 변수로는 항복강도, 하중방향, 하중크기가 있으며 분포에 대한 자세한 정보는 Table 2와 같다. 하중 크기에 대한 실제 데이터는 보안상의 문제로 정확한 정보가 공개될 수 없기에 변환하여 나타내었다.

Table 2 Random Variables in Hook

| Variable | Mean | Standard Deviation | Distribution Type |
|----------------------|---------|--------------------|---------------------|
| Load magnitude (N) | 154.66 | 7.73 | Normal distribution |
| Load angle (°) | 0 | 1 | |
| Yield strength (MPa) | 1137.63 | 50.88 | |

Table 2에 주어진 항복강도의 평균과 표준편차는 Mil- Handbook-17[6]에서 주어진 통계처리 기준인 식(7)과 (8)을 사용하여 Hook의 재료 PH13-8Mo에 대해 정의하였고 재료 정보 (A -basis, B -basis)는 재료 물성치 값을 적용하여 구하였다.

$$A\text{-basis} = \mu(1 - k_A COV) = \frac{\bar{x}(1 - k_A COV)}{(1 + z_{0.95} COV / \sqrt{n})} \quad (7)$$

$$B\text{-basis} = \mu(1 - k_B COV) = \frac{\bar{x}(1 - k_B COV)}{(1 + z_{0.95} COV / \sqrt{n})} \quad (8)$$

Hook에 작용하는 하중 크기와 하중 각도 2개의 변수로부터 발생하는 최대 주응력을 9개의 샘플 포인트를 사용하여 반응 표면[7]을 만들었고 그

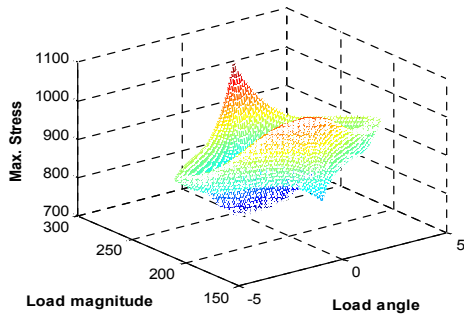


Fig 2. Response Surface

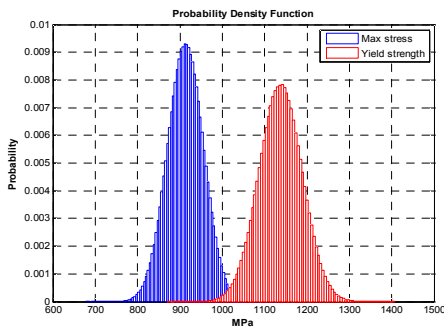


Fig. 3 PDF of Max. Principal Stress and Yield Strength

$$Failure\ rate = \frac{Failure\ probability}{Flight\ hour} \quad (9)$$

즉, 항공기 부품에 대한 고장률은 파손확률 (Failure probability)을 총 비행시간(Flight Hour)으로 나눠줌으로써 구할 수 있다.

본 논문에서 적용한 CDKP의 총 운행시간은 120,000(FH)이며 한계방정식으로부터 얻어진 파손확률 3.60E-4을 식(9)에 대입한 결과 Hook의 고장률은 3.00E-9으로 얻어진다. 이는 선진 항공 산업에서 제시한 Hook의 고장률 1.00E-8 보다 작은 수치이며, 상세한 분석을 통해 정량적으로 구해진 값이므로 신뢰할 수 있다. Hook에 대해 정리한 결과가 Table 3.에 있다.

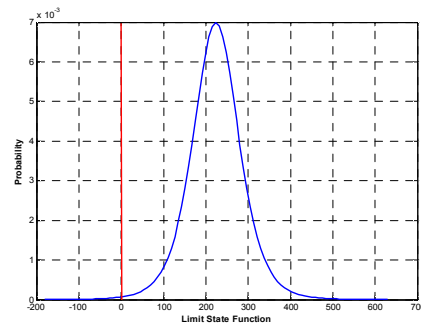


Fig. 4 Limit State Function

결과는 Fig. 2와 같다. 구해진 반응표면에 대해 Table 3과 같이 주어진 불확실성 변수를 가지고 MCS를 수행하면 Hook에 발생하는 최대 주응력 확률밀도함수(Probability Density Function, PDF)와 항복강도 PDF를 구할 수 있고 이는 각각 Fig. 3의 좌측, 우측 확률분포와 같다. 이로부터 한계상태함수의 PDF를 Fig. 4와 같이 얻을 수 있다. 이것을 이용하면 파손확률, 즉 $Pr[G \leq 0]$ 를 계산할 수 있으며 그 결과 Hook의 파손확률은 3.60E-4로 예측되었다.

한편 우리가 얻어야 할 값은 파손확률이 아니라 고장률인데, 고장률에는 순간고장률과 평균고장률이 있다. 일반적으로 학계 및 산업계에서는 순간고장률을 사용하여 고장률을 계산한다. 그러나 항공업계에서는 평균고장률을 사용하며 이는 식 (9)으로 표현한다[8].

Table 3 Hook Reliability Analysis Results

| Random Variable | | Results | |
|-----------------|------------|---------------------|--------------|
| Lood magnitude | Load angle | Failure Probability | Failure Rate |
| N(154.56, 7.73) | N(0,1) | 3.60E-4 | 3.00E-9 |

4.2. Hook Group의 고장률 예측

3절에서 각 부품의 기본 고장률을 이용한 CDKP의 고장률을 예측한 결과, 1.50E-6으로 허용 고장률을 50% 초과하는 문제가 발생했다. 이를 위해 CDKP의 부품 중에서 가장 높은 비중을 차지하는 Hook Group을 대상으로 통계 기반 고장률 예측을 함으로써 보다 정확한 예측을 하자는 것이 본 연구의 요지임을 앞서 언급하였다. Hook Group 내에 있는 11개의 부품 중 시스템 고장률 요구조건을 만족시키기 위해, 안전여유 (Reserve Factor)가 큰 부품을 대상으로 기본 고장률을 낮추고자 하였다. 안전여유는 다음 식(10)

과 같다.

$$Reserve\ Factor(RF) = \frac{Allowable\ Stress}{Applied\ Stress} \quad (10)$$

Hook Group내의 부품들에 대해 RF값을 알아본 결과 1.5이상인 부품 6개 (Conneting link, Bell-crank, Bolts)가 있었고 이 부품들에 대해서는 안전율이 높다고 판단, 이들에 대해서도 앞서 구한 Hook처럼 기본 고장률 대신 상세한 통계기반 고장률을 계산해 보았다. 먼저 6개의 부품 중 Connecting link에 대한 고장률 예측을 수행하였다. Connecting link의 고장조건은 Lug 부분에 작용하는 전단응력(Shear stress)이 전단항복응력(Shear yield strength)보다 클 때 발생하며 이때 발생하는 lug 전단응력은 식 (11)과 같다.

$$\tau = \frac{F}{2wh} \quad (11)$$

Connecting link의 불확실한 입력변수로 고려한 인자는 치수공차(w, h), 하중, 전단항복강도이며 각 설계변수의 산포는 Table 4와 같다. 실제 설계변수 데이터는 보안상의 문제로 정확한 정보가 공개 될 수 없기에 임의의 숫자로 나누어 정규화 변환하여 나타내었다.

이러한 조건에서 MCS를 수행한 결과 Fig 5.와 같이 Lug에 발생하는 전단응력 PDF와 전단항복강도 PDF를 나타낼 수 있었고 이로부터 두 PDF가 겹쳐지는 면적, 파손확률을 계산하였다.

Table 4 Random Variables in Connecting Link

| Variable | Mean | Standard Deviation | Distribution Type |
|----------------------------|--------|--------------------|---------------------|
| Tolerance (mm) | w | 0.482 | Normal distribution |
| | h | 1.517 | |
| Load (N) | 17.415 | 0.5708 | |
| Shear Yield Strength (MPa) | 669.0 | 33.45 | |

그 결과 Connecting link에 발생하는 파손확률은 9.0E-06 이었고, 식(9)을 통해 고장률이 7.5E-11로 예측되었다. 이로부터 Connecting link선에 대해 제시된 기본 고장률 1.0E-8이 너무 높게 설정되어 있음을 알 수 있었고 1.0E-9로 낮춰도 된다는 근거를 제시할 수 있었다.

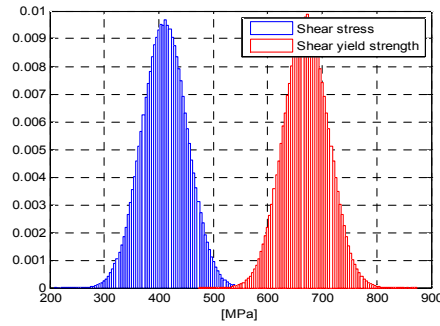


Fig. 5 PDF of Shear Stress and Shear Yield Strength

다음으로 Bell-crank에 대한 고장률 예측을 하였다. 이는 앞서 수행한 고장률 예측방법과 같으며 Bell-crank의 Lug 부분에 작용하는 응력(Stress)이 인장항복응력(Tensile yield strength)보다 클 때 고장이 발생한다고 가정한다.

Table 5 Random Variables in Bell-crank

| Variable | Mean | Standard Deviation | Distribution Type |
|------------------------------|--------|--------------------|---------------------|
| Tolerance (mm) | d_0 | 1.225 | Normal distribution |
| | r | 1.131 | |
| | s | 0.471 | |
| | d_1 | 1.171 | |
| Load (N) | 8.707 | 0.4353 | Normal distribution |
| Tension Yield Strength (MPa) | 902.99 | 33.50 | |

Bell-crank의 불확실한 입력변수로 고려한 인자는 4개의 치수공차(d_0, d_1, s, d)와 하중, 인장항복응력이며 각 설계변수의 산포는 Table 5.와 같고 . 그 결과 Fig. 6와 같이 Bell-crank의 Lug부분에 발생하는 응력이 인장항복강도보다 커지는 부분은 매우 작음을 알 수 있었고 파손확률을 계산한 결과는 1.0E-12로서 1.0E-7보다 매우 작은 값이었다.

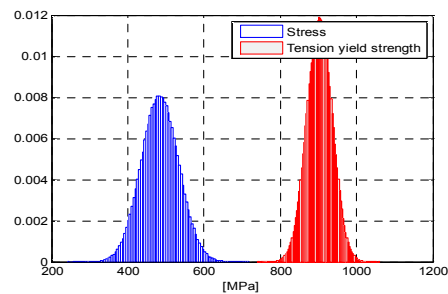


Fig. 6 PDF of Stress and Tension Yield Strength

마지막으로 6개의 부품 중 4개를 차지하는 Bolt에 대해서도 앞에서 제시한 방법으로 고장률을 예측하였고 이들을 모두 정리한 결과가 Table 6에 있다. 따라서 Hook Group를 구성하는 11개의 부품 중 안전한 설계가 되었다고 판단되는 6개의 부품에 대해 실질적 고장률 값을 구한 결과, 초기 설계개발 시 설정한 기본 고장률 $1.00E-8$ 이 너무 보수적이었다는 것을 알 수 있었다. 이로부터 기본 고장률 값 $1.00E-8$ 에서 $1.00E-9$ 로 낮출 수 있다는 타당성을 제시하였고 CDKP 전체에 반영함으로써 그 결과가 시스템 고장률 허용치 이하를 만족하는 $6.30E-7$ 로 분석되었다.

Table 6 Hook Group Reliability Analysis Results

| Parts | Failure Probability | Failure Rate |
|-----------------|---------------------|--------------|
| Connecting Link | $9.00E-6$ | $7.50E-11$ |
| Bell-crank | $<1.00E-7$ | $<1.00E-12$ |
| E06 Bolt | $9.10E-05$ | $7.58E-10$ |
| E08 Bolt | $9.10E-05$ | $7.58E-10$ |
| E11 Bolt | $3.50E-05$ | $2.92E-10$ |
| E14 Bolt | $3.00E-06$ | $2.50E-11$ |

V. 결 론

본 연구는 항공기 화물용 도어의 동적 부분품에 대한 신뢰성 평가를 위해 CDKP에 대한 시스템 고장률을 예측하고 선진항공업계에서 요구하는 시스템 고장률을 만족하는지 검증한 결과 다음과 같다.

(1) CDKP에 대한 시스템 고장률은 초기 설계개발 시 설정한 기본 고장률을 단순히 더한 결과 CDKP의 허용 고장률 값을 초과하는 문제가 발생하였다.

(2) CDKP의 서브시스템 중 가장 많은 비중을 차지하는 Hook Group을 대상으로 통계 기반 고장률 예측을 수행한 결과, 6개의 부품에서 초기 설계개발 시 설정한 기본 고장률이 너무 보수적이었다는 것을 알 수 있었다.

(3) 6개의 부품에 대해 $1.00E-9$ 로 고장률을 낮춘 결과를 CDKP 전체에 반영함으로써 시스템 고장률 허용치 이하를 만족하는 $6.30E-7$ 로 분석되었다.

(4) 본 연구를 통해 부품에서의 고장률 예측 기법을 제시함에 따라 선진항공업체 대비 부족한 항공기 기계 부분품 신뢰성 예측 능력을 확보하였다.

후 기

본 연구는 대한항공의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] SAE ARP 4761, Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne System and Equipment, 1996.
- [2] Naval Surface Warfare Center, NSWC-98/LE1, Handbook of reliability prediction procedures for mechanical equipment, Washington, USA, 1998.
- [3] Reliability Information Analysis Center, NPRD-95, Nonelectronic parts reliability data, Utica, USA, 1995.
- [4] Serhan Özsoy, Mehmet Çelik, F. Suat Kadıoğlu, "An Accelerated Life Test Approach for Aerospace Structural Components", Engineering Failure Analysis Journal, Vol. 15, Oct. 2008, pp.946 ~ 957.
- [5] SD Durham, WJ Padgett, "Estimation for a Probabilistic Stress-Strength Model", IEEE Transaction Reliability, Vol. 39(2), June 1990, pp.199 ~ 203.
- [6] MIL-Handbook 17, Department of Defence, Washington, USA, 1996.
- [7] C. G. Bucher, U. Bourgund, "A fast and efficient response surface approach for structural reliability problems", Structural Safety, Vol. 7(1), 1990, pp. 57-66.
- [8] Yu Chee Tong, Literature Review on Aircraft Structural Risk and Reliability Analysis, Defence Science & Technology Organization Aeronautical and Maritime Research and Laboratory Technical Report, 2001.