

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.1.1

## 영역/경계 분할법을 적용한 기계적 삭마 과정의 열구조 연계 해석

신의섭\*, 김성준\*\*, 김종일\*\*

Coupled Thermal/Structural Analysis of Mechanical Ablation  
by Domain/Boundary Decomposition Method

Eui Sup Shin\*, Sung Jun Kim\*\* and Jong Il Kim\*\*

## ABSTRACT

A coupled thermal/structural analysis of mechanical ablation is performed based on domain/boundary decomposition and finite element method. The ablative material non-linearity and boundary non-linearity can be easily localized within a few subdomains and/or on the boundary interfaces. An enthalpy method is applied to simplify the effect of heat of pyrolysis in the ablative subdomains. In addition, maximum in-plane shear stress is considered as a surface recession criterion for the mechanical ablation simulation. The basic characteristics of the proposed method are examined carefully through numerical experiments.

## 초 록

이차원 구조물의 열응력 및 기계적 삭마 과정 해석을 위하여 영역/경계 분할법에 근거한 유한요소법을 적용하여 열구조 연계 정식화를 수행하였다. 삭마 재료 거동의 온도 의존성과 열분해 반응으로 인한 재료 비선형성 및 열복사와 같은 비선형 경계 조건을 일부 부영역과 공유면에 한정할 수 있다. 문제를 단순화하기 위해 열화학적 삭마 효과는 고려하지 않았으며, 기계적 삭마에 따른 표면 후퇴 판정 기준으로 열응력 해석을 통한 최대 면내 전단 응력을 선택하였다. 간단한 수치 실험을 수행하여 제안된 기법의 신뢰성에 대한 분석과 기계적 삭마 과정의 기본적인 경향을 파악하였다.

**Key Words :** Thermal/Structural Coupling(열구조 연계), Mechanical Ablation(기계적 삭마), Thermal Stress(열응력), Domain/Boundary Decomposition(영역/경계 분할), Finite Element(유한요소)

## 1. 서 론

대기권을 극초음속으로 비행하는 우주선은 열 보호 시스템을 통해 내부 구조물 본체를 보호한다. 삭마 현상은 항공우주 분야에서 널리 적용되

는 열 보호 시스템의 중요 원리이다. 일반적으로 탄소섬유/페놀릭과 같은 삭마 재료는 극심한 고온 환경에서 Fig. 1과 같이 열분해(pyrolysis)가 일어나고, 그 결과로서 숯 층과 가스가 형성된다 [1,2]. 생성된 숯 층은 재료 표면에서 열화학적, 기계적 삭마에 의해 제거되며, 가스는 외부로 배출된다. 이와 같이 복잡한 삭마 현상을 해석하여 삭마 재료의 최적(최소) 두께를 예측하고 설계에 반영하는 것은 매우 중요하다[3,4].

삭마 현상을 해석하기 위해서 1960년대 이후

† 2010년 8월 12일 접수 ~ 2010년 12월 14일 심사완료

\* 정희원, 전북대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : esshin@jbnu.ac.kr

전북 전주시 덕진구 덕진동 1가 664-14

\*\* 정희원, 전북대학교 대학원 항공우주공학과

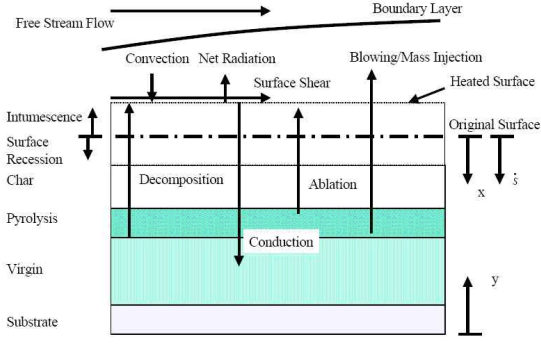


Fig. 1. Ablation mechanisms

열화학적 삭마 모델 등을 이용한 다양한 기법이 제안되어 왔다[5-8]. 삭마 해석 프로그램의 예로서, CMA(Charring Material Ablation), FIAT(Fully Implicit Ablation and Thermal), TITAN(Two-Dimensional Implicit Thermal Response and Ablation)을 들 수 있다. 이와 같은 연구들은 공학 설계 관점에서 실용적인 결과를 보여주고 있다.

열분해 과정에서 생성된 숯 층은 표면 또는 내부 하중의 작용으로 쉽게 제거될 수 있다. 구조적 관점에서는 삭마 재료가 보호하고 있는 본체 또는 기판(substrate)의 역학적 반응이 중요하다. 따라서 원칙적으로 숯 층의 구성 방정식을 고려한 열응력 및 강도 해석과 이를 통한 기계적 삭마 모델이 필요하다. 이와 관련하여 열분해 반응 및 표면 후퇴(recession)에 따른 기계적 삭마 거동을 유한요소법으로 해석한 연구 결과가 발표된 바 있다[9]. 그러나 셸(shell) 요소로는 두께 방향의 응력 성분을 정확히 산출할 수 없으며, 재료 강도와 표면 후퇴 관정에 한계가 있다.

삭마 과정을 이상화하고 구조 해석을 수행하는데 있어서 열분해 반응 및 열복사와 같은 비선형성은 경계면 또는 경계면 인근 영역에서만 발생한다. 그러므로 전체 영역을 독립적으로 분할하고 비선형성이 발생할 수 있는 부분을 일부 부영역(subdomain)과 경계면에 직접 할당하는 방식이 효과적이다[10]. 또한, 정확한 열응력 해석을 위해서는 일방향 연계(one-way coupled) 보다는 완전 연계된(fully coupled) 열구조 연계 정식화가 바람직하다[11].

본 논문에서는 열응력 및 기계적 삭마 해석을 위하여 영역/경계 분할법을 이용한 열구조 연계 해석을 수행하였다. 독립적으로 분할된 부영역

과 공유면 또는 경계 공유면의 결합을 위한 등식 적합 조건으로 벌칙 함수법을 사용하였다. 재료 내부의 열분해 반응을 고려하여 엔탈피 방법을 적용하였으며, 표면 후퇴 기준으로 최대 면내 전단 응력을 제시하였다. 간단한 수치 예제를 통하여 기계적 삭마의 기본적인 특성을 살펴보았다.

## II. 해석 기법

### 2.1 영역/경계 분할 및 변분 정식화

전체 영역은 Fig. 2와 같이 열분해가 일어나는 비선형(삭마) 부영역  $\Omega^{(k)}$  ( $k = 1, \dots, \tilde{N}_S$ )과 열분해가 일어나지 않는 선형(기판) 부영역  $\Omega^{(k)}$  ( $k = \tilde{N}_S+1, \dots, \tilde{N}_S+N_S$ ), 공유면  $\Gamma_I$ , 경계 공유면  $\Gamma_B^{(k)}$ 으로 분할할 수 있다. 분할된 공유면 및 경계 공유면에서의 연속 조건을 위하여 벌칙 함수법을 적용하였다. 이와 함께 변위장과 온도장의 지배 방정식을 고려한 후, 변분 정식화를 위한 시험 함수로 가상 변위와 온도를 도입하면 전체 영역에 대한 약형(weak form)을 유도할 수 있다.

$$\sum_{k=1}^{\tilde{N}_S+N_S} \delta\pi_D^{(k)} + \delta\pi_{DI} + \sum_{k=1}^{\tilde{N}_S} \delta\pi_{DB}^{(k)} = 0 \quad (1)$$

$$\sum_{k=1}^{\tilde{N}_S+N_S} \delta\pi_T^{(k)} + \delta\pi_{TI} + \sum_{k=1}^{\tilde{N}_S} \delta\pi_{TB}^{(k)} = 0 \quad (2)$$

여기서 아래 첨자 D는 변위, T는 온도, I는 공유면, B는 경계 공유면에 관련됨을 의미한다.

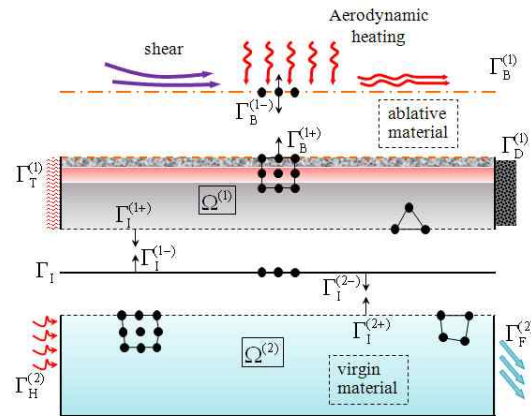


Fig. 2. Domain/boundary decomposition

### 2.2 유한요소 근사 및 해석 알고리즘

변위장에서의 변분 형태의 지배 방정식 (1)을 일반적인 유한요소법 과정에 따라 공간과 시간에 대해서 이산화하면, 다음과 같이 각 부영역과 공유면, 경계 공유면을 기준으로 행렬로 표기된 연립 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} & {}^t \hat{\mathbf{K}}_D^{(k)} {}^{t+\Delta t} \mathbf{u}^{(k)} - \mathbf{P}_{D12}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \mathbf{v} - \mathbf{P}_{DB2}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \mathbf{w} \\ & = {}^{t+\Delta t} \mathbf{r}_D^{(k)} + {}^t \mathbf{A}_D^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\theta}^{(k)} \quad (k=1, \dots, \tilde{N}_S) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} & \hat{\mathbf{K}}_D^{(k)} {}^{t+\Delta t} \mathbf{u}^{(k)} - \mathbf{P}_{D12}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \mathbf{v} = {}^{t+\Delta t} \mathbf{r}_D^{(k)} + \mathbf{A}_D^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\theta}^{(k)} \\ & \quad (k = \tilde{N}_S + 1, \dots, \tilde{N}_S + N_S) \end{aligned} \quad (4)$$

$$- \sum_{k=1}^{\tilde{N}_S + N_S} \mathbf{P}_{D12}^{(k)T} {}^{t+\Delta t} \mathbf{u}^{(k)} + \mathbf{K}_{D1} {}^{t+\Delta t} \mathbf{v} = \mathbf{0} \quad (5)$$

$$- \mathbf{P}_{DB2}^{(k)T} {}^{t+\Delta t} \mathbf{u}^{(k)} + \mathbf{P}_{DB4}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \mathbf{w}^{(k)} = {}^{t+\Delta t} \mathbf{r}_{DB}^{(k)} \quad (k=1, \dots, \tilde{N}_S) \quad (6)$$

여기서  $\mathbf{K}$ 는 강성 행렬,  $\mathbf{P}$ 와  $\mathbf{p}$ 는 각종 벌칙함수에서 기인하는 행렬 또는 벡터를 의미한다.  $\mathbf{r}$ 은 외부 하중 벡터,  $\mathbf{A}$ 는 열구조 연계 효과에 따른 열 하중 행렬이며,  $\mathbf{u}$ ,  $\mathbf{v}$ ,  $\mathbf{w}(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\varphi}, \boldsymbol{\psi})$ 는 각각 부영역, 공유면, 경계 공유면에서의 변위(온도)이다. 또한,  $(\cdot)$ 은 유효 행렬,  $(\sim)$ 는 비선형 행렬, 왼쪽 위 첨자  $t$ ,  $t+\Delta t$ 는 시각을 의미한다.

온도장에 대해서도 비슷한 과정을 거치면, 식 (7)-(10)과 같은 연립 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} & {}^{t+\Delta t} \hat{\mathbf{K}}_T^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\theta}^{(k)} - \mathbf{P}_{T12}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\varphi} - \mathbf{P}_{TB2}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\psi}_B^{(k)} \\ & = {}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{f}}_T^{(k)} - {}^{t+\Delta t} \mathbf{A}_{T1}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\theta}^{(k)} - {}^t \mathbf{A}_{T2}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \mathbf{u}^{(k)} \\ & \quad (k=1, \dots, \tilde{N}_S) \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} & \hat{\mathbf{K}}_T^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\theta}^{(k)} - \mathbf{P}_{T12}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\varphi} = {}^{t+\Delta t} \hat{\mathbf{f}}_T^{(k)} \\ & \quad (k = \tilde{N}_S + 1, \dots, \tilde{N}_S + N_S) \end{aligned} \quad (8)$$

$$- \sum_{k=1}^{\tilde{N}_S + N_S} \mathbf{P}_{T12}^{(k)T} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\theta}^{(k)} + \mathbf{K}_{T1} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\varphi} = \mathbf{0} \quad (9)$$

$$- \mathbf{P}_{TB2}^{(k)T} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\theta}^{(k)} + {}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{K}}_{TB}^{(k)} {}^{t+\Delta t} \boldsymbol{\psi}_B^{(k)} = {}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{q}}_{TB}^{(k)} \quad (k=1, \dots, \tilde{N}_S) \quad (10)$$

여기서  $\mathbf{f}$ 는 외부 열 하중 벡터,  $\mathbf{q}$ 는 경계면에서 유입되는 열 유량 벡터이다. 식 (7)을 통해 변위장과 서로 연계가 되어있는 것을 알 수 있으며, 비선형 부영역  $\Omega^{(k)}(k=1, \dots, \tilde{N}_S)$ 에서의 유효 강성

행렬과 하중 벡터는 다음과 같다.

$${}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{K}}_T^{(k)} = \frac{1}{\Delta t} {}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{M}}_T^{(k)} + {}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{K}}_T^{(k)} + \mathbf{P}_{T11}^{(k)} + \mathbf{P}_{TB1}^{(k)} \quad (11)$$

$${}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{f}}_T^{(k)} = \frac{1}{\Delta t} {}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{M}}_T^{(k)} {}^t \boldsymbol{\theta}^{(k)} + {}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{f}}_T^{(k)} \quad (12)$$

여기서  $\mathbf{M}$ 은 열용량 행렬을 의미하며 구체적인 표현은 다음과 같다.

$${}^{t+\Delta t} \tilde{\mathbf{M}}_T^{(k)} = \int_{\Omega^{(k)}} {}^{t+\Delta t} \rho {}^{t+\Delta t} c \mathbf{H}_T^{(k)T} \mathbf{H}_T^{(k)} dV \quad (13)$$

여기서  $\rho$ 는 밀도,  $c$ 는 비열이다. 이와 같은 석마 재료의 물성치는 열분해 반응에 따라서 온도의 함수로써 적용된다.

유한요소 정식화 과정에서 벌칙 함수법을 통해 연속 조건을 처리함으로써 유효 강성 행렬은 특이성을 갖더라도 역행렬이 항상 존재한다. 따라서 식 (3)-(10)에서 미지수인 변위와 온도를 독립적으로 구할 수 있는 해석 알고리즘을 얻을 수 있다. 최종적으로 유도된 연립 방정식은 모든 시간 증분과 반복 계산 단계에서 이전 단계의 온도와 변위를 고려하여 열구조 완전 연계 해석을 수행한다. 이를 위한 경계공유면, 공유면, 각 부영역에서의 해를 순차적으로 구하는 해석 알고리즘  $\mathbf{w}-\mathbf{v}-\mathbf{u}+\boldsymbol{\psi}-\boldsymbol{\varphi}-\boldsymbol{\theta}$ 를 구성하였다. 대표적으로 변위장과 관련된 수식은 다음과 같으며, 지면 제약으로 인하여 자세한 수식 유도 과정과 행렬 표기는 생략하였다.

$${}^i \hat{\mathbf{K}}_w^{[i+1]} \mathbf{w} = {}^i \tilde{\mathbf{f}}_w \quad (14)$$

$${}^{[i+1]} \mathbf{v} = {}^i \hat{\mathbf{K}}_{D1}^{-1} \left( \sum_{l=1}^{\tilde{N}_S} {}^i \hat{\mathbf{P}}_{BD}^{(l)T} [i+1] \mathbf{w}^{(l)} \right) + {}^i \hat{\mathbf{K}}_{D1}^{-1} [i] \tilde{\mathbf{f}}_{D1} \quad (15)$$

$${}^{[i+1]} \mathbf{u}^{(k)} = {}^i \hat{\mathbf{K}}_D^{(k)-1} \left( \mathbf{P}_{D12}^{(k)} [i+1] \mathbf{v} + \mathbf{P}_{DB2}^{(k)} [i+1] \mathbf{w} \right) + [i] \tilde{\mathbf{u}}^{(k)} \quad (k=1, \dots, \tilde{N}_S) \quad (16)$$

$$\begin{aligned} & {}^{[i+1]} \mathbf{u}^{(k)} = \hat{\mathbf{K}}_D^{(k)-1} \mathbf{P}_{D12}^{(k)} [i+1] \mathbf{v} + [i] \tilde{\mathbf{u}}^{(k)} \\ & \quad (k = \tilde{N}_S + 1, \dots, \tilde{N}_S + N_S) \end{aligned} \quad (17)$$

여기서 위 첨자  $[i]$ ,  $[i+1]$ 은 반복 계산 횟수를 의미한다. 석마 과정에 따른 비선형성은 식 (14), (15), (16)에 국한되며, 식 (17)의 역행렬은 반복 계산을 할 필요가 없다. 온도장에 대해서도 이와 비슷한 형태의 연립 방정식을 얻을 수 있다. 이를 고려한 FE2DBD50(Finite Element Code for 2-Dimensional Domain & Boundary Decomposition, Version 5.0) 프로그램을 개발하였다.

### 2.3 열분해 반응 및 표면 후퇴

삭마 재료에서는 열분해 반응에 의해서 삭과 가스가 생성되는 상변화 현상이 나타난다. 이 과정에서 외부로부터 유입되는 열에너지가 상당 부분 소모가 된다. 열분해 반응열을 고려하기 위하여 엔탈피 방법을 적용하였으며, 상변화 현상은 비열과 같은 열용량의 급격한 변화를 통해서 판단한다. 온도에 따른 비열은 다음과 같이 요소에서의 엔탈피  $h_e$ 와 온도 변화  $\theta_+$ 의 관계식을 통해 얻을 수 있다.

$$[i]_C = \left( \frac{\partial h_e}{\partial \theta_+} \right) = \frac{[i]h_e - 'h_e}{[i]\theta_+ - '\theta_+} \quad (18)$$

생성된 삭 층의 기계적 삭마 모델링을 위하여 열응력 해석을 통해 재료 내부의 온도를 구한 후, 온도의 함수로써 삭마 재료의 전단 강도를 구한다. 기계적 삭마에 따른 표면 후퇴는 삭마 과정에서 유발되는 내부의 전단 응력과 재료의 전단 강도가 일치하는 지점에서 발생한다고 보았다. 표면 후퇴 기준 1로서 삭마 재료 내부의 전단 응력 분포가 균일하다고 단순화하여, 공기역학적 전단 응력과 같은 표면력을 재료 내부의 전단 응력과 일치한다고 가정하였다. 표면 후퇴 기준 2는 열응력 해석을 통해 실제 재료 내부에서 발생하는 최대 면내 전단 응력을 고려하였다. 이를 통해 표면 후퇴 기준에 따른 기계적 삭마 거동의 경향을 살펴보았다.

### III. 수치 예제 해석 및 고찰

#### 3.1 단순 일차원 모델

간단한 수치 예제를 통해 제안한 삭마 해석 기법의 신뢰성에 대한 검증은 수행하였다. 이를 위하여 Fig. 3과 같이 전체 영역이 삭마 부영역  $\Omega^{(1)}$ 과 기관 부영역  $\Omega^{(2)}$ 으로 나뉘어져 있는 일차원 직사각형 모델을 사용하였다. 경계 공유면  $\Gamma_B^{(1)}$ 를 통해 공기역학적 전단 응력  $\tau = 5.0$  MPa 과 열 유량  $q = 0.5$  MW/m<sup>2</sup>이 균일하게 분포되어 있으며, 표면 후퇴 기준 1을 사용하였다. 부영역  $\Omega^{(1)}$ 과  $\Omega^{(2)}$ 에 적용된 상온에서의 물성치를 Table 1과 Table 2에 나타내었다. 특히, 나일론/페놀릭 삭마 재료의 물성치는 온도에 따라서 적용하였다[12,13]. 예를 들어, 엔탈피는 Fig. 4와 같이 온도에 따라 변화하며 열분해 반응열  $h_p$ 이 커질수록 열분해 온도인 500 K 근방에서 급격히 증가하는 경향을 보인다.

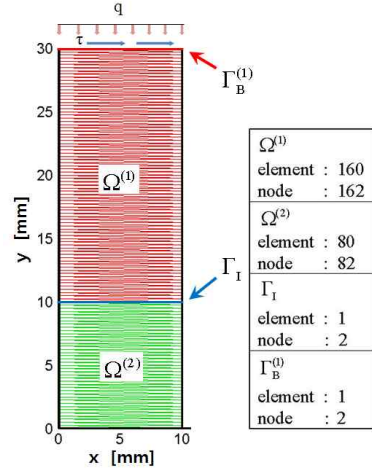


Fig. 3. Finite element mesh of simple 1D model

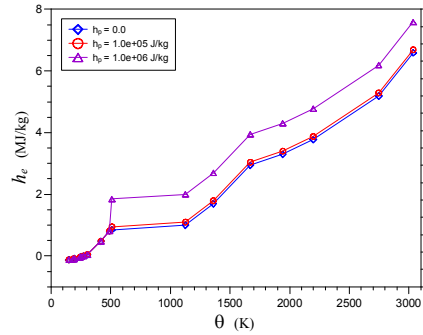


Fig. 4. Enthalpy vs. temperature with varying heats of pyrolysis

Table 1. Nylon/phenolic material properties

Property	Value
$E$ Modulus of elasticity	$3.32 \times 10^9$ Pa
$\nu$ Poisson ratio	0.29
$\rho$ Mass density	1201 kg/m <sup>3</sup>
$\alpha$ Coefficient of thermal expansion	$71.5 \times 10^{-6}$ 1/K
$c_v$ Thermal conductivity	0.35 W/m·K
$\kappa$ Specific heat	1420 J/kg·K
$S$ Shear strength	$69 \times 10^6$ Pa

Table 2. Ni-super alloy material properties

Property	Value
$E$ Modulus of elasticity	$220 \times 10^9$ Pa
$\nu$ Poisson ratio	0.29
$\rho$ Mass density	8510 kg/m <sup>3</sup>
$\alpha$ Coefficient of thermal expansion	$11.7 \times 10^{-6}$ 1/K
$c_v$ Thermal conductivity	113 W/m·K
$\kappa$ Specific heat	439 J/kg·K
$S$ Shear strength	$650 \times 10^6$ Pa

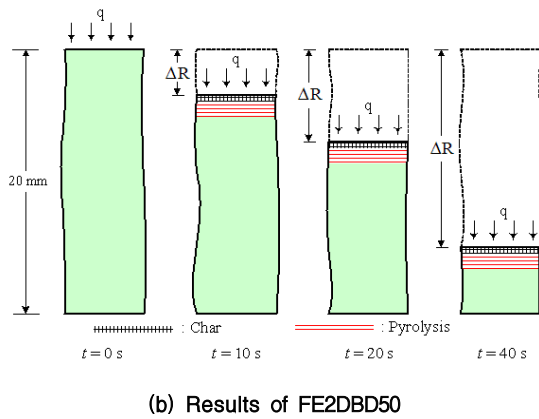
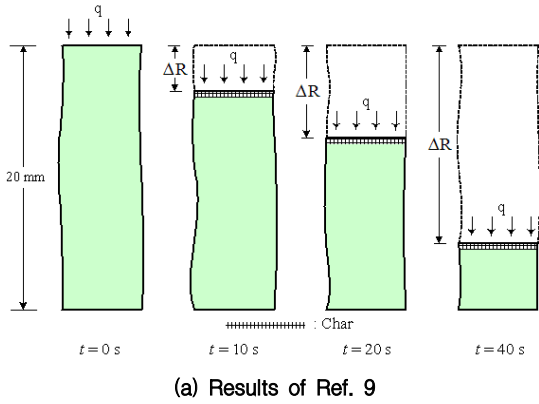


Fig. 5. Comparison of surface recession

제안한 삭마 해석 기법을 기반으로 개발된 프로그램 FE2DBD50의 신뢰성을 검증하기 위하여, Fig. 5와 같이 기존 연구 결과와 비교하였다. 적용한 재료 물성치와 해석 기법 등의 차이로 인하여 최소 0.15 mm에서 최대 0.3 mm의 오차가 발생하지만 삭마 재료가 후퇴되는 경향이 일치함을 확인하였다. Fig. 6-8은 열 유량, 공기역학적 전단 응력, 열분해 반응열에 대한 기계적 삭마의 경향을 나타낸다. 삭마 초기에 후퇴율은 급격하게 증가하며, 일정 시간이 지난 뒤 안정된 값을 유지한다. 예를 들어, 열 유량이 2.0 MW/m<sup>2</sup>일 경우 후퇴율은 최대 3.4 mm/s이며 0.7 mm/s의 안정된 값을 가진다. 열 유량과 공기역학적 전단 응력의 경우에는 크기가 증가할수록 후퇴율이 증가하였다. 반면에 열분해 반응열이 증가하면 후퇴율은 감소하였다. 이는 열분해 반응열이 열분해 과정에서 재료가 수용할 수 있는 열에너지의 크기를 의미하기 때문이다. 이러한 경향이 셀 요소를 사용하여 기계적 삭마 해석을 수행한 기존 연구 결과와 잘 일치함을 확인하였다.

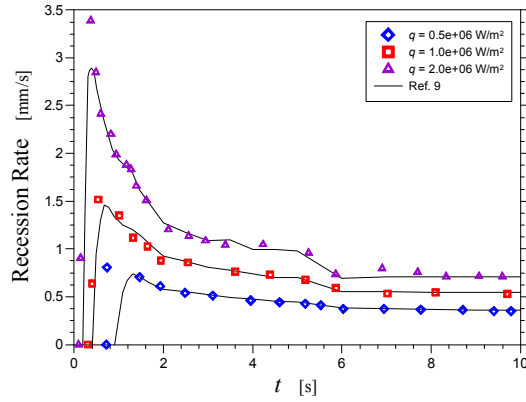


Fig. 6. Recession rate vs. heat flux

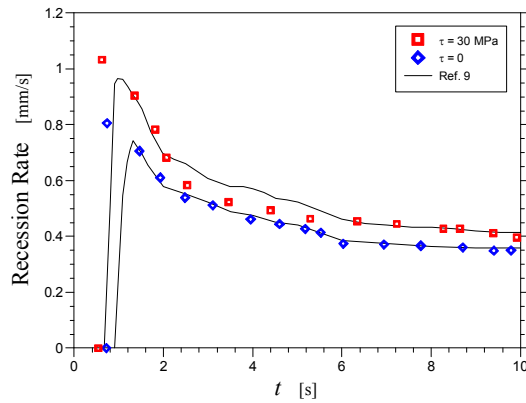


Fig. 7. Recession rate vs. aerodynamic shear

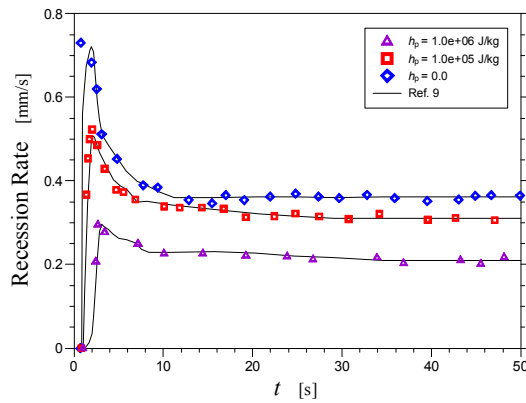


Fig. 8. Recession rate vs. heat of pyrolysis

시간에 따른 두께 방향의 온도 분포를 Fig. 9에 나타내었다. 최대 온도는 삭마가 일어나는 565 K로 동일하며, 매우 작은 두께에서 급격하게 변화한다. 이를 통해 삭마 재료가 효과적으로 열을 차단하고 있음을 알 수 있다.

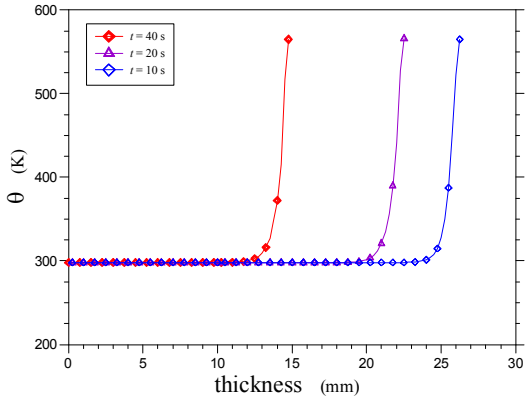


Fig. 9. Temperature across the thickness

### 3.2 이차원 직사각형 모델

Fig. 10과 같은 모델에 대하여 기계적 삭마 해석을 수행하였다. 이를 통해 열응력 해석을 통한 최대 면내 전단 응력 분포와 표면 후퇴 기준에 따른 기계적 삭마의 경향을 확인하였다. 삭마와 기관 재료로써 나일론/페놀릭과 니켈 합금을 사용하였다. 삭마 부영역의 경계 공유면에는 열 유량  $q(x) = q_0 \sin 50\pi x$  ( $q_0 = 0.5 \text{ MW/m}^2$ )과 외부 압력 ( $p = 1.0 \text{ MPa}$ ), 공기역학적 전단 응력 ( $\tau = 5.0 \text{ MPa}$ )이 균일하게 분포되어 있다.

Fig. 4.11은 열응력 해석에 따른 최대 면내 전단 응력의 분포를 나타낸다. 응력 분포가 두께 방향으로 불균일하며, 최대 면내 전단 응력이 삭마가 일어나기 이전에 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이는 삭마가 발생하는 지점에서의 재료 강

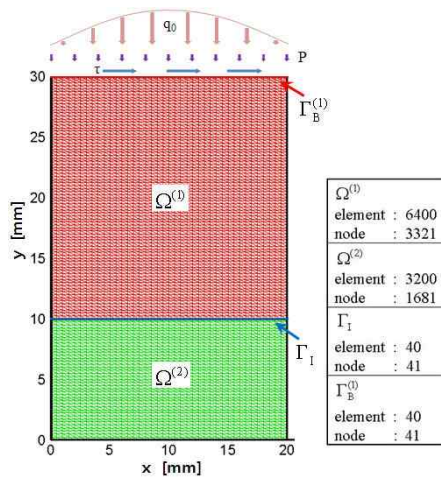


Fig. 10. Finite element mesh of 2D rectangular model

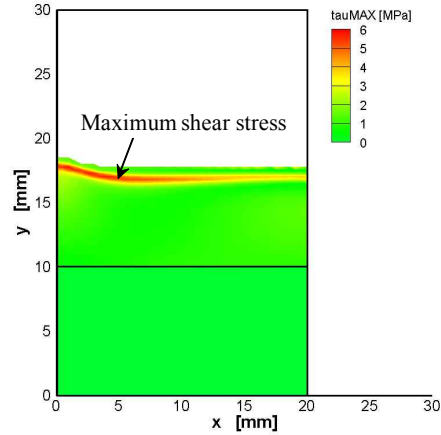


Fig. 11. Maximum shear stress (t = 50 s)

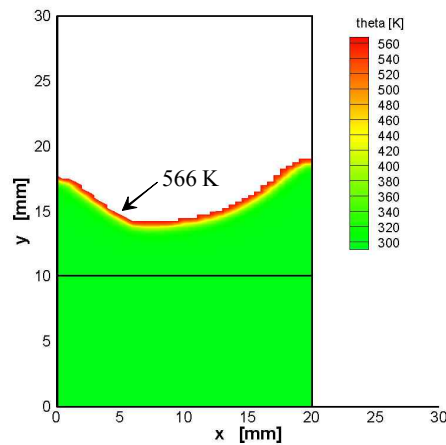


Fig. 12. Temperature (t=50s): surface recession criterion 1

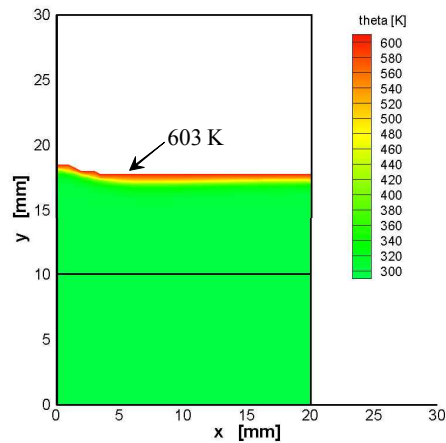


Fig. 13. Temperature (t=50s): surface recession criterion 2

성은 고온으로 인해 매우 작기 때문이다. 더욱이 불균일한 응력 분포가 나타나므로 표면 후퇴 기준으로서 열응력 해석을 통한 최대 면내 전단 응력을 고려해야 된다는 것을 알 수 있다.

표면 후퇴 기준에 따른 온도 분포를 Fig. 12와 Fig. 13에 각각 나타내었다. 최대 온도는 각각 566 K, 603 K이며, 최대 전단 응력과 재료의 전단 강도가 같아지는 온도로서 삭마가 일어나는 온도이다. 온도 분포는 얇은 두께 층에서 급격하게 변화하며, 표면 후퇴 기준 2의 경향이 최대 전단 응력 분포와 잘 일치함을 확인 할 수 있다. 이를 통해 기계적 삭마 모델링 측면에서 표면 후퇴 기준 2가 더 적합함을 알 수 있다.

**3.3 에어포일 앞전 모델**

에어포일 앞전에서의 기계적 삭마의 경향을 보기 위하여 Fig. 14와 같은 이차원 평면 변형도 모델에 대한 해석을 수행하였다( $L = 150 \text{ mm}$ ,  $H = 100 \text{ mm}$ ). 부영역  $\Omega^{(1)}$ 은 10 mm 두께의 삭마 영역과 기관 영역이 결합되어 있으며, 표면 후퇴 기준 2를 적용하였다. 해석에 사용된 주요 인자의 값은  $q_0 = 0.5 \text{ MW/m}^2$ ,  $\tau = 5.0 \text{ MPa}$ ,  $h_p = 0.1 \text{ MJ/kg}$ ,  $p = 10 \text{ MPa}$ 이다.

Fig. 15는  $t = 30 \text{ s}$ 일 때 A 지점에서의 에어포일의 온도 분포를 나타낸다. 최고 온도(삭마 온도)는 576 K이며, 앞서 해석한 결과와 같이 매우 얇은 두께 층에서 온도 구배가 심한 것으로 나타났다. 이와 함께 열분해 층 이하의 재료에서는 초기 온도 298 K를 유지함으로써 효과적으로 열을 차단하는 것을 알 수 있다. 이때의 삭마에 따른 내부 구조물의 상태를 확인하기 위하여 요소

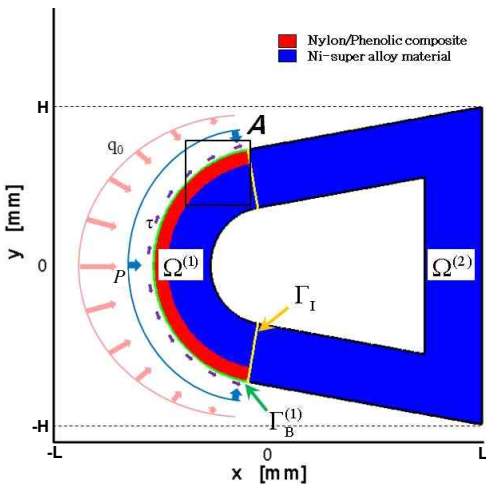


Fig. 14. Airfoil leading edge model

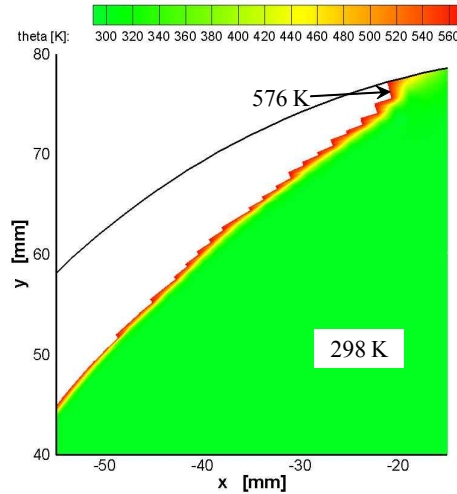


Fig. 15. Temperature ( $t = 30 \text{ s}$ )

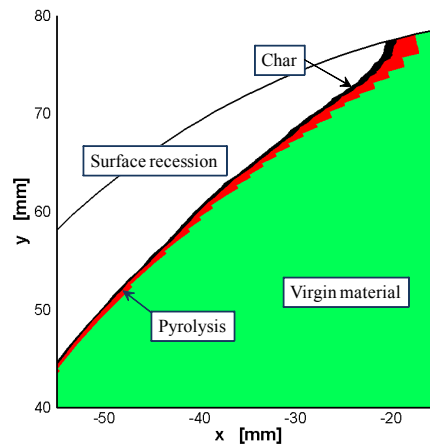


Fig. 16. Details of ablation processes

의 삭마 상태를 Fig. 16에 나타내었다. 온도 분포 결과와 마찬가지로 원재료 층, 열분해 층, 숯 층, 삭마 층이 얇은 표면에 걸쳐 형성되어 있는 것을 확인할 수 있다.

**IV. 결 론**

본 논문에서는 완전 연계된 열기계학적 유한 요소 정식화를 기반으로 영역/경계 분할법을 적용하여, 이차원 구조물에 대한 열응력 해석과 기계적 삭마 과정 모델링을 수행하였다. 이에 따라 삭마 재료의 온도 의존성, 열분해 과정 및 열복사 조건과 같은 비선형성을 일부 부영역과 경계 공유면에 독립적으로 할당할 수 있다. 효율적인 열구조 연계 해석을 위하여 경계 공유면, 공유면,

부영역에서의 변위와 온도 해를 순차적으로 구하는 해석 알고리즘을 설정하였으며, 이를 구현할 수 있는 컴퓨터 프로그램을 개발하였다.

간단한 수치 예제를 통해 개발된 프로그램의 신뢰성 및 기계적 삭마 과정의 기본적인 특성을 분석하였다. 경계면에서 유입되는 열 유량, 공기 역학적 전단 응력, 열분해 반응열 등 주요 인자에 따른 표면 후퇴의 경향이 기존 연구 결과와 잘 일치하였다. 기계적 삭마 과정의 표면 후퇴 판정 기준으로 열응력 해석을 통한 최대 면내 전단 응력을 선택하였으며, 이에 대한 타당성을 검토하였다. 또한, 삭마 재료 영역에서 대부분의 열 에너지를 효과적으로 흡수 또는 차단함으로써 열 분해 층 아래의 기관 영역에서 일정 온도를 유지하는 열 보호 시스템의 기본 역할을 확인하였다. 본 해석 기법은 기계적 삭마에 관련된 표면 후퇴와 재료 거동의 온도 의존성 등을 주로 고려하였다. 보다 정밀한 삭마 해석을 위해서는 열화학적 삭마 모델, 외부 열유동의 상호 작용, 다양한 재료 데이터베이스 구축 등이 필요하다.

## 후 기

본 논문은 교육과학기술부 재원으로 전북대학교 고온플라즈마응용연구센터 구축사업단의 지원을 받아 수행되었습니다.

## 참고문헌

- 1) 황기영, 강윤구, "삭마 및 내부 열분해를 고려한 로켓노즐 탄소계 내열재의 2차원 열해석", 한국추진공학회지, 제3권, 제2호, 1999, pp. 36-47.
- 2) Potts, R. L., "Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, A Review", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 2, 1995, pp. 200-209.
- 3) Gilmore, D. G. (editor), *Spacecraft Thermal Control Handbook Vol. I: Fundamental Technologies*, The Aerospace Corp. 2002.
- 4) 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.

- 5) Leone, S. A., Potts, R. L., and Laganelli, A. L., "Enhancements to Integral Solutions to Ablation and Charring", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 2, 1995, pp. 210-216.
- 6) Dimitrienko, Y. I., "Thermal Stresses and Heat-Mass Transfer in Ablating Composite Materials", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 38, No. 1, 1995, pp. 139-146.
- 7) Bahramian, A. R., Kokabi, M., Famili, M. H. N., and Beheshty, M. H., "Ablation and Thermal Degradation Behaviour of a Composite Based on Resol Type Phenolic Resin: Process Modeling and Experimental", *Polymer*, Vol. 47, No. 10, 2006, pp. 3661-3673.
- 8) Chen, Y. K and Milos, F. S., "Two-Dimensional Implicit Thermal Response and Ablation Program for Charring Materials on Hypersonic Space Vehicles", AIAA 2000-0206.
- 9) 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.
- 10) Shin, E. S., Kim, Y. U., and Jung, S. N., "Domain/Boundary Decomposition Method for Finite Element Analyses with Contact Boundaries", *Finite Element in Analysis and Design*, Vol. 44, No. 14, 2008, pp. 862-871.
- 11) Odabas, O. R. and Sarigul-Klijn, N., "Thermomechanical coupling effects at high flight speeds", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 2, 1994, pp. 425-430.
- 12) Wilson, R. G., "Thermophysical Properties of Six Charring Ablators from 140° to 700° K and Two Chars from 800° to 3000° K", NASA TN D-2991, 1965.
- 13) 김종일, "영역/경계 분할 및 유한요소법에 의한 기계적 삭마 및 열응력 해석", 전북대학교 석사학위논문, 2010.