

유도초음파의 비선형 파라미터를 이용한 항공기 구조체의 복합재료 적층판 열화 평가

Evaluation of Composite Laminates for Aircraft Primary-Structure Applications Using Non-Linear Parameter of Ultrasonic Guided Wave

조윤호*[†], 김도연**, 최홍섭***, 이준현*

Younho Cho*[†], Doyoun Kim**, Heungsoop Choi*** and Joonhyun Lee*

초 록 본 연구에서는 유도초음파를 이용하여 다양한 온도에서 사용되어지는 항공기 복합재료의 건전성에 대하여 평가하였다. 항공기가 지상과 비행고도에서 운행할 때의 온도편차나, 반복되어지는 열주기 횟수와 같이, 항공기가 운행되어지는 온도와 관련하여 복합재료의 건전성에 결정적인 영향을 미치는 요소에 관한 연구는 항공기 안전에 있어서 매우 중요한 요소가 되고 있다. 본 연구에서는 유도초음파를 이용하여 항공기의 운행환경과 유사한 환경 하에서 열피로가 가해진 항공기의 복합재료 시편을 평가하였다. 유도초음파의 분산선도 곡선은 서로 다른 열피로가 가해진 시편에 대한 민감성을 나타내기 위해 최적의 모드를 선택하는데 사용되었다. 현재 제시된 접근법 또한 항공기의 건전성을 평가하는데 있어서 하나의 도구로 구현될 수 있다.

주요어: 유도초음파, 복합재료, 비선형 파라미터, 열화

Abstract The purpose of this study is to assess the condition of composites used in aircraft under varying temperature environment with ultrasound guided wave technique. Investigation of crucial influential factor on the composite health monitoring related to aircraft operational environments such as the number of thermal cycles and temperature deviation between ground level and flight altitude has been of a great concern for aircraft safety issue. In this study, ultrasonic guided wave health monitoring scheme is proposed to evaluate composite specimens damaged with the thermal fatigue simulating aircraft operational condition. Guided wave dispersion curves are used to select right modes which show a promising sensitivity to each different thermal fatigue damage level. The present approach can be also implemented as one of on-lines health monitoring tools for aircraft.

Keywords: Ultrasonic Guided Wave, Composite, Non-linear Parameter, Property Degradation

1. 서 론

최근 국내 항공기 제작산업은 신형 민항기 국제 공동개발사업에 참여하는 수준으로 발전하는 전기가 마련되었다. 국제공동개발사업은 연구개발 성과가 수출로 직결되는 구조로서 부품, 소재개발에 대

한 적극적인 기반구축이 필요하다. 그러므로 신형 민간항공기 및 부품, 소재 협력 개발 등의 기회요인에 대응하기 위해 항공기 핵심 소재인 복합재료 구조체에 대한 원천 기술 확보가 요구되어 지며, 복합재료 동체(pressurized fuselage)로 구성된 최초의 민간항공기인 Boeing 787의 등장 이후, 전기체

복합재료 민간항공기 출현이 예상되어 지고 있다 (Fig. 1).

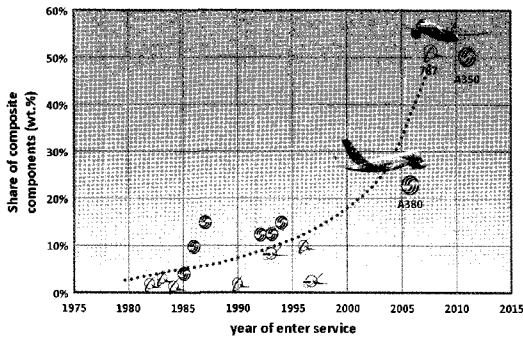


Fig. 1 Composite application(share of composite components) in the aircraft structures

복합재료가 항공기의 주요 소재로 대두되고 있는 상황에서, 장시간의 운항환경(온도 및 하중변화) 및 수분흡수 등 외적 운용 환경인자에 의해 복합재료 내부에 층간박리(delamination), 수지 미세 균열(matrix micro-cracking) 그리고 섬유 파단(fiber breaking) 등의 결함을 발생 시킬 수 있으며 이로 인해 구조체의 기계 및 물리적 물성저하인 열화(property degradation) 현상이 발생한다.

이에 복합재료 구조체에 대한 환경인자들의 영향 평가는 자립설계 환경 구축을 위한 중요한 선행 연구항목이며, 현재까지 항공기 운항환경의 특수성과 실제 적용 소재에 대한 획득의 어려움 때문에 체계적인 연구가 진행되지 못하였다. 그러므로 본 연구에서는 항공기의 주요 복합재료에 대한 열주기 피로(thermal cycling fatigue)의 영향을 평가하고자 한다.

2. 항공기용 복합재료의 열화 특성

운항환경에 노출된 복합재료의 물성 변화는 신뢰성 있는 복합재료 항공기 구조물의 설계개발을 성공적으로 수행하기 위해 측정되어야 하는 필수 자료로서 그 중요성이 매우 크다. 복합재료가 환경조건에 장시간 노출되면 강성, 강도, 유리전이온도 등의 기계적 물성과 밀도, 치수 그리고 열팽창 계수, 열전도 계수 등의 물리적 물성이 변화한다. 이와 같은 기존의 물성이 장, 단기적으로 환경에 노출되어 물성이 저하될 때 이를 '열화(degradation)'라고 정의하며 이러한 열화의 원인이 환경요인 즉 자외

선, 방사성, 온도, 수분, 항공유 등 여러 가지가 존재하므로 이들 각각에 대해 복합재료가 노출되었을 때 발생하는 열화정도를 예측하거나 측정하는 것도 매우 중요한 연구 대상이 되고 있다.

기존 금속구조 항공기의 부식에 의한 노화도 부식저항성이 매우 우수한 복합재료를 항공기 주 구조재료로서 적극적으로 고려하게 된 한 원인이 되었다고 생각 할 수 있다. 그러나 고분자를 기저로 하는 복합재료 또한 환경에 노출 되었을 때 열화의 발생을 피할 수 없다. 항공기는 운행기간 동안 심한 온도 차이에 노출됨에 따라 섬유와 기지간의 열팽창 계수 등의 차이로 인해 복합재료는 심한 열피로(thermal fatigue)를 경험하게 되어, 이로 인해 복합재료 구조물 내부에는 미세균열과 같은 재료의 열화가 발생하게 된다.

본 연구에서는 특히 복합재료 항공기의 운용고도인 중고도 (10~12km)에서 받는 온도인 -55℃와 지상 활주로에서 받을 수 있는 태양 복사열에 의한 온도인 약 70℃에서 노출되어 운용된다고 가정하여 이들 범위 내에서의 온도에 의해 발생 할 수 있는 열화에 대해서만 언급하기로 한다.

3. 비선형 음향효과와 정의와 발생 원인

일반적으로 초음파의 비선형 음향효과란 음파가 매질에 따라 전파할 때 기본 주파수 성분 이외의 고주파 성분이 발생하는 현상으로 말할 수 있다[1,2].

비선형 음향효과와 발생 원인은 여러 연구자에 의해 제시 되었으나 대체로 음파가 전파하는 매질의 비선형 특성에 의한 것이 주된 요인으로 알려져 있다[3,4]. 이것은 매질 자체가 가지고 있는 비선형 탄성학적 관점에서 보면 크게 격자 자체에 의한 비선형성, 전위에 의한 비선형성, 그리고 균열(crack) 접촉에 의한 비선형성으로 구분한다. 여기서 격자 자체의 비선형성이란 재료 고유의 비선형성으로, 전위에 의한 비선형성은 피로나 하중에 의해 발생하는 미세균열을 의미하고, 균열 접촉면의 비선형성은 미세균열에서의 틈새 경계조건에서 발생하는 변화를 의미한다.

초음파의 비선형성이 발생하는 정도를 정량적으로 나타내기 위해 일반적으로 사용되는 계수를 비선형 파라미터라 부르고 있으며, 비파괴적 재료평가 분야에서는 β 라고 하는 비선형 파라미터를 주로 사용하고 있다[5,6]. 비선형 파라미터 β 는 기본

주파수 성분의 제곱의 크기와 2차 조화성분의 크기와의 비로 정의할 수 있다. 비선형 파라미터가 일정할 경우 2차 조화성분은 기본주파수 성분의 제곱의 크기에 비례한다[7].

본 연구에서는 이와 같이 β 가 열화도에 따라 증가하는 것을 A_2 로부터 측정하고자 하였다. 이때 A_1 은 단일주파수를 갖는 초기 파형의 진폭이며 k 는 파수, A_2 은 2차 조화성분을 나타낸다. 2차 조화성분의 크기는 기본 주파수 성분의 크기에 의존하기 때문에 비선형성을 평가하는데 있어 A_2 를 측정하기 보다는 β 를 측정해야 하며 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\beta = \frac{8A_2}{A_1^2 k^2 x} f(\omega), f(\omega) \neq 1 \quad (1)$$

그러나 A_2 는 β 외에도 기본 주파수 성분의 크기 A_1 , 전파거리 x 에 관계되므로 전파거리에 따른 재료의 변질과 관련된 성분만을 추출하기 위해서는 실험조건을 일관성 있게 유지해야 할 필요가 있다. 실험 결과 정규화 된 비선형 파라미터 β' 를 다음과 같이 정의할 수 있다. 이 식에 의해 β' 를 쉽게 구할 수 있으며, 전파거리에 따라 비례한다[8].

$$\beta' = \frac{A_2}{A_1^2} \propto \beta x \quad (2)$$

4. 시험편 및 실험방법

유도초음파를 이용하여 섬유강화 고분자 복합재료에서 층간분리 형태로 나타나게 되는 초기 결함을 검출함으로써 낭비되는 비용과 시간을 절약하고자 유도초음파와 접촉식 탐촉자를 이용하여 복합재료의 결함을 평가함으로써 차후 성형공정과 동시에 실시간으로 강화재의 적층상태를 모니터링 할 수 있는 기법을 개발 하고자 한다.

본 실험에서는 두께 1 mm인 6층으로 적층된 탄소섬유/에폭시(Carbon/epoxy) 복합재료를 사용하였다 (Fig. 2). 탄소섬유/에폭시 복합재료에 열화손상을 주기 위해 같은 규격을 가진 복합재료 시편을 2-zone 열충격 환경 챔버를 사용하여 온도변화를 조절하였다. 시험온도 변위는 -55°C에서 70°C의 범위로 $\Delta T=125^\circ\text{C}$ 조건으로 설정하였으며 저온과

고온에서 각각 15분간 유지하였다(Fig. 3). 1 cycle의 소요 시간을 약 30분으로 설정하여 총 100 cycles 동안 시험하였다.

Fig. 4은 수신초음파 신호에 포함된 고주파성분의 크기를 정확하게 측정하기 위한 실험장치의 구성도를 나타낸다. 이 시스템은 저잡음으로 데이터의 획득이 가능한 초음파 신호분석 장치인 RPR-4000을 포함하고 있다. 송신을 위해서 사용된 탐촉자는 2 MHz의 가변 트랜스듀서이며, 수신에는 고주파성분을 민감하게 검출하기 위해서 4 MHz가 중심 주파수인 광대역 가변 트랜스듀서를 사용하였다. 여기서 광대역 센서는 수신 초음파 신호에 받

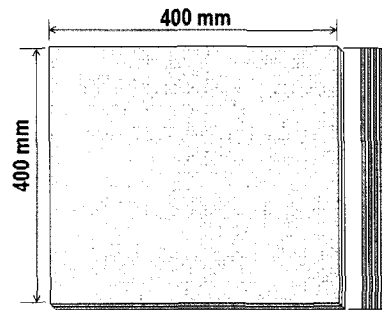


Fig. 2 Specimen size

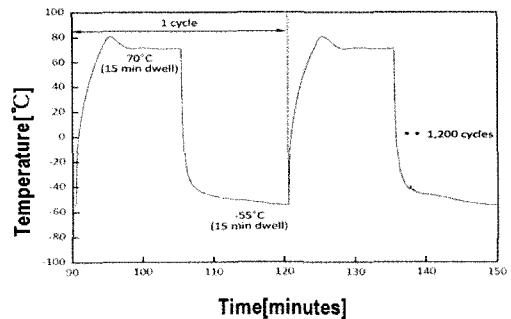


Fig. 3 Thermal cycle

Table 1 Specific test condition of thermal cycling tests

Items	Test conditions
Material	Carbon/epoxy
Direction	Uni-direction[0 ₆]
Cycle condition	-55°C ~ 70°C
Low temperature dwell	15 minutes
High temperature dwell	15 minutes
One cycle time	30 minutes
Test duration	0, 100, 200cycles

생하는 주파수 성분을 포괄적으로 관찰하기 위한 것이다. 수신신호는 A.D 변환되고 PC를 이용하여 분석된다. 수신파형의 데이터는 FFT를 이용한 주파수 분석, 스펙트럼 해석을 통한 비선형 파라미터의 값을 보여준다.

실험에 앞서 복합재료인 탄소섬유/에폭시의 물성치를 이용하여 0°방향으로의 분산선도를 작성하였다. Fig. 5는 탄소섬유/에폭시 평판의 두께 1 mm에서 각각의 모드들의 위상속도(C_p)와 군속도(C_g)를 나타내고 있는 분산선도 그래프이다. 다음의 분산선도를 이용하여 시편에서 가진시킨 유도 초음파의 모드를 구분, 증명 할 수 있다.

본 연구에서 사용된 모드는 S_1 모드이며, 2 MHz에서 가진 하였을 경우 위상속도 분산선도와 Snell's 법칙을 이용하여 계산된 수신각은 16.7°이다[9].

5. 결과 및 고찰

5.1. 열화를 가하지 않은 시편에 대한 2차 조화 성분 증명

본격적인 실험에 앞서 열화를 가하지 않은 시편에서 2차 조화 성분 검출에 대한 검증 실험을 실시하였다. 실험 방법은 Fig. 4에서와 같이 실시하였으며, 열화를 가하지 않은 시편에서 트랜스듀서와 리시버의 거리 5 cm에서 신호를 수신하였으며 2 MHz로 가진하였다.

Fig. 6에서와 같이 가진한 기본주파수인 2 MHz에서 피크인 것을 확인할 수 있으며, 2차 조화 성분은 4 MHz에서 나타나는 것을 확실히 확인할 수 있다. 이러한 실험요소를 사용하여 다음 실험에서 2차 조화 성분과 비선형 파라미터 β' 를 사용하여 열화 횟수가 다른 각각의 시편에서의 열화도 측정을 실시하였다.

5.2. 열화도에 따른 기본주파수 성분과 2차 조화 성분의 변화

비선형 음향효과를 측정함으로써 열화 평가의 가능성을 실증적으로 검증하기 위해 열화를 가하지 않은 시편, 100회, 200회 동안 인공적으로 열화를 준 시편에 대한 초음파 비선형 파라미터를 측정하였다.

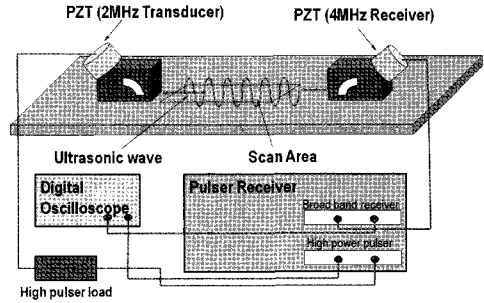


Fig. 4 Measurement system for high order harmonic components

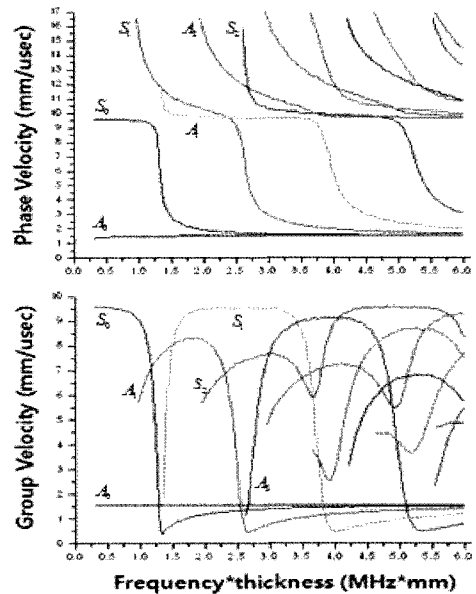


Fig. 5 Dispersion curve of composite

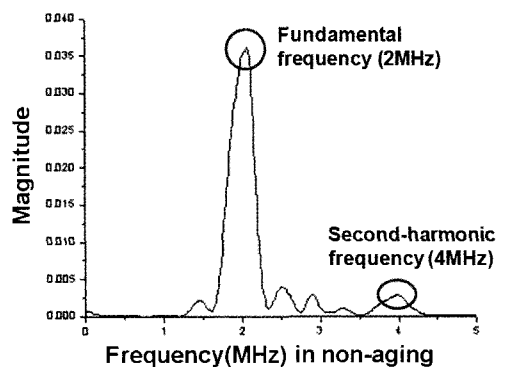


Fig. 6 Fundamental and second harmonic frequency in non-aging

Fig. 7은 열화 횟수에 따른 기본 주파수 성분 A_1 의 크기 변화를 거리에 따라 나타낸 것이다. 열화시간이 증가함에 따라 3개의 시편 모두에서 기본 주파수 성분 A_1 의 크기가 선형적으로 감소하는 경향을 확인할 수 있었으며, 이는 거리에 따른 시편의 재료 고유의 감쇠에 의해 선형적으로 기본주파수 성분의 크기가 줄어든다.

또한 100, 200회의 시편에서와 달리 열화를 가하지 않은 시편에서 기본 주파수 크기가 더 크게 나타났다. 열화를 100, 200회 가한 시편에서는 열화를 가하지 않은 시편에서 보다 기본 주파수의 크기가 기본적으로 작게 나타났다. 이는 열화 시간에 따른 탄화물의 크기가 서서히 증가하면서 초음파 진행을 방해하여 시편 고유의 감쇠 현상을 더욱 크게 나타나게 한 것이라 볼 수 있다. 기본 주파수의 이러한 변화는 열화를 가하지 않은 시편과 열화시편을 구별할 수 있는 또 다른 파라미터가 될 수 있음을 알 수 있다. 하지만 열화시편에서 100회와 200회에서의 차이는 찾을 수 없었으며, 기본 주파수만으로는 시편의 열화 진행 정도에 대해서는 알 수 없었다.

다음은 Fig. 8과 같이 2차 조화 성분 A_2 의 크기 변화를 기본 주파수 성분 A_1 과 같은 방법으로 거리에 따라 측정하였다. 기본 주파수 성분과 같이 수신거리가 멀어질수록 감쇠에 의해 2차 조화 성분의 크기가 선형적으로 줄어드는 것을 확인할 수 있으며, 200회에서의 2차 조화 성분의 감소폭이 가장 작게 나타났다.

5.3. 열화도에 따른 비선형 파라미터의 변화

Fig. 9는 열화한 횟수에 따라 거리를 증가시키며 비선형 파라미터를 측정한 것이다. 열화한 횟수가 높을수록 비선형 파라미터는 더 크게 나타났으며 거리가 증가할수록 비선형 파라미터 또한 증가하였다. 수신거리가 8cm 부터 200회에서의 비선형 파라미터는 서서히 증가하였으며, 16cm에서는 100회, 200회 시편의 비선형 파라미터가 급격히 증가하였다. 특히 열화가 가장 많이 진행된 200회의 시편에서 16cm 이후로 비선형 파라미터가 가장 급격하게 증가하는 것을 확인할 수 있다.

이러한 현상의 원인은, 열화 시간에 따른 탄화물의 크기가 서서히 증가하면서 초음파의 진행을 방

해하여 시편 고유의 감쇠 보다 더욱 크게 감쇠를 일으키는 원인이 되어, 열화 횟수가 증가할수록 비선형 파라미터가 증가하게 되며 미세조직의 변화에 민감하게 반응하고 있음을 알 수 있었다. 이러한 결과를 바탕으로 비선형 파라미터를 이용하여 항공기의 재료인 탄소섬유/에폭시 시편에서 열화가 진행된 정도를 측정할 수 있음을 알 수 있다.

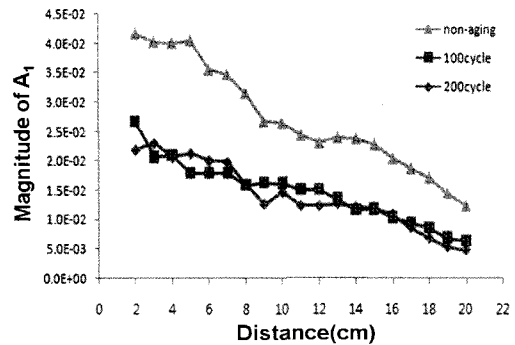


Fig. 7 Measured decay of amplitude A_1 as a function of propagation distance

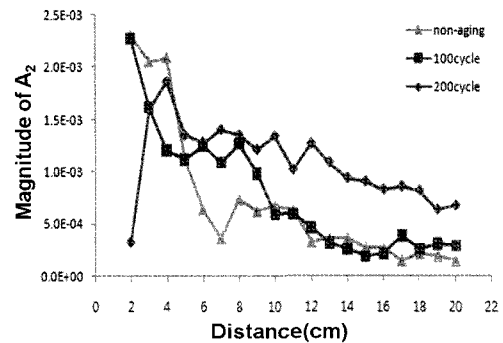


Fig. 8 Measured decay of amplitude A_2 as a function of propagation distance

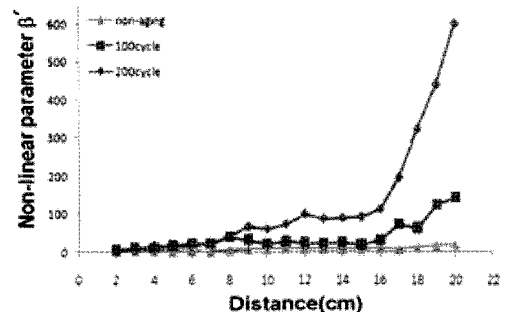


Fig. 9 Nonlinear parameter as function of propagation distance

6. 결론

본 연구는 항공기에 사용되는 복합재료 시편 탄소섬유/에폭시에 대해 실제 항공기에 가해지는 온도변화와 유사한 환경을 시편에 적용하여, 시편이 변형되는 열화정도를 비선형 파라미터를 이용하여 측정하는 연구를 수행하였다.

항공기에 사용되는 복합재료인 탄소섬유/에폭시의 열화도를 비파괴적으로 평가할 수 있는 수단으로 초음파 비선형 음향효과를 제시하였으며 비선형 음향효과로부터 비선형 파라미터 β' 가 측정 될 수 있음을 증명하였다. 이러한 이론과 증명과정을 바탕으로, 항공기에 가해지는 온도변화를 모사하기 위해 열충격 환경 챔버를 사용하여 온도변화를 가하여 실험한 결과, 열화 횟수와 상관없이 거리가 증가할수록 기본 주파수 성분의 크기는 감소현상에 의해 선형적으로 감소하였으나 비선형 파라미터 β' 는 증가하는 경향을 볼 수 있었다. 또한 열화 횟수가 높을수록 비선형 파라미터 β' 의 크기는 크게 나타났다.

이러한 원인으로는 열화 시간과 급격한 온도변화에 따라 복합재료 내부의 미세결합과 층과 층 사이에서 미세하게 갈라지는 결합이 증가함에 따라 초음파의 진행을 방해하는 감소현상을 더욱 증가시켜 기본 주파수 성분의 크기는 감소하게 되었고, 비선형 파라미터는 미세결합의 생성에 따라 민감하게 반응하는 것으로 사료된다.

따라서 본 연구의 결과로부터 초음파 비선형 음향효과에 의해 복합재료 내부의 열화도를 효과적으로 평가할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 세계수준의 연구중심대학육성사업(WCU)으로부터 지원받아 수행되었습니다(R33-10155).

참고문헌

- [1] W. T. Yost, J. H. Cantrell, and M. A. Breazeale, "Ultrasonic nonlinearity parameters and their-order elastic constants of copper between 300 and 3K", JAP, Vol. 52, No. 1, pp. 126-128 (1973)
- [2] M. Yamashita, U. K. Viswanathan, I. Yamamoto and T. Kobayashi, "Service-induced changes in the microstructure and mechanical properties of a Cr-Mo-Ni-V turbine steel," ISIJ International, Vol. 37, No. 11, pp. 1133-1138 (1997)
- [3] R. Viswanathan and S. M. Bruemmer, "In-service degradation of toughness of steam turbine rotors," Transactions of the ADME, Vol. 107, pp. 316-324 (1985)
- [4] S. K. Hur, K. T. Hong and J. M. Do, "The measurement of degradation in creep-ruptured Cr-Mo-V steels by NDE methods," Proc. of the 2nd Conference on Mechanical Behaviors of Materials, pp. 17-24 (1998)
- [5] 이태훈, 장경영, "초음파의 비선형 특성을 이용한 미세균열 평가", 비파괴검사학회지, 제28권, 제4호, pp. 352-357 (2008)
- [6] 정희돈, "고온철비의 경년열화와 측정법", 대한기계학회지, 제31권, 제3호, pp. 251-260 (1991)
- [7] I. Y. Demin, Y. Mochida, K. Fujii and K. Y. Jhang, "Nonlinear characteristics of propagation of low frequency vibration on soft tissues and its measurement using bispectral analysis," Proceeding of 13th ISNA, pp. 344-349 (1993)
- [8] C. Pruell, J.-Y. Kim, J. Qu and L. J. Jacobs, "Evaluation of fatigue damage using nonlinear guided waves," Smart Materials and Structures, Vol. 18, No. 3, pp. 1088-1094 (2009)
- [9] J. L. Rose, Ultrasonic Waves in Solid Media, pp. 44-45, Cambridge University Press, New York, USA (1999)