

論文

온도 상승에 따른 탄소 복합재의 굽힘 강도 저하 평가

황태경^{***}, 박재범^{*}, 이상연^{*}, 김형근^{*}, 박병열^{*}, 도영대^{*}**Evaluation of Thermal Degradation of CFRP Flexural Strength at Elevated Temperature**Tae-Kyung Hwang^{***}, Jae-Beom Park^{*}, Sang-Yun Lee^{*}, Hyung-Geun Kim^{*}, Byung-Yeol Park^{*}, Young-Dae Doh^{*}**ABSTRACT**

To evaluate the flexural deformation and strength of composite motor case above the glass transition temperature(T_g), 170°C, of resin material, a finite element analysis(FEA) model in which material non-linearity and progressive failure mode were considered was proposed. The laminated flexural specimens which have the same lay-up and thickness as the composite motor case were tested by 4-point bending test to verify the validity of FEA model. Also, mechanical properties in high temperature were evaluated to obtain the input values for FEA. Because the material properties related to resin material were highly deteriorated in the temperature range beyond T_g , the flexural stiffness and strength of laminated flexural specimen in 200°C were degraded by also 70% and 80% in comparison with normal temperature results. Above T_g , the failure mode was changed from progressive failure mode initiated by matrix cracking at 90° ply in bottom side and terminated by delamination at the center line of specimen to fiber compressive breakage mode at top side. From stress analysis, the progressive failure mechanism was well verified and the predicted bending stiffness and strength showed a good agreement with the test results.

초 록

수지의 유리 전이화 온도(170°C) 이상에서 복합재 연소관의 굽힘 변형 및 강도를 평가하기 위해 재료의 비선형성과 연속 파손 모드가 고려된 유한요소해석모델이 제시되었고, 해석 모델의 타당성 입증을 위해 연소관과 동일 제작 공법과 적층을 가진 굽힘 시험편을 이용한 4점 굽힘 강도 시험이 수행되었다. 또한 비교해석을 위해 고온에서 복합재 재료 물성 시험이 수행되었다. 수지의 유리 전이화 온도 이상에서 수지 관련 재료 물성이 현저하게 저하됨에 따라, 200°C에서 굽힘 시험편의 굽힘 강성은 상온 기준으로 약 70%, 굽힘 강도는 약 80%의 저하율을 나타내었다. 파손 모드가 수지의 유리 전이화 온도 이하에서 바닥 면의 90°층 수지 균열로 시작하여 시편 중앙의 층간 분리로 이어지는 연속 파손 모드였으나, 유리전이온도 이상에서는 시편 표면층의 섬유 압축 파손으로 변화되었다. 해석을 통해 연속 파손 모드가 잘 구현되었고, 예측한 굽힘 강도와 강성이 시험 결과와 좋은 일치율을 보였다

Key Words: 복합 적층판(composite laminate), 고온(high temperature), 굽힘 강도(flexural strength), 점진 파손(progressive failure)

* 국방과학연구소 기술연구본부 4부

*** 국방과학연구소 기술본부 4부 4팀, 교신저자(E-mail:cais99@hanmail.net)

1. 서론

섬유 강화 복합재(fiber reinforced plastics)는 섬유 방향의 비 강도와 비 강성 값이 다른 소재에 비해 매우 뛰어나기 때문에 여러 분야에 기존 금속 재질을 대체하여 널리 이용되고 있다. 그 중에서도 무게 경량화와 섬유 인장 특성이 주 설계 요소가 되는 복합재 연소관(composite motor case)에 성공적인 적용이 이루어져 왔다. 복합재 연소관은 추진제 연소로 인한 1000psi이상의 내부 압력과 비행 중 받게 되는 굽힘 모멘트와 전단 하중이 주된 구조 설계 하중이 된다. 이때 내압에 의한 변형 대부분은 원통부(Cylinder)의 섬유(Fiber)가 담당하고, 굽힘 및 전단 변형은 전, 후방 스킵트(Skirt)의 축 방향 강도 및 강성이 담당하게 된다. 이러한 복합재 연소관은 고속 비행 시 연소관 표면층의 공기 마찰로 인한 공력 가열(Aero-heating)현상으로 인해 연소관 전체가 상당한 온도까지 상승한다. 이러한 온도 상승이 복합재 구성 수지(Resin)의 유리 전이화 온도(glass transition temperature) 이상 까지 진행되면 복합재의 구조 물성이 급격히 저하되어 사고의 원인이 된다. 공력 가열로 인한 복합재 물성 저하시기에 연소관의 부하상태는 추진제 연소가 끝난, 내압 하중이 없는 상태이며, 비행하중에 의한 모멘트와 전단력만이 연소관에 작용한다. 그러므로 고속 비행 복합재 연소관의 최적 구조 설계를 위해서는 고온에서의 정량적인 굽힘 및 전단 거동 평가를 통한 정확한 성능 평가가 선행되어야 한다. 이와 같은 복합재의 고온 물성 저하 문제점을 보완하기 위해 대부분의 고속 비행 복합재 연소관은 외부에 단열층을 보강하거나 상온 수지를 고온 수지로 교체하는 등의 보완 설계를 적용하고 있다[1-3]. 일반적으로 온도 증가와 고온 노출에 따른 복합재의 재료 물성 변화는 섬유 관련 물성보다는 수지 관련 물성에 많은 영향을 미치는 것으로 시험 결과가 발표되고 있다[4-6]. PAN Base 탄소 섬유인 경우 온도가 1600°C까지 증가해도 섬유의 인장 강도와 강성이 90%이상 유지한다는 시험 결과[7]가 제시된 반면, 문헌[8]에서는 카본 복합재 링(Ring)의 섬유 방향 인장 피로 수명이 온도 증가와 온도 노출 시간에 비례하여 급격히 저하됨을 보여주었다. 즉 고온에 의한 섬유 자체의 강도 저하는 크지 않지만, 섬유와 수지간의 계면 접착력이 약화되어 반복적인 하중에 의한 계면 파괴가 섬유 방향 인장 강도 저하를 유발한 것으로 판단된다. 또한 케블라 에폭시(Kevlar/epoxy)인 경우 준 등방성 적층 시편이 고온 및 습도 환경 하에서 온도 증가에 반비례 하여 굽힘 강도와 강성이 크게 저하되고 굽힘 파손 모드도 변화되었고[9], 카본 에폭시인 경우도 한 방향 및 준 등방성 적층 시편이 유리 전이화 온도 이하의 인장, 압축과 층간 전단 시험에서 온도 증가에 따라 층간 전단 강도와 수지 관련 물성이 저하되었다[10]. 그러나 이상의

연구 결과들 대부분은 섬유 강화 복합재의 고온 굽힘 특성 시험 평가를 수지의 유리 전이 온도 내에서 제한된 적층의 시편 시험 결과만 제시함으로써, 여러 적층으로 이루어진 실 구조물의 고온 굽힘 거동 및 최종 구조 강도를 판단하기에는 많은 어려움이 존재하였다.

그러므로 본 논문에서는 여러 적층 각도로 구성된 복합재 연소관 스킵트의 고온 굽힘 변형 및 강도 저하 현상을 정량적으로 평가할 수 있는 해석 모델링을 제시하였고, 이러한 해석 모델링의 타당성 입증을 위해 스킵트 적층을 모사한 시편을 이용하여 고온에서 4점 굽힘 시험을 실시하였다.

2. 실험 방법

2.1 시편 제작

각 온도 별 재료 물성 측정을 위한 기본 시편과 연소관 스킵트 모사 굽힘 시편을 필라멘트 와인딩 공법으로 제작하였다. 시편 제작은 대형 원통 맨드릴에 원주 방향으로 약 1.0(mm) 두께로 와인딩 한 후 평평한 금속 평판에서 반 경화시킨 다음 제단 및 적층하였다. 인장 시편으로 0°, 90°, ±45°을 ASTM D3039와 D3518 규정에 의해 제작하였고, 층간 전단 시편은 ASTM D2344 규정에 따라 짧은 보(Short beam)로 제작하였다. 여기서 ±45° 시편은 평면 내 전단 물성 측정 시편으로 이용하였다. 또한 연소관 스킵트 모사 굽힘 시편은 Fig. 1의 3번 부위인 스킵트 부와 동일한 적층 각 및 두께로 시편을 제작하였다. 스킵트의 적층 각도 및 순서는 [±45_{1.55mm}/90_{1.0mm}/±15_{1.3mm}/90_{0.75mm}/±15_{1.3mm}/90_{1.0mm}]와 같으며, 45° 층 지점이 스킵트 내면으로 굽힘 시편의 바닥 층이 된다. 통상적으로 비대칭시편 제작 시 경화 후 열 변형에 의한 잔류 변형률로 인해 시험편에 휨 현상이 발생한다. 그러나 본 시험편은 대체로 대칭구조를 가짐에 따라 열 변형이 적으며(고전 적층 판 이론으로 성형온도 150°C 기준 각 방향별 예상 곡률(κ), $\kappa_x=0.0023$, $\kappa_y=-0.0065$, $\kappa_{xy}=0.23$, 단위 1/m), 또한 시편의 크기도 적어 (폭 15mm, 길이100mm) 이러한 휨 현상이 시험에 영향을 줄 정도는 아니었다. 굽힘 시험은 굽힘 압자에서의 시편 국부 파단을 억제하기 위해 JIS K70744에 따르는 4점 굽힘 시편을 제작하였다. 적용 소재는 카본(T700)/에폭시(YDF161/KH100)로서 T700 섬유는 Toray(일본)사의 12K 제품이고, 주재와 경화제는 국내 국도 화학 생산 제품이다. 본 수지는 국방과학연구소 자체 혼합물로서 주재(YDF161)와 경화제(KH100)을 무게비로 100:26비율로 혼합하여 유리 전이화 온도가 약 170°C에이른다. 경화 조건은 90°C(1시간)- 110°C(5시간)-150°C(17시간) 오븐 성형하며 온도 상승 및 하강 속도는 분당 1°C 이내로 제한하였다.

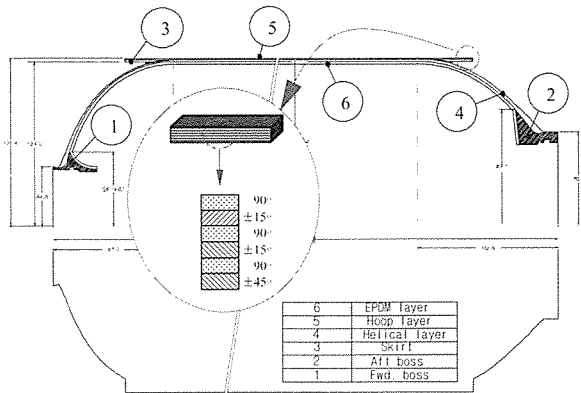


Fig. 1 Configuration of composite pressure vessel and test specimen.

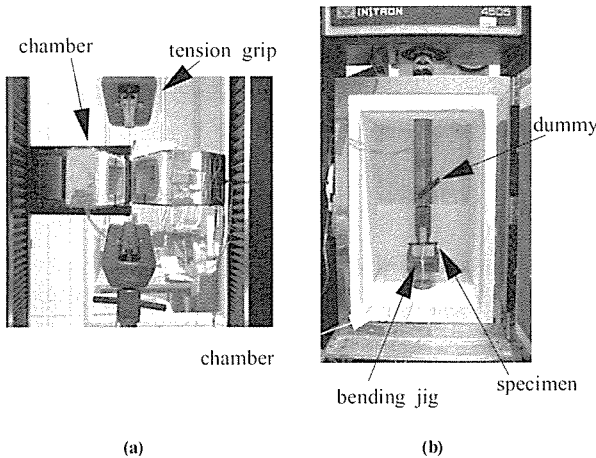


Fig. 2 Heating chambers used for the high temperature environment test: (a) for the tensional test. (b) for the 4-point bending test.

2.2 고온 시험 장치

고온에서의 복합재료 특성 시험을 위해 고온 시험 장치를 자체 설계/제작하였다. 시스템의 구성은 데이터 획득 장치, 온도 조절장치, 온도 챔버(chamber)로 나뉘며 온도 챔버는 Fig. 2와 같이 크기가 500mm(W)×400mm(D)× 600mm(H)인 사각형 굽힘 시험 용 챔버와 대각선 길이가 300mm이고 높이가 100mm인 팔각형 인장 시험용 챔버 2개로 구성되어 있다. 온도 챔버는 크게 온도 측정 센서, 단열재, 발열체, 케이스, 지지 구조물로 나눌 수 있다. 특히 사각형 온도 챔버는 고온 환경에서 시험도중 시험편의 거동 확인을 위해 Quartz를 이용하여 창을 만들었다. 온도 챔버 모두 3개의 열전대를 사용하였으며 그중 하나만이 온도 챔버의 발열체에 전력 공급량을 조절하는 온도조절기의 입력 값으로 사용되었고 사용된 온도 측정 센서는 Thermocouple-K type으로

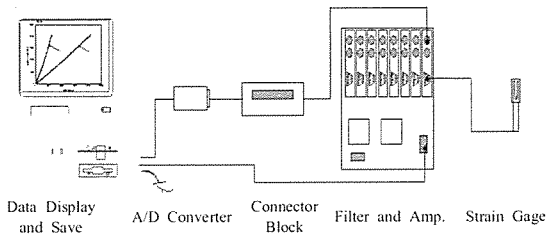


Fig. 3 Schematic diagram of the data acquisition unit.

1250℃ 까지 온도 측정이 가능하다. 또한 온도 챔버에 적용된 발열체는 간탈 슈퍼로서 몰리브덴디 실리사이드를 Quartz와 세라믹으로 성형한 히타로서 최대 표면온도를 1900℃까지 사용할 수 있다.

Fig. 3은 본 연구에서 사용된 데이터 획득 장치 구성도를 나타내고 있다. 데이터 획득 장치 중 계측된 전압의 증폭 및 외부 신호의 Filtering에 이용된 장치는 SX 500이며 변형률 게이지를 이용한 계측기에 대해서만 측정이 가능하다. 시험에 사용된 계측기는 변위게이지(displacement transducer)와 변형률 게이지(strain gage)가 사용되었고 변위게이지인 경우 SX-500 시스템에서 회로 구성을 Full Bridge로 하였고 변형률 게이지의 경우 고온에 의한 온도 영향을 배제하기 위해서 동일 재질 시편을 Dummy로 하는 Half Bridge로 회로 구성을 하였다.

2.3 고온 시험

고온 시험은 국방 과학 연구소의 INSTRON Universal Testing Machine에 고온 Chamber를 부착하여 실시하였다. 인장 하중을 가하는 경우 Type I의 Chamber를(Fig. 2(a)), 굽힘 하중을 가하는 경우는 Type II의 Chamber를 사용하였다(Fig. 2(b)). 시험 온도 설정은 시험편 표면에 열전대(thermocouple)을 부착하여 측정할 시편 표면 온도를 기준으로 시편 표면이 목표온도에 도달한 후, 약 5분간을 유지시켜 시편의 온도가 균일해진 다음 시험을 실시하였다. 이때 시험 온도는 수지의 예상 유리화 온도인 170℃를 기준으로 상온부터 220℃까지 6등분(24/100/140/170/200/220℃)하였다. 시편의 변형률은 고온 시험용 스트레인 게이지(TML(일) QF계)를 사용하였고, 접착제는 상온 경화형 고온용 접착제인 TML사(일본)의 NP-50(Polyester계, -30℃~300℃)을 사용하였다. 고온 환경 하에서의 변형률측정을 위해 Dummy 시편을 이용한 Half Bridge 회로를 구성하여 온도 보상을 실시함으로써, 하중 부가에 의한 변형률만을 측정하도록 하였다. Fig. 4는 고온 시험 시의 시편의 스트레인 게이지와 열 전대 위치를 나타내고 있으며 굽힘 시험인 경우 압점의 극부 파손을 막기 위해 접점에 완충용 고무 층을 적용하였다.

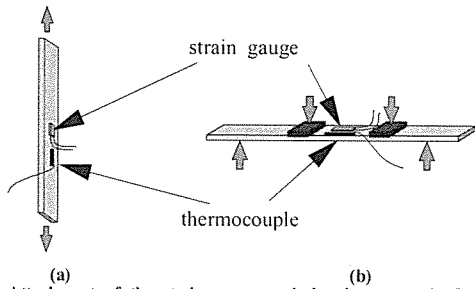


Fig. 4 Attachment of the strain gauge and the thermocouple for high temperature test: (a) tensional specimen. (b) 4-point bending specimen.

고온 굽힘 시험은 굽힘 시험편 상단 및 하단부에 게이지를 부착하여, 굽힘 하중에서의 최대 인장 및 최대 압축 변형률을 측정하였으며, 이 결과를 토대로 굽힘 강성 (E_b)을 계산하였다. 식 (1)과 Fig. 5는 이 경우 사용된 관계식을 나타낸 것이다.

$$E_b = \frac{M}{I} \cdot \frac{y}{\epsilon} \quad (1)$$

여기서, I , M 는 각각 시험편의 관성 모멘트 (Moment of Inertia) 및 굽힘 모멘트, y , ϵ 는 중립축에서 시험편 상단 및 하단 면까지의 거리 및 측정된 변형률이다.

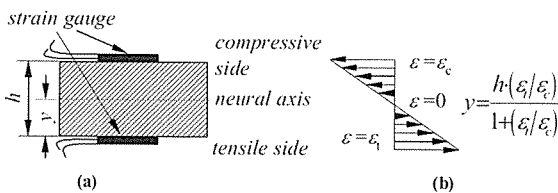


Fig. 5 Schematic showing the strain gauge attachment configuration and the neutral axis position determination: (a) strain gauges at the top and the bottom surfaces of the specimen. (b) determination of the neutral axis position.

3. 구조 응력 해석

연소관 모사 적층 굽힘 시험편의 굽힘 변형 및 강도 값과의 비교를 통해 고온 굽힘 파손 모델을 정립하고, 고온 하에서의 복합재 원통 구조물의 굽힘 구조 안전성 평가를 하기 위해 연속 파손을 고려한 유한 요소 응력 해석이 수행되었다. 온도 별 강성과 강도 변화 그리고 연속 파손 모드를 고려하기 위해 ABAQUS의 3차원 적층 솔리드 요소 (C3D20)에 사용자 부 프로그램인 *USDFLD를 코딩하여 층별 파손 이후 강성 저하 효과를 모사 하였다. Fig. 6에 나타난 바와 같이 최종 파괴가 발생될 때 까지 하중 증분을

계속하였고, 각 파손 모드 별 강성 저하 식을 적용하였다. 이때 평면 내 전단 변형율은 식 (2)와 같이 이전 하중 단계의 응력을 사용하는 비 선형성을 고려한 식을 적용하였다.

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}} + \alpha^o \cdot \tau_{12}^3$$

$$\gamma_{12}^{(i+1)} = \left(\frac{1}{G_{12}} + \alpha^o \cdot \tau_{12}^{i^2} \right) \cdot \tau_{12}^{(i+1)} \quad (2)$$

$$\tau_{12}^{(i+1)} = \frac{G_{12}}{1 + \alpha^o G_{12} \cdot (\tau_{12}^i)^2} \cdot \gamma_{12}^{(i+1)}$$

(G_{12} : 평면 내 전단계수, τ_{12} , γ_{12} : 평면 내 응력, 변형율, α^o : 전단 변형의 비선형 계수)

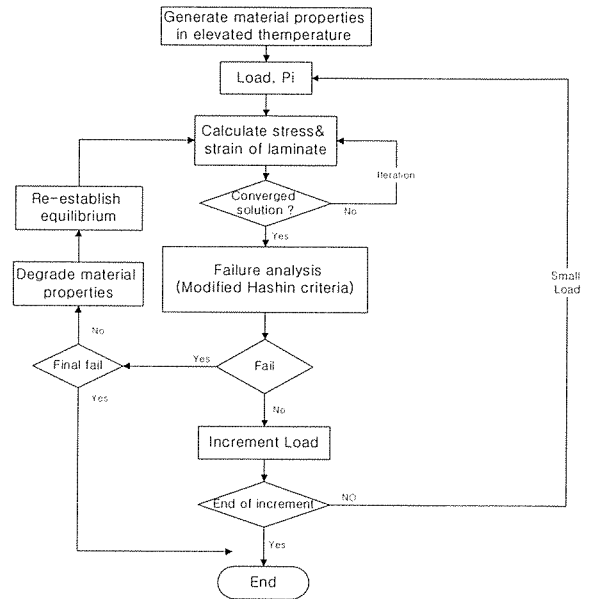


Fig. 6 Flow chart for the progressive failure analysis.

이때 적용한 파손 판정식은 Chang[11]에 의해 제안된 개선형 Hashin 파손 판정식으로서 식 (3)-(5)에 보듯이 복합재의 각 방향 별, 하중 종류 별 파손 판정이 가능하여, 그에 따른 적합한 강성 저하 입력이 가능하다.

1) 수지 균열

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_I} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4} \alpha^o \cdot \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4} \alpha^o \cdot S_{12}^4}, \quad \text{When } \sigma_2 > 0$$

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_c}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha^o \cdot \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha^o \cdot S_{12}^4}, \quad \text{When } \sigma_2 < 0 \quad (3)$$

2) 섬유 및 섬유 계면 파괴

$$e_{fs}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha^o \cdot \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha^o \cdot S_{12}^4}, \quad \text{When } \sigma_1 > 0$$

$$e_{fs}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha^o \cdot \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha^o \cdot S_{12}^4}, \quad \text{When } \sigma_1 < 0 \quad (4)$$

3) 층간 전단 파괴

$$e_{\tau}^2 = \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \quad (5)$$

(X_T, X_c, Y_T, Y_c : 일 방향 복합 적층판의 섬유 방향 인장 및 압축 강도, Y_T, Y_c : 횡 방향의 인장 압축 강도, S_{12}, S_{13}, S_{23} : 각 평면의 전단 강도)

이상과 같은 각 방향 별 파손에 따른 관련 물성의 저하는 식 (6)-(8)과 같이 부여하는데, 각 하중 단계에서 발생하는 파손은 순간적인 파손 관련 응력 성분의 저하를 유발한다. 특히 섬유 관련 강성 저하는 섬유 다발(Strand) 인장 강도의 통계 분포 값을 이용한 하중 증가에 따른 점진적 강성 저하 현상을 고려하였다.

1) 수지균열

$$E_2 = \nu_{12} = \nu_{23} = G_{23} = 0 \quad (6)$$

2) 섬유 및 섬유 계면 파괴

$$\frac{E_{11}^d}{E_{11}} = \exp\left[-\left(\frac{\sigma_{11}}{\beta_0}\right)^\alpha\right]$$

$$\nu_{12} = \nu_{23} = G_{12} = 0, \quad \frac{G_{12}^d}{G_{12}} = \exp\left[-\left(\frac{\sigma_{11}}{\beta_0}\right)^\alpha\right] \quad (7)$$

3) 층간 전단 파괴

$$E_3 = \nu_{13} = \nu_{23} = G_{13} = G_{23} = 0 \quad (8)$$

(E_1, E_2, ν_{ij} : 일 방향 복합재의 섬유 방향과 횡 방향 탄성 계수, 포와송 비, α, β_0 : 섬유 다발 시편의 인장 강도 웨이블(Weibull) 형상 및 척도 파라미터)

그리고 정확한 해석 모델링을 위해 고온 굽힘 시험 후 시편의 단면을 광학 현미경으로 분석하여 실 시편과 동일한 하계[±45.1.55mm/90.1.0mm/±15.1.3mm/90.75mm/±15.1.3mm/90.1.0mm]와 같은 적층 각도와 두께를 각 층 별로 따로 모델링 하였고, 해석의 간편성을 위해 대칭 경계 조건을 이용한 1/2 모델링에 굽힘 하중으로 인한 국부 변형을 방지하기 위한 분포 하중을 적용하였다.

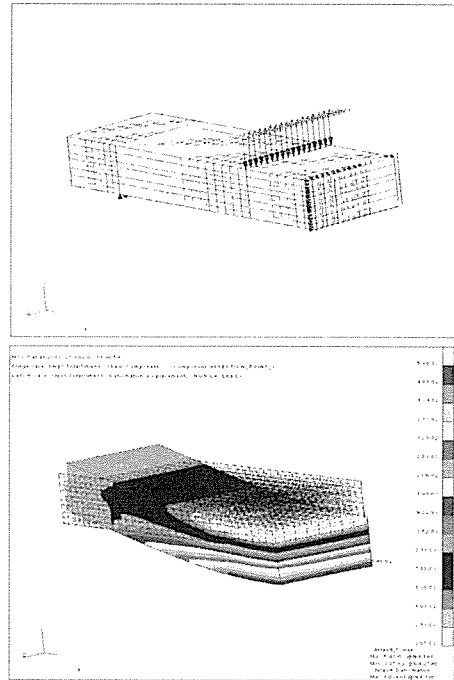


Fig. 7 Finite element modeling and deformed shape of 4-point bending specimen.

4. 결과 및 고찰

4.1 온도별 기본 재료 물성

적용 복합재의 고온 거동 및 해석 자료를 확보하기 위해 각 온도 별 재료 물성 시험을 수행하였다. Fig. 8에 온도의 영향을 가장 크게 받는 수지 관련 물성 시험인 90°, 45° 인장 시험결과를 온도 별로 나타내었다. 170°C이후에 급격한 물성 저하 현상이 나타나고 있다. 이러한 온도 별 기본 물성 시험 결과를 Table 1에 종합 정리하였고, 이해를 돕기

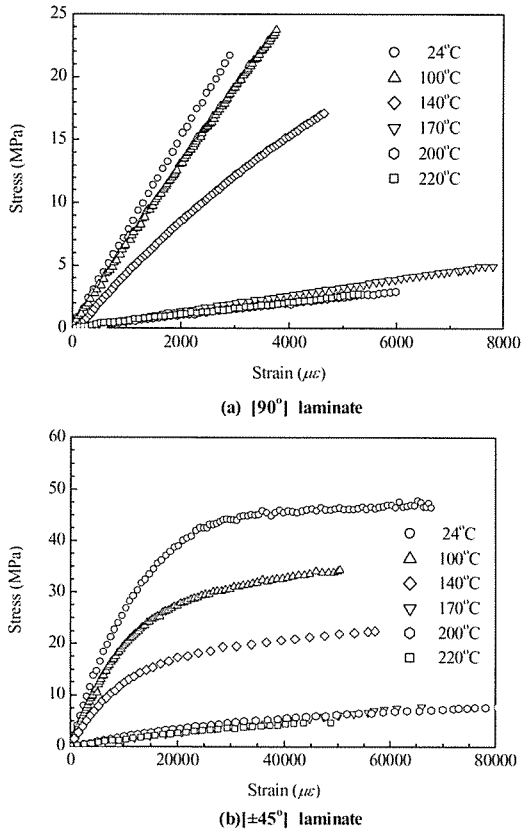


Fig. 8 Stress and strain relationship of the [90] and [±45°] laminate at various test temperature.

위해 각 온도 별 물성 값을 상온 값으로 나누는 무 차원 값을 온도의 함수로 Fig. 9에 나타내었다. 수지 관련 물성은 140°C부터 시작하여 170°C이후는 급격한 하락이 진행되어 200°C이후에 상온 값의 10%까지 하락 후 일정 값을 유지하고 있는 반면, 섬유 관련 물성 값인 섬유 방향 탄성 계수와 강도는 비교적 온도에 둔감한 결과를 보여주고 있다. 즉 200°C 이후에는 대부분의 수지가 고온에 의해 고무화 현상 발생 및 연소에 따라 모재의 역할이 급격히 저하하며, 이러한 결과가 수지 관련 물성의 급격한 저하로 나타나고 있다. 또한 섬유 방향 강도 값도 고온에 의한 섬유계면 강도의 약화로 220°C에서는 상온 값 기준으로 약 20%의 강도 손실을 보였다. 반면에 섬유 방향 탄성 계수는 대부분의 강성을 섬유가 유지함으로 인해 온도 증가에 큰 영향이 없는 것으로 나타났다.

4.2 스커트 모사 고온 굽힘 시험

Fig. 10-11은 실험 결과 중 각 온도별 굽힘하중-변형률 및

Table 1 Material properties at high temperatures

Temp.(°C)	20	100	140	170	200	220
E_{11} , GPa	116.0					
E_{22}	7.3	6.3	5.25	0.66	0.47	0.5
G_{12}	4.0	2.58	2.1	0.125	0.15	0.13
ν_{12}	0.3	-	-	-	-	-
X, MPa	1950	1950	1891	1872	1696	1618
Y	23.0	23.0	17.0	5.0	2.5	2.5
S_{12}	45.1	45.0	36.0	22.0	7.9	6.2
S_{13}	56.8	42.7	27.6	11.3	6.7	5.2
α, β_0	$\alpha = 22.8, \beta_0 = 2200$					

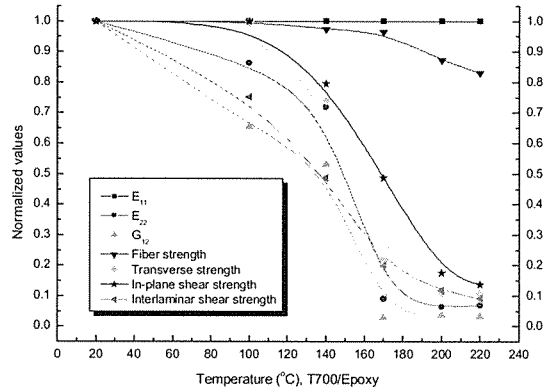


Fig. 9 Normalized material properties at various test temperature.

굽힘 강도의 변화를 나타낸 것으로 굽힘 강도의 경우, 하중이 급격히 저하하는 시점의 하중과 시험편의 단면모우멘트, 하중 지지점 길이를 고려하여 산출하였다. 상온 시험 결과를 보면 최종 파괴 전까지 몇 번의 강성 저하 현상이 발생됨을 볼 수 있다. 이러한 파손은 초기에 바닥 층의 후프 적층의 횡 방향 수지 인장 균열(matrix cracking)로 시작해서 최종적으로 중간 적층의 층간 분리(delamination)로 최종 파괴에 이르게 된다. 따라서 복합재 적층 구조물의 굽힘 강도는 수지의 열화에 의해 좌우되는 것으로 판단된다. 이러한 이유로 스커트 모사 굽힘 시험의 굽힘 강성 및 강도는 140°C를 기점으로 급격히 하락하는 현상을 나타내고, 200°C이후에는 대부분의 수지가 열화되어 비교적 균일 거동을 나타내고 있다.

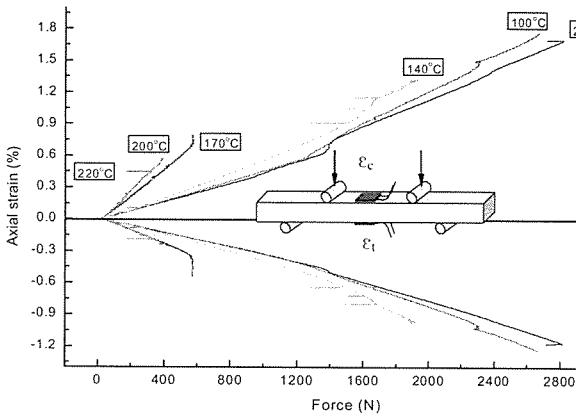


Fig. 10 Bending force and strain relationship of 4-point bending specimen at various test temperature.

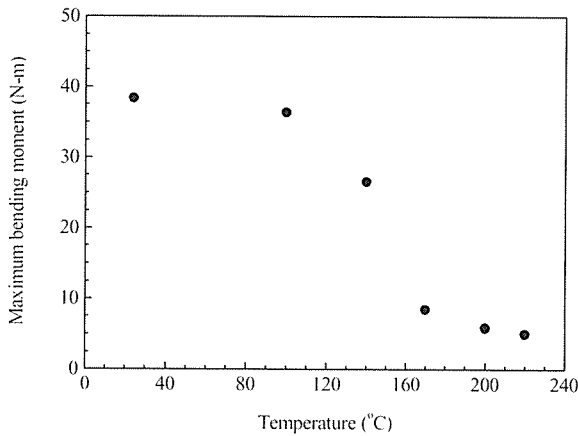
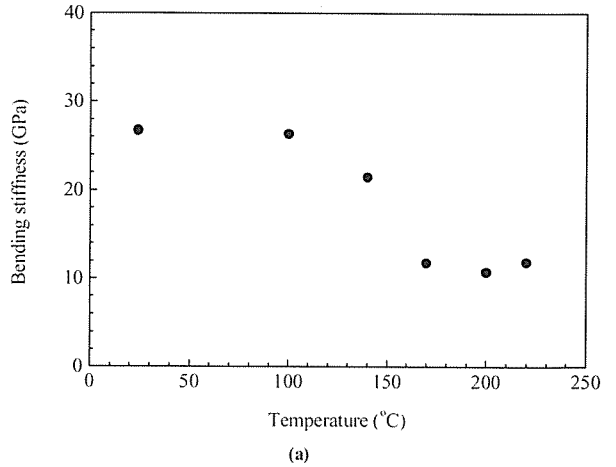


Fig. 11 Effect of test temperature on the maximum bending moment of 4-point bending specimen.

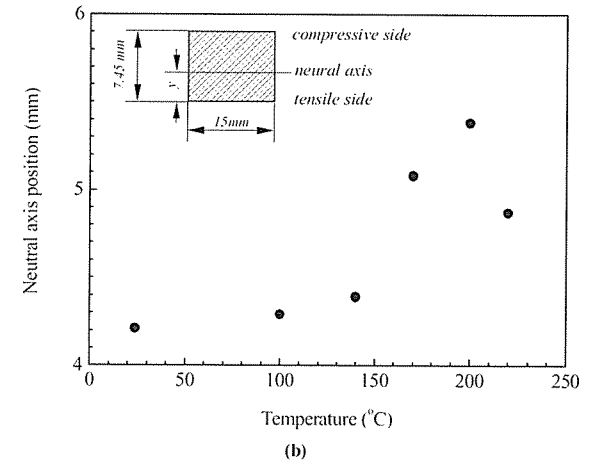


Fig. 12 Effect of test temperature on the bending stiffness(E_b) and the position of the neutral axis (y) : (a) E_b . (b) y .

Fig. 12는 굽힘 강성과 중립면 위치 변화를 온도의 함수로 나타낸 것으로, 시편의 굽힘 강성은 온도가 증가함에 따라 저하되고 있다. 저하량은 적층 구조 및 순서에 의해, 또한 적용 수지의 내열 성능에 의해 크게 좌우될 것으로 판단된다. 이때 중립면의 위치도 고온으로 갈수록 중립축의 위치가 윗 쪽 표면으로 이동하게 되는데, 이는 온도 증가에 따라 인장 변형 영역인 바닥의 45° 층과 90° 층의 강성 저하와 수지 균열에 원인이 있다. 이러한 현상은 수지가 완전히 열화되는 200°C까지 온도 증가에 비례하여 발생하고 있다.

4.3 구조 응력 해석

4.3.1 파손 모드

연소관 모사 굽힘 시편 시험의 파손 모드 분석을 위해

상온(20°C)에서 연속 파손을 고려한 해석을 수행하여 Fig. 13과 같은 해석 결과를 구하였다. 그림에서 보듯이 초기 파손은 바닥 90° 층에서 수지 인장 균열로 발생하고, 이어서 바닥 45° 층의 평면 내 전단 파괴 그리고 시편 중앙의 후프 층의 층간 균열로 이어진다. 최종적으로 각 층의 재료 강성 저하로 인해 전체 강성 행렬의 determinant 값의 Non-positive 현상이 발생하여 해에 수렴되지 않게 된다.

시험과 해석의 파손 모드 비교를 위해 Fig. 14와 같이 시험 후 파손된 굽힘 시편의 1/2 대칭 단면과 해석 응력 분포를 비교하였다. 파손 시편에서 보듯이 바닥의 90° 층의 축 방향 인장 파괴가 발생되고, 최종적으로 시편 중앙의 90° 층과 15° 헬리컬 층간의 층간분리가 나타나 있다. 이러한 파손 모드는 Fig. 13에서 보듯이 해석으로 구한 연속 파손 모드와 잘 일치함을 알 수 있다.

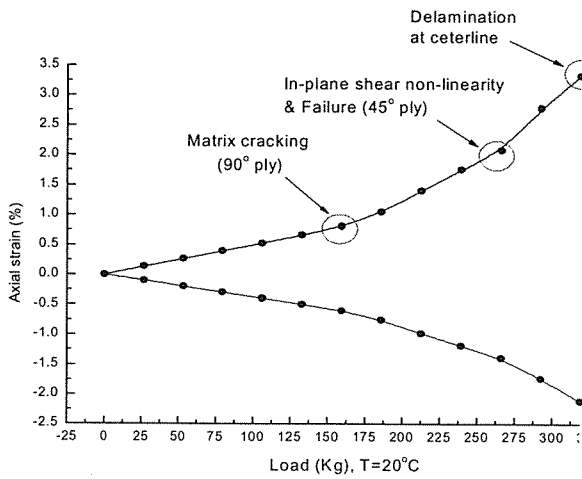


Fig. 13 Numerical progressive failure mode of 4-point bending specimen at 20°C.

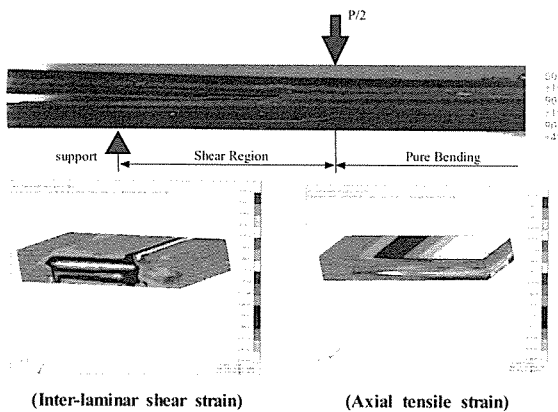
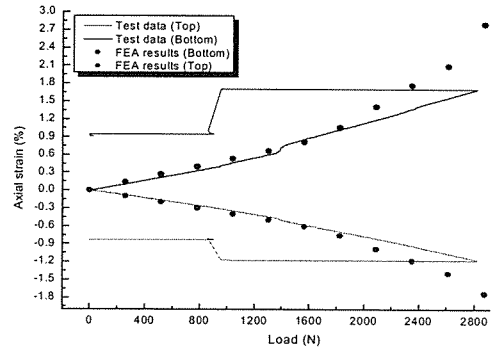


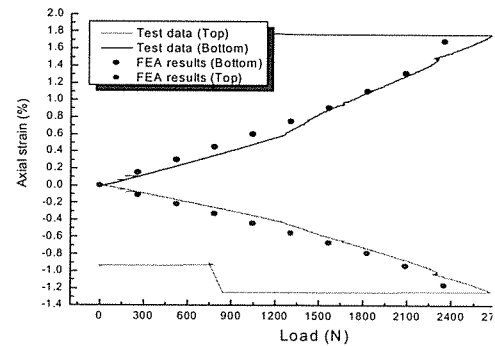
Fig. 14 Comparison between test results and predicted results for the failure mode of 4-point bending specimen.

4.3.2 온도 별 굽힘 변형 및 강도

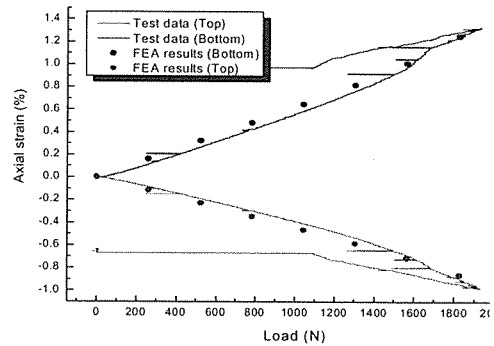
시험 결과와 해석 결과의 비교를 통해 해석 모델링의 타당성을 입증하기 위해 Fig. 15와 같이 굽힘 시편을 이용하여 순수 굽힘 영역 지점인 시편 중심의 표면과 바닥 층의 시편 길이 방향 변형률을 온도 별로 해석과 시험을 비교하였다. 해석의 경우, 온도 증가에 따라 시편의 강성이 저하되어 굽힘 변형률이 급격히 커지고 그에 따라 굽힘 강도 값이 감소하고 있다. 이러한 감소량은 시험 결과와 유사하게 140°C 이후에 급격한 변화를 나타내고 있다. 또한 온도가 상승함에 따라, 축 방향이 물성이 수지의 영향을 크게 받는 바닥의 45°층이 탄화되어 시편의 중립면이 시편 위쪽 표면으로 상승하여 인장과 압축 변형률의 차이가 더욱 커지게 된다.



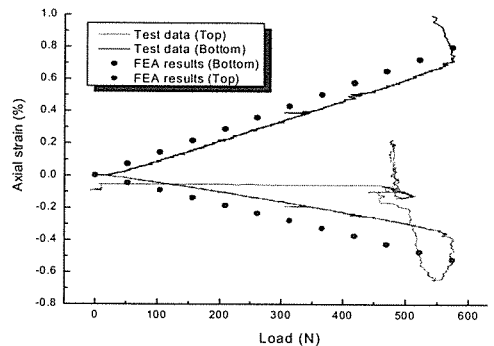
(a) 20°C



(b) 100°C



(c) 140°C



(d) 170°C

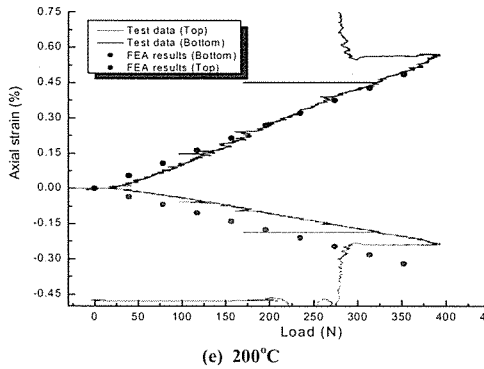


Fig. 15 Comparison between measurement and prediction for axial strain at various test temperature.

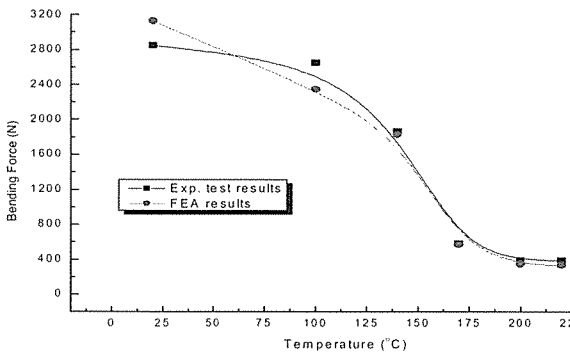


Fig. 16 Comparison between measurement and prediction for bending force at various test temperature.

Fig. 15에서 보듯이 모든 온도 구간에서 굽힘 변형 분포는 해석을 통해 비교적 근사하게 모사 할 수 있었다. 즉 온도에 의한 재료 비 선형 특성과 하중에 의한 수지 균열 및 층간 분리 현상이 해석을 통해 모사됨으로서 실제 거동을 비교적 정확히 모사 할 수 있었다. 대부분의 파괴는 90° 바닥 표면층의 수지 인장 균열로 시작되어, 이후에 모든 적층 구간의 온도로 인한 강성 저하로 진전하고, 45°층의 평면 내 전단 파괴가 발생하고 최종적으로 시편 중앙 층의 층간 분리로 적층 판의 파괴가 발생되었다. 170°C 이상부터는 수지의 유리화 온도를 넘어서에 따라 급격한 물성 저하가 발생하여 순차적인 연속 파손 형태가 아닌 동시 파손 형태를 나타내었다. 해석에서는 섬유 압축 파괴 모드 발생 전 단계에서 각 층의 층간 분리로 인한 최종 파괴가, 시편 시험 결과는 층간 분리 발생과 동시에 시편 표면 층 섬유 압축 파괴가 발생되어 해석과 시험의 최종 굽힘 변형 및 강도 차이는 거의 없었다. Fig. 16에 해석과 시험의 굽힘 강도 값을 비교하였다. 여기서 해석에서의 굽힘 강도는 해의 수렴성이 실패한 경우의 하중 값을 의미한다. 이때 예측한 굽힘 강도

값이 모든 시험 온도 조건에서 시험 결과와 비교적 유사한 결과를 나타내고 있다. 굽힘 변형과 마찬가지로 수지 유리 전이화 온도를 기준으로 굽힘 강도의 급격한 저하 현상을 볼 수 있다.

5. 결론

카본 복합재의 온도 별 (상온-220°C) 탄성계수와 강도를 시편 시험을 통해 구한 결과 온도 증가에 따라 수지 관련 물성들이 현저한 저하 현상을 나타내었다. 특히 수지의 유리 전이화 온도(Tg)인 170°C 이후에 수지 관련 강성 및 강도가 급격히 저하되는 현상을 보인 반면, 섬유 방향 물성은 큰 변화가 없었다. 이러한 수지의 고온 물성 저하현상은 연소관 모사 적층 시편의 4점 굽힘 시험에도 동일하게 나타나서, 170°C 이후에 급격한 굽힘 강성 및 강도가 저하하였다. 즉 굽힘 거동은 수지 관련 물성인 평면 내 및 층간 전단 물성과 밀접한 관계를 갖으며, 온도 증가에 따라 굽힘 거동 특성이 크게 저하됨이 확인되었다. 이러한 복합재 구조물의 고온 굽힘 특성이 온도 별 비선형 재료 물성 변화와 연속 파손 모드를 고려한 유한 요소 응력 해석을 통해 효과적으로 모사되었고, 특히 상온과 고온에서의 굽힘 파괴 양상이 상이함을 확인하였다. 모든 온도 구간에서 시험 결과와 해석은 유사한 굽힘 변형과 굽힘 강도 값을 나타내었다.

이와 같이 본 논문에서는 각 적층 내에서 연속적 파손이 발생하는 복합재 굽힘 변형, 특히 고온 환경 하에서의 굽힘 변형에 대해 실험 및 해석방안을 제시하였으며, 적용 수지의 온도별 물성변화를 고려함으로써, 복합재 구조물의 고온 환경 하에서의 변형 및 강도 예측을 효과적으로 수행하였다.

참고문헌

- 1) F. Mard, "Design, Manufacture and Test of Composite Case for ERINT-1 Solid Rocket Motor," *AIAA 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 93-2462, June 28-30, 1993.
- 2) F. Inman, "THAAD DEM/VAL Solid Rocket Booster Development," *CPIA Pub. 630*, Vol. 3, Dec., 1995.
- 3) K. Fossumstuen, G. Raudsandmoen, I. H. Heie and A. S. Rauffoss, "Design Verification Program for an Air-to-Air Type Rocket Motor with CFRP Composite Case and Reduced Smoke Propellant," *AIAA 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 93-2320, June 28-30, 1993.
- 4) C. E. Browning, G. E. Husman and J. M. Whitney, "Moisture Effects in Epoxy Matrix Composites," *Composite Materials*:

- Testing and Design*, ASTM STP 617, 1976.
- 5) K. E. Holfer, Jr. D. Larsen and V. E. Humphreys, "Development of Engineering Data on the Mechanical and Physical Properties of Advanced Composite materials," *Technical Report AFML-TR-74266*, Feb., 1975.
 - 6) G. S. Springer, "Moisture and Temperature Induced Degradation of Graphite Epoxy Composites," *Environmental Effects on Composite Materials*, Vol. 2, 1984, pp. 6-19.
 - 7) C. Sauder, J. Lamon and R. Pailler, "Thermomechanical Properties of Carbon Fibres at High Temperatures (up to 2000°C)," *Composites Science and Technology*, Vol. 62, 2002, pp. 499-504.
 - 8) T. Naruse, T. Hattori, H. Miura and K. Takahashi, "Evaluation of Thermal Degradation of Unidirectional CFRP Rings," *Composite Structures*, Vol. 52, 2001, pp. 533-538
 - 9) R.E. Allred, "The Effect of Temperature and Moisture Content on the Flexural Response of Kevlar/Epoxy Laminates: Part I and II," *Environmental Effects on Composite Materials*, Vol. 2, 1984, pp. 27-57
 - 10) R. M. Verette, "Temperature/ Humidity effects on the Strength of Graphite/Epoxy Laminates," *AIAA Paper 75-1011*, 1975
 - 11) K. Y. Chang, S. Liu and F. K. Chang, "Damage Tolerance of Laminated Composites Containing an Open Hole and Subjected to Tensile Loadings," *Journal of Composite Materials*, Vol. 25, 1991, pp. 274-300.