로켓 노즐 내열부품용 탄소-페놀 복합재 적층링의 열기계적 거동에 대한 3차원 유한요소 해석

이선표*

3-D Finite Element Analysis for Thermo-Mechanical Behavior of Laminated Carbon-Phenolic Composite Ring for Rocket Nozzle Insulator

Sun Pyo Lee*

ABSTRACT

In this paper, the thermal insulator structure of a real rocket which is fabricated in a way that laminated composite rings are connected in series is analyzed using 3-dimensional axisymmetric finite element models. Simulation of cowl zone using a real operating conditions provides that the stress distribution in the laminated composite ring is largely influenced by ply-angles, axial dimensions, and boundary conditions. Notably the plylift that is the precursor to the wedge-out occurs in the ring-to-ring bonding region. It is hypothesized that after the plylift the wedge is dropped out due to the shear stresses in the ply-angle direction and axial compressive stresses.

초 록

본 논문에서는 탄소-페놀 복합재로 제조된 로켓 노즐 내열부품의 고온에서의 거동을 3차원 축대칭 유한요소 모델을 사용하여 해석하였다. 실제 작동 조건을 사용하여 카울 영역의 적층링을 해석한 결과 층각도, 축방향 치수, 경계조건은 적층링 내부의 응력 분포에 큰 영향을 주는 것으로 확인되었다. 특히 링과 링 사이의 접합부분에서 모서리 탈락 현상의 전조 현상인 층간분리가 발생한다. 분리현상 이후에는 층각도 방향 전단응력과 축방향 압축응력에 의해 탈락 현상이 발생하는 것으로 판단된다.

Key Words: Carbon-Phenolic Composites(탄소-페놀 복합재), Rocket Nozzle Insulator(로켓노즐 내열부품), Laminated Composite Ring(복합재 적층링), 열분해(Pyrolysis), Plylift(층간분리), Wedge-out(모서리탈락)

1. 서 론

로켓 노즐 내열부품으로 사용되는 탄소-페놀

† 2006년 9월11일 접수 ~ 2006년 11월30일 심사완료
* 정회원, 경기대학교 기계시스템디자인공학과
연락저자, E-mail: splee@kgu.ac.kr

복합재 적층링 구조에서는 로켓 점화 시 적층링 표면에서의 삭마(ablation) 뿐만 아니라 열분해(pyrolysis) 과정 중에 발생하는 내부 응력으로 인하여 층간분리(plylift), 모서리탈락(wedge-out), 함몰(pocketing)의 현상이 발생하며 이들은 로켓 노즐의 내열 기능에 치명적인 것으로 알려져 있다. 층간분리는 주로 층각도 (ply angle)가 10도 이하일 때 테잎을 감아 제조되는 적층링에서 Fig. 1(a)와 같이 적층된 층이 들고 일어나는 현상이다. 모서리탈락은 Fig. 1(b)와 같이 서로 다른 층각도를 가지는 두 링의 접합 부분에서 층각도가 큰 링의 모서리 부분이 떨어져 나가는 현상이다. 함몰은 Fig. 1(c)와 같이 주로 70도 이상의 층각도를 가지는 링의 표면이 움푹 꺼지는 현상을 말한다. 층간분리와 모서리탈락은 주로 페놀 레진의 열분해 과정 중에 발생하는 내부 압력에 의한 적층링의 응력분포에 의한 것이라고 추정되며, 함몰은 그 파손 형태로 보아 재료의 열화(degradation) 및 삭마(ablation) 현상과 밀접한 관계가 있는 것으로 추정된다.

Lee[1]는 탄소-페놀 복합재료의 열-화학-기계적 거동을 전산모사하는 축대칭 3차원 유한요소 해석법을 개발하였으며, 시뮬레이션의 결과를 RTG (Restrained Thermal Growth) 및 FTE (Free Thermal Expansion) 테스트의 결과[2]와 비교함으로써 개발한 해석 방법을 검증하였다. Lee 등[3]은 이 방법을 축대칭 2차원($r\theta$) 유한요소모델에 적용하여 실제 로켓의 작동조건 하에서 내열

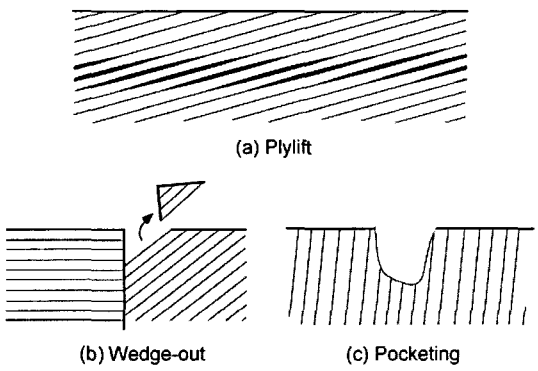


Fig. 1 Three Failure Modes Observed in Laminated Composite Rings for Rocket Thermal Insulator

부품의 구조를 해석하여 층간분리의 과정을 규명하였다. 또한 적층링의 층각도가 일정 각도 이상일 때 층 방향에 수직인 방향의 응력이 그 강도보다 작아짐을 보임으로써, 층간분리를 피할 수 있는 설계 방법으로 일정 각도 이상의 층각도의 사용을 제안하였다. 그러나 Lee의 결과는 축방향(z방향)의 영향을 고려하지 않은 결과이며, 층각도, 경계조건, 링의 치수 등에 따른 내부 응력의 변화는 고려되지 않았다.

본 연구에서는 로켓 노즐 내열부품의 구조를 구성하는 적층링 부분을 축대칭 3차원($r\theta z$)으로 모델링하고 해석하여, 층각도, 축방향의 구속 조건 및 축방향 치수가 미치는 영향을 고찰해 보고자 한다.

2. 이 론

2.1 지배방정식

열분해 현상(pyrolysis)가 일어나는 다공 탄성체에 대한 지배방정식은 질량보존방정식, 에너지 보존방정식, 운동량보존방정식이며, 원통좌표계($r\theta z$)에서 축대칭 조건($\tau_{r\theta}=\tau_{\theta z}=0$, $\epsilon_{r\theta}=\epsilon_{\theta z}=0$)일 때의 보존식들은 다음과 같다.

$$\text{질량} : \frac{\partial m_g}{\partial t}+\overline{\nabla}\cdot\left(\rho_g\vec{v_g}\right)=\frac{\partial m_g^{dec}}{\partial t} \tag{1}$$

$$\text{에너지} : \frac{\partial E}{\partial t}+\overline{\nabla}\cdot\vec{q}=\frac{\partial E^{dec}}{\partial t} \tag{2}$$

$$\text{운동량} : \frac{\partial \tau_{rr}}{\partial r}+\frac{\partial \tau_{rz}}{\partial z}+\frac{1}{r}\left(\tau_{rr}-\tau_{\theta\theta}\right)=0 \tag{3a}$$

$$\frac{\partial \tau_{rz}}{\partial r}+\frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}+\frac{1}{r}\tau_{rz}=0 \tag{3b}$$

여기에서 m_g는 단위 체적당 총 기체 질량 증분, ρ_g는 기공 내의 기체의 밀도, $\vec{v_g}$는 기체의 평균 속도 벡터, m_g^{dec}는 재료의 기화로 인한 단위체적당 기체 질량 증분, E는 저장되는 에너지, $\vec{q}$는 에너지 플럭스, E^{dec}는 열분해 과정 중 발생되는 에너지를 나타낸다. 이 미분 방정식들은 모두 반지름 방향의 변위 u, 축방향 변위 w, 재료내부의 압력 p, 온도차 T 가 독립변수인 식들로 변

환될 수 있으며, 자세한 유도 과정은 Lee의 논문[4]에 자세히 기술되어 있다.

2.2 유한요소 수식화

Lee[1, 4]는 열경화성 고분자 재료의 열기계적 거동을 지배하는 미분 방정식을 유도하고 Galerkin weighted residual method(갤러킨 가중 잔여치 방법)를 적용하여 다음과 같이 유한요소 수식화하였다.

$$[C]\{\dot{z}_n\}+[K]\{z_n\}=\{F\} \quad (4)$$

여기에서 절점자유도는 $\{z\}=\lfloor u\ w\ p\ T\rfloor^T$이고 u는 r방향 변위, w는 z방향 변위, p는 압력, T는 온도차이다.

Equation (4)에 시간적분법을 적용하면 다음과 같은 대수방정식으로 변환할 수 있다.

$$[K_{eff}]_n\{z\}_{n+1}=\{F_{eff}\}_n \quad (5)$$

Equation (4)와 (5)에서 4절점을 갖는 등매개변수(isoparametric) 요소를 사용한 경우의 $[C]$, $[K]$, $[K_{eff}]$와 $\{F_{eff}\}$의 자세한 내용은 Lee의 논문[4]에 자세히 기술되어 있다.

2.3 로켓 노즐 내열부품의 구조

어떤 고체추진 로켓 노즐 내열부품의 대략적인 구조를 Fig. 2에 나타내었다. 그림과 같이 각각 층각도가 다른 링이 서로 연결되어 전체 내열부품 구조를 구성한다. 각각의 링은 테잎 형태의 탄소-페놀 복합재를 원통에 감아서 만들어지며, 이 때 면각도와 층각도를 주기 위해 각각 테이퍼(taper)와 램프(ramp)를 사용한다.

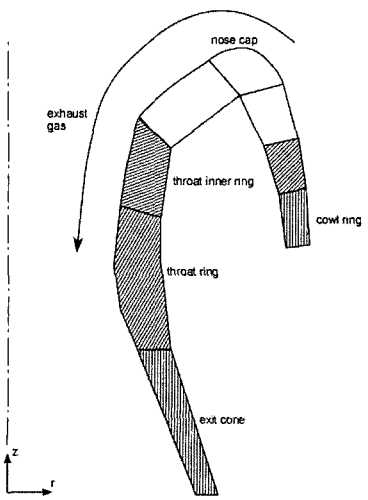


Fig. 2 Schematic Illustration of a Rocket Nozzle

3. 해석 결과 및 분석

3.1 유한요소 모델

Figure 3은 Fig. 2의 로켓 노즐 내열부품의 카울(cowl) 부분에 대한 유한요소 모델이다. 반지름 방향(r)은 1 m 에서 1.036 m 이며, 축방향(z)으로는 0.03 m를 모델링하였다. 모델에 사용한 등파라미터(isoparametric) 사각형 요소의 크기는 한 변의 길이를 1 mm로 제한하였다. 이는 Lee의 수렴 테스트의 결과 한 변의 길이가 1 mm 이하일 때 수치해가 수렴값에 2%이내로 수렴한다는 결과[4]를 반영한 것이다. 그림의 모델은 반지름 방향으로 36 등분, 축방향으로 30 등분하여 총 1080 개의 요소로 구성된다. 본 연구에서는 서로 축 방향의 경계조건이 다른 두 가지의 모델을 선정하였다. Model A는 축방향으로 구속 (z=0, z=0.03 m에서 w=0)되었으며, Model B는 축방향으로 자유롭게 팽창할 수 있다. 반지름 방향의 경계조건은 두 모델이 동일하며, 다음과 같다.

r=1m에서 u=0, $\partial p/\partial r=0$, $\partial T/\partial r=0$

r=1.036m에서 $p=6.89MPa$, $T_g=3500K$

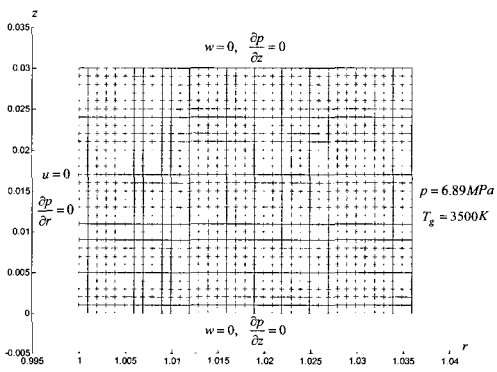


Fig. 3 Finite Element Model for Cowl Zone

T_g는 연소가스의 온도이며, 연소가스에 노출된 표면에 열전달량 q를 다음의 대류법칙으로 모델링하였다.

$$q = h(T_g - T_s) \quad (7)$$

여기에서 h는 대류열전달계수이며 $500\ W/Km^2$ [4]을 사용하였고, T_s는 표면온도이다.

3.1 해석 결과

Figure 4에 모델의 층각도 θ_p와 기준좌표계 (rz)와의 관계를 나타내었다. 그림에서 t 는 복합재 층의 면 방향(in-plane)을 나타내고, n 은 면에 수직인 방향(out-of-plane)을 나타낸다.

Figure 5는 층각도가 30도이고 축방향으로 구속된 모델(Model A)에서 로켓이 점화된 후 40초가 경과하였을 때의 (a) 반지름 방향 변위 u, (b) 축방향 변위 w, (c) 압력 p, (d) 온도 T, 변형율 (e) ϵ_{rr}, (f) $\epsilon_{\theta\theta}$, (g) ϵ_{zz}, (h) ϵ_{rz}, 응력 (i) σ_{rr}, (j) $\sigma_{\theta\theta}$, (k) σ_{zz}, (l) τ_{rz}의 분포를 보여주고 있다. 2차원 해석과는 달리 z 위치에 따라 반지름 방향의 변위 u와 축방향의 변위 w가 다르게 분포되는 것을 알 수 있다. 이는 적층링의 사용된 테잎의 기계적 물성치가 직교이방성이므로, 층각도가 임의의 기울어진 각도인 경우에는 그 영향이 반영되기 때문이다. 복합재 테잎의 에너지 및 질량 관련 물성치는 등방성이므로 압력과 온도의 경우에는 2차원 해석의 결과와 동일하다. 여기에서 특이한 점은 Fig. 5(g)와 Fig. 5(h)에 나타낸 변형율의 분포를 살펴보면, 표면 근처, 양쪽 모서리 부분에서 축방향 변형율 ϵ_{zz}가 다른 부분보다 상대적으로 커지는 것을 관찰할 수 있고, 이 부분에서 전단변형율 ϵ_{rz}도 다른 곳보다 상대적으로 크다는 것을 알 수 있다. 반지름 방향의 응력 σ_{rr}은 위쪽 경계면(z=0.03 m), 표면으로부터 약 8 mm지점(r=0.028 m)에 집중된다.

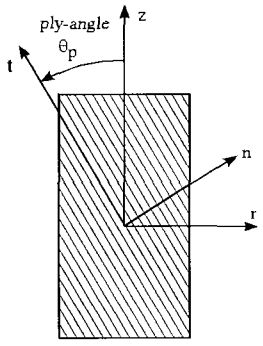
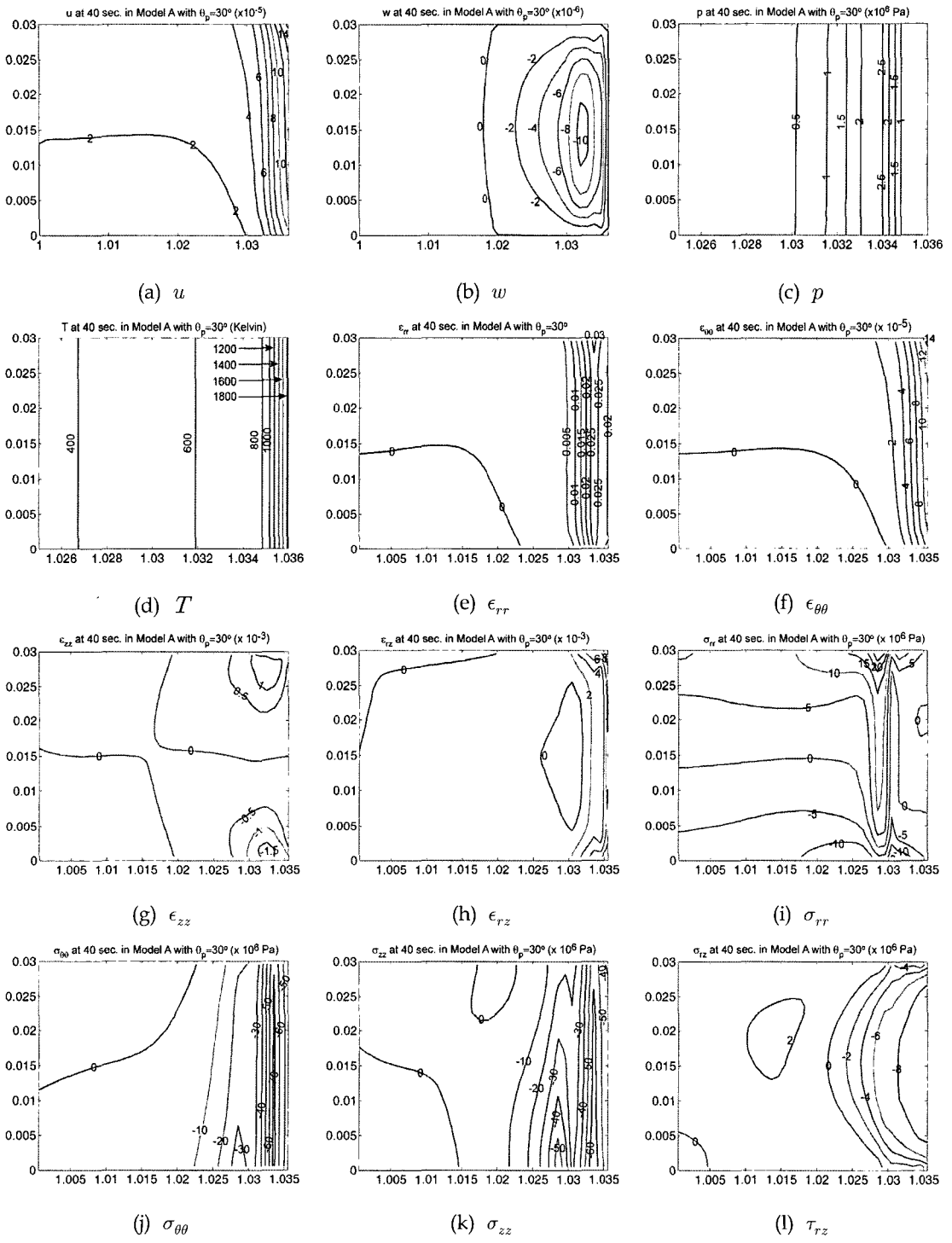


Fig. 4 Ply-angle and Its Relevant Coordinates

Figure 6에 축방향으로 구속된 모델(Model A)에서 층각도가 15도, 30도 및 45도인 경우, 점화 후 40초((a), (d), (g)), 50초((b), (e), (h)), 60초((c), (f), (i))일 때의 층과 수직인 방향의 응력(σ_{nn})에서 층의 수직인 방향의 강도(across-ply strength, APS)를 뺀 값(σ_{nn}-APS)의 분포를 나타내었다. 이 값이 양수이면 응력이 강도보다 크므로 손상이 일어남을 의미한다.

층각도가 15도 및 30도인 경우에는 40초의 시간이 경과한 시점부터 모델의 윗면 즉, z=0.03 m 인 부분, 반지름 방향으로는 r=0.03 m 부근에서 층에 수직인 응력 성분(σ_{nn})이 복합재 층의 수직방향 강도보다 크게 나타남을 알 수 있다. 이는 층간분리 현상의 전조 현상이다. 이러한 분포는 시간이 경과한 50초 이후에는 파손 영역이 Fig. 6(b), Fig. 6(c), Fig. 6(e), Fig. 6(f)에서 보는 바와 같이 점점 확대되며, 구조의 안쪽으로 이동한다. 이는 파손 부위가 경계면을 따라 점점 안쪽으로 진행함을 의미한다. 그러나 층각도가 45도인 경우에는 시간이 경과하여도 Fig. 6 (g), (h), (i)에서 보는 바와 같이 (σ_{nn}-APS)가 모델의 전 영역에 걸쳐 음수이며, 이는 손상이 일어나지 않음을 의미한다. 해석의 결과는 층각도가 30도 이하인 경우에는 모서리 부분에서 층간분리 현상이 발생하며 이는 앞에서 언급한 쐐기형 파손 모드(wedge-out)와 밀접한 관계가 있는 것으로 판단된다.

축방향으로 구속되지 않은 모델(Model B)에서는 Fig. 7에 나타낸 바와 같이 파손 현상이 더 빠르게, 더 넓은 영역에 걸쳐 나타나는 것을 볼 수 있다. 또한 구속된 모델에서는 층각도가 45도인 경우 파손현상이 나타나지 않았지만, 이 모델에서는 파손현상이 관찰된다.



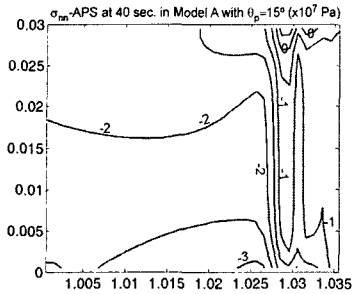
(a) u (b) w (c) p

(d) T (e) ϵ_{rr} (f) $\epsilon_{\theta\theta}$

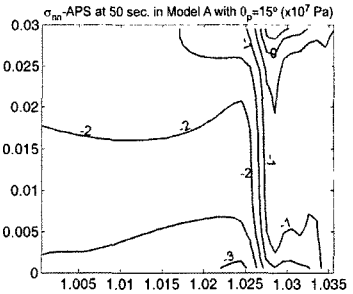
(g) ϵ_{zz} (h) ϵ_{rz} (i) σ_{rr}

(j) $\sigma_{\theta\theta}$ (k) σ_{zz} (l) τ_{rz}

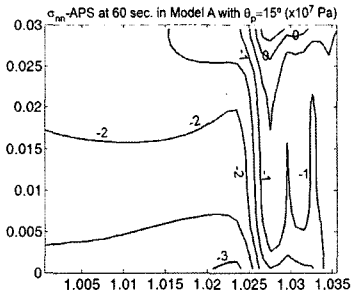
Fig. 5 Distribution of Displacements, Pressure, Temperature, and Strain/Stress Components in Model A with the Ply-angle of 30 Degrees at 40 Seconds after Ignition



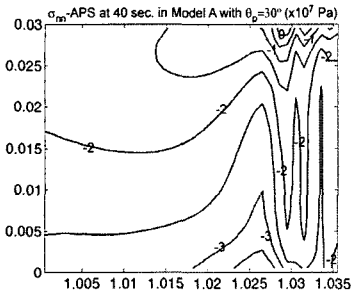
(a) at 40 sec. with θ_p=15 °



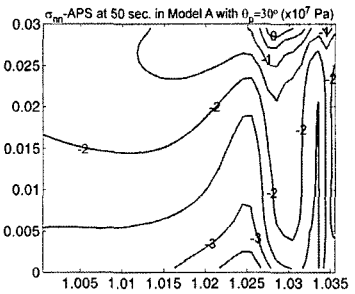
(b) at 50 sec. with θ_p=15 °



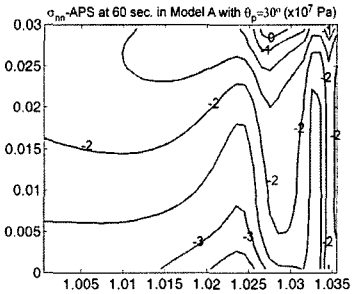
(c) at 60 sec. with θ_p=15 °



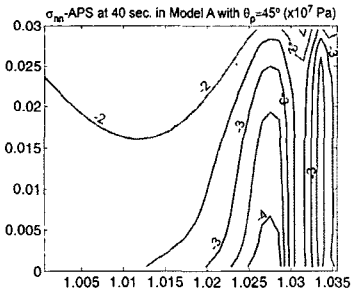
(d) at 40 sec. with θ_p=30 °



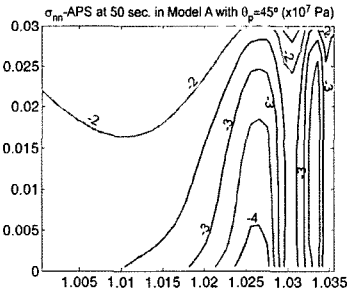
(e) at 50 sec. with θ_p=30 °



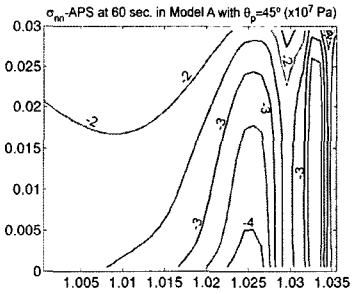
(f) at 60 sec. with θ_p=30 °



(g) at 40 sec. with θ_p=45 °

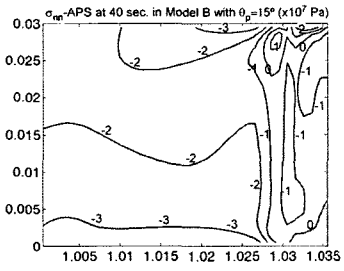


(h) at 50 sec. with θ_p=45 °

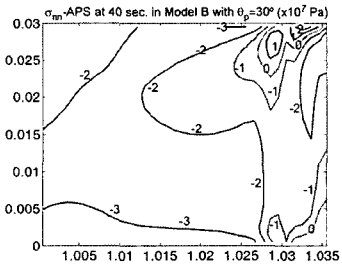


(i) at 60 sec. with θ_p=45 °

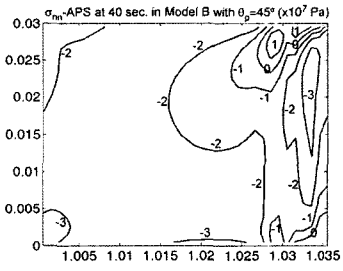
Fig. 6 Prediction of Failure in Cowl Zone by Comparing Across-ply Stress and Across-ply Strength in Model A



(a) at 40 sec. with θ_p=15 °



(b) at 40 sec. with θ_p=30 °



(c) at 40 sec. with θ_p=45 °

Fig. 7 Prediction of Failure in Cowl Zone by Comparing Across-ply Stress and Across-ply Strength in Model B

모델의 상면과 하면에서 층각도가 다른 적층링과 접합이 되어 있는 실제 구조물에서의 경계조건은 Model A의 축방향 구속 조건과 Model B의 자유 조건의 중간 정도의 강성 수준의 지지 조건이며, 이로 미루어 보아 Model A에서 층각도가 45도인 경우 파손현상이 나타나지 않았지만 Model B에서는 층각도가 45도, 그 이상의 층각도에서도 파손 현상이 나타나므로 실제 구조물의 파손해석은 정확한 지지 조건을 사용해야 할 것이다.

Lee[3]는 2차원, 즉 $r\theta$면에서의 응력분포만을 고려하였으며, Lee의 결과는 본 해석에서 축방향으로 중간 지점 즉 r=0.15 m에서의 응력 분포와 동일하다. 그러므로 이전의 2차원 해석에서는 같은 층각도를 해석에 사용하였다 할지라도 이웃 적층링과의 접합 부분에서의 응력 분포는 예측할 수 없었다.

4. 결 론

본 연구에서는 로켓 노즐 내열부품으로 사용되는 탄소-페놀 복합재 적층링에 대한 3차원 축대칭 유한요소해석을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 축방향(z) 치수의 영향을 고려한 결과, 본 연구에서 사용한 모델에서는 링이 특정 층각도를 가질 때 모서리탈락(wedge-out)의 전조 현상인 층분리 현상이 나타난다. 층분리 이후에는 축방향 압축력에 의해 층이 분리된 쐐기형태(wedge)가 떨어져 나가는 것으로 판단된다.
2) 실제 구조의 파손 해석에서 이웃하는 적층링과의 상호작용이 반영되어야 정확한 파손을 예측할 수 있다. 이를 위해 로켓 노즐 내열부품의 전체 구조, 또는 이웃하는 적층링과의 동시 모델링이 필요하다.

참 고 문 헌

1. Lee, S., Salamon, N. J., and Sullivan, R., "Finite Element Analysis of Poroelastic Composites Undergoing Thermal and Gas Diffusion," AIAA Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 10, No. 4, pp. 672-680, 1996
2. Stokes, E. H., "The Effect of Moisture on the Mechanical and Thermal Response of FM5055 Carbon Phenolic Composites," Southern Research Institute Report SRI-EAS-87-1244-6245-6, 1987
3. 이선표, 이정윤, "열경화성 복합재 로켓 방화벽의 파손 예측, 한국추진공학회지, 제9권 2호, 2005, pp.25-31
4. Lee, S., "Coupled Finite element Analysis of Decomposing Poroelastic Polymeric Composites and Structures with Subsequent Thermal and Gas Diffusion," Ph. D. Dissertation, The Pennsylvania State University, 1993