

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.6.537

착륙장치 복합재 토크링크 피로내구성 평가에 대한 연구

권정호*, 강대환**

A Study on Assessment of Fatigue Durability for Composite Torque Link of Landing Gear

Jung-Ho Kwon* and Dae-Hwan Kang**

ABSTRACT

This research work contributed to a study for the procedure and methodology to assess the fatigue durability for a composite torque link of 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 strength degradation approach on the basis of material test data. The full scale fatigue test was also performed and compared with the analysis results.

초 록

본 연구는 최근 금속재를 대체하기 위하여 RTM법으로 개발된 헬리콥터 복합재 토크링크 구조에 대하여 피로 내구성 평가 절차와 기법에 대하여 고찰하였다. 피로내구성 평가에 필요한 운용수명 중 예상되는 피로하중스펙트럼을 산출하는데 보다 신뢰성이 높은 진보된 기법으로 확률적 랜덤처리 기법을 도입하였다. 그리고 불균질성이 큰 복합재에 대하여 재료의 피로특성치를 기반으로 하는 강도저하 접근법을 통하여 잔여강도와 피로파손 확률 거동을 분석함으로써 보다 신뢰성 있는 내구성 평가를 수행하였다. 이때 강도저하 파라미터는 일련의 재료시험 피로시험 결과를 최대근사법을 사용하여 Weibull 파라미터를 해석함으로써 결정하였다. 또한 복합재 토크링크 실물시체에 대하여 피로내구성 시험을 수행하고 해석결과와 비교 검토하였다.

Key Words : Residual Strength Degradation(잔여강도저하), Failure Probability(파손확률), Simulated Load Spectrum(모사하중스펙트럼), Probabilistic Random Process(확률적 랜덤처리), Maximum Likelihood Method(최대근사법), Full Scale Fatigue Test(실물피로시험), Composite Torque Link(복합재 토크링크)

1. 서 론

복합재료는 기체 중량 감소나 원가 절감 등의 이유로 항공기 구조부품에 활용이 확산되고 있

다. 최근 새로운 제작법인 RTM(Resin Transfer Moulding)법이 상용화되면서 기존의 적층구조 제작법으로 적용이 어려워 대부분 금속재로 제작되었던 프레임, 브레이스(brace), 토크링크(torque link) 등과 같은 bulk 구조부품에 까지 복합재 구조로 대체가 가능해졌다. 그러나 이러한 복합재 bulk구조 부품도 항공기 안전성에 중요함에 비추어 구조적 건전성에 더욱 높은 신뢰성이 요구될 뿐만아니라 경제적 관점에서 피로 내구성

† 2010년 3월 28일 접수 ~ 2010년 5월 25일 심사완료

* 정회원, 울산대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : jhkwon@ulsan.ac.kr
울산광역시 남구 대학로 102

** 정회원, 울산대학교 항공우주공학과 대학원

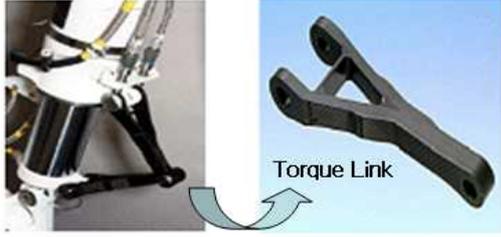


Fig. 1. Landing Gear Composite Torque Link[7]

평가가 중요하게 되었다. 이러한 배경으로 본 연구는 Fig. 1과 같이 RTM법으로 개발된 착륙장치 복합재 토크링크에 대하여 피로내구성 평가절차와 기법을 고찰하였다. 수행된 연구결과에 의하면 피로손상 누적과 수명은 구조에 작용하는 하중스펙트럼의 하중순서에 큰 영향을 받는 것으로 알려지고 있다[1,2]. 따라서 신뢰성 있는 피로수명 평가를 위해서는 실제 운용하중을 적절히 모사한 피로하중 스펙트럼을 구성하여야 하는데 본 연구에서는 보다 진보된 기법으로 확률적 랜덤처리 기법을 도입하였다. 그리고 복합재료의 피로손상 누적 및 수명평가를 위한 많은 연구가 수행된 바 있으며 크게 역학적 접근법과 현상론적 접근법으로 대별할 수 있다. 복합재료의 특성상 불균질성과 거동의 분산도를 고려할 때 현상론적 접근법을 기반으로 하는 강도저하 해석법이 보다 신뢰성 있는 피로내구성 평가 결과를 얻을 수 있는 것으로 알려지고 있다[3,4]. 따라서 본 연구에서는 강도저하 해석법을 도입하여 산출된 모사하중스펙트럼 하에서 잔여강도와 파손확률 변화 거동을 해석함으로써 복합재 토크링크 구조의 피로내구성 및 수명예측을 수행하였다. 또한 강도저하 해석에 물성자료로 입력되는 강도저하 파라미터값의 결정을 위하여 RTM 복합재료에 대한 일련의 기초 피로물성 시험시험을 수행하고 Weibull 분포[5] 해석을 수행하였다. 이때 Weibull 파라미터 결정은 최대근사법(maximum likelihood method)[6]을 통하여 수행하였다. 또한 복합재 토크링크 실물시체에 대한 피로내구성 시험을 수행하고 해석결과와 비교 검토함으로써 피로내구성 평가결과를 검증하였다.

II. 본 론

2.1 하중스펙트럼 하에서의 잔여강도 및 파손확률 거동 관계식

임의의 스펙트럼 형태의 피로하중 하에서 파손확률과 잔여강도 거동은 Weibull 분포식을 기

초로 표현할 수 있는 것으로 알려지고 있다. 이러한 가정 하에서 Schaff et al[8]은 하중스펙트럼 하에서 다음과 같은 잔여강도 저하 모델식을 제안하였다. 즉,

$$R\left(\sum_{i=1}^j n_i\right) = R_0 - (R_0 - S_j) \left(\frac{n_{effj} + n_j}{N_j}\right)^{\nu_j} \quad (1)$$

여기서, R_0 : 정하중강도 스케일파라미터

n_i : i -번째 하중시그먼트 사이클수

ν_j : j -번째 하중시그먼트 강도저하파라미터

그리고 j -번째 하중시그먼트에서의 등가하중사이클수 n_{effj} 는 다음과 같이 표현된다.

$$n_{effj} = N_j \left[\frac{R_0 - R\left(\sum_{i=1}^{j-1} n_i\right)}{R_0 - S_j} \right]^{1/\nu_j} \quad (2)$$

Weibull 확률분포식을 기초로 j -번째 하중시그먼트에서의 피로파손확률은 다음식으로 표현된다. 즉,

$$P\left[\bar{R}\left(\sum_{i=1}^j n_i\right) \leq S_j\right] = 1 - \exp\left[-\left(\frac{S_j}{\bar{R}\left(\sum_{i=1}^j n_i\right)}\right)^{B_j(n_j)}\right] \quad (3)$$

단, $B_j(n_j)$ 는 참고문헌[10]에 제시된 강도저하 재료거동 특성치를 나타낸다.

2.2 피로하중스펙트럼 산출을 위한 확률적 랜덤처리 기법

불규칙 변동하중에서 연속적인 peak/valley 하중값의 발생빈도를 나타내기 위하여 Fig. 2에서 보는 바와 같이 가로, 세로축을 각각 $2n$ 개의 하중단계로 나누고 임의의 하중단계 i 에서 j 로 전환되는 빈도수를 H_{ij} 로 나타냄으로써 하중전환빈도행렬(load transition occurrence matrix), $[H]$ 를 구성할 수 있다[9]. 이때 중간값 n 을 영(또는 평균값)으로 하면 행렬의 대각선, 즉 $i=j$ 에서는 빈도수가 영이 되고 행렬의 대각선 아래쪽은 peak \rightarrow valley로 전환되는 빈도수, 위쪽은 valley \rightarrow peak로 전환되는 빈도수를 나타내게 된다. 따라서 peak/valley 총하중점 수 N_e 는 다음과 같이 계산된다.

$$N_e = \sum_{i=1}^{2n} \left[\sum_{j=1}^{2n} H_{ij} \right] \quad (4)$$

그리고 Fig. 2에서와 같이 α 단계의 peak수, S_α 는 다음 값으로 표현된다. 즉,

- α 보다 낮은 단계의 모든 valley에서 α 단계의 peak로 전환되는 총빈도수;

$$S_\alpha = \sum_{i=1}^{\alpha} H_{i\alpha} \quad (5)$$

- α 단계의 모든 peak가 α 보다 낮은 단계의 valley로 전환되는 총빈도수;

$$T_\alpha = \sum_{j=1}^{\alpha} H_{\alpha j} \quad (6)$$

마찬가지로 β 보다 높은 모든 peak에서 β 단계의 valley로, 그리고 β 단계의 모든 valley가 β 보다 높은 peak로 전환되는 총빈도수, T_β 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$T_\beta = \sum_{i=\beta}^{2n} H_{i\beta} = \sum_{j=\beta}^{2n} H_{\beta j} \quad (7)$$

그러므로 각 하중단계의 빈도수와 위에서 설명한 총빈도수로부터 해당 하중단계로의 전환확률을 구할 수 있고 확률에 따라 peak에서 valley, 또 valley에서 peak로 찾아가게 된다. 예를들어 $j > \beta$ 인 경우 $H_{\beta j}$ 는 β 하중단계의 valley에서 임의의 peak 값으로 전환되는 빈도수를 나타내며 이때 k 단계 peak까지의 전환빈도수는 대각선 상부의 β 열에서 k행까지의 빈도수를 합하여 다음과 같이 누적빈도수를 얻게 된다. 즉,

$$T_\beta = \sum_{j=\beta}^k H_{\beta j} \quad (8)$$

그러므로 $H_{\beta j}$ 의 분포거동을 j에 따라 Fig. 3과 같이 히스토그램 형태로 나타낼 수 있고 이것을 누적시킴으로써 누적전환빈도확률 히스토그램을 얻을 수 있다. 여기서, 예를들면 β 하중단계의 valley값에서 임의의 peak값을 찾아가는 과정을 생각하면, 즉 1에서 T_β 사이의 정수 중에서 우연

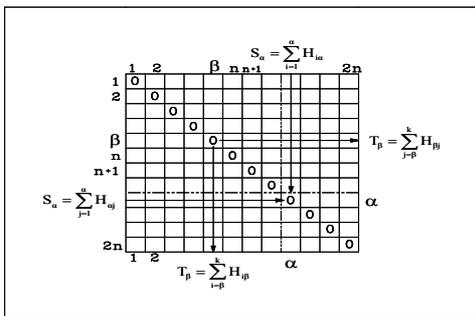


Fig. 2. Transition Matrix for Spectrum Load

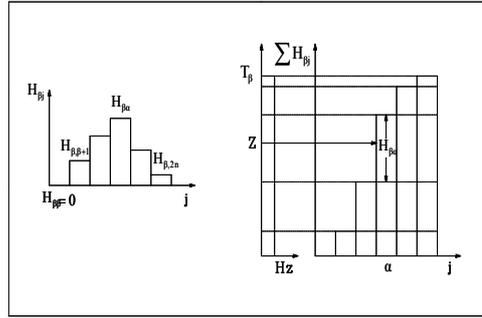


Fig. 3. Cumulative Histogram for H_{ij}

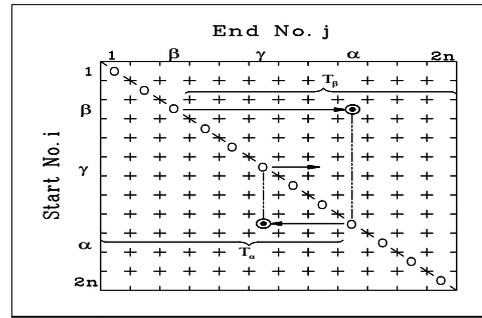


Fig. 4. Schematic Explanation for Probabilistic Random Process

히 취해진 무작위수 Z 에 대하여 Fig. 3에서와 같이 누적 전환빈도수 히스토그램의 세로축에 일치하는 값으로 취하고 이 값에 해당하는 가로축 상의 peak 하중단계 α 를 결정할 수가 있다. 즉, $H_{\beta\alpha}$ 가 매우 큰 값이면 그림에서 보는 바와 같이 T_β 에 대해 $H_{\beta\alpha}$ 가 차지하는 높이가 크므로 그만큼 하중단계 β 에 해당하는 우연의 수 Z 가 α 에 해당될 확률은 커지게 된다. 이러한 확률적 처리과정을 통하여 β 단계의 valley에서 α 단계의 peak로 전환되게 되고 다시 α 단계의 peak는 다음 valley를 찾기 위한 출발점이 되어 동일한 과정을 반복하여 다음 valley 단계를 찾아가게 된다. 이때 출발점이 된 하중단계의 빈도수를 하나씩 감소시킴으로써 하중반전시 마다 누적확률이 다시 계산되게 된다. 이러한 일련의 연속적 처리과정을 Fig. 4에서 도식적으로 보여주고 있으며 Fig. 5에서 하중스펙트럼 산출 전산프로그램의 흐름도를 보여주고 있다. 여기서 무작위수 Z 를 0~1 사이의 등분포확률을 가지는 의사랜덤수(quasi-random number)로 간주하여 랜덤번호 생성알고리즘 수치법[10]을 도입하였다. 이러한 산출 알고리즘을 검증하기 위해 임의의 하중스펙트럼 데이터로 From-To 하중빈도 데이터를 구성하여 스펙트럼을 재현한 결과 낮은

2.3.2 국부응력 스펙트럼 산출

얻어진 피로하중스펙트럼으로부터 가장 응력 (또는 변형률)이 높은 취약부의 국부응력스펙트럼을 산출하기 위하여 MSC/NASTRAN을 사용하여 토크링크 구조의 유한요소해석을 수행하였다. Fig. 10은 RTM 복합재 토크링크 설계형상 및 치수를 보여주고 있으며 재료는 미츠시비사의 Pyrofi(ITR330) 탄소섬유와 Cytec사의 CYCOM 890 수지가 사용되었고 필렛부의 적층 레이업은 상하부 각각 $[0_2/\pm 45/\mp 45/0_7/\pm 45/90_2/\mp 45/0_7/\pm 45/90_2/\mp 45/0_2]$ 로 총 68층 (두께 28mm)로 제작되었다[13]. 유한요소모델은 3차원 직교이방성으로 간주하여 solid element (Hex8, Penta6)를 사용하였고 전체 절점수는 81,778개, 요소수는 70,081개로 구성되었으며 해석에 사용된 복합재의 세부적인 기계적 물성치는 Table 1에 제시되어 있다. 그리고 작용하중은 MPC(Multiple Points Constraint)기능을 사용하여 실제 토크링크에 연결편을 통하여 리그 hole의 접촉면 전체에 분포되어 전달되는 외력으로 재현하였다. 다음 Fig. 11은 해석결과를 보여주고 있으며 피로손상에 가장 취약부로 예상되는 가장 높은 응력 부위는 두 leg가 교차되는 fillet 부의 바깥 표면에서 굽힘에 의해 최대 Von-Mises 응력과 축방향 수직응력 σ_{xx} 가 발생하는 것으로 확인할 수

Table 1. Mechanical Properties for RTM composite Material[13]

Young's Modulus (MPa)	E_{11}	E_{22}	E_{33}
	94,323	16,659	5,122
Shear Modulus (MPa)	G_{12}	G_{13}	G_{23}
	8,241	2,330	1,570
	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
Poisson's Ratio	0.181	0.0135	0.354
Volume Fraction (V_f)	0.556		

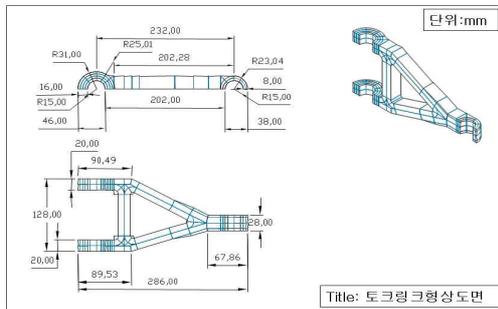


Fig. 10. Configuration of Torque Link[13]

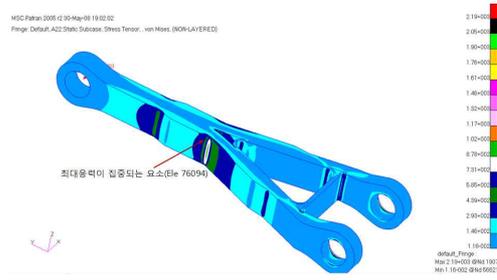


Fig. 11. Result of FEA(Von-Mises Stress)

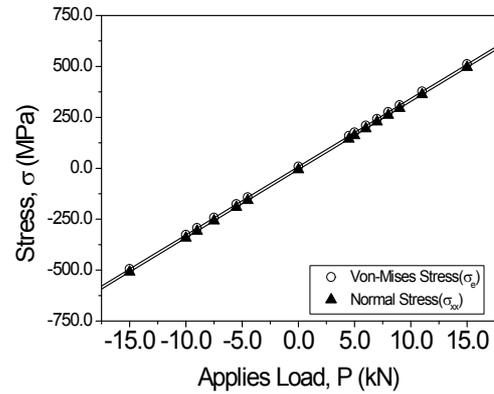


Fig. 12. Variation of Max. Local Stress along to Applied Pin Load

있다. 연결편의 작용하중 변화에 따른 해당부위의 응력변화는 Fig. 12에서 보여주고 있으며 작용하중 범위 내에서 거의 선형적으로 변화함을 알 수 있다. 여기서 음의 편하중은 하중 작용방향이 Fig. 6과 반대인 경우이다. 이러한 유한요소 해석 결과로부터 앞에서 구한 모사하중스펙트럼의 peak/valley값에 선형 관계의 scale factor를 곱함으로써 국부응력스펙트럼을 얻을 수 있다.

2.3.3 RTM 복합재료 시편 피로물성 시험

피로내구성 평가를 위하여 앞의 식 (1)-(3)으로부터 잔여강도와 피로파손확률 변화거동을 계산하게 된다. 이때 앞에서 구성된 국부응력스펙트럼의 매 응력사이클의 진폭이나 평균응력이 변화될 때마다 재료의 특성치인 3개의 모델파라미터 즉, Weibull scale파라미터 N, Weibull shape파라미터 B_1 , 그리고 강도저하파라미터 ν 를 매번 결정하여야 하는데 이것은 재료 피로시험으로부터 얻어지는 각 파라미터의 기준선도 다이어그램(master diagram)에서 내삽 또는 외삽을 통하여 얻게 된다. 이러한 필요에 따라 잔여강도와 피로

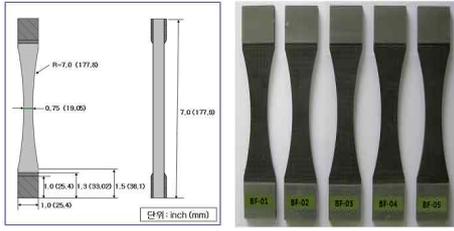


Fig. 13. Specimen Configuration



Fig. 14. Specimen Test Apparatus

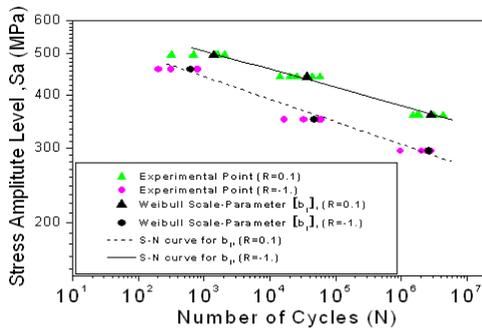


Fig. 15. Test Results of S-N Curve

파손확률을 계산하는 전산프로그램상 기준선도를 구성하기 위한 입력자료를 얻기 위하여 일정한폭 하중 하의 일련의 피로물성(S-N선도) 시험을 수행하였다. 이때 응력스펙트럼의 평균값이 영입을 감안하여 두 응력비 R=-1(인장-압축), 0.1(인장-인장)에 대하여 피로시험을 수행하였다. 시편의 적층 레이아웃은 최대응력이 작용하는 토크링크 부위의 표면에서부터 6층까지 동일한 적층순서[0/±45/±45/0]로 제작하였으며 인장-압축 시험시 좌굴을 고려하여 도그본(dog bone)형을 사용하였다. 시편형상과 치수는 아래 Fig. 13에서 보여주고 있다. 그리고 파라미터들의 기준선도 결정에는 최소 3개의 하중조건에서의 데이터가 필요하며 또한 각 하중조건에서의 시험결과를 Weibull분포 해석을 하기 위하여 동일 조건에서 최소 5개의 시편시험이 요구된다. 따라서 총 30개의 시편시

험이 수행되었다. 사용한 시험기는 MTS 8502 서보제어 유압 시스템으로 Fig. 14에서 시험장치 셋업을 보여주고 있다. 이때 인장-압축시험에서는 시편 좌굴을 방지하기 위한 좌굴방지(Anti-buckling) 가이드를 장착하여 시험을 수행하였다. 그리고 Fig. 15에 시험결과로써 S-N선도를 보여주고 있다.

2.3.4 강도저하 모델 파라미터의 결정

응력비 R=-1, 0.1에서 수행된 피로물성 시험결과로부터 강도저하 모델파라미터의 기준값을 결정하기 위하여 다음 식으로 표현되는 Weibull분포 해석을 수행하였다.

$$F(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (9)$$

여기서, α 는 Weibull shape파라미터, β 는 scale 파라미터로 각각 모델파라미터 B_1 과 N 에 해당하며 최대근사법(maximum likelihood method)[14]을 통하여 다음 식으로부터 얻을 수 있다.

$$\frac{\sum_{i=1}^n x_i^\alpha \ln x_i}{\sum_{i=1}^n x_i^\alpha} - \frac{1}{\alpha} - \frac{\sum_{i=1}^n \ln x_i}{n} = 0 \quad (10)$$

$$\beta = \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^\alpha \right]^{1/\alpha} \quad (11)$$

여기서, X_i 는 i 번째 시편 시험값, n 는 시편개수를 나타낸다. 그리고 강도저하 파라미터, ν 는 Fig. 16에서 보는 바와 같이 임의의 ν 값에 대한 파손확률 이론식 계산값과 Weibull 분포의 실험값을 시행착오(trial and error)적으로 비교하여 가장 적절한 값으로 취하게 된다. 다음 Table 2, 3에서 응력비 R=0.1, -1에서 결정된 세 개의 모델 파라미터 기준값들을 보여주고 있다.

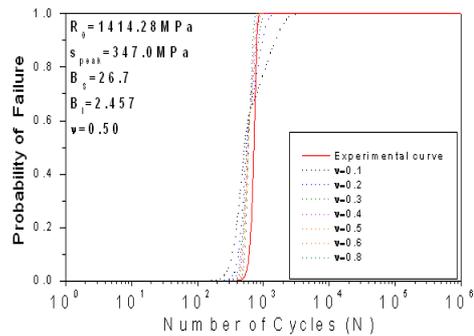


Fig. 16. Determination of Strength Degradation Parameter ν 의 결정

Table 2. Model Parameters for R=0.1

응력 진폭 (MPa)	Weibull shape 파라미터, B_i	Weibull Scale 파라미터, N_i	강도저하 파라미터, ν_i
496.55	2.046	1,394	0.35
441.38	2.15	36,943	0.30
358.62	2.56	2,830,689	0.29

Table 3. Model Parameters for R=-1

응력 진폭 (MPa)	Weibull shape 파라미터, B_i	Weibull Scale 파라미터, N_i	강도저하 파라미터, ν_i
459.07	2.46	624	0.50
349.44	3.07	47,996	0.39
294.63	3.26	2,620,680	0.15

2.3.5 잔여강도 및 피로파손확률 변화거동 해석

앞에서 설명한 피로내구성 해석절차를 다음 Fig. 17에서 요약적으로 보여주고 있다. 이러한 계산절차의 전산프로그램에 앞에서 산출한 국부 응력스펙트럼과 시편시험 결과로 얻은 모델파라미터를 입력데이터로 토크링크의 잔여강도와 피로파손확률 변화거동을 해석하였다. 이때 매사이클 계산에 필요한 평균응력과 응력진폭값은 응력스펙트럼으로부터 Rainflow 계산법[15]을 통하

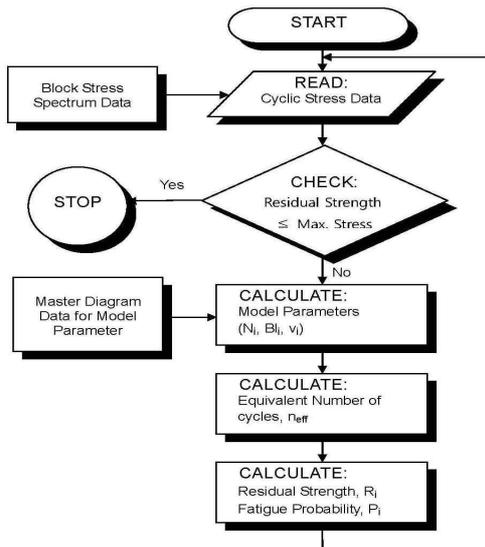


Fig. 17. Analysis Procedure for Residual Strength and Fatigue Failure Probability

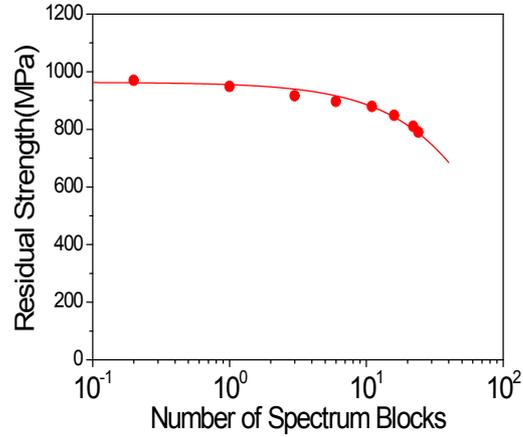


Fig. 18. Analysis Results of Residual Strength

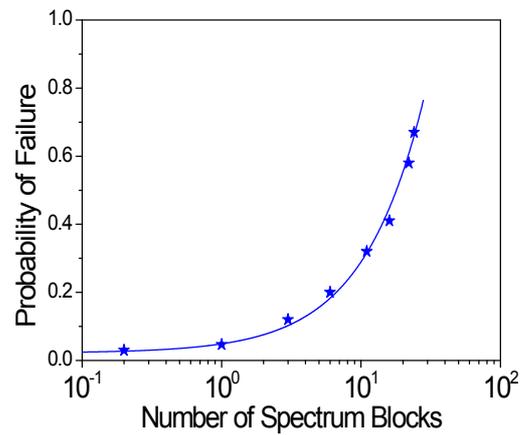


Fig. 19. Analysis Results of Fatigue Failure Probability

여 구하도록 하였다. 다음 Fig. 18, 19는 각각 블럭단위의 스펙트럼(10,000비행시간) 마다 계산된 잔여강도와 파손확률 변화거동을 normal-log 스케일에서 보여주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 정하중강도로부터 잔여강도는 거의 선형적으로 매우 완만히 저하되어 가다가 약 10블럭스펙트럼에서부터 저하율이 급하게 증가하는 것으로 나타났다. 이에 따라 파손확률도 점진적으로 증가하다가 10블럭 부근을 지나면서 급하게 증가하는 양상을 나타내고 있으며 20블럭 정도에서 파손확률이 50%에 도달함을 알 수 있다.

2.4 실물시제 피로내구성 시험

수행한 해석결과를 검증하기 위하여 토크링크 실물시제에 대한 피로내구성 시험을 수행하였다.



Fig. 20. Test Set-up for Full Scale Fatigue Test

Fig. 20에서 보는 바와 같이 토크링크를 베이스 프레임에 고정하고 편하중점에 하중스펙트럼을 작용시키기 위하여 고정치구와 유압 액추에이터 연결부에 리그를 설계/제작하여 장착하였다. 하중스펙트럼이 작용됨에 따라 토크링크의 피로손상 거동을 관찰하기 위하여 최대 국부응력이 작용되는 부위에 스트레인게이지를 부착하여 스트레인 변화와 하중작용점에서의 변위를 LVDT (linear variable differential transformer)를 통하여 측정함으로써 피로손상 누적에 따른 강성도 (stiffness) 변화 거동을 관찰하도록 하였다. 측정은 매 단위블럭 하중스펙트럼이 경과된 후 일정한 편하중(13kN)을 작용시킨 후 각 스트레인값과 LVDT를 통하여 편하중점의 처짐(deflectin)을 측정하였다. 다음 Fig. 21에서 스트레인게이지 부착 위치와 게이지 식별번호를 보여주고 있으며 Fig. 22, 23에서 각각 스트레인과 LVDT 변위 측정결과를 보여주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 #2, #3 스트레인값은 거의 변화가 없으나 #1, #4 스트레인값은 완만히 증가하다가 약 20블럭을 지나면서 급격히 증가하는 양상을 보이고 있다. 특히 #1 스트레인의 증가율이 두드러짐을 알 수 있다. 그리고 LVDT 측정치는 거의 일정하게 증가하다가 20블럭 부근에서부터 증가률의 변화가 나타나기 시작하는 것으로 보인다.

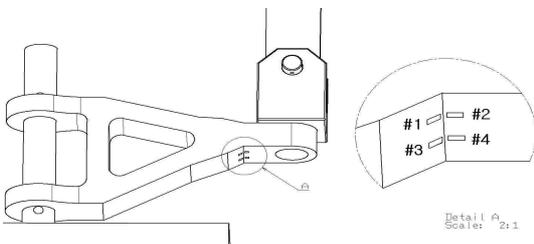


Fig. 21. Locations of Strain Measurement

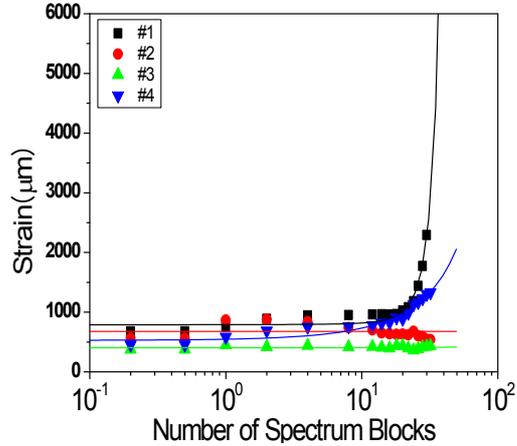


Fig. 22. Results of Strain Measurements

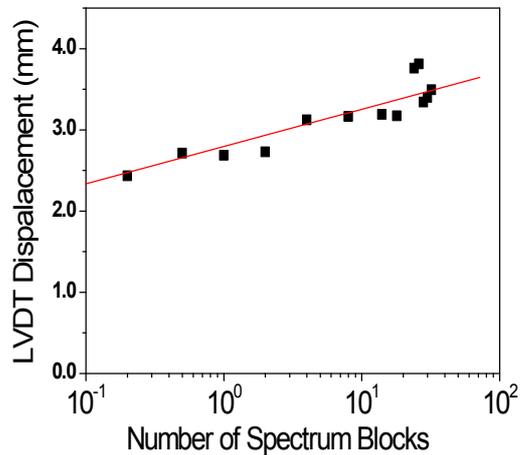


Fig. 23. Results of LVDT Measurement

2.5 해석 및 시험결과 비교분석

하중스펙트럼의 블럭단위에 따른 Fig. 18의 잔여강도 해석결과와 실물시제 시험에서 손상누적에 따라 강성도 변화로 인한 국부 변형률 경향을 직접 비교하기 위하여 잔여강도는 초기 정하중강도(1414.27Mpa)값으로, #1 스트레인의 역수값을 초기값에 대하여 각각 평준화(normalization)하여 비교분석하였다. 다음 Fig. 24에서 스펙트럼 블럭수에 따른 각각의 평준화한 결과와 파손확률 거동 곡선을 같이 보여주고 있다. 여기에서 보는 바와 같이 파손확률이 50% 정도에 도달하는 20블럭 부근에서 잔여강도와 변형률 역수값의 저하률이 급격히 일어나며 그 경향이 유사하게 나타남을 알 수 있다. 따라서 50% 파손확률에 해당하는 토크링크의 내구수명은 약 20블럭스펙트럼

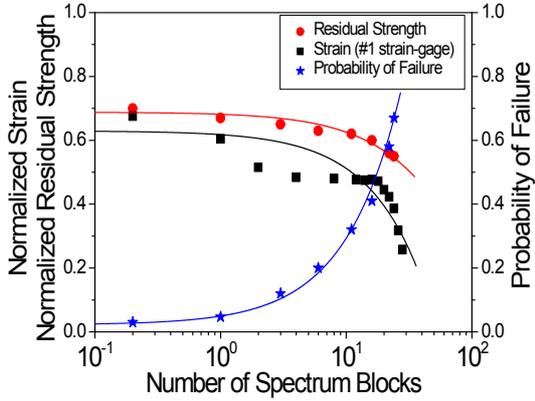


Fig. 24. Comparisons between Analysis and Experimental Test Results

에 해당하고 이때 강도저하 접근법을 통한 내구성 해석결과와 실험시체에 대한 시험결과는 잘 일치됨을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 강도저하 해석법을 도입하여 하중스펙트럼 하에서 복합재 토크링크의 잔여강도와 파손확률 변화 거동을 해석하고 실험시체에 대한 피로시험을 수행하여 결과를 비교분석함으로써 복합재 토크링크 구조의 피로내구성 및 수명예측 평가를 수행하였다. 이때 손상누적과 피로수명은 하중스펙트럼 상의 하중전환 이력에 큰 영향을 받는 것으로 알려지고 있다. 따라서 신뢰성 있는 피로수명 평가를 위해서는 운용수명 중 예상되는 피로하중스펙트럼을 적절하게 예측하여야 하는데 본 연구에서는 보다 진보된 기법으로 확률적 랜덤처리 알고리즘을 도입하였다. 또한 내구성 해석절차의 입력데이터로 필요한 강도저하파라미터들은 RTM 재료시편 피로시험 데이터의 Weibull 분포해석을 통하여 결정하였으며 이때 두 개의 Weibull 파라미터는 최대근사법을 통하여 구하였다. 이러한 결과들로부터 복합재 토크링크 구조의 피로내구성 평가결과를 요약하면 다음과 같다. 즉,

- 확률적 랜덤처리 기법은 운용하중의 From-To 전환빈도의 확률분포를 기반으로 함으로써 보다 신뢰성이 높고 효과적으로 피로하중스펙트럼을 산출할 수 있는 진보된 기법이다.
- 강도저하해석법은 재료시편 피로물성 데이터의 확률적 분석으로 얻는 강도저하 모델파라미터를 기초로 잔여강도와 파손확률을 해석하고 내구

수명을 평가함으로 RTM 토크링크와 같이 비교적 분산도가 큰 복합재에 보다 신뢰성이 있고 유용한 기법이라고 할 수 있다.

- 해석결과 피로파손 확률 50%를 내구수명으로 간주할 때 복합재 토크링크의 피로 내구수명은 20블럭스펙트럼에 해당하고 이것은 최대 국부 응력이 작용하는 부위의 피로손상누적에 따른 변형률 변화 거동을 측정한 실험시체 피로시험 결과와 유사하게 일치됨을 알 수 있다. 따라서 설계수명 20,000비행시간(2블럭스펙트럼)에 대하여 국제규정에서 제시하는 안전율(margin of safety) 4를 적용할 때 설계된 토크링크는 충분한 내구성을 가진다고 할 수 있다.

후 기

본 연구는 울산대학교 교비연구비(과제번호: 2009-0107) 지원으로 수행된 내용의 일부임.

참고문헌

- 1) Bassa S. S., Sheth N. J. and Swanson S. R., "Development random load life prediction model", Material Research and Standards, 12, Mar., 1973.
- 2) Schijve, J., "Effect of load sequences on crack propagation under random and program loading", Eng. Fract. Mech, 5, 1973.
- 3) 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.
- 4) 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.
- 5) Weibull W. and Weibull G. W., New Aspects and Methods of Statistical Analysis of Test Data with Special Reference to the Normal, the Nonnormal, and the Weibull Distributions, FOA Report D 20045-DB, Stockholm: Defense Research Institute, 1977, pp. 2-12.
- 6) Jing Ling and Jwo Pan, "A Maximum Likelihood Method for Estimating P-S-N Curves", Int. J. Fatigue, Vol. 19, No. 5, 1997, pp. 415-419.
- 7) Thuis, H. G. S. J., "Development of a

Composite Torque Link for Helicopter Landing Gear Application", NLR-TP-99026, Jan, 1999.

8) Schaff J. R. and Davidson B. D., "Life Prediction Methodology for Composite Structures. Part I, II", Journal of Composite Materials, vol 31, 1997.

9) Sobczyk K. and Spence. Jr. B. F., Random Fatigue : From Data to Theory, Academic Pres, Inc. Co. U.S.A, 1992.

10) Press W. H., Teukolsky S. A., Vetterling W. T. and Flannery B. P., Numerical Recipes in FORTRAN, The Art of Scientific Computing 2nd ed., Combridge Univ., 1993.

11) 권정호외 3인, 착륙장치 복합재료 부품 피

로특성 평가연구, 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발사업 위탁연구 1차년도 보고서, 2008년 1월

12) Private Communication, 한국항공우주연구원, 민군겸용기술개발사업 기술업무자료, 2008.

13) 한국기계연구원 부설 재료연구소, 민군겸용 기술개발사업 2차년도 보고서, 2007.

14) Ling J. and Pan J., "A Maximum Likelihood Method for Estimating P-S-N Curves", Int. J. Fatigue, Vol. 19, No. 5, 1997, pp. 415-419.

15) Dowling N. E., "Fatigue Failure Predictions for Complicated Stress-Strain Histories", J. of Materials, JMLSA, Vol. 7, No. 1, March 1972, pp. 71-87.