

3차원 방향으로 극소 열팽창계수를 갖는 탄소/에폭시 복합재료 격자 구조물

이형주*, 김창근*, 윤광준*, 박훈철*

Carbon/Epoxy Grid Structure with Near Zero CTE in 3-D Direction

H. J. Lee, C. K. Kim, K. J. Yoon, H .C. Park

Key Words: 복합재료 격자 구조물, 열 팽창계수, 열안정 구조물

Abstract

The present paper proposes design and manufacturing methods of the carbon/epoxy square grid structure with near zero-CTE in three geometrical principal directions. Bonding strength of the grid structure is examined for different bonding methods. Numerical examples show that maximum displacement of the composite grid structure is almost zero comparing with that of aluminum grid structure with same dimension under thermal loading.

1. 서 론

우주공간에서 작동하는 우주구조물의 경우, 태양 빛을 받는 표면의 온도는 121°C에서 태양 빛을 받지 않는 표면의 온도는 -157°C까지 변화한다. 이러한 온도변화 환경에서도 위성 구조물이 안정적으로 성능을 유지하면서 장시간 존재하려면 온도변화에 대하여 열변형이 적어야 한다. 이는 우주구조물의 성능과 수명이 열 유발에 의한 구조물의 뒤틀림 현상이나 진동현상 등에 의해 좌우될 수 있기 때문이다.

일반적으로 인공위성 우주구조물의 재료로는 발사비용을 절감하고 성능을 극대화시키기 위하여 알루미늄, 티타늄, 베릴륨 합금이나, 탄소섬유, 케블라 섬유 복합재료와 같이 가볍고 강성도가 우수한 초경량 재료가 사용되고 있다. 이와 더불어, 주로 알루미늄이나 노맥스로 제조된 하니컴 심재와 섬유강화 복합재료로 제조된 면재로 구성된 복합재료 하니컴 샌드위치 구조재가 사용되고 있다. 이러한 샌드위치 구조는 구성재료의 특성을 적절히 조화시킴으로써 그 성능을 극대화하여, 열 특성을 적절히 조화시킴으로써 그 성능

을 극대화하여, 열변형에 의한 굽힘력이나 압축력을 받는 위성체의 본체 사이드 패널과 바닥면, 태양전지판 및 접시형 안테나 구조재로 응용되고 있다.

그러나, 복합재료 하나컴 샌드위치 구조재의 열팽창 특성을 보면, 면재로 가장 우수한 재료인 탄소 섬유나 케블라 섬유 복합재료를 이용한 패널의 경우, 표면방향으로의 열팽창 계수가 5.0×10^{-6} ($\text{mm}/\text{mm}/^\circ\text{C}$) 이하로 매우 안정된 편이나, 두께 방향으로의 열팽창계수가 하나컴 코어의 열팽창 계수인 23.0×10^{-6} ($\text{mm}/\text{mm}/^\circ\text{C}$) 이상이 된다. 따라서, 온도변화가 심할 경우에는, 두께방향으로의 열팽창 변형을 크게 유발하여 위성의 성능을 저하시키는 요인이 될 수 있다.

예를 들어, 3차원 방향으로의 열팽창 계수가 서로 다르고, 두께방향의 열팽창 계수가 큰 부재들을 사용한 하나컴 샌드위치 구조재로 제작된 접시형 안테나 및 구조물은 우주 공간에서의 큰 온도변화로 인하여 포물선 형상을 갖는 접시 표면의 곡률이 열팽창 계수의 크기에 비례하여 변화하게 되어 안테나의 초점이 흐려지는 문제점이 발생한다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 샌드위치 포물선 표면의 배면 구조물을 튼튼하게

* 건국대학교 항공우주공학과

보강하게 되는데, 이러한 보강 구조물의 추가는 위성의 무게를 증가시키는 요인이 되고, 잔류 열응력이 내재하게 되어 위성의 수명에 지장을 주는 또 다른 문제점이 발생하게 된다.

또한, 3차원 방향으로의 열팽창 계수가 다른 부재들을 사용한 하니컴 샌드위치 구조체로 제작된 태양전지판 패널을 위성체의 구조물로 사용하는 경우에는 샌드위치 패널의 두께방향 열팽창으로 인한 섭동력(perturbation force)에 의하여 위성체 본체 전체의 진동이 유발되어 위성의 성능 및 수명에 지장을 초래할 수도 있다.

본 연구에서는 탄소/에폭시 복합재료를 이용하여 열팽창 계수가 3축 방향으로 모두 매우 작은 격자 구조물을 설계/제작하고, 제작시 요소간의 접착력 실험을 통해 제작 방법을 최적화하였다. 또한, 복합재료 격자 구조물과 알루미늄 격자 구조물의 열변형 특성을 유한요소해석을 통해 비교하였다.

2. 격자 구조물의 설계 및 제작

탄소/에폭시 복합재료는 이방성 재료로 섬유 방향 열팽창 계수는 매우 작고, 섬유 직각 방향 열팽창 계수는 매우 크다. 따라서, 적층판의 적층순서를 잘 설계하면 요구되는 강성도와 열팽창 계수 등의 기계적 특성을 가지는 적층판을 얻을 수 있다.

격자 구조물 제작시 격자 무늬와 각 부분을 연결하는 방법에 따라 제작하는 방법이나 구조물의 특성이 변할 수 있다. 본 논문에서는 비교적 제작이 용이한 사각 요소와 리브(Rib) 결합 구조인 그림 1과 같은 사각형 격자 구조물을 설계, 제작하였다.

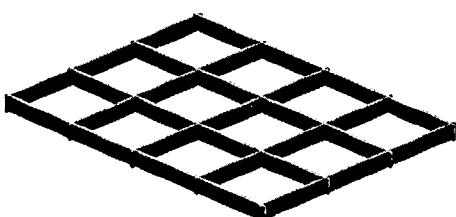


그림 1. 격자 구조물

리브를 직각으로 교차시키고 리브 사이에 사각 요소를 넣은 방식으로, 리브 연결시 리브가 교차되는 부분에 슬롯(Slot)을 내어 리브를 연결(그림 2-a,b)하고 리브와 사각 요소는 에폭시 접착제로 접착한다.

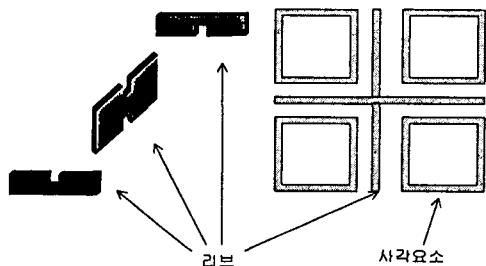


그림 2-(a). 리브와 사각 요소

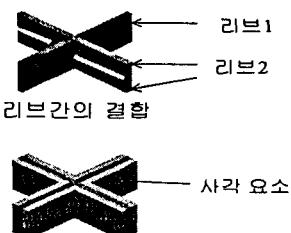


그림 2-(b). 리브의 연결부위

그림 2-(b)에서 보듯이, 2개의 사각 요소 사이에 한 개의 리브가 있어 리브에서의 적층 각도와 사각 요소에서의 적층 각도가 새로운 적층각을 형성하여 하나의 적층판이 구성됨을 알 수 있다. 따라서, 하니컴 샌드위치 구조물은 두께 방향으로 큰 열팽창 계수를 갖지만, 격자 구조물에서는 리브 및 사각 요소를 적절한 각도로 적층하면 평면 방향은 물론 두께 방향으로도 열팽창 계수를 매우 작게 할 수 있다.

표 1. 격자 구조물 설계에 이용된 탄소섬유 복합재료의 기본 물성

재료 물성치	Carbon/Cyanate (M60J/954-2A)	Carbon/Epoxy (SK Chemical UPN116B)
E_1 (GPa)	349.3	231.0
E_2 (GPa)	6.13	7.2
G_{12} (GPa)	4.27	4.3
ν_{12}	0.29	0.28
α_1 (mm/mm/ $^{\circ}$ C)	-1.05×10^{-6}	-1.58×10^{-6}
α_2 (mm/mm/ $^{\circ}$ C)	38.1×10^{-6}	32.2×10^{-6}

본 연구에서는 위성 구조물에 대표적으로 쓰이고 있는 일본 Toray사의 Carbon/Cyanate(M60J/

954-2A) 탄소섬유 복합재료와 국내에서 생산되고 있는 SK 케미칼(UPN116B) 복합재료를 격자 구조물의 재료(표 1)로 채택하여 여러 가지 적층 형태에 대한 적층판 요소의 탄성계수와 열팽창 계수를 예측하여 보았다. 표 2는 여러 가지 적층 순서에 따른 벽면 적층판의 열팽창 계수 및 탄성 계수를 예측하여 본 결과이다.

표 2. 각종 적층 순서에 따른 사각 격자구조 벽면 적층판의 기계적 특성

재료 종류 및 적층각	α_x (mm/mm/ °C) $\times 10^{-6}$	α_y (mm/mm/ °C) $\times 10^{-6}$	E_x (GPa)	E_y (GPa)	G_{xy} (GPa)
Carbon/ Epoxy (UPN116B)	[0/90] _{3s}	-0.29	-0.29	119.5	119.5
	[0/±60] _{3s}	-0.29	-0.29	82.9	82.9
	[(0/90) ₂ /0/ ±60] _s	-0.29	-0.29	106.1	106.1
Al		23.0	68.9	26.5	

세 가지 적층각의 열팽창 계수가 모두 유사하므로, 격자 구조물의 제작에는 제작이 용이하고 기계적 물성이 좋은 [0/90]_{3s} 적층을 선택했다. 복합재료 격자 구조물의 재료로는 국내에서 구입이 용이하고 가격이 저렴한 SK 케미칼의 UPN-116B 탄소/에폭시 프리프레그를 사용하였다.

3. 복합재료 격자 구조물의 제작

3.1 탄소/에폭시 사각 튜브 및 리브 제작

리브의 제작은 오토클레이브를 이용하여 제조회사에서 제공한 경화 사이클(125°C 쿠어 온도, 0.6MPa)에 따라 일반 적층판 제작 과정과 동일하게 제작하였다. 사각 튜브 요소는 단면이 폐쇄되어 있어 일반 오토클레이브 성형법과는 다른 실리콘 러버 몰드를 이용하여 성형하였다.

사각 요소의 안쪽 단면과 같은 형상의 실리콘 러버 사각봉 맨드렐(Mandrel)을 제작한다. 제작한 사각봉에 설계된 적층 순서대로 프리프레그를 말아 주면서 적층한(그림 3) 후 알루미늄 외금형에 넣어 사각봉을 밀폐시켰다. 이러한 상태로 온도를 경화온도까지 상승시키면 실리콘 러버의 팽창에 의한 가압이 일어나게 된다.

3.2 제목격자 구조물 제작

본 논문에서 제작한 사각 요소의 경우, 리브와 사각 요소의 접착 부분에 에폭시 접착제(Araldite AW 106)를 바른 후 각각의 리브와 사

각 요소를 그림 4와 같이 조립하고, 압력과 열을 가하면 사각 요소 안에 있는 실리콘 러버가 팽창하면서 리브와 사각 요소를 완전히 밀착시켜 준다.

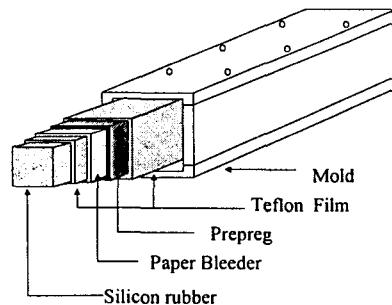


그림 3. 사각 튜브의 제작 방법

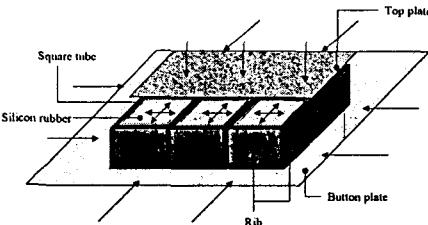


그림 4. 격자 구조물 제작

4. 접착력 실험

4.1 사각 요소와 리브 사이의 접착력 실험

격자 구조물 제작시 결합하는 방법이나 접착하는 방법에 따라 구조물의 접착력을 큰 차이를 보인다. 본 연구에서는 실리콘 러버의 열팽창 계수와 외부 압력을 이용한 방법으로 강한 접착력을 갖는 격자 구조물을 비교적 용이하게 제작할 수 있었다.

실리콘 러버의 열팽창을 이용한 방법은 실리콘 러버의 팽창 압력은 온도에 의해 정해지지만 외부 압력은 정해지지 않았다. 때문에 다양한 외부 압력에 따른 접착력을 비교하여 적당한 압력을 찾는데 실험의 목적이 있다.

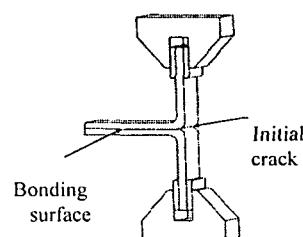


그림 5. 접착력 측정실험

접착력 비교 실험은 그림 5와 같이 변형된 DCB(Double Cantilever Beam) 시편의 Mode I에
너지 해방률을 분석 실험으로 하였다.

4.2 이론(컴플라이언스 계산법)

접착력을 비교하기 위하여 컴플라이언스 측정
법을 적용하여 에너지 해방률을 구하였다.

그림 5와 같이 균열이 있는 임의의 시편에서
균열성장이 일어나기 위한 조건은 식 (1)과 같
다.

$$\frac{d}{da}(U - F + W) = 0 \quad (1)$$

여기서, U 는 시편에 저장된 탄성에너지이고, F 는
외력에 의하여 이루어진 일이며, W 는 균열형성을
위하여 소비되는 에너지이다.

선형 탄성 파괴역학에서 에너지 해방률은 다음
과 같다.

$$G_I = \frac{F - U}{da} \quad (2)$$

외력에 의한 일은 PdA 가 되고 식(1-2)로부터

$$G_I = \frac{1}{B} \left(P \cdot \frac{dA}{da} - \frac{dU_t}{da} \right) \quad (3)$$

을 얻을 수 있다. 여기서, B 는 시편두께이고, U_t
는 시편에 저장된 총 탄성에너지로

$$U_t = \frac{1}{2} C P^2 \quad (4)$$

로 표현된다. 여기서, $C = A/P_0$ 이다. 위 식들을 서
로 대입하면,

$$G_I = \frac{P^2}{2B} \cdot \frac{\partial C}{\partial a} \quad (5)$$

을 얻을 수 있다.

4.3 시편 제작

시편은 격자 구조물 제작과 동일한 방법으로
제작하였다. 그러나, 본 실험은 단순한 접착력
비교이기 때문에 리브는 없이 사각 요소들만을
접착하였다. 접착제는 Araldite AW 106으로 오토
클레이브의 성형 온도 사이클에 의해 정화시켰
다.

시편의 폭은 16mm이고, 초기 균열은 8mm로, 시

편의 제작시에 10μm 두께의 필름을 미리 삽입함
으로써 초기 균열을 만들었다.

4.4 실험

실험기는 Instron(속도: 0.1 mm/min)을 사용
하고 microscope(배율: 100)를 사용하여 균열의
길이를 검사하였다. 인장력을 가하면서 진전된
균열 길이를 측정하고 그때의 수직 변위와 하중
을 측정하였다.



그림 6 Instron과 Microscope

4.5 실험 결과

표 3을 보면 진공으로 제작한 시편의 에너지
해방률이 가장 크다는 것을 알 수 있다. 표 3에
서, Autoclave Bagging(0.6MPa)을 사용하여 성형
한 시편의 경우에는 접착면에서 균열이 진전하지
않고 사각 요소 적층판 적층면간의 interlaminar
debonding 현상으로 균열이 진전하였다.

표 3. 에너지 해방률 및 파괴모드

Bonding Pressure Method	G_{IC} (J/m ²)	Failure Mode
Mechanical Pressing (0.18MPa)	36.74	Crack propagation along bonded line
Vacuum Bagging (0.1MPa)	56.04	Crack propagation along bonded line
Autoclave Bagging (0.6MPa)	25.02	Crack propagation along interlaminar surface

이 경우에는 2차 접착력이 사각 요소 충간 접
착력보다 높은 강도를 가짐을 알 수 있다. 클램
프로 제작한 시편의 경우, 접착면에 접착제의 분
포가 균일하지 않아 진공으로 제작한 시편보다
접착력이 약했다.

5. 유한요소해석

복합재료 격자 구조물과 이와 동일한 구조물을
알루미늄으로 제작할 경우의 열변형 특성을 서로
비교하기 위하여 유한요소해석을 하였다. 격자
구조물의 형상은 대칭형으로 설정하고, 전체 51

개 node와 52개 요소(QUAD4 요소)를 이용하여 유한요소 모델을 만들었다. 경계조건으로는 대칭경계 조건을 사용하였다. 하중은 온도 분포로, 위면에 놓인 절점에는 125°C , 중앙 면에 놓인 절점에는 75°C , 아래 면에 놓인 절점에는 -25°C 로 설정하였다.

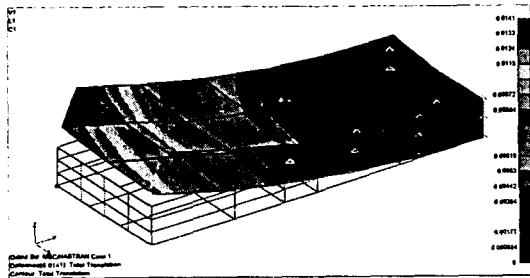


그림 7-(a). 탄소/에폭시 격자 구조물 열변형

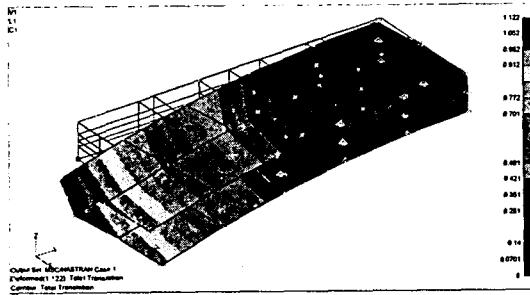


그림 7-(b). 알루미늄 격자 구조물 열변형

그림 7-(a)는 탄소/에폭시 격자 구조물 열변형을 도시한 것으로 최대 변위가 0.0141mm이다. 그림 7-(b)는 알루미늄 격자 구조물의 열변형을 도시한 것으로 최대 변위가 1.122mm로 탄소/에폭시 격자 구조물 보다 열변형이 약 80배 정도 더 많이 발생함을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서 도출한 결론은 다음과 같다.

- 1) 탄소섬유 복합재료 격자 구조물을 적절히 설계하는 경우, 3축 방향으로 거의 제로에 가까운 열팽창 계수를 갖는 열안정 격자 구조물을 제작할 수 있다.
- 2) 격자 구조물의 접착력 실험 결과, 복합재료 격자들을 진공으로 결합성형해도 충분한 강도의 접착력을 얻을 수 있다.
- 3) 탄소/에폭시 격자 구조물과 알루미늄 격자 구조물의 열변형 유한요소해석으로부터, 탄소/에폭시 격자 구조물이 열하중에 대해 더 안정적임을 알 수 있다.

참고문헌

1. 전의진, 이우일, 윤광준, 김태욱, "최신 복합재료", 교학사, 1995
2. Stephen W.Tasi and Philippe M.Manne, "Composite Grid Structures", Ph.D. Thesis Stanford University, 1975
3. Stephen W. Tasi, "Stiffness And Strength Of Composite Grids", 1st Korea-US Composite Workshop on Composite Materials, 1988
4. T.D.Kim, C.A.Rotz "Warping of Flat Composite Isogrid Panels", Aerospace IEEE Conference, Mach 1997
5. Jones, R.M. "Mechanics of Composite Materials", McGraw Hill Co, 1975
6. 배성인, 한민구, "파괴역학실험법", 원창출판사, 1993
7. 권동안, "FOAM CORE SANDWICH 구조체의 MODE I 에너지 해방률 해석에 관한 연구", 건국대학교 대학원 석사논문, 1998