論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(8), 597-604(2013)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.8.597

열분해 및 삭마 환경의 복합재 구조물의 열기계적 연계 해석

최윤규*, 김성준**, 신의섭***

Thermomechanical Analysis of Composite Structures in Pyrolysis and Ablation Environments

Youn Gyu Choi*, Sung Jun Kim** and Eui Sup Shin***
Mechanical Engineering R&D Lab., LIG Nex1 Co., Ltd.*
Department of Aerospace Engineering, Chonbuk National University**,***

ABSTRACT

A coupled thermomechanical analysis of composite structures in pyrolysis and ablation environments is performed. The pyrolysis and ablation models include the effects of mass loss, pore gas diffusion, endothermic reaction energy, surface recession, etc. The thermal and structural analysis interface is based upon a staggered coupling algorithm by using a commercial finite element code. The characteristics of the proposed method are investigated through numerical experiments with carbon/phenolic composites. The numerical studies are carried out to examine the surface recession rate by chemical and mechanical ablation. In addition, the effects of shrinkage or intumescence during the pyrolysis process are shown.

초 록

본 논문에서는 열분해 및 삭마 환경의 복합재 구조물에 대한 열기계적 연계 해석을 수행하였다. 열분해 과정의 재료 밀도 감소, 기공 가스 확산, 흡열 반응 에너지와 삭마 과정에서의 표면 침식 효과 등을 고려하였다. 상용 유한요소 코드에 교차 연계 알고리듬을 적용하여 완전 연계된 열 해석 및 구조 해석 인터페이스를 구성하였다. 수치 실험을 통해서 탄소/페놀릭 복합재료의 기본적인 열분해 및 삭마 특성을 분석하였다. 특히, 화학적 및 기계적 삭마에 영향을 미치는 주요 인자에 따른 표면 침식량 등을 비교하였다. 또한, 열분해 과정의 수축 또는 팽창 변형도가 재료의 열기계적 거동에 미치는 영향도 검토하였다.

Key Words : Thermomechanical Analysis(열기계적 해석), Composite(복합재료), Surface Recession(표면 침식), Ablation(삭마)

Ⅰ. 서 론

대기권을 극초음속으로 비행하는 우주선 표면 및 로켓 추진 기관의 내부는 극심한 고온 환경이 유발된다. 예를 들어 7 km/s 속도로 지구 대기권에 재진입하는 우주 왕복선의 경우, 비행체 선두부의 공기 온도가 7,000 K까지 상승할 수 있다. 급격한 온도 상승은 구조 재료의 열기계적 거동에 영향을 미치는 열분해(pyrolysis), 삭마(ablation) 환경을 야기한다. 구조물의 안전성을 높이기 위

† Received: March 13, 2013 Accepted: July 16, 2013
*** Corresponding author, E-mail: esshin@jbnu.ac.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

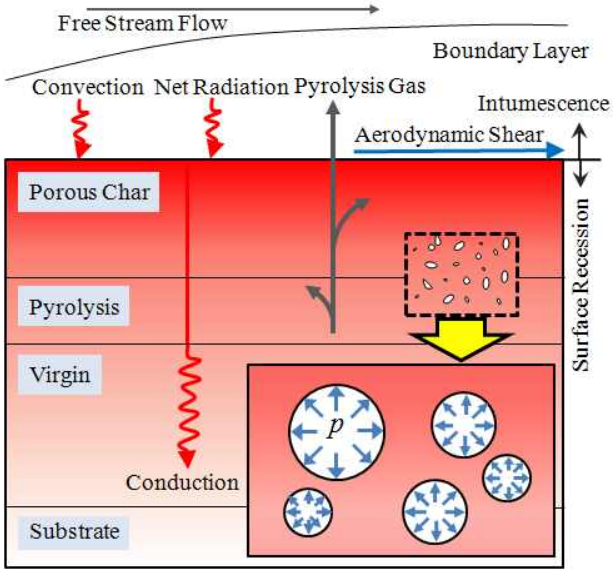

Fig. 1. Pyrolysis and ablation

해서는 열에너지를 효과적으로 차단할 수 있는 열 보호 시스템 개발이 요구된다[1,2].

열 보호 시스템은 기본적으로 열 흡수, 냉각, 표면 단열, 삭마라는 네 가지 메커니즘을 갖는다. 그 중에서도 삭마는 Fig. 1과 같이 열분해 과정에서 생성된 숯(char) 층의 일부가 표면 침식으로 인해 두께 방향으로 떨어져 나가는 중요한 현상이다[3,4]. 또한 열분해 및 숯 층에서의 기공 압력, 기공 가스 확산, 재료의 수축(shrinkage) 또는 팽창(intumescence) 효과 등은 복합재 구조물의 열기계적 거동에 큰 영향을 미친다. 이러한 열분해 및 삭마 문제를 해석하여 복합재료의 최소 또는 최적 두께를 예측한 후, 열 보호 시스템의 설계에 반영하는 것은 매우 중요하다.

열분해 및 삭마 해석을 위한 다양한 해석 기법이 제안되어 왔다[5-7]. 삭마 해석 코드의 예를 들면, Amaryllis, CMA(Charring Material Ablation), FIAT(Fully Implicit Ablation and Thermal), TITAN (Two-Dimension Implicit Thermal Response and Ablation) 등이 개발되었다. 이러한 삭마 해석 프로그램은 Table 1과 같이 열분해 및 표면 침식 모형 등을 이용하여 실제 열 보호 시스템 설계에 활용되고 있다. 하지만 구조적인 관점에서, 복합재 구조물의 정확한 열응력 해석을 위해서는 변위장과 온도장의 주요 지배 방정식과 구성방정식 등을 연계해서 다루어야 한다[8,9]. 또한 열분해 과정에서 재료의 수축 또는 팽창 거동이 표면 침식과 같은 삭마 특성에 미치는 영향에 대한 기본적인 분석이 필요하다.

본 논문에서는 열기계적 연계 해석을 통해 복합재 구조물의 열분해 및 삭마 특성을 확인하였다. 삭마 문제에 적합한 표면 침식 모형을 적용하였으며, 교차 연계(staggered coupling) 알고리듬을 도입하여 완전 연계 인터페이스를 구성하였다. 수치 예제를 통해 기본적인 열분해 및 삭마 경향을 실험 결과와 비교하였으며, 기계적 삭마 특성에 영향을 미치는 주요 인자에 따른 표면 침식량을 확인해 보았다. 이와 함께 열분해 복합재료의 수축 또는 팽창 효과를 고려한 열기계적 연계 해석을 수행하였다.

Table 1. Analysis capability of ablation codes

Capability	Amaryllis	CMA	FIAT	TITAN
Momentum Conservation	O	△	△	△
Pyrolysis Model	O	O	O	O
Gas Mass Conservation	O	O	O	O
Energy Conservation	O	O	O	O
Surface Ablation	O	O	O	O
In-Depth Ablation	X	X	X	X

▪ O: verified, △: verifying, X: not verified

II. 해석 기법

2.1 열분해 및 삭마 이론

열분해 및 삭마 환경의 복합재 구조물에 대한 열기계적 거동 분석을 위해서는 재료 밀도 감소와 기공 가스 확산을 위한 Arrhenius 방정식 및 Darcy 방정식을 수축 또는 팽창 효과 등이 고려된 구성 방정식과 연계해서 다루어야 한다. 이와 함께 표면 침식 효과로서 화학적 삭마 및 기계적 삭마를 고려하였다.

열분해 과정 동안 미소 검사 체적의 부피가 일정할 경우, 재료의 밀도 감소는 기지 영역에서 생성되는 분해 가스 질량에 비례한다. 즉, 복합재료의 시간에 따른 밀도 변화는 다음과 같다.

$$\dot{\rho} = -\dot{m}^g_{i,i} \tag{1}$$

여기서 위 첨자 g는 분해 가스와 관련된 물리량, ρ는 밀도, m은 단위 면적당 질량을 의미한다.

열분해 과정에서 형성된 분해 가스가 이상 기체인 경우, 가스의 질량 유량(mass flux)은 기공 압력과 침투성 계수 등으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{m}^g_i = -\rho^g \frac{p^g}{\mu^g} \beta_{ij,j} \tag{2}$$

$$\rho^g = \varphi M^g \frac{p^g}{R\theta^g} \tag{3}$$

$$\varphi = \varphi^v + (1-\varphi^v)\frac{\rho^v - \rho}{\rho^v} \tag{4}$$

$$\beta_{ij} = \frac{\varphi}{\varphi^v}\beta_{ij}^v \tag{5}$$

여기서 p는 기공 압력, μ는 점성 계수, β는 침투성 계수, φ는 기공도, M은 몰 질량, R은 이상 기체 상수, θ는 온도, 위 첨자 v는 초기 재료를 의미한다. 식 (1)은 가스 확산 계수 γ를 도입하여 나타낼 수 있다.

$$\dot{\rho} = -\left(\gamma_{ij}^g p^g{}_{,j}\right)_{,i} \tag{6}$$

재료의 열분해에 따른 밀도 변화율은 다음과 같이 Arrhenius 방정식에 따라 미분 방정식 형태로 표현된다.

$$\dot{\rho} = -A\left(\rho^v\right)^{(1-n)}\left(\rho - \rho^c\right)^n e^{-E_a/R\theta} \tag{7}$$

여기서 위 첨자 c는 숯 층을 의미하며, 열중량 분석 실험을 통한 중량 감소 곡선으로부터 결정되는 A, E_a, n은 분해 빈도 인자, 활성화 에너지, 반응 차수를 나타낸다.

엔탈피 형태로 표현된 재료 내부의 에너지 보존 법칙을 기술하는 방정식은 다음과 같다.

$$\rho\dot{h} = (\kappa_{ij}\theta_{,j})_{,i} + \theta\alpha_{ij}C_{ijkl}\dot{\varepsilon}_{kl} + h^p\dot{\rho} - \dot{m}_i^g h_{,i}^g + \rho r \tag{8}$$

여기서 좌변은 재료의 내부 에너지 변화율을 나타내며, 우변의 각 항은 열전도, 열탄성 변형, 열분해 반응열, 분해 가스, 열원과 관련된 에너지 항을 의미한다.

열분해 과정 이후 기공 압력, 재료의 수축 또는 팽창 등을 고려한 복합재료의 구성 방정식은 다음과 같다.

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl}(\varepsilon_{kl} - \alpha_{kl}\theta_+ - \zeta_{kl}) - \pi_{ij}p \tag{9}$$

여기서 α는 열팽창 계수, ζ는 수축 또는 팽창 계수, π는 기공 탄성 인자이다.

고온 벽면의 열에너지 평형은 전도, 대류, 복사, 기공 가스, 삭마 등에 의하여 결정되며, 표면에서의 열에너지 평형 방정식은 다음과 같다.

$$q_{\mathrm{C}} = q + q_{\mathrm{V}} + q_{\mathrm{R}} + q_{\mathrm{A}} \tag{10}$$

여기서 아래 첨자 C, V, R, A는 각각 전도, 대류, 복사, 삭마와 관련된 물리량을 나타낸다. 산화 반응에 의한 화학적 삭마와 공기역학적 전단 응력, 기공 압력 등에 영향을 받는 기계적 삭마 조건은 다음과 같다.

$$q_{\mathrm{A}} = \rho^w \dot{S}_{\mathrm{AC}} h^x \tag{11}$$

$$\dot{S}_{\mathrm{AM}} = a(\tau + bp^g)\mathrm{e}^{-\theta_a/\theta} \tag{12}$$

여기서 위 첨자 w와 x는 재료 표면과 산화, 아래 첨자 AC와 AM은 화학적 삭마와 기계적 삭마를 의미한다. S는 침식량이며, a, b는 표면 침식 인자(surface recession coefficient), t와 q_a는 공기역학적 전단 응력과 활성화 온도이다.

2.2 열기계적 연계 기법

유한요소법 기반의 표면 침식에 대한 수치 계산은 경계면을 이동시키고 침식 영역에 해당하는 메시를 재형성(remesh)하는 과정이 필요하다. 이를 위해서 절점 및 요소의 전체 개수는 일정하고 침식 경계면의 이동 속도가 온도와 밀도의 변화율에 따라서 결정되는 자유 메시 변형(free mesh deformation) 기법을 선택하였다. Fig. 2와 같이 침식량에 따라 절점 사이의 간격을 결정하는 주경계면(master line)을 설정하였다. 여기서 d는 침식 깊이, f는 침투 비율 계수이다.

본 논문에서는 복합재 구조물의 열분해 및 삭마 특성 해석을 위하여 상용 유한요소 프로그램 SAMCEF Amaryllis V14.1을 이용하였다. Amaryllis는 이차원/축대칭 모형의 열분해 및 삭마 해석이 가능하며 대류, 복사 등의 열 경계 조건과 삭마 경계 조건을 적용할 수 있다. 또한 비선형 열구조 해석에 적합한 상용 유한요소 코드 SAMCEF Field Mecano V8.2와 연동을 통한 열

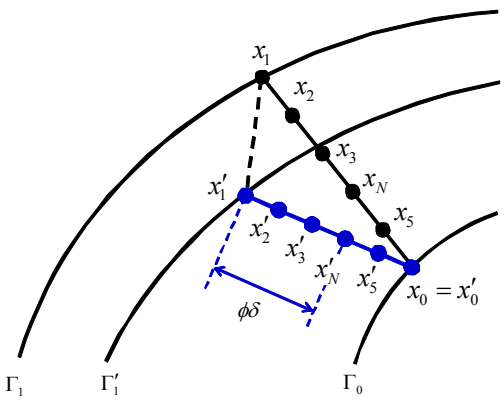

Fig. 2. Remesh scheme

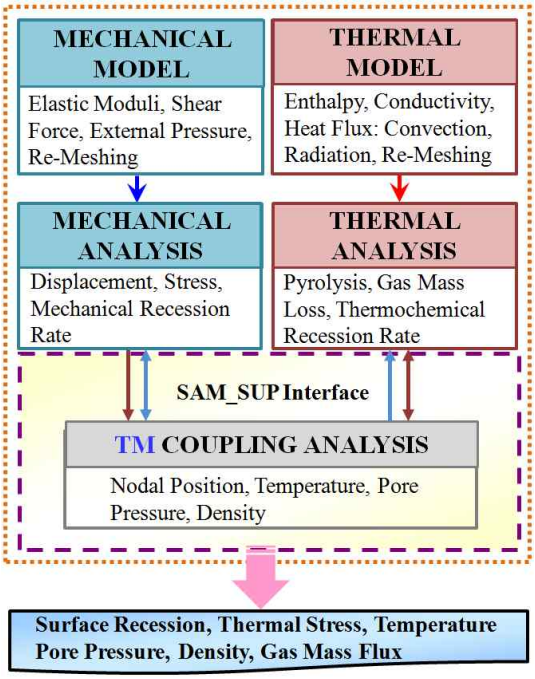

Fig. 3. Thermomechanical analysis procedure with SAMCEF

기계적 연계 해석이 가능하다. 이를 위해서 시간 증분 단계에서 변위장과 온도장의 주요 변수인 절점의 위치, 온도, 기공 압력, 밀도 등의 교차 연계가 필요하다. 따라서 Supervisor V14.1 모듈에 교차 연계 알고리듬을 적용한 완전 연계된 열해석 및 구조 해석 인터페이스 SAM_SUP를 Fig. 3과 같이 설정 및 구축하였다.

III. 수치 해석 및 고찰

3.1 수치 해석 : 화학적 삭마 효과

간단한 수치 해석을 통해 탄소/페놀릭 복합재료의 기본적인 열분해 및 화학적 삭마 특성을 확인하였다. 초기 재료, 열분해 및 숯 층에서의 재료 물성은 고온 환경 모사 실험 등을 통해 측정된 값을 사용하였다[10,11]. 해석에 사용된 재료 물성 중 일부를 Table 2와 Fig. 4에 나타내었다. 또한, 열분해 및 화학적 삭마 특성을 집중적으로 분석하기 위해서 Fig. 5와 같이 본체 영역을 제외한 삭마 영역(W = 3.0 mm, H = 5.0 mm)을 총 6,000개의 이차원 사각형 요소 Q4를 사용하여 모형화하였다. 단순화된 일차원 삭마 모형을 설정하기 위해 좌우 및 하단에 대칭 경계 조건을 적용하였다. 주요 인자로서 열 유량(heat flux), 열분해 반응열(heat of pyrolysis), 산화 반응열(heat of oxidation)에 따른 열분해 및 화학적 삭마 경향을

Table 2. Material constants of carbon/phenolic composites

Property	Value	Unit
Virgin Density, ρ^v	1,450	kg/m^3
Char Density, ρ^c	1,200	kg/m^3
Frequency Factor of the Arrhenius Law, A	31,500	1/s
Order of Reaction, n	3	-
Activation Energy, E_a	80,830	J/mol
Virgin Porosity, φ^v	0.001	-
Virgin Permeability, β^v	6.0×10^{-17}	m^2
Gas Molecular Mass, M^g	18.35	kg/mol
Dynamic Viscosity, μ^g	7.98×10^{-6}	Pa·s
Heat of Pyrolysis, h^p	1.0×10^7	J/kg

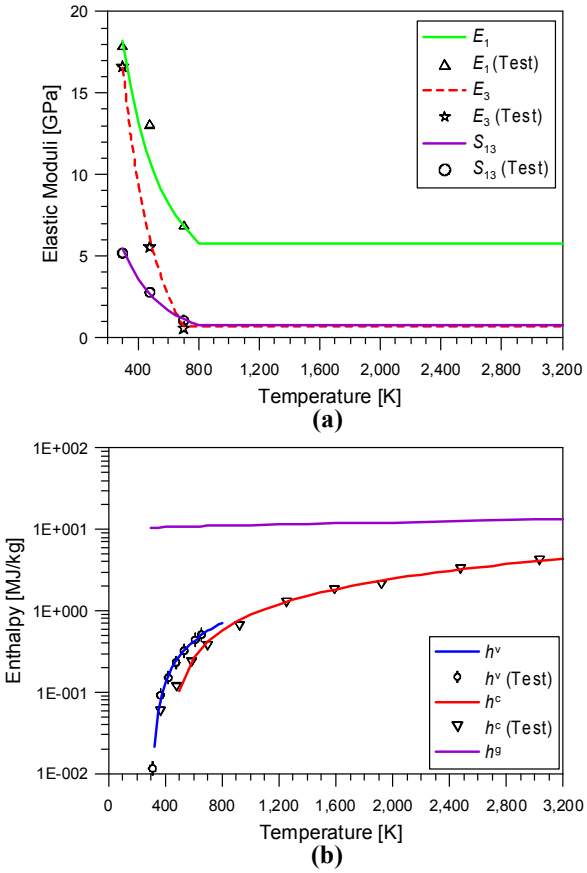

Fig. 4. Carbon/phenolic material properties: (a) elastic moduli (b) enthalpy

대기권 재진입 환경의 모사 실험 결과와 비교하였다[12].

열 유량 q_s, 열분해 반응열 h^p, 산화 반응열 h^x가 각각 9.56 MW/m^2, 10.0 MJ/kg, 2.83 MJ/kg일 때, 두께 방향으로의 온도 및 밀도 분포를 Fig. 6과 Fig. 7에 나타내었다. 전체적인 경향이 실험

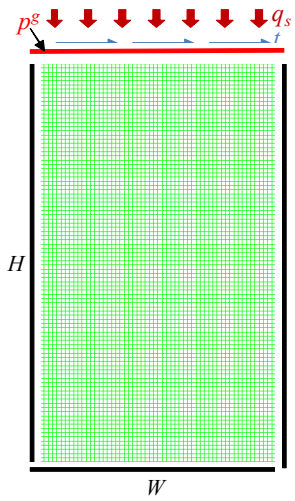

Fig. 5. Finite element model

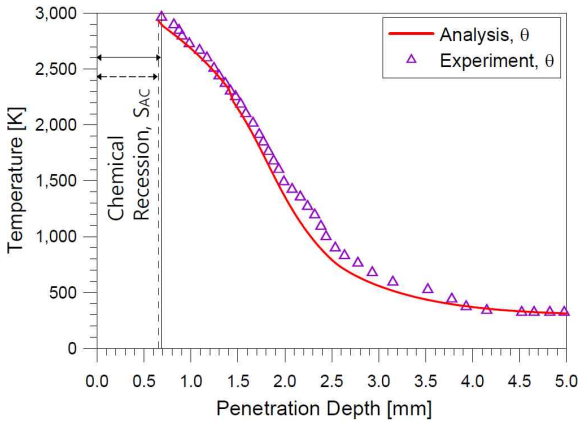

Fig. 6. Temperature across the thickness

결과와 비슷하며, t = 2.0 s에서 표면 온도와 밀도는 2,933 K과 1,234 kg/m^{3}이다. 이때 화학적 삭마에 따른 표면 침식량은 0.68 mm이다. 탄소/페놀릭 복합재료는 매우 짧은 시간에 표면 온도가 급격히 상승하지만, 열분해 및 숯 층이 두께 방향으로 좁은 영역에서 형성되면서 내부로 침투하는 열을 효과적으로 차단함을 확인하였다.

3.2 수치 해석 : 기계적 삭마 효과

탄소/페놀릭 복합재료의 기계적 삭마 특성을 확인하기 위해서 Fig. 5와 같은 형상의 유한요소 모형을 사용하였다(W = 30.0 mm, H = 50.0 mm). 재료 표면에 열 유량(q_s = 9.56 MW/m^2), 기공 압력(p^g = 0.45 MPa), 공기역학적 전단 응력(t = 7.6 kPa)을 균일하게 분포시켰다. 기계적 삭마 속도에 영향을 미치는 주요 인자로서 표면 침식 인자 a와 활성화 온도 q_a를 고려하였다. 표면 침식을 야기하는 기공 압력의 크기를 결정하는 표면 침식 인자 b는 상수로 가정하였다(b = 1.0).

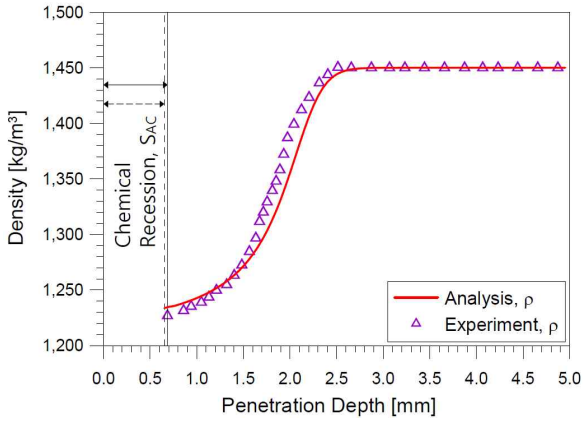

Fig. 7. Density across the thickness

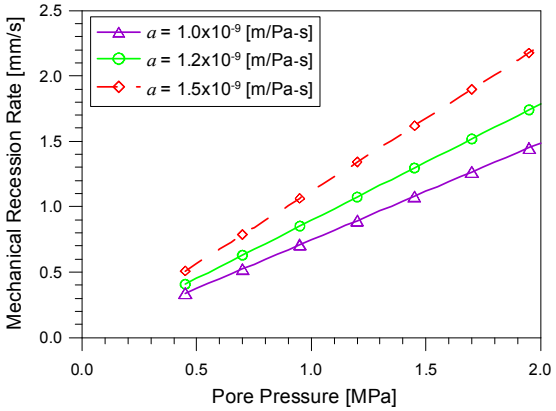

Fig. 8. Recession rate with respect to surface recession coefficient a

표면 침식 인자가 기계적 삭마 속도에 미치는 영향을 Fig. 8과 같이 확인하였다. 활성화 온도 q_a가 300 K일 때, 기계적 삭마 속도는 기공 압력과 표면 침식 인자 a가 클수록 빨라지는 경향을 보인다. 특히, 표면 침식 인자 a는 열분해 과정에서의 재료의 강성 및 강도 저하와 밀접한 관계가 있을 것이라 판단된다. 따라서 열분해 및 삭마 환경의 복합재 구조물에 대한 해석의 신뢰성 향상을 위해서는 숯 층의 구성 방정식을 통한 표면 침식 인자의 산출 및 적용을 위한 연구가 필요하다. 표면 침식 인자 a가 1.5x10^{-9} m/Pa·s일 때, 활성화 온도 q_a가 기계적 삭마 속도에 미치는 영향을 Fig. 9에서 확인하였다. 전반적으로 활성화 온도가 낮을수록 기계적 삭마 속도가 크게 나타났다. 이는 활성화 온도가 기계적 삭마 속도에 영향을 미치는 기준 온도로서 삭마 수렴성에 영향을 주기 때문이다.

기계적 삭마 진행에 영향을 미치는 주요 인자(a = 1.5x10^{-9} m/Pa·s, q_a = 300 K) 범위의 타당성을 검토하기 위하여, 기존 문헌의 실험 결과와 비교하였다[12]. Fig. 10과 같이 시간에 따른 표

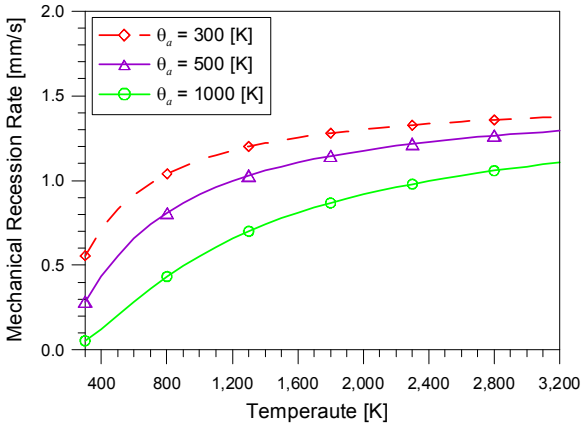

Fig. 9. Recession rate with respect to activation temperature θ_a

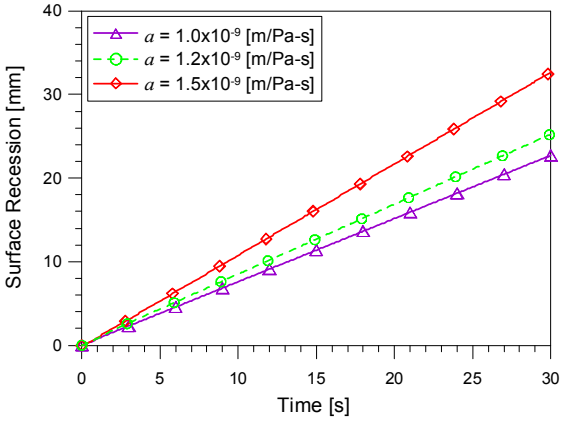

Fig. 11. Surface recession with respect to surface recession coefficient a

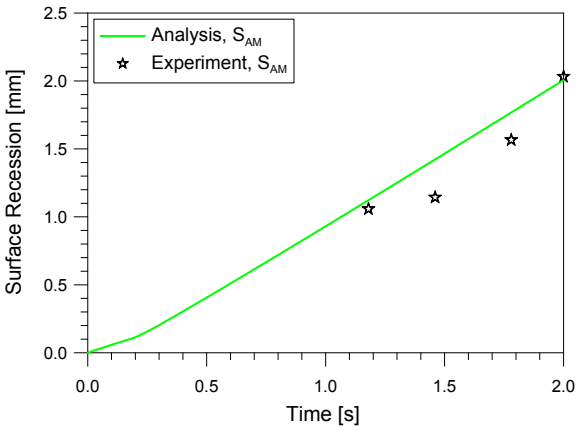

Fig. 10. Predicted surface recession compared with experimental result

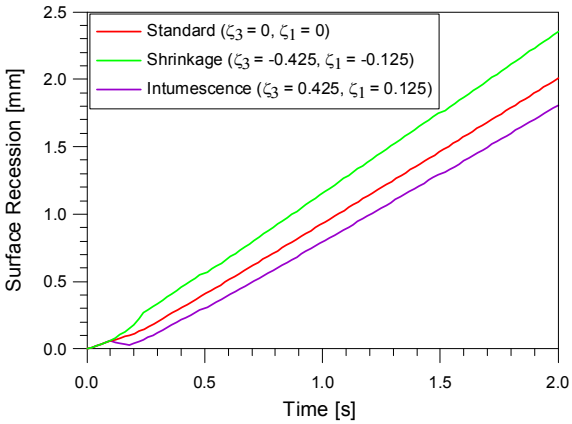

Fig. 12. Surface recession with respect to shrinkage or Intumescence ζ

면 침식량이 최소 0.03 mm에서 최대 0.26 mm의 차이를 보이며, 전체적인 경향은 유사하였다. 시간 경과에 따른 기계적 삭마 특성을 자세히 살펴보기 위해, Fig. 11과 같이 t = 30 s까지의 표면 침식량을 확인하였다. 최대 32.65 mm의 표면 침식이 발생하였으며, 표면 침식 인자 a에 따라 큰 차이를 보이는 것을 확인하였다. 그러므로 복합재 구조물의 기계적 삭마에 의한 표면 침식량을 정확하게 예측하기 위해서는 신뢰성 있는 표면 침식 인자의 산출이 중요하다.

3.3 수치 해석 : 수축/팽창 효과

열 보호 시스템에 사용되는 복합재료의 열분해 과정에서 발생할 수 있는 수축 또는 팽창 효과가 열기계적 거동에 미치는 영향을 살펴보았다. 이를 위해 3.1절과 동일한 유한요소 모형을 사용하였다. 전체적인 경향을 확인하기 위해 직교 이방성 복합재료의 수축(-) 또는 팽창(+) 계수를 z_1 = ±0.125, z_3 = ±0.425로 가정하였다. 기계적 삭마에 영향을 미치는 주요 인자 값으로 p^g = 0.45 MPa, t = 7.6 kPa, a = 1.5 m/Pa·s, b = 1.0, q_a = 300 K를 사용하였다.

수축 또는 팽창 효과가 고려된 복합재료의 침식량을 Fig. 12에 나타내었다. 수축 또는 팽창 효과를 고려하지 않은 경우의 침식량 2.0 mm를 기준으로 수축 효과에 의해 16.9% 크게, 팽창 효과에 의해 10.0% 작게 나타났다. 팽창 효과보다 수축 효과의 영향이 크게 나타나며, 이는 재료 표면에 가해지는 기공 압력이 팽창 효과를 약화시키기 때문이다.

열기계적 연계 해석에 따른 복합재 구조물의 면내 방향 s_x를 Fig. 13과 Fig. 14에 나타내었다. 수축 효과를 고려한 경우에는 최대 인장 응력이 96.35 MPa, 팽창 효과를 고려한 경우에는 최대 압축 응력 48.02 MPa이 매우 얇은 숯 층 영역에서 발생하는 것을 확인하였다. 이는 열분해 및 삭마 환경의 복합재 구조물이 초기에는 공기역학적 전단 응력에 지배적인 영향을 받지만, 반응이 지속됨에 따라 열분해 및 숯 층에서의 재료 강성 저하, 기공 압력 상승, 열팽창 효과 등이 복합적

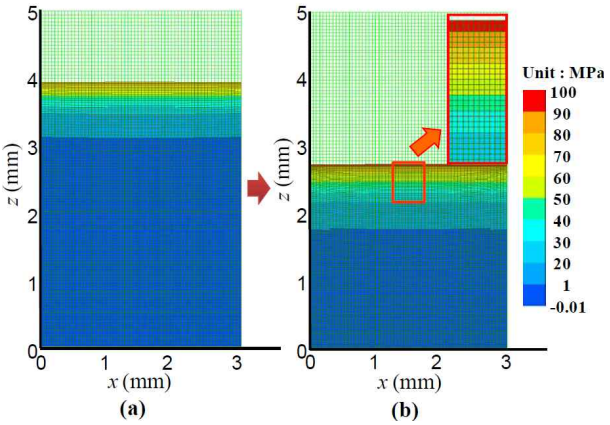

Fig. 13. Normal stress σ_x with shrinkage: (a) t = 1.0 s, (b) t = 2.0 s

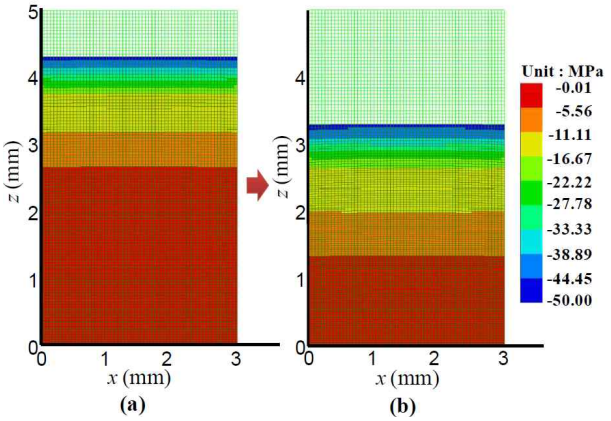

Fig. 14. Normal stress σ_x with intumescence: (a) t = 1.0 s, (b) t = 2.0 s

으로 작용하기 때문이다. 더욱이 내부에서 발생하는 국부적인 응력 집중은 열 보호 시스템의 안전성 측면에 영향을 미친다. 그러므로 열기계적 연계 해석을 통한 구조적 영향성 및 삭마 특성을 확인하는 과정이 중요함을 알 수 있다.

Ⅳ. 결 론

본 논문에서는 열분해 및 삭마 환경의 복합재 구조물을 위한 열기계적으로 완전 연계된 유한요소 해석을 수행하였다. 재료 표면 및 내부에서의 열기계적 특성을 고려한 열분해 및 삭마 모형을 이용하여 표면 침식에 따른 온도 및 응력 분포, 수축 또는 팽창 효과 등을 확인하였다. 이를 위해서 교차 연계 알고리듬을 적용한 완전 연계된 열 해석 및 구조 해석 인터페이스를 설정하였다.

기본적인 수치 예제를 통해 탄소/페놀릭 복합재료의 열분해 및 삭마의 주요 특성과 경향을 분석하였다. 열 유량이 매우 큰 열분해 및 삭마 환경에서는 매우 짧은 시간에 표면 온도가 급격히 상승하였다. 특히, 열분해 및 숯 층이 두께 방향으로 좁은 영역에서 형성되면서 내부로 침투하는 열을 효과적으로 차단하였다. 기계적 삭마에 영향을 미치는 주요 인자로서 표면 침식 인자 및 기공 압력이 클수록 삭마 속도가 증가하였다. 반면 활성화 에너지가 클수록 삭마 속도는 감소하였다. 또한, 열분해 과정의 재료 수축 또는 팽창 변형이 표면 침식량, 내부 응력 분포 등에 많은 영향을 줄 수 있다. 따라서 열분해 및 숯 층에 적합한 구성 방정식 개발과 유한요소 모형화, 신뢰성 있는 표면 침식 인자 적용, 다양한 재료 물성 확보 등이 중요한 요소임을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업 지원을 받아 수행되었습니다(2012-0007232).

References

1) Ahn, H. K., Park, C. and Sawada, K., "Response of Heatshield Material at Stagnation Point of Pioneervenus Probes," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 16, No. 3, 2002, pp. 432-439.

2) Shin, E. S., Kim, S. J. and Kim, J. I., "Coupled Thermal/Structural Analysis of Mechanical Ablation by Domain/Boundary Decomposition Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 1, 2011, pp. 1-8.

3) Yun, N.-G., Cho, Y.-J. and Jung, B., "Ablative Composite Materials for Rocket Propulsion System," *Journal of The Korean Society for Composite Materials*, Vol. 3, No. 2, 1990, 57-64.

4) Palaninathan, R. and Bindu, S., "Modeling of Mechanical Ablation in Thermal Protection Systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 42, No. 6, 2005, pp. 971-979.

5) Koo, J. H., Ho, D. W. H., Bruns, M. C. and Ezekoye, O. A., "A Review of Numerical and Experimental Characterization of Thermal Protection Materials - Properties Characterization," AIAA 2007-2131.

6) Eekelen, T. V., Bouilly, J. M., Hudrisier S., Dupillier J. M. and Aspa, Y., "Design and Numerical Modelling of Charring Material Ablators for Re-Entry Applications," *Proceedings of the 6th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures*, 2009.

7) Leleu, F., Dariol, L. and Bouilly, J. M., "Ablative Thermal Protections for Atmospheric Entry. An Overview of Past Missions and Needs for Future Programmes," *Proceedings of the Sixth European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures*, 2009.

8) Lee, S. J. and Reddy, J. N., "Non-linear Response of Laminated Composite Plates under Thermomechanical Loading," *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Vol. 40, No 7, 2005, pp. 971-985.

9) Odabas, O. R. and Sarigul-Klijn, N., "Thermomechanical Coupling Effects at High Flight Speeds," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 2, 1994, pp. 425-430.

10) McManus H. L. N. and Springer G. S., "High Temperature Thermomechanical Behavior of Carbon-Phenolic and Carbon-Carbon Composites, II. Results," *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 2, 1992, pp. 230-255.

11) Sutton, K., "An Experimental Study of a Carbon/Phenolic Ablation Material," NASA TN D-5930, 1970.

12) Schneider, P. J., Dolton, T. A. and Reed G. W., "Mechanical Erosion of Charring Ablators in Ground-Test and Re-Entry Environments," *AIAA Journal*, Vol. 6, No. 1, 1968, pp. 64-72.