

'10 추계학술대회 우수 논문

헬리콥터 착륙장치 복합재 토크링크 피로내구성에 대한 실험적 연구

권정호⁺, 강대환^{**}

An Experimental Study on Fatigue Durability for Composite Torque Link of Helicopter Landing Gear

Jung-Ho Kwon⁺, Dae-Hwan, Kang^{**}

ABSTRACT

This research work contributes to a study for the procedure and methodology to assess the fatigue durability for a composite torque link for helicopter landing gear, which was newly developed and fabricated by the resin transfer moulding technique to interchange with metal component. The simulated load spectrum anticipated to be applied to the torque link during its operation life was generated using an advanced method of probabilistic random process, and the fatigue durability was evaluated by the residual strength degradation approach on the basis of material test data. The full scale fatigue test was performed and compared with the analysis results.

초 록

본 연구에서는 새로운 RTM(Resin Transfer Moulding) 제작 공법으로 기존의 금속 재료를 대체 할 헬리콥터 착륙장치 복합재 토크링크의 피로내구성 평가에 대한 절차와 방법론에 대해 기고하였다. 토크링크의 예상 운용 수명을 적용하기 위하여 진보된 확률적 랜덤 처리 기법을 이용한 모사하중 스펙트럼을 산출하고, 기초 물성 실험값을 기반으로 잔여강도 저하를 분석하여 피로내구성 평가를 하였고 실물 피로시험을 수행하여 결과를 비교 검토하였다.

Key Words : residual strength degradation(잔여강도저하), failure probability(파손확률), simulated load spectrum(모사하중스펙트럼), probabilistic random process(확률적 랜덤처리)

1. 서 론

복합재료는 기체중량이나 원가절감 등의 이유로 항공기 금속 부품의 대체재로 확산되고 있다. 최근 RTM(Resin Transfer Moulding)제작법이 보편화되면서 기존의 적층구조 제작법으로 적용이 어려운 프레임, 브레이스(brace), 토크링크(torque link) 등과 같은 bulk 구조부품도 복합재 대체가 가능해졌다[1]. 그러나 이러한 bulk 구조 부품들은 항공기 안전성에 중요함에 비추어 구조적 건전성에 더욱 높은 신뢰성이 요구될 뿐만아니라 경제적 관점에서도 피로내구성 평가가 중요하게 되었다. 이러한 배경에

서 최근 RTM법으로 개발된 헬리콥터 착륙장치 복합재 토크링크에 대하여 강도저하법을 활용한 해석적 기법[2-4]을 통하여 피로수명을 평가한 바 있다[5,6]. 여기서 보고된 내용은 확률적 랜덤처리 기법[7,8]을 도입하여 토크링크 하중스펙트럼을 산출하고 RTM 적층시편의 기초 피로물성 시험데이터의 Weibull분포[9] 파라미터를 기반으로 잔여강도저하와 파손확률분포 변화 거동을 해석적으로 분석하여 피로내구성을 평가하였다. 이와 관련하여 본 연구에서는 복합재 토크링크 실물시제에 대한 피로내구성 시험을 수행하고 참고문헌[6]에서 수행된 해석결과와 비교 검토함으로써 피로내구성 평가결과를 검증하도록 하였다.

*+ 울산대학교 항공우주공학과 교수, 교신저자(E-mail:jhkwn@ulsan.ac.kr)

** 울산대학교 항공우주공학전공 대학원

2. 구조시험 하중스펙트럼의 구성

2.1 축약 하중스펙트럼 산출

참고문헌[6]에서 수행된 연구결과, 설계하중 자료로부터 산출된 토크링크 피로하중스펙트럼은 10,000비행시간(1블럭 스펙트럼)에 해당하는 하중점수가 570,904개로 설계수명 20,000비행시간과 FAR 및 MIL-SPEC에서 제시하는 피로파손에 대한 안전율(Margin of Safety)을 4로 적용하였을 때 실물시험에 사용될 하중점수는 450만개 이상이 되어 시험에 과다한 시간이 소요되게 된다. 그러나 하중데이터에서 제시된 많은 하중점수는 피로한도 이하의 하중점, 즉 피로손상에 거의 영향이 없는 낮은 하중점들로 이러한 하중들을 제거함으로써 축약 하중스펙트럼(reduced load spectrum)을 구성할 수가 있다. 참고문헌[5]에서 제시된 RTM 적용시험에 대한 S-N 선도로 부터 Fig. 1에서 보는 바와 같이 수명 500만 하중사이클에 해당하는 피로한도 응력진폭값 이하의 하중점에 대해서는 피로손상에 영향을 미치지 않는 것으로 간주하고 해당 하중점들을 제거하여 축약 하중스펙트럼을 구성하도록 하였다. 이때 하중데이터에서 S-N 선도 피로시험을 수행한 R=0.1과 -1.0 이외의 하중사이클에 대하여는 선형적으로 내삽 또는 외삽하여 구하였다. 이렇게 얻은 1블럭(10,000 비행시간)에 해당하는 축약 하중스펙트럼의 하중점수는 총 40,170개로 완전 하중스펙트럼(full load spectrum) 하중점수보다 93%가 축약되었다. 그리고 참고문헌[6]에서 산출된 하중스펙트럼은 전체 하중점을 16단계로 구분하였으나 토크링크 하중데이터에서 제시된 하중점수가 총 239개에 달함에 따라 본 연구에서는 보다 세분하여 총 32단계로 확장하여 수정 보완된 하중스펙트럼을 구성하였다.

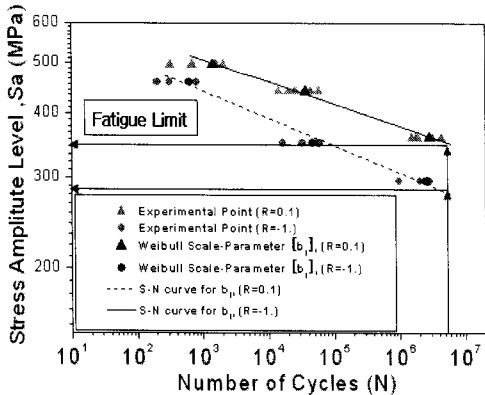


Fig. 1 Determination of Fatigue Limit[5].

었다. 또한 Fig. 4는 산출된 하중스펙트럼의 하중 발생빈도 행렬을 보여주며 Fig. 5에서 구성된 축약하중스펙트럼의 일부를 도식적으로 보여주고 있다. 그리고 피로파손이 예상되는 취약부의 국부 응력스펙트럼으로의 변환은 참고문헌[6]에서 설명한 바와 같이 토크링크 유한요소해석으로부터 작용하중과 국부응력과의 상관관계를 분석하여 구한 스케일인자(scale factor)를 곱하여 구하였다. 즉, 하중-응력 관계선도의 기울기값으로 스케일인자값(35.7(MPa/kN))을 실제 하중 데이터에 곱하여 응력값을 구하였다.

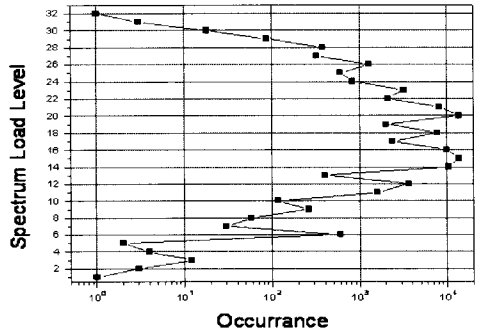


Fig. 2 Load Level Occurrence Data.

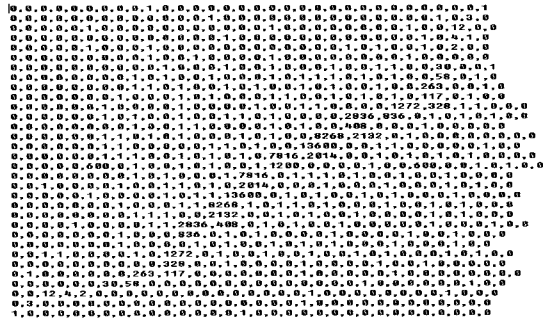


Fig. 3 Input Data of From/To Load Occurrence.

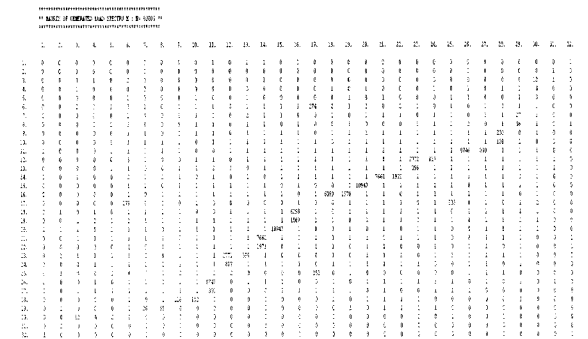


Fig. 4 Result of Load Transition Data for Generated Load Spectrum.

2.2 입출력 데이터 처리 및 응력스펙트럼 전환

32단계로 구분된 하중분포를 Fig. 2에서 표시하였으며 구성된 From/To 하중빈도 입력데이터 파일을 Fig. 3에 나타내

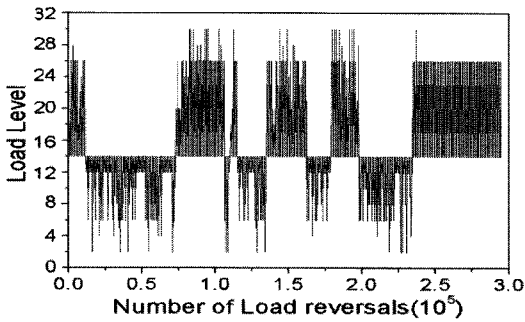


Fig. 5 Schematic Representation for Generated Results of Reduced Load Spectrum.

2.3 축약 하중스펙트럼의 검증

축약 하중스펙트럼의 유효성 검증을 위해 완전 하중스펙트럼과 축약 하중스펙트럼에 대한 잔여강도와 파손확률 해석결과를 비교검토했었다. 다음 Fig. 6, 7에 참고문헌[6]에서의 강도저하 해석법으로 구한 계산결과와 본 연구의 결과를 비교하여 보여주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 153블럭까지 계산한 결과, 축약하중의 경우 약 0.36% 정도 잔여강도가 증가하고 파손확률은 약 3.9% 정도 감소하는 것으로 나타나 매우 근소한 차이를 나타내었다. 따라서 얻어진 축약 하중스펙트럼은 피로내구성 시험평가에 충분한 신뢰성이 있다고 판단된다.

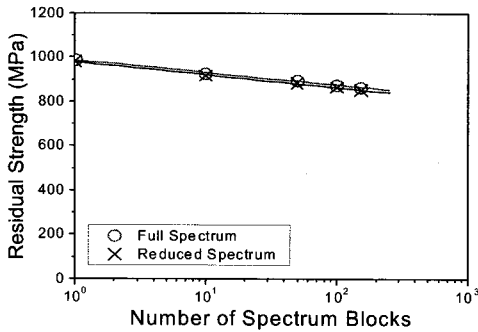


Fig. 6 Comparison of Analysis Results of Residual Strength.

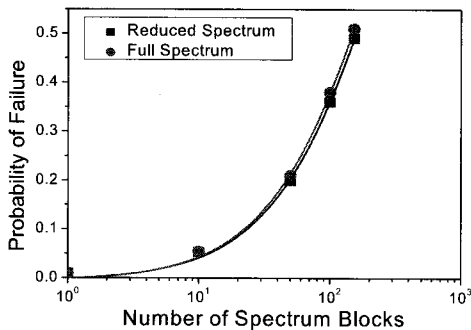


Fig. 7 Comparison of Analysis Results of Fatigue Failure Probability.

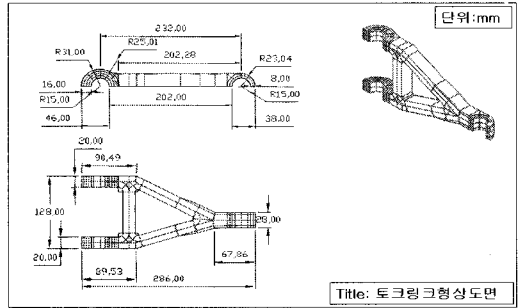


Fig. 8 Configuration And Dimension of Torque Link.

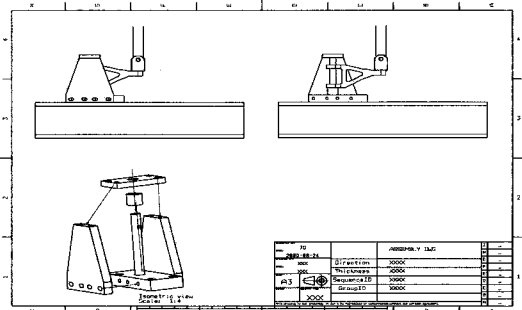


Fig. 9 Test Jig & Fixture.

3. 실물시제 피로내구성 시험

3.1 시험방법 및 절차

앞에서 수행한 피로수명 해석결과를 검증하기 위하여 복합재 토크링크 실물시제에 대한 피로내구성 시험을 수행하였다. Fig. 8은 RTM 복합재 토크링크 실물시제 형상 및 치수를 보여주고 있다. 토크링크 재료는 미츠시비사의 pyrofi(ITR330) 탄소섬유와 Cytec사의 CYCOM 890 수지이고 적층 레이업은 [0/±45/±45/0/±45/90/±45/0/±45/90/±45/0]로 제작되었다[10]. 그리고 Fig. 9에서 실물시제 시험을 위한 고정치구와 하중작용 연결부에 대한 조립도를 보여주고 있다. 하중스펙트럼이 작용됨에 따라 피로손상 누적과 피로파손 거동을 측정하기 위하여 참고문헌[6]에서 수행한 유한요소해석 결과 국부응력이 최대로 작용되는 부위에 Fig. 10에서 보는 바와 같이 스트레인게이지를 부착하여 국부 스트레인 변화 거동과 액츄에이터 LVDT(linear variable differential transformer)를 통하여 하중작용점 변위 변화를 측정함으로써 구조 내부의 피로손상 누적에 따른 강성도(stiffness) 변화 거동을 파악하고 피로내구성을 평가하도록 하였다. 다음 Fig. 11에서 스트레인게이지가 부착된 실물시제 토크링크를 보여주고 있다. 사용한 피로시험기는 최대용량 20톤 MTS 244.4 linear 서보제어 유압액츄에이터 시스템으로 TestStarIIs 디지털제어기로 하중제어 방식으로 수행하였다. 실물시제 시험을 고정치구로 액츄에이터에

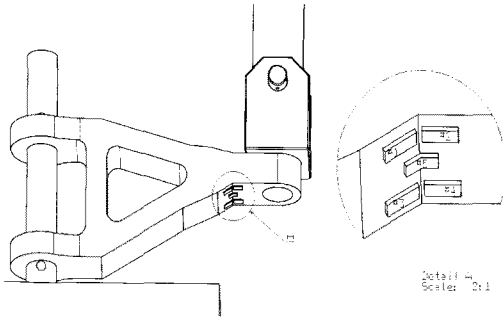


Fig. 10 Strain Gage Locations.

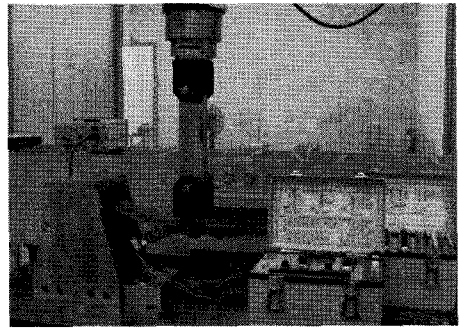


Fig. 12 Test Set-up.



Fig. 11 Prototype of RTM Torque Link.

장착하고 스트레인 측정장치를 연결한 시험장치 셋업을 Fig. 12에서 보여주고 있다. 하중스펙트럼 데이터 설정은 MTP (Multiple Purpose Testwear) 기능을 이용하여 MTS 하중제어 시스템인 TestStarIIis Controller에 프로그래밍 하였다.

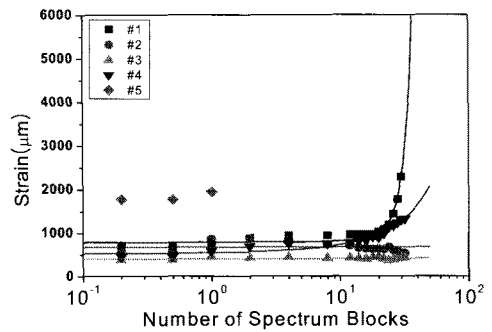


Fig. 13 Results of Strain Measurements.

3.2 시험결과 및 분석

Fig. 13은 하중스펙트럼 블럭수에 대하여 스트레인 측정결과를 보여주고 있다. 여기서 #5 스트레인게이지는 부착 위치에서의 변형률이 과도하여 3블럭 이후 스트레인게이지 파손으로 측정이 불가하였다. Fig. 13에서 나타난 바와 같이 11블럭이 경과 하면서 #1 스트레인게이지는 변형률이 급격히 증가하는 것을 알 수 있고 #4 스트레인게이지는 비교적 완만하게 증가하는 것으로 나타났다. 반면 #2, 3 스트레인게이지는 거의 변화가 나타나지 않았다. 그리고 Fig. 14에서 하중스펙트럼 블럭수에 대하여 변위계(LVDT)의 변위 측정결과를 그래프로 보여주고 있다. 여기에서 보는 바와 같이 11블럭까지 변위는 선형적으로 완만하게 증가하다가 이후 확연하게 나타나지는 않으나 약간 증가율이 커지는 양상을 보인다. 그리고 실물시제 시편의 관찰에서 Fig. 15에서 보는 바와 같이 약 11블럭 하중스펙트럼이 경과하면서 최대응력이 발생하는 필렛부(#1 스트레인게이지 부착부)의 하부층에서 층간분리가 감지되었고 13블럭 하중스펙트럼이 경과하면서 층간분리 파손이 확연히 나타났다. 이것은 Fig. 13에서 본 바와 같이 해당 위치 표면에서의 변형률(#1 스트레인게이지)이 급격히 증가하는 거동의 시점과 일치됨을 알 수 있다.

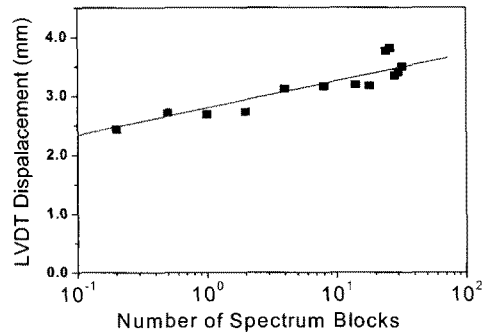


Fig. 14 Results of LVDT Measurements.

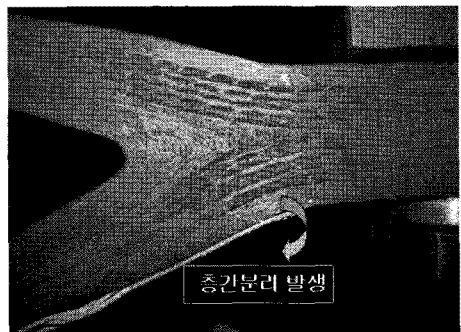


Fig. 15 Onset of Delamination Failure.

4. 해석 및 시험결과 비교분석

강도저하 해석법을 통하여 하중스펙트럼 블럭수에 따라 복합재 토크링크 실물시제에 대한 잔여강도와 파손확률 변화 거동에 대한 해석결과가 앞의 Fig. 6, 7에서 제시된 바 있다. 해석결과와 실물시제에 대한 피로내구성 시험결과를 비교하기 위하여 Fig. 13에서 제시된 실물시제 측정결과로 얻은 #1 스트레인의 역수값을 초기값으로 표준화하고 잔여강도와 파손확률도 초기값으로 표준화하여 Fig. 16에서 비교하였다. 여기서 보는 바와 같이 잔여강도는 블럭수에 따라 거의 선형적으로 감소하는 거동을 보이고 있다. 반면 필렛부 표면(#1 스트레인이기 부착부)에서 측정된 변형률은 약 10블럭 이 경과하면서 변화율이 급격히 증가함을 알 수 있다. 이것은 Fig. 15에서 관찰한 바와 같이 약 11블럭 하중스펙트럼이 경과하면서 #1 스트레인이기 부착부 하부층에서 층간분리가 감지되었으며 이 시점에서의 파손확률은 약 30% 정도에 도달하였다. 그리고 13블럭이 경과하면서 이 부위의 층간분리 파손이 크게 확장되었으며 이때 #1 스트레인이기 표면의 변형률이 급격히 증가하는 거동의 시점과 일치됨을 알 수 있다. 그리고 이 시점의 파손확률은 약 40%에 도달하였다.

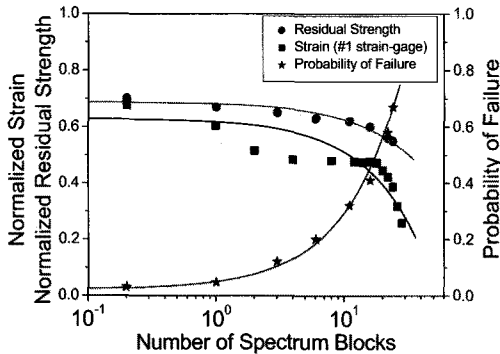


Fig. 16 Comparison between Test and Analysis Results.

5. 결론

토크링크 1블럭 하중스펙트럼의 하중점수가 570,904개에 달하여 총 10블럭의 실물 피로시험에 과도한 시간이 소요됨에 따라 하중스펙트럼을 축약할 필요가 있다. 본 연구에서는 피로 한도보다 낮은 수준의 하중사이클들을 제거함으로써 총 40,170 개의 하중점으로 축약하였다. 축약 하중스펙트럼의 유효성을 검증하기 위하여 완전 하중스펙트럼과 축약 하중스펙트럼에 대하여 각각 토크링크의 잔여강도와 파손확률을 해석하여 비교한 결과 매우 근소한 차이를 나타내었다. 따라서 축약 하중스펙트럼으로 피로내구성 시험과 평가를 수행하는데 충분한 신뢰성이 있다고 판단되었다. 산출된 축약 하중스펙트럼으로

피로내구성 시험을 수행하고 기존에 수행된 잔여강도와 파손확률 해석결과와 비교분석하였다. 해석결과 잔여강도는 거의 선형적으로 감소하는 경향을 보였다. 반면 필렛부 표면 변형률은 약 10블럭이 경과하면서 변화율이 급격히 증가하여 약 11블럭이 경과하면서 최대응력 부위 하부층에서 층간분리가 감지되었으며 이때의 파손확률은 약 30%에 달하였다. 그리고 13블럭이 경과하면서 층간분리 파손이 크게 확장되었고 이 시점의 파손확률은 약 40%에 도달하였다. 따라서 시험결과 토크링크의 내구성은 설계수명은 만족하나 해석결과에 비해 짧은 내구성을 보여 상당한 차이를 나타내고 있다. 이것은 적층 RTM으로 제작된 부품에 대하여 최대 Von-Mises 응력이 발생하는 위치에서의 모재나 섬유파단에 의한 파손과는 달리 하부층의 층간분리에 의한 전단 피로파손 양상으로 나타남에 따라 향후 전단피로에 의한 내구성 분석이 필요한 것으로 나타났다.

후기

본 연구는 울산대학교 교비연구비(과제번호: 2010-0516) 지원으로 수행된 내용의 일부임.

참고문헌

- 1) Thus, H. G. S. J., "Development of a Composite Torque Link for Helicopter Landing Gear Application," NLR-TP-99026, Jan, 1999.
- 2) Chou P. C. and Croman R., "Residual Strength in Fatigue Based on the Strength-Life Equal Rank Assumption," *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, pp. 21-31, 1978.
- 3) Yang J. N., "Fatigue and Residual Strength Degradation for Graphite/Epoxy Composites Under Tension-Compression Cyclic Loadings," *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, 1978, pp. 19-39.
- 4) Schaff J. R. and Davidson B. D., "Life Prediction Methodology for Composite Structures. Part I, II," *Journal of Composite Materials*, Vol. 31, 1997.
- 5) 주선영, 강대환, 조종욱, 권정호, "하중스펙트럼 하에서 복합재 피로수명 평가를 위한 강도저하모델 파라미터 결정," 한국항공우주학회 2008년도 추계학술발표회 논문집(I), pp. 334-338.
- 6) 주선영, 권정호, "강도저하모델을 이용한 복합재 토크링크 피로수명 예측," 한국항공우주학회 2008년도 추계학술발표회 논문집(I), pp. 343-347.
- 7) Bassa S. S., Sheth N. J. and Swanson S. R., "Development random load life prediction model," *Material Research and Standards*, 12, Mar., 1973.

- 8) Sobczyk K. and Spence. Jr. B. F., Random Fatigue : From Data to Theory, Academic Pres, Inc. Co. U.S.A, 1992.
- 9) Weibull W. and Weibull G. W., "New Aspects and Methods of Statistical Analysis of Test Data with Special Reference to the Normal, and the Non-normal Weibull Distributions," FOA Report D 20045-DB, Stockholm: Defense Research Institute, 1977, pp. 2-12.
- 10) 한국기계연구원 부설 재료연구소, 한국항공우주연구원 민군 겸용기술개발사업 위탁연구 1차년도 보고서, 2007.