

Carbon/Phenolic 내열 복합재료의 기계적 특성

김평완*, 홍순형*, 김연철**, 예병한**, 정발**

Mechanical Properties of Carbon/Phenolic Ablative Composites

P. W. Kim*, S. H. Hong*, Y. C. Kim**, B. H. Yeh** and B. Jung**

Key Words : ablative material, fiber pull-out, tensile fracture, delamination by buckling,

Abstract

The mechanical properties and failure behaviour of carbon/phenolic composites were investigated by tension and compression. Carbon/phenolic composites were fabricated by infiltration of matrix into 8 harness satin woven fabric of PAN-based carbon fibers. The tensile and compressive tests were performed at 25°C under air atmosphere and, at 400°C and 700°C under N₂ atmosphere. The tensile strengths of carbon/phenolic composites in with-laminar/0° warp direction were about 10 times higher than those in with-laminar/45° warp direction, which was analyzed due to a change of fracture mode from fiber pull-out by shear to tensile fracture of fibers. The fracture of carbon/phenolic composites in with-laminar/45° direction was analyzed due to delamination by buckling. Tensile and compressive strength of carbon/phenolic composites decreased to about 50% at 400°C, and to about 10% at 700°C compared to that at room temperature. The main reason for the decrease of tensile or compressive strength with increasing temperature was analyzed due to a reduction of bond strength between fibers and matrix resulting from thermal degradation of phenolic resin.

1. 서론

삭마재료(ablative materials)는 로켓트나 미사일의 노즐 부위에 사용되어 화학적, 물리적 상태가 변화되며 열을 흡수하여 열 차폐의 기능을 하는 소재이다[1-3]. 삭마재료에는 금속, 세라믹, 고분자, 복합재료 등이 사용된다. 이중 섬유강화 고분자 복합재료는 밀도가 낮고, 내열성이 우수하고 연소가스로부터 발생하는 열류에 의한 삭마율이 낮아 로켓트나 미사일의 노즐부위에 열차폐재료로 사용된다.

다. 기지재료로는 열분해시 탄소의 수율이 가장 높은 페놀릭 레진이 사용되며 강화재료는 탄소(C) 섬유, 실리카(SiO₂) 섬유 등이 사용되어 열분해된 기지재료를 지지하는 역할을 한다[4-6].

미사일이나 로켓의 노즐은 연료 연소시 연소 가스에 의하여 온도가 2000~3000°C까지 상승하고, 내부 압력은 10MPa까지 증가하게 된다. 따라서, 내열성 복합재료의 설계, 구조성능 예측 뿐만 아니라 구조체의 신뢰도를 향상시키기 위해서는 복합재료의 열적 특성 뿐만 아니라 고온에서 기계적 성질을 아는 것이 필수적이다.

본 연구에서는 carbon/phenolic 내열 복합재료의 인장 및 압축 특성을 상온 및 고온에서 강화재의 배열방향에 따라 측정하고, 각 온도 및 강화재의 배열 방향에 따라 파괴거동을 분석하였다.

* 한국과학기술원 재료공학과

** 국방과학연구소

2. 실험방법

Carbon/phenolic 복합재료는 강화재로 8매 주자직 PAN-based carbon 직물을 사용하고, 기지로 phenolic resin을 사용하였다. 직조된 섬유 mat를 bias-tape을 이용하여 한 방향으로 적층한 후 phenolic 수지를 함침한 후 hot press 공정으로 제조하였다. 40MPa의 압력으로 80℃에서 90분, 120℃에서 90분, 155℃에서 180분의 조건으로 경화하였다.

인장시험은 laminae에 평행한 면 중 warp fiber가 하중축과 이루는 각도가 0°인 방향과 45°인 방향에 대해서 수행되었다. 상온 인장시험 시편은 ASTM D3039에서 제시된 시편의 크기와 모양으로 정하였고, strain gauge를 이용하여 탄성을 및 Poisson's ratio를 측정하였다. 고온 인장시험은 ASTM D638에 의해서 시편 크기와 모양을 정하였고, 질소 분위기에서 400℃ 및 700℃에서 기계적 특성을 측정하였다. 압축시험은 laminae에 평행한 면 중 warp fiber가 하중 축과 이루는 각도가 45°인 방향에 대해서 수행되었다. 압축시험시편은 ASTM D695에 의해서 시편의 크기와 모양을 정하였으며, 상온에서는 strain gauge에 의해서 탄성을과 Poisson's ratio를 측정하였으며 400℃와 700℃에서는 질소분위기 하에서 기계적 특성을 측정하였다.

인장 및 압축 시험은 0.006/min의 strain rate로 수행되었으며 고온 시험의 경우 실험온도에서 20분간 유지한 후 실험하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 1은 여러가지 직물의 형태를 나타낸 그림으로, 8매 주자직 직물의 구조를 보여준다. Carbon/phenolic 상온 인장시험편은 8매 주자직 carbon 직물이 같은 방향으로 8겹으로 적층되어 있다. 하중 방향과 직물의 warp 방향이 같은 (with-laminar/0° warp) carbon/phenolic 복합재료와 하중방향과 직물의 warp 방향이 45°의 각도를 이루는 (with-laminar/45° warp) carbon/phenolic 복합재료의 상온 인장시험시 load-displacement 곡선은 Fig. 2와 같다. Fig. 2에서 carbon/phenolic with-laminar/0° warp 복합재료의 경우, brittle fracture 곡선을 나타내고, 파괴 메커니즘은 인장

하중으로 인한 warp fiber의 fracture이다. Fig. 2에서 carbon/phenolic with-laminar/45° warp 복합재료의 load-position 곡선은 2번의 failure를 나타낸다. Load가 증가하면서 탄성 변형을 하다 기지와 섬유 간의 계면 분리가 부분적으로 관찰되었다. 변형량이 증가할수록 기지와 섬유 간의 계면은 더 넓은 범위에서 발견되고, 한쪽 방향의 섬유가 기지에서 분리되면서 섬유의 pull-out이 일어나면서 1차 failure가 일어났다. 2차 failure가 일어나기 전, 결합을 유지하고 있는 fiber가 인장축을 따라 reorientation하면서 load는 조금씩 증가하다 감소하는(rise-and-fall) 현상을 나타내었다. 이런 현상은 평직 직물 carbon/epoxy 복합재료에 대해서도 마찬가지로 보고되었다[7]. Reorientation하는 섬유가 다시 계면에서 분리되면서 pull-out 될 때 2차 failure가 일어나고, 직조시 섬유 간의 상하로 엇갈리며 짜여진 상태로 인하여(interlacing) load는 서서히 감소하였다.

400℃와 700℃에서 Fig. 3는 carbon/phenolic with-laminar/0° warp 및 with-laminar/45° warp 복합재료의 인장시험시 load-displacement 곡선이다. Carbon/phenolic with-laminar/0° warp 복합재료의 경우, 상온과 마찬가지로 고온에서도 warp fiber의 fracture가 주 파괴 메커니즘으로 분석되었다. Carbon/phenolic with-laminar/45° warp 복합재료의 400℃ 인장시험결과 파단면은 상온과 유사하지만, 상온에서처럼 post-failure는 일어나지 않았다. 이는 상온시험의 폭이 25mm인 반면, 고온 시험의 폭은 5mm로 인한 size effect 때문에 1차 failure시 fiber의 reorientation이 발생하지 않고 fracture가 일어나는 것으로 생각되어진다. Fig. 4는 carbon/phenolic 복합재료의 적층방향 및 온도에 따른 인장 강도를 비교한 그림이다.

Carbon/phenolic with-laminar/45° warp 복합재료의 압축시험편은 laminae가 37겹으로 적층되어 있다. Fig. 5는 상온 및 400℃에서 carbon/phenolic 압축시험편의 load-displacement 곡선을 나타낸 그림이다. 상온에서 (45) carbon/phenolic 복합재료는 탄성 변형 후에 일정한 하중이 나타나게 되는데, 이는 섬유와 기지 사이의 계면이 부분적으로 분리되는 구간으로 분석되었다. 섬유와 계면이 충분히 분리되면 국부적으로 laminae의 buckling이 일어나고 buckling은 translaminar shear에 의해서 시편 전체로 확산되

면서 delamination이 발생하는데, 이때 하중의 급격한 감소가 발생했다. Buckling 및 shear가 발생한 후에는 delamination이 심화되면서 시편이 분리되었다. Carbon/phenolic with-laminar/45° warp 복합재료의 400℃ 압축 시험시 상온과 유사한 거동을 보이지만, 페놀 수지의 열분해로 인하여 상온에서보다 낮은 하중에서 buckling 및 delamination이 발생하였다. Fig. 6은 carbon/phenolic with-laminar/45° warp 복합재료의 압축 강도온도에 따라 비교한 그림이다.

4. 결론

본 연구에서는 미사일 및 로켓 노즐 부위에 사용되는 carbon/phenolic 내열 복합재료의 인장 및 압축 특성을 강화재의 적층 방향 및 온도에 따라 측정하였고, 강화재의 적층 방향에 따라 파괴 거동을 분석하였다.

- 1) 0°로 적층된 carbon/phenolic 복합재료의 인장 시험시 파괴 메커니즘은 인장 방향과 평행한 방향으로 배열된 섬유들의 fracture로 분석되었다. 45°로 적층된 carbon/phenolic 복합재료는 post-failure 현상을 보였다. 이는 warp fiber와 weft fiber의 pull-out으로 분석되었다.
- 2) 45°로 적층된 carbon/phenolic 복합재료의 압축 시험시 파괴 메커니즘은 압축 방향으로 평행한 laminae의 buckling 및 delamination으로 분석되었다.
- 3) 온도가 증가함에 따라 인장 및 압축 강도는 감소하는데, 이는 온도가 증가함에 따라 페놀 수지의 열분해가 증가하여 기지와 섬유 간의 계면을 약화시키기 때문으로 분석되어졌다.

참고문헌

- (1) A. M. Morisson, J. Spacer. Rockettes, 12, 633(1975).
- (2) H. Weisshaus and I. Engleberg, J. Advanced Materials, Jan., 16(1997).
- (3) C. G. Goetzl, High Temp. High Press., 12, 131(1980).
- (4) E. H. Stokes, J. Thermophysics and Heat Transfer, 9, 352(1995).
- (5) I. Auerbach, J. Applied Polymer Science, 15,

91(1971).

- (6) J. B. Henderson, M. R. Tant, Polymer Composites, 4, 223(1983).
- (7) Niranjana K. Naik, Woven Fabric Composites, Technomic pub., Pensyl., U.S.A(1994)

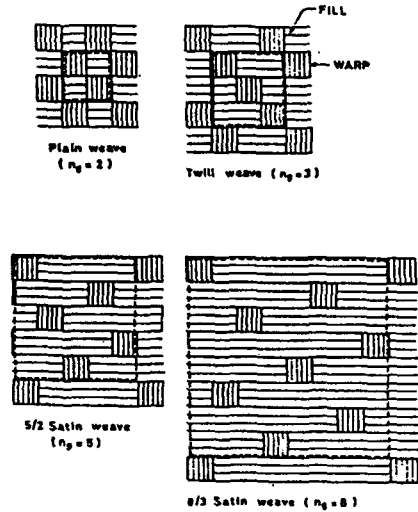


Fig. 1. Fundamental weaves

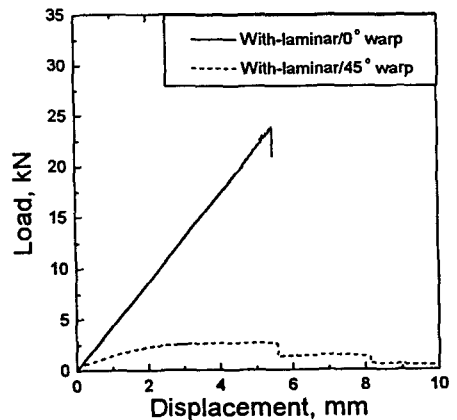


Fig. 2. Load-displacement curve of carbon/phenolic with-laminar/0° warp and with-laminar/45° composites during tensile test at 25℃.

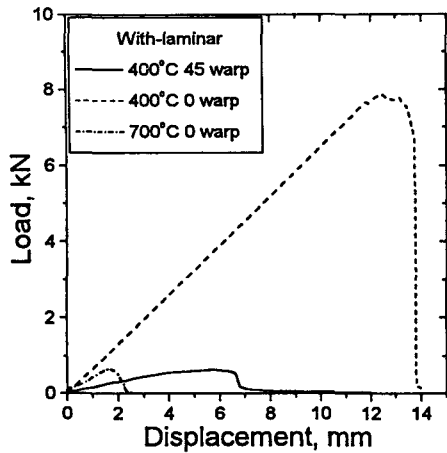


Fig. 3. Load-displacement curve of carbon/phenolic with-laminar/0° warp with-laminar/45° warp composite during tensile test at 400°C and 700°C.

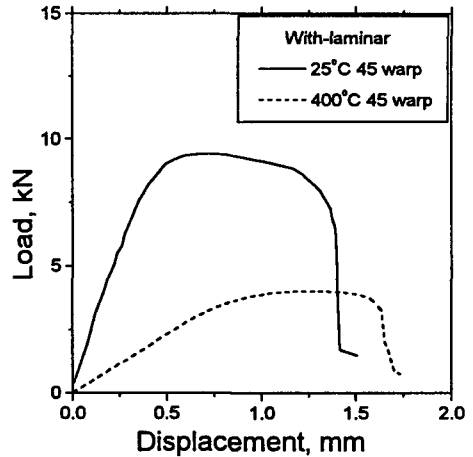


Fig. 5. Load-displacement curve of carbon/phenolic with-laminar/45° warp composite during compressive test at 25°C and 400°C

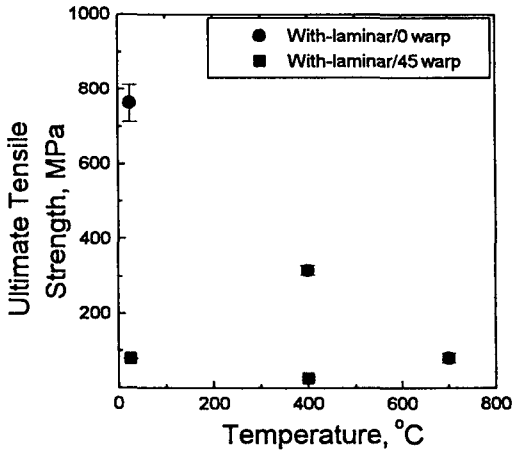


Fig. 4. Ultimate tensile strength of carbon/phenolic composite with varying temperature and warp fiber orientation

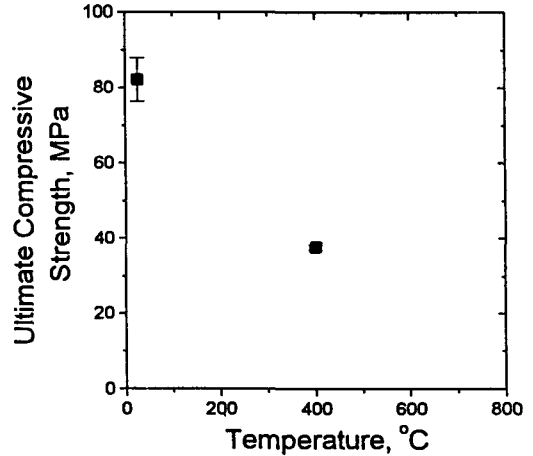


Fig. 6. Ultimate compressive Strength of (45) carbon/phenolic composite at 25°C and 400°C.