

극저온 환경에서 탄소섬유강화 직조/일방향 복합재료의 인장 물성 측정

김명곤*·김철웅*·강상국*·김천곤**·홍창선**

Tensile Properties of CFRP Fabric/Unidirectional Composites under Cryogenic Environment

Myung-Gon Kim, Cheol-Ung Kim, Sang-Guk Kang, Chun-Gon Kim and Chang-Sun Hong

Key Words: cryogenic, CFRP composite, tank, tensile test, launch vehicle

Abstract

This research aims to measure mechanical tensile properties of CFRP composites for cryogenic tank material. Through the cryogenic chamber, tensile tests are performed under cryogenic temperature for graphite/epoxy fabric specimen aged at -150°C for 30hrs with load and graphite/epoxy unidirectional specimen 3-cycled from RT to -100°C with load. For graphite/epoxy fabric specimen, tensile modulus showed to increase after aging at cryogenic temperature(CT) while to decrease after aging at room temperature(RT) and tensile strength is more decreased after CT-aged than at RT-aged. For graphite/epoxy unidirectional specimen, tensile modulus was almost not changed after 3-cycling but strength showed the trend of decrease as increase the number of cycling.

1. 서 론

액체연료는 기존에 쓰이던 고체연료에 비해 높은 비추력(specific impulse)을 가지기 때문에 구조 경량화를 요구하는 위성 발사체나 로켓 등의 연료로서 촉망 받고 있다[1]. 또한 충전하여 재사용할 수 있는 장점이 있기 때문에 이미 선진국에서는 재사용 발사체(reusable launch vehicle, RLV)의 연료로서 액체연료 추진제를 사용하는 연구가 활발히 진행 중이다. 액체연료 추진제 탱크는 높은 비강성(specific stiffness), 비강도(specific strength) 등을 요구할 뿐만 아니라, 액체연료가 극저온 상태로 저장되기 때문에 낮은

열전도도(thermal conductivity)와 열팽창계수(coefficient of thermal expansion)를 갖는 재료로 제작되어야 한다. 따라서 섬유강화 복합재료(fiber reinforced composites)가 이를 충족할 수 있는 재료로 주목 받고 있다.

상온에서 극저온 영역까지 온도가 변함에 따라, 복합재는 기계적, 열적 물성의 변화를 겪게 된다. 더욱이 열적 사이클이나 극저온 하에서 복합재에 기계적인 하중이 가해졌을 때에는 내부에 미소균열이 발생하게 되는데, 이러한 하중이 지속적으로 가해지면 복합재 내에서는 미소균열이 성장하여 각 층(ply) 간의 층간분리(delamination)가 일어나게 되고, 결국에는 물성의 저하를 초래하게 된다. 따라서 열적 사이클과 극저온 노화(cryogenic aging)로 인한 복합재의 물성 변화 측정에 관한 연구가 많이 수행되어왔다. Karen[2] 등은 -184°C 에서 555시간 동안 하중을 주어 노화시킨 복합재의 기계적 물성치를 측정하였는데,

* KAIST, 항공우주공학전공 대학원

** KAIST, 항공우주공학전공

온도가 낮아질수록 섬유방향의 강성과 강도는 감소하며 전단강성과 모재 방향의 강도는 증가하는 경향이 있음을 보였다. 또한 노화는 섬유방향으로의 강성에는 거의 영향을 미치지 않음을 보였다. Timmerman[3] 등은 일방향 CFRP 복합재를 액체질소 용기(bath)에 함침시킴(immersing) 후 상온으로 재가열(reheating)시키는 사이클로 실험을 수행하였는데, 초기 사이클에서 미소균열 밀도(micro-crack density)가 포화상태에 도달함을 보였다.

이상에서 볼 수 있듯이, 대부분의 문헌들은 극저온환경을 모사하기 위해 극저온 매체에 복합재를 직접 함침하는 방식(immersing method)을 사용하여 물성을 측정하였다. 그러나, 열전도도가 낮은 복합재가 갑작스러운 온도변화를 겪게 되면 열 충격(thermal shock)이 발생하고 복합재 내에는 열 구배(thermal gradient)가 생기므로 복합재의 정확한 물성을 측정하기 어렵다. 또한 이러한 방법은 처음 제작 시부터 발사 운용 시까지 수회의 액체연료 주입과 방출을 경험하는 추진체 탱크의 환경을 모사하기 힘든 단점을 가지고 있다.

따라서 본 연구에서는 극저온 열하중과 기계적 하중을 동시에 가한 환경에서 탄소섬유 복합재의 인장 물성을 측정하고, 극저온 노화와 하중 사이클 횟수에 따른 인장 물성 변화율을 고찰하는 것을 목적으로 한다.

2. 극저온 환경 모사장비 및 변형률 측정방법

본 실험은 환경챔버(environmental chamber)를 사용하여 극저온 인장 물성 실험 장치를 구성하였으며, 저온에서의 변형률 측정을 위해, 저온용 변형률 게이지(strain gauge)와 저온용 리드선(lead wire)을 사용하여 극저온에서의 인장 물성실험 환경을 조성하였다. 환경챔버는 -150°C 까지 온도 범위를 가지며, 액체 저온매체(medium)를 기화하여 온도를 낮추는 방식을 사용하는 Instron 3119-407이다. 챔버는 그림 1(a)와 같이 챔버 안에 그림(grip)이 들어가도록 Instron 4202

와 결합한 후 유리석면을 이용해 단열시켰으며, 제어장치(controller)를 이용하여 온도를 제어하였다. 챔버는 $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 의 온도 오차범위를 갖는다. 일반적으로 상온에서 저온으로 온도를 낮추는 시간은 저온매체의 압력상태에 의존하는데, 동일한 저온도달시간(cooling time)을 갖게 하기 위해 공압 질소를 매체로 사용하는 가압장치(pressure vessel)를 연결한 후 용기내의 압력을 22psi로 유지시켰다. 실험에서 사용된 저온매체는 액체질소로서 -196°C 의 온도를 가진다.

한편, 변형률 게이지 자체도 열팽창계수를 가지고 있으므로 극저온에서 게이지 수축이 발생하여 정확한 변형률 측정에 오차를 가져온다. 따라서 이러한 열변형률을 배제하기 위해 변형률 게이지 자체의 변형률을 상쇄시킬 수 있도록 그림 1(b)와 같은 하프브리지(half bridge) 회로를 구성하여 변형률을 측정하였다.

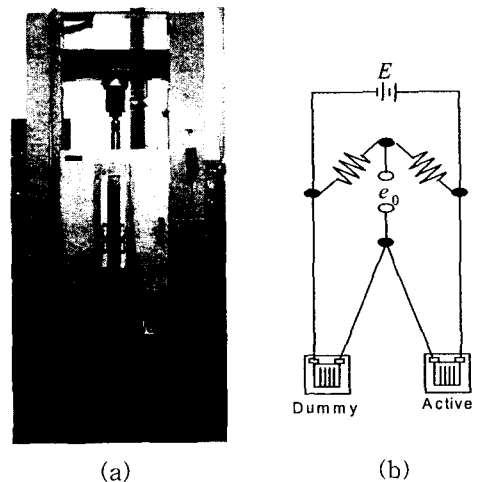


그림 1. INSTRON 4402에 장착된 극저온 챔버와 하프 브리지 회로.

3. 극저온 인장 실험

3.1 실험 개요

본 연구에서는 탄소섬유 복합재에 대한 극저온에서의 인장 물성 변화를 측정하였다. 우선 시편은 graphite/epoxy 직조(fabric) 복합재 시편에 하중을 가한 후 극저온에서 노화의 영향을 살펴

보았으며, graphite/epoxy 일방향(unidirectional) 복합재 시편은 하중을 가한 상태에서 극저온 사이클이 인장물성에 미치는 영향을 살펴보았다.

3.2 Graphite/epoxy 직조 복합재의 인장실험

본 실험에서는 graphite/epoxy 직조 복합재 시편의 노화 전 데이터를 얻기 위해 상온에서 인장 강도 및 강성을 먼저 취득한 다음 상온과 -150 °C에서 각각 10시간씩 3번 노화를 수행한 후에 인장실험을 수행하였다. 또한, 상온 비노화(not aged) 시편 파손 하중의 50%에 해당하는 하중을 시편에 가한 상태에서 노화를 수행하였다. 각 노화 시편은 시편 개수의 제한으로 인해 2개의 시편을 사용하였으며 정확한 강도 측정을 위해 독본형태로 시편을 재가공하였다. 그림 2는 직조 복합재 시편의 모습을 보여주며, 그림 3은 인장 강도 및 강성의 측정 결과를 보여준다.

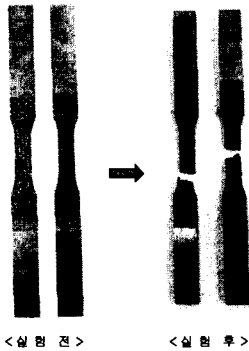


그림 2. Gr/Ep 직조 시편의 파손 형상.

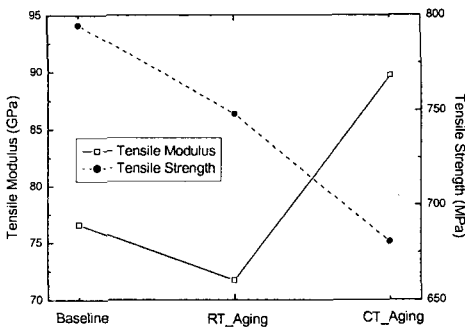


그림 3. Gr/Ep 직조 시편의 노화 후의 강성 및 강도 실험 결과.

3.3 Graphite/epoxy 일방향 복합재의 인장실험

3.3.1 시편의 탭(tab) 선택

극저온(-100°C, -150°C)에서 일방향 복합재 시편에 대한 인장 실험 결과, 앞의 직조 복합재 시편과는 달리 탭과 시편이 분리되는 현상이 연속적으로 발생하였다. 이는 이전 실험은 시편과 탭이 모두 직조된 재료이기 때문에 재료가 다름에도 불구하고, 탭에서 각 방향으로 열 수축 비율이 비슷하여 분리되지 않은 것으로 사료된다. 그러나 일방향 복합재 시편은 섬유방향으로는 거의 열 변형을 일으키지 않고 섬유수직방향으로는 열 수축이 크기 때문에, 각 방향에서 같은 열변형을 일으키는 유리섬유 복합재와의 열 수축 차이가 생겨 열응력이 크게 작용했을 것이라고 추측된다. 게다가 이러한 상황에서 높은 하중이 가해지기 때문에 시편의 파손 이전에 탭이 먼저 분리되었다고 사료된다. 따라서 강성이 비교적 낮기 때문에, 시편과 탭과의 계면에서 생기는 열응력의 영향을 줄일 수 있는 연마포(emery cloth)로 탭을 제작하여 부착하였다. 연마포 탭을 사용하여 실험을 수행한 결과 극저온 인장실험 시, 시편과 탭이 분리되는 것을 방지 할 수 있었다. 그림 4(a)는 탭이 시편과 분리되는 모습을 나타내고 있다.

3.3.1 극저온 인장실험

본 실험에서는 graphite/epoxy 일방향 복합재 시편의 상온 인장 실험과 -100 °C에서의 열평형을 유지한 후, 그리고 3회 사이클 수행 후에 강도와 강성을 변화를 측정하였다. 저온에서는 먼저 상온파손하중의 절반에 해당하는 14kN의 하중을 유지한 후 극저온 사이클을 수행하였다. 또한, 열평형이 될 때까지 시편에 생기는 열응력을 하중을 0.2mm/min으로 조정한 후 제거하였다. 열평형이 될 때까지 시편의 수축으로 인해 생기는 전체 열응력은 약 400 MPa로 측정 되었다. 또한, 저온에서는 그림과 그림면(grip face) 사이의 그리스(grease)가 응결하여 그림의 미끄럼을 방해하기 때문에 시편을 제대로 잡을 수가 없게

된다. 따라서 인장 실험 시에 약간의 초기하중 (pre-load)을 주었다. 그림 4(b)는 -100°C 에서 사이클을 수행하지 않았을 때와 3회 사이클 수행 후 인장 실험으로 파손된 시편의 모습을 나타내며, 그림 5는 인장강도와 강성의 측정결과를 보여준다.

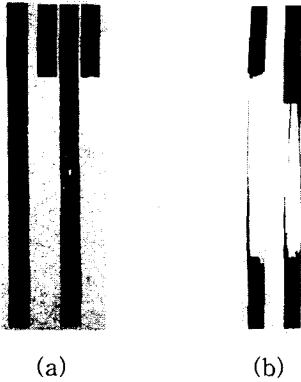


그림 4. Glass/epoxy 직조 탭이 분리된 모습(a)과 연마포 탭을 사용한 시편의 파손 형상(b).

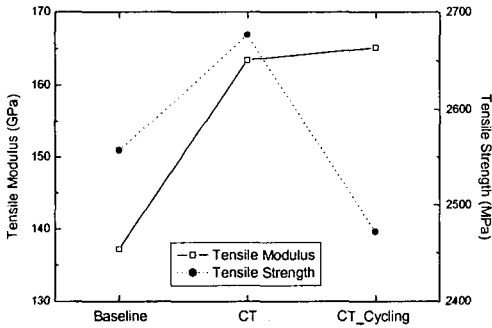


그림 5. Gr/Ep 일방향 시편의 극저온 사이클 수행 후의 강성 및 강도 실험 결과.

4. 결론

본 연구에서는 Graphite/epoxy 직조 복합재에 대하여 -150°C 에서 30시간 동안 하중을 가한 상태에서 노화한 시편과 -100°C 에서 3회의 하중-극저온 사이클 겪은 graphite/epoxy 일방향 복합재 시편의 인장 강성과 강도의 변화를 측정하였고 결과는 다음과 같다.

1. Graphite/epoxy 직조 복합재를 상온파손하중의 절반으로 하중을 유지하며 상온과 저온에 대해 각각 노화한 후 인장실험 한 결과, 강성은 상온 노화 후에 떨어진 반면 극저온 노화후에는 증가하는 경향을 보였으며 강도는 상온 노화 후와 극저온 노화 후 모두 감소하는 것을 확인하였다.
2. Graphite/epoxy 일방향 복합재와 glass/epoxy 복합재 탭은 각 방향으로 열수축 비율이 다르기 때문에 graphite/epoxy 직조 복합재 시편과는 달리 탭이 분리되는 현상이 발생하였고, 이를 극복하기 위해 비교적 강성이 낮은 연마포 탭을 제작하여 인장 실험을 수행하였다.
3. 사이클($\text{RT} \sim -100^{\circ}\text{C}$)이 graphite/epoxy 일방향 일방향 복합재의 기계적 물성에 미치는 영향을 살펴보았다. 그 결과, 사이클을 수행하지 않았을 때와 3회 사이클을 수행했을 때의 강성은 거의 변함이 없었으나 강도는 사이클을 수행함에 따라 감소하는 경향을 보임을 확인하였다.

후기

본 연구는 소형위성 발사체 (KSLV-I) 개발 사업의 일환으로 한국항공우주연구원에서 위탁연구 지원을 받아 수행된 것이며, 지원에 대해 감사드립니다.

참고문헌

- (1) R. Heydenreich, "Cryotanks in future vehicles," *Cryogenics*, Vol. 38, 1998, pp. 125-13
- (2) Karen S. Whitley and Thomas S. Gates, "Thermal/mechanical response and damage growth in polymeric composites at cryogenic temperatures," *AIAA*, 2002, 1416
- (3) John F. Timmerman, "Matrix and fiber influences on the cryogenic microcracking of carbon fiber/epoxy composites," *Composites part A*, Vol.33, 2002, pp. 323-32