

論文

복합재료 쉘 구조물의 수리 시 발생하는 잔류변형

최항석* · 정의승* · 이수용*

**Residual Deformation Induced by
the Repair of Composite Shell Structures**

Hang-Suk Choi*, Eui-Seung Chung* and Soo-Yong Lee*

ABSTRACT

Finite element analysis and experiment are performed to investigate residual deformation induced by the repair of composite shell structures using a prepreg patch method. The finite element program is developed on the basis of a three-dimensional degenerated shell element and the first order shear deformation theory. The results analyzed for the laminated shell with free boundary conditions are compared with strains measured during the prepreg patch repair. Final residual stresses occur greatly near the patch when the laminated shell with all edges clamped is repaired using the prepreg patch. Stacking sequences of the laminated shell and patch affect significantly the residual stresses which occur even if they are the same.

초 록

프리프레그 덧대기 방법을 이용하여 복합재료 쉘 구조물을 수리할 때 발생하는 잔류 변형을 고찰하기 위해서 유한요소해석과 실험을 수행하였다. 삼차원 응축 쉘 요소와 일차 전단변형 이론에 기초하여 유한요소 프로그램을 개발하였다. 자유 경계조건을 갖는 적층 쉘에 대한 해석결과를 프리프레그 덧대기 수리과정을 통해 측정된 변형률과 비교 검토하였다. 네 변이 고정된 적층 쉘을 프리프레그 덧대기로 수리할 경우 최종 잔류응력이 덧대기 부근에서 크게 발생하였다. 적층 쉘과 덧대기의 적층순서는 잔류응력에 크게 영향을 미치고, 또한 적층 쉘과 덧대기의 적층순서가 동일해도 잔류응력이 발생하였다.

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 섬유방향 및 적층순서를 조절하여 예상되는 하중 조건에 적합한 구조요소를 제작할 수 있다는 점과 금속재료에 비하여 비강도나 비강성이 뛰어나고 우수한 성형성을 가지고 있어서 최근 들어 여러 산업분야에서 각광받고 있다. 그러나 우수한 물적

특성에도 불구하고 온도와 습도의 변화에 따른 심한 물성치 변화, 충격에 대한 취약성, 진동 및 플러터 특성의 상대적인 약점을 가지고 있다. 특히 복합재료는 작은 충격에 의해 층간 분리의 형태로 내적 손상을 입을 수 있다. 이와 같이 구조물에 결함이 발생하면 손상부위를 잘라내어 다시 그 부위를 수리해야 한다. 복합재료 구조물의 수리방법중 대표적인 방법은 덧대기 수리

방법(patch repair method)이 있다[1,2]. 덧대기는 이미 경화된 적층 덧대기를 접착제를 이용하여 손상부위에 붙이는 방법과 프리프레그(prepreg)를 이용하여 직접 붙이는 방법으로 구분할 수 있다. 프리프레그 덧대기 수리과정에서는 복합재료의 제조과정과 유사한 경화공정이 요구된다. 이미 경화된 적층 구조물이 수리과정 온도 범위에서 선형거동을 나타낸다고 가정하면, 덧대기 없이 적층 구조물만 수리 경화공정을 겪게되는 경우에 잔류변형은 발생하지 않는다. 그러나, 적층 구조물이 프리프레그 덧대기와 함께 경화되는 경우에는 경화공정이 진행됨에 따라 덧대기의 기계적인 성질이 변하게 되고, 결국 이러한 현상은 적층 구조물 내부에 잔류응력의 발생을 초래하게 된다. 그리고 일반적으로 기존에 만들어진 적층 구조물이 부분적으로 파손되어 수리해야할 경우 덧대기 적층을 기존 적층 구조물과 정확히 같은 적층순서를 갖도록 제작하는 것은 실제로 불가능하다. 따라서, 기존의 적층구조물과 덧대기의 적층순서가 다를 경우에도 잔류변형이 발생한다. 본 연구에서는 위에 언급된 내용을 중심으로 프리프레그 덧대기 수리방법을 이용하여 적층 쉘 구조물 수리 시 발생하는 잔류변형 및 잔류응력을 고찰하고자 하며, 이를 위해 유한요소 해석과 실험을 병행하고자 한다. 삼차원 응축 쉘 요소(3-D degenerated shell element)와 일차 전단변형 이론(first order shear deformation theory)에 기초하여 프로그램을 개발하여 유한요소 해석을 수행하고자 하며, 적층 쉘을 제작한 후 스트레인 게이지를 이용하여 수리과정 동안에 발생하는 잔류변형률을 측정하여 해석결과와 비교 검토하고자 한다.

2. 삼차원 응축 쉘의 유한요소 공식화

가상 일 원리에 의해 임의의 시간에서의 평형 방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$\int_V \delta \epsilon^T \sigma dV = \int_A \delta u^T f_s dA + \int_V \delta u^T f_b dV \quad (1)$$

이 식에서 V 와 A 는 체적과 면적을 나타내고, u , f_s , f_b 는 변위, 표면력(surface traction), 체적힘(body force)을 나타낸다. 변형률과 변위는 다음 관계식으로 주어지고,

$$\epsilon = \frac{1}{2} (u \nabla + \nabla u) \quad (2)$$

응력과 변형률 관계식이 다음과 같이 표현된다.

$$\sigma = C(\epsilon - \epsilon_{th}) \quad (3)$$

이 식에서 C 는 탄성계수 그리고 ϵ_{th} 는 열 변형률을 나타낸다. 식(3)을 식(1)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\int_V \delta \epsilon^T C \epsilon dV = \int_A \delta u^T f_s dA + \int_V \delta u^T f_b dV + \int_V \delta \epsilon^T C \epsilon_{th} dV \quad (4)$$

3차원 응축 쉘요소와 일차 전단변형 이론에 근거하여 임의의 isoparametric 요소내의 변위 벡터는 다음과 같이 주어진다[3-5].

$$u = \sum_{k=1}^8 N^k(\xi, \eta) \bar{u}^k + \frac{1}{2} \sum_{k=1}^8 N(\xi, \eta) t^k \zeta \Delta V^k \quad (5)$$

여기서, ξ, η, ζ 는 요소의 국부 좌표계를 나타내고, $\bar{u}^k, N^k, t^k, \Delta V^k$ 는 k 번째 절점에서의 변위벡터, 형상함수, 쉘두께, 그리고 수직벡터의 증분량을 각각 나타낸다. 가상 변위와 가상 변형률을 가상 절점 변위로 나타내면 다음과 같이 주어진다[5].

$$\delta u = N \delta \bar{u}, \delta \epsilon = B \delta \bar{u} \quad (6)$$

여기서, N 과 B 는 형상함수 행렬 그리고 변위-변형률 행렬을 각각 나타낸다. 식(6)을 식(4)에 대입하여 유한요소 공식화를 정리하면 다음과 같다.

$$K \bar{u} = R \quad (7)$$

이 식에서 시간에 의존한 강성계수와 하중벡터들은 다음 식으로 표현된다.

$$K = \int_V B^T C B dV \quad (8)$$

$$R = \int_A N^T f_s dA + \int_V N^T f_b dV + \int_V B^T C \epsilon_{th} dV \quad (9)$$

3. 실험 및 유한요소 해석

3.1 시편 제작 및 덧대기 수리과정

시편의 제작을 위해 사용된 재료는 Toray사의 T700S 프리프레그이며, Fig.1과 같은 경화 사이클을 따라 오븐에서 [30/30/-30/-30]_s의 적층 순서를 갖는 실린더 형태의 셸을 제작하였다. 양의 섬유각도는 셸의 축방향을 기준으로 시계 반대방향이다. 제작된 셸의 기하학적 형상은 Fig.2에 제시되었으며, 축 방향 길이 L은 110.2 mm, 직경 D는 130 mm, 셸의 두께 t는 1.37 mm, 셸의 회전각 θ 는 180°, 그리고 덧대기 수리를 하기 위하여 셸 중앙에 일정한 크기의 구멍을 만들었다. 절단 영역(cut-out)은 가로 세로 각각 30 mm로 주어졌다. 복합재료는 제작조건에 따라 물성치의 차이가 발생하므로 제작된 적층셸과 동일한 조건에 의해 적층판 시편을 제작하였으며, MTS를 이용하여 인장 및 전단 실험을 수행하여 탄성계수, 푸아송의 비, 전단 탄성계수를 측정하였다. 또한 단 방향 시편에 스트레인 게이지를

Table 1. Material properties of T700S (Graphite/Epoxy).

탄성 계수, E_{11}	133.8 GPa
탄성 계수, E_{22}	9.5 GPa
탄성 계수, E_{33}	9.5 GPa
전단 탄성 계수, G_{12}	4.5 GPa
전단 탄성 계수, G_{13}	4.5 GPa
전단 탄성 계수, G_{23}	4.5 GPa
푸아송의 비, ν_{12}	0.33
푸아송의 비, ν_{13}	0.33
푸아송의 비, ν_{23}	0.33
열팽창 계수, α_{11}	1.44E-6 1/°C
열팽창 계수, α_{22}	30.6E-6 1/°C
열팽창 계수, α_{33}	30.6E-6 1/°C

부착해 오븐에 넣어 열팽창 계수를 측정하였다. 이렇게 측정된 물성치의 값이 Table 1에 제시되었다. 두께방향의 물성치인 G_{23} 와 ν_{23} 의 값은 실제로 G_{13} 와 ν_{13} 의 값과 다르지만 측정하기 어렵기 때문에 그리고 계산결과에 크게 영향을 미치지 않기 때문에 다른 방향의 값과 동일하게 가정하였다.

변형률을 측정하기 위해서 Micro-Measurements Division사의 CEA-06-125UT-350 2축 스트레인 게이지가 사용되었다. 스트레인 게이지 장착부위는 사포(400cw)로 표면을 고르게 갈아낸 후 세정제인 M-prep conditioner로 이물질 제거 후 중화제인 M-prep neutralizer를 도포하고 건조시킨 후 고온용 접착제인 M-bond 610으로 스트레인 게이지를 부착시켜 120°C에서 2시간 동안 경화과정을 거쳤다. 스트레인 게이지는 Fig.2에 표시된 A, B, C라고 지정한 위치(셸의 중심에서부터 원주방향으로 30mm, 58mm, 80mm위치)에 각각 하나 씩 장착했으며 국부 좌표계를 기준으로 축 방향과 원주방향의 변형률을 측정하게 된다.

프리프레그 덧대기 적층을 위해 [30/30/-30/-30]_s, [90/90/0/0]_s, 그리고 [0/90/45/-45]_s와 같은 세 가지의 형태가 사용되었다. Fig.3에 제시된 것처럼 덧대기 적층의 셸 형상을 유지시키기 위하여 Al-6061 재질의 실린더에 이미 같은 형상으로 제작된 적층 셸을 놓고 그 위에 프리프레그 덧대기를 올려놓았다. 알루미늄 실린더와 덧대기 적층이 접촉되는 것을 막기 위해 실린더와 덧대기 적층 사이에 Teflon film을 부착하였다. 그리고 덧대기 적층의 크기는 가로 세로 각각 33 mm로 제작하여 적층 셸의 절단 영역의 가장자리에서 겹치게 하였다. 또한 별도의 접착제를 사용하지 않고 프리프레

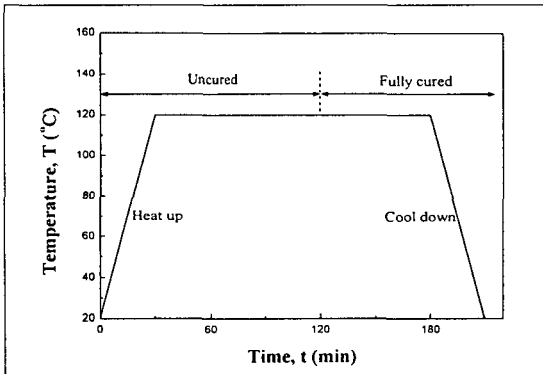


Fig. 1. Cure cycle

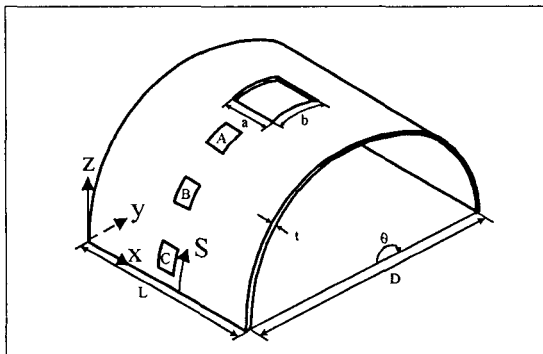


Fig. 2. Geometry of the laminated shell

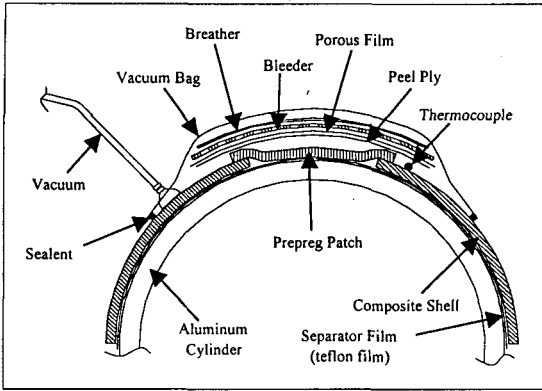


Fig. 3. Typical prepreg patch repair

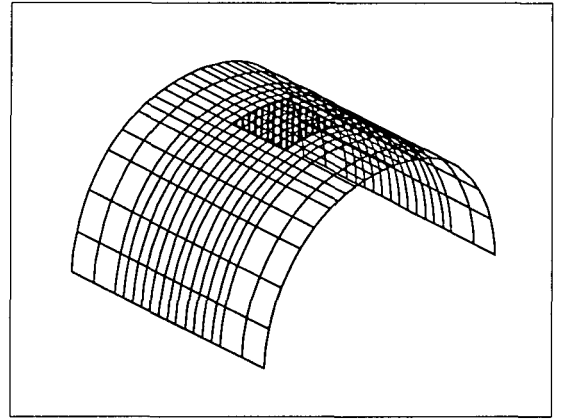


Fig. 4. Finite element model

그의 수지가 경화되어 접착되게 하였다. 이후 나머지 과정은 복합재료 제조공정과 동일한 과정으로 덧대기 적층 위에 Peel ply, Porous film, Bleeder 그리고 Breather의 순서로 배열하고 온도측정을 위해 시편에 열전대(thermocouple)를 삽입시킨 후, 진공 백(Vacuum bag)으로 진공상태를 만들어 오븐에 넣어 일정 시간 간격으로 변형률을 측정하였다.

3.2 유한요소 해석

해석에 사용된 유한요소는 절점(node)당 5개의 자유도를 갖는 8절점 요소가 사용되었고, 유한요소 모델은 Fig.4에 제시된 것처럼 1113개의 절점에 352개의 요소가 쓰였으며 빗금 친 부분이 덧대기(patch) 할 영역을 나타낸다. Fig.2에 주어진 쉘의 기하학적 형상이 사용되었다. 프리프레그를 이용하여 덧대기 수리과정을 수행하는 경우에 Fig.1과 같은 경화 과정이 진행됨에 따라 덧대기 적층이 경화되기 때문에 물성치가 변화한다. 경화단계1에서 덧대기 적층은 프리프레그 상태에서 경화온도까지는 미 경화 상태로 거의 액체와 같은 상태로 있다고 가정할 수 있으며 그 물성치는 복합재료가 완전히 경화되었을 경우에 비해 매우 작은 값을 가진다고 볼 수 있다. 이와 같이 수치 유동이 있고 강성이 매우 낮은 상태의 구조물의 물성치를 해석적 방법이나 실험적으로 구하기 어렵다. 따라서 본 연구에서는 미 경화된 복합재료 물성치를 완전히 경화된 복합재료 물성치의 1/1000로 가정하였다. 이렇게 물성치를 가정하여 해석을 수행하면 덧대기 없이 계산된 해석 결과와 차이가 없었다. 경화단계1이 끝난 후, 경화단계2에서 덧대기 적층은 완전히 경화된다고 가정하였으며 이 단계에서는 Table 1.에 주어진 물성치가 사용되었다.

4. 결과 및 고찰

4.1 해석 및 실험 결과 비교

덧대기 수리과정에 대한 연구를 진행하기 전에 절단된 [30/30/-30/-30], 적층 쉘에 대한 해석과 실험 결과를 비교하였다. Fig.2에 제시된 것처럼 쉘의 A, B, C 위치에서 스트레인 게이지를 부착한 후 오븐에 넣어 상온에서부터 10℃ 간격으로 115℃ 까지 온도를 증가시키면서 적층 쉘의 축 방향 변형률(Axial strain) 및 원주방향 변형률(Hoop strain)을 측정하였다. 해석 모델은 경계조건이 없는 상태로 단지 강체 운동을 막기 위해 코너에 있는 하나의 절점만을 구속하였다. 측정된 변형률과 유한요소 해석 결과가 Fig.5에 제시되었다. 축 방향 변형률 및 원주방향 변형률에 대한 실험 값은 원 기호 및 삼각형 기호로 각각 주어지고 해석결과는 실선과 점선으로 각각 구분되었다. 그림에서 알 수 있듯이 두 결과는 서로 잘 일치하고 있다. 다만 축 방향 변형률이 약간 차이를 보이고 있는데 이것은 발생하는 변형률의 값이 매우 작음과 동시에 여러 가지 실험적 요소로 인해 발생하는 오차 때문인 것으로 사료된다. 그리고 적층 쉘의 지지조건이 자유경계조건이기 때문에 변형률이 A, B, C 위치에 따라 거의 차이가 없는 것으로 확인되었다.

일반적으로 기존에 만들어진 복합재료 구조물이 부분적으로 파손되어 수리해야 할 경우 덧대기 적층을 기존 적층 구조물과 정확히 같은 적층순서를 갖도록 제작하는 것은 실제로 불가능하다. 따라서, 다음에는 절단된 [30/30/-30/-30], 적층 쉘에 대해 [30/30/-30/-

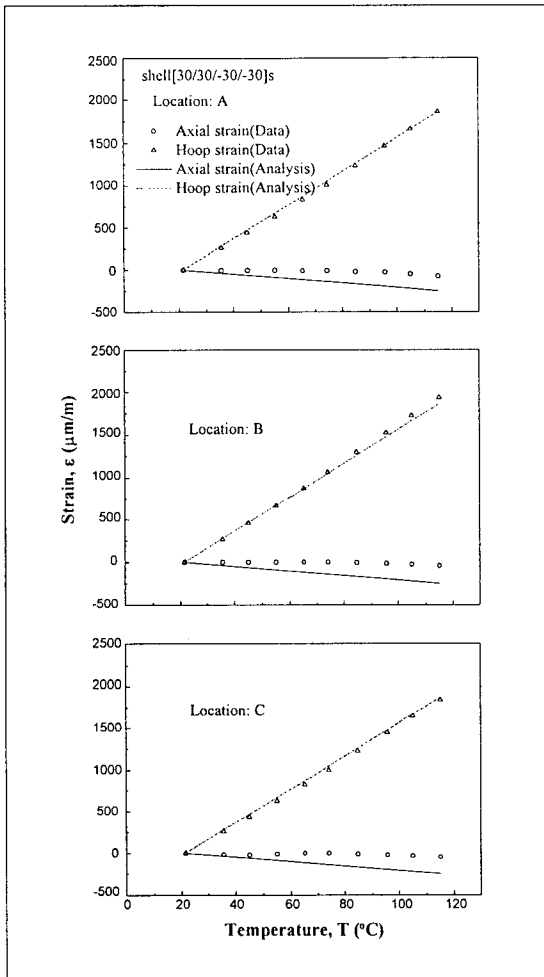


Fig. 5. Hoop and axial strains as a function of temperature

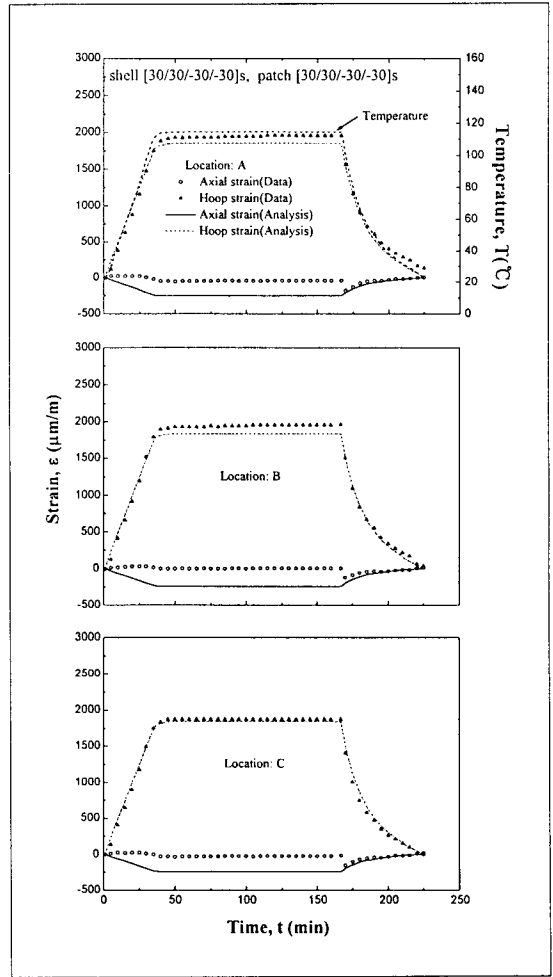


Fig. 6. Comparison of measured and calculated strains

30]s, [90/90/0/0]s, [0/90/45/-45]s의 세 가지 종류의 덧대기 수리과정을 통해 적층 셸의 변형에 미치는 영향을 파악하고자 한다. 위에 언급되었던 수리과정을 통해 측정된 변형률 및 유한요소 해석 결과가 Figs.6~8에 비교되었다. [30/30/-30/-30]s 적층 셸에 대해 Fig.6은 [30/30/-30/-30]s 덧대기의 결과, Fig.7은 [90/90/0/0]s 덧대기의 결과, 그리고 Fig.8은 [0/90/45/-45]s 덧대기 결과를 경과시간에 따른 변형률 변화를 각각 나타낸다. 적층 셸의 경계조건은 또한 자유 상태이고, Fig.2에 제시된 A, B, C 위치에서 축방향 및 원주방향의 변형률이 측정되었다. 수리과정을 통해 열전대를 이용하여 측정된 온도가 Figs.6~8의 첫 번째 그림에 각각 제시되었다. 이와 같이 측정된 온도

를 유한요소 해석의 열 하중으로 사용하여 변형률을 계산하였다. 그림에서 알 수 있듯이 해석결과와 실험 데이터가 서로 잘 일치함을 알 수 있다. 위에 언급되었던 이유 때문에 축 방향 변형률이 약간의 차이를 보이고 있다. 또한, 덧대기 수리과정이 완료된 후 최종 잔류 변형률은 덧대기의 적층각도와 무관하게 거의 영의 값을 취하고 있다. 따라서, 위에 언급된 세가지의 덧대기 적층의 적층 셸에 대한 영향은 미미한 것으로 판단된다. 이 이유는 경계조건이 자유 상태이기 때문인 것으로 판단된다.

4.2 고정된 적층 셸에 대한 덧대기의 영향

실제로 대부분의 복합재료 적층 셸 구조물은 다른

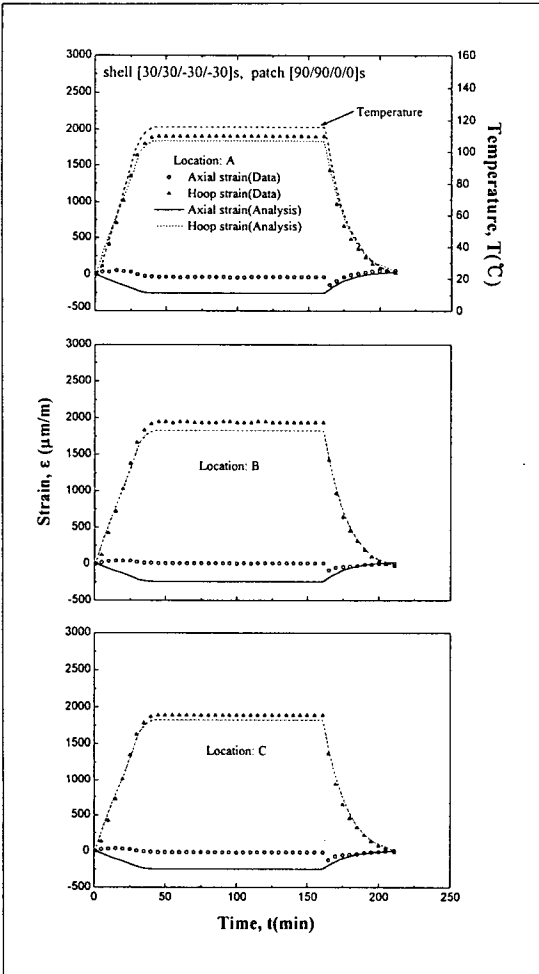


Fig. 7. Comparison of measured and calculated strains

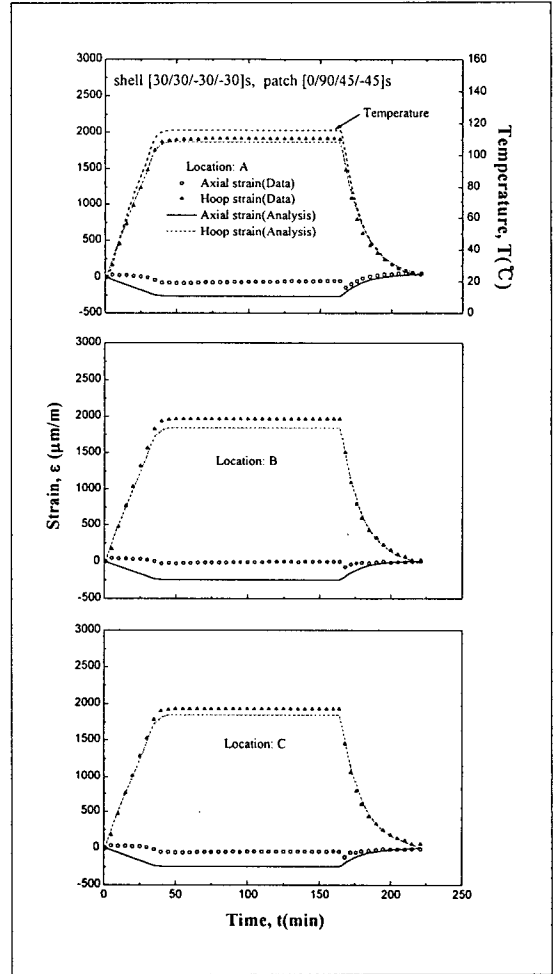


Fig. 8. Comparison of measured and calculated strains

구조물과 함께 연결된 상태이거나 혹은 구조물의 가장 자리가 보강재(stiffener)로 보강된 상태이다. 이러한 구조물에 파손이 부분적으로 발생하여 구조물의 일부를 수리하고자 할 때, 구조물의 경계조건은 자유 경계조건이라기 보다는 고정된 경계조건에 가까운 상황이다. 그러나, 실험적으로 이러한 고정 경계조건을 만들기가 어렵기 때문에, 해석을 통해 네 변이 모두 고정된 적층 쉘 수리 시 덧대기에 의해서 발생하는 잔류응력을 고찰하고자 한다.

우선 Fig.2에 주어진 것과 같은 적층 쉘의 구조물 형상이 사용되었다. [0/90/45/-45]_s, [90/90/0/0]_s, [30/30/-30/-30]_s의 세 가지 형태의 적층순서를 갖는 쉘에 대해 [0/90/45/-45]_s, [90/90/0/0]_s, [30/30/-30/-

30]_s 적층으로 덧대기를 했을 경우 발생하는 최종 잔류응력의 결과가 Fig.9과 Fig.10에 제시되었다. Fig.9는 Fig.2에 제시된 호의 길이 S를 따라 덧대기 영역의 중앙에서 원주방향 응력분포를 나타내고, Fig.10은 좌표 x축을 따라 축방향 응력분포를 나타낸다. 또한 모든 응력은 적층 쉘의 바깥 층에서 계산되었다. 그림에서 알 수 있듯이 덧대기 영역 근처에서 잔류응력이 많이 발생한다. 특히, 프리프레그를 사용한 덧대기 적층이 경화되면서 물성치가 변화하기 때문에 적층 쉘과 덧대기의 적층순서가 동일하다 해도 잔류응력이 발생하며, 또한 이러한 경우 잔류응력이 최소가 아님을 알 수 있다. Fig.9에서 기존 적층 쉘의 원주방향 응력은 덧대기의 적층순서에 관계없이 거의 영에 가깝다. 그리고, Figs.

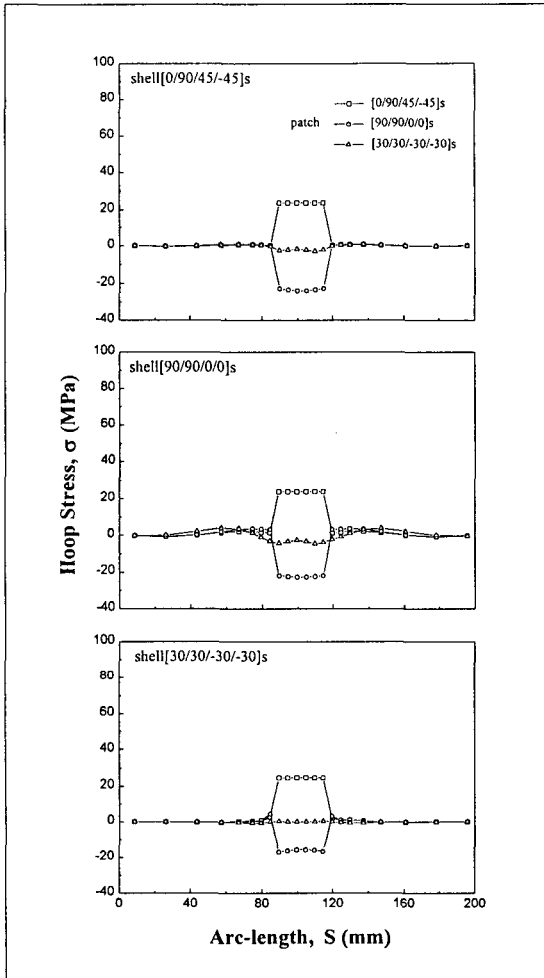


Fig. 9. Final residual hoop stresses at the coordinate $x = 55.1 \text{ mm}$

9와 10에서 적층 셸의 적층순서에 관계없이 [30/30/-30/-30]_s 덧대기인 경우의 잔류응력이 다른 적층에 비해 작음을 알 수 있다. 또한 Fig.10에서 [0/90/45/-45]_s 적층 셸의 축 방향 응력이 다른 적층의 응력에 비해 크게 발생하고 변화가 심하게 나타나며, [0/90/45/-45]_s 과 [90/90/0/0]_s 셸에 [30/30/-30/-30]_s 으로 덧대기를 했을 경우 축방향 응력이 비대칭으로 분포한다.

5. 결 론

유한요소 해석과 실험을 통해 프리프레그 덧대기 방

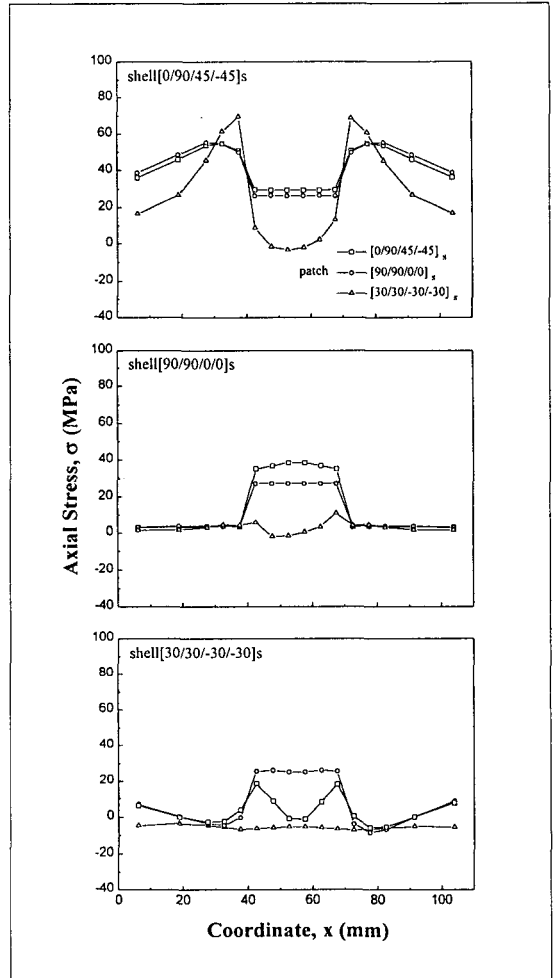


Fig. 10. Final residual axial stresses at the coordinate $y = 65 \text{ mm}$

법을 이용하여 복합재료 적층 셸을 수리할 경우 발생하는 잔류 변형에 대한 연구를 수행하였다. 삼차원 응축 셸 이론과 일차 전단변형 이론에 기초하여 유한요소 프로그램이 개발되었고, [30/30/-30/-30]_s 적층 셸을 제작하여 셸의 중앙을 사각형으로 절단한 후 [30/30/-30/-30]_s, [90/90/0/0]_s, [0/90/45/-45]_s의 세 가지 형태의 프리프레그 덧대기 수리과정을 통해 변형률을 측정하여 유한요소 해석 결과와 비교 검토하였다. 두 결과는 서로 잘 일치하였고, 자유 경계조건으로 인해 최종 잔류 변형률은 거의 영에 접근하였다. 그러나, 네변이 고정된 적층 셸을 프리프레그 덧대기로 수리할 경우 최종 잔류응력이 덧대기 부근에서 크게 발생하였다. 적층 셸과 덧대기의 적층순서에 따라 잔류응력이

크게 변화하였고, 또한 적층 셀과 덧대기의 적층순서가 동일해도 잔류응력이 발생하였다. 따라서, 프리프레그 덧대기 방법을 이용하여 복합재료 구조물을 수리할 경우, 구조물 본래의 구조성능을 복원하는 것도 중요하지 만, 덧대기의 적층각도 변화에 따른 잔류응력 발생도 수리 시 면밀히 검토해야 할 것으로 사료된다.

참고문헌

1. Niu, M. C. Y., Composite Airframe Structures, Conmilit Press LTD., 1992.
2. Middleton, D. H., Composite Materials in Aircraft Structures, Longman Scientific & Technical, 1990.
3. Chao, W. C. and Reddy, J. N., "Analysis of Laminated Composite Shells Using a Degenerated 3-D Element," International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol.20, 1984, pp.1991-2007.
4. Panda, S. C. and Natarajan, R., "Analysis of Laminated Composite Shell Structures by Finite Element Method," Computers & Structures, Vol.14, 1981, pp.225-230.
5. Bathe, K. J., Finite Element Procedures in Engineering Analysis, Prentice Hall, 1982.