

## 비행궤적에 따른 비행체 앞부분의 열 및 물질전달해석

### Heat and Material Transport Analysis on the Head of Vehicle along the Flight Trajectory

서 정 일\*\*

Seo, Jeong-Il

송 동 주\*

Song, Dong-Joo

#### ABSTRACT

The CSCM Upwind method and Material Transport Analysis(MTA) have been used to predict the thermal response and shape changes for charring/non-charring material which can be used as thermal protection material(TPM) on blunt-body nose tip. We performed intensive flight trajectory simulations to compare 1-D MTA results with those of 2-D/Axisymmetric MTA by using MTAs and Navier-Stokes code. The heat-transfer rate and pressure distribution were predicted at selected altitudes and wall temperature along the flight trajectory and the shape changes of blunt-body nose tip were predicted subsequently by using current procedure.

주요기술용어 : Material Transport Analysis(물질전달 해석), CSCM Upwind Method(CSCM 상류 차분법), Thermal Protection Material(열보호재), Shape Change(형상변화)

#### 1. 머리말

대기권으로 재진입하는 비행체는 고 마하수와 저 레이놀즈수가 결합된 강한 점성 유동영역을 통과하며 이때 비행체 주위 자유유동의 높은 운동 에너지가 충격과 이후 높은 열에너지로 바뀔으로서 강한 고온 유동장에서 비행하게 된다. 점성 유동에 의해 비행체에 작용하는 공기 역학적 힘들 외에도 고온 유동으로 인한

대류와 복사현상으로 에너지 플럭스가 비행체 표면으로 전달되고 이러한 열전달로 인하여 비행체 표면에서는 열보호재의 삭마현상이 일어나게 된다.

이러한 재진입 공력 가열 및 공기력을 예측하는 연구는 과거 실제 비행에서 얻어진 실험자료나 혹은 제한된 실험에 의존해 왔으며 수치해석적으로는 열보호재의 열 물리적 현상의 정확한 모델링의 어려움 등으로 유동장 해석을 중점적으로 해석하는 부분과 열 및 물질전달 메커니즘을 해석하는 부분으로 분리되어 각각 연구되어왔다. 열 및 물질전달의 메커니즘을 해석하는 일은 주로 비행체에 가해지는 열하중과 삭마율 및 벽면온도

\* 영남대학교 기계공학과 대학원 박사과정

\*\* 영남대학교 기계공학부 교수

를 예측하기 위하여 단순화시킨 상관관계식으로 열보호재에 가해지는 열전달율과 표면 삭마문제와 관련된 물리 화학적 진행에 초점을 맞추어 연구되어 왔으나 실제로 이들 유동장의 물리적 현상과 비행체 표면에서의 열 물질 전달 메카니즘은 강하게 연관되어 있다. 예를 들면 비행체 표면으로 전달되는 열플럭스는 에너지 평형관계로부터 얻어지는 표면 온도(이 또한 열플럭스 자체의 함수이다)에 직접 영향을 받는다. 또한 표면온도는 공기력에 의해 전달되는 열과 물질전달 메카니즘에 관계되는 온도를 동시에 만족시키는 값을 가져야 한다. 최근 이러한 복잡한 문제에 대해 이동 경계조건 등, 수치해석 알고리즘, 물리적 모델링의 개발 및 컴퓨터 하드웨어의 급속한 발전으로 유동장 해석과 물질전달 해석을 결합시켜 해석하려는 노력이 진행되고 있다<sup>[1-3]</sup>.

한편 높은 열로부터 비행체를 보호하기 위해 쓰이는 열보호재의 물질 전달율, 벽면 온도 등의 거동에 대한 연구는 비정상 열전도 방정식을 유한체적법과 적절한 에너지 평형 경계 조건을 이용하여 해석한 Blackwell<sup>[4]</sup>과 유사 에너지 평형 방정식과 표면삭마가 없을 때의 냉각벽(cold wall) 열전달계수를 Blowing 변수등과 상관관계화한 방정식을 사용하여 정상 유동상태에서 실제 Sphere-cone등의 비행체 벽면에서의 물질 전달율과 벽면 온도를 해석한 Thompson<sup>[5]</sup>등이 있다. 국내에서는 김 등<sup>[6]</sup>이 표면에서의 에너지 평형방정식과 열보호재 내부에서의 열전도 방정식을 유한 차분법을 이용하여 연계시킨 유사 1차원 열 및 물질전달 해석 방법으로 열보호재의 종류와 열 유입조건에 따른 삭마특성을 연구한 바 있다.

본 연구에서는 Upwind N-S방법을 김 등<sup>[6]</sup>의 방법과 시간에 대해 한 시간 단계를 지체시켜 연계하여<sup>[3]</sup> 비행체적을 갖는 무딘물체 앞부분의 삭마현상을 연구하였다.

## 2. Numerical Method

### 2.1 CSCM Upwind Method

CSCM Upwind 방법에서 비점성 플럭스의 차이는 보존변수와 원시변수 그리고 특성변수간의 상사변환 관계식으로부터 유도된다.

#### 2.1.1 CSCM formulation

2차원/축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 일반 좌표계에서 벡터 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial q}{\partial \tau} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} = \frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} \quad (1)$$

여기서  $F$ 와  $G$ 는 비점성 플럭스,  $F_v$ 와  $G_v$ 는 점성 플럭스로 밀도와 압력, 속도, 총에너지의 원시변수들의 함수로 나타낼 수 있다.

CSCM Upwind 방법에 있어서 비점성 플럭스는 다음과 같은 형태로 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \partial_\xi F &= \bar{A} \partial_\xi q = \overline{MT\Lambda T}^{-1} \bar{M}^{-1} \partial_\xi q \\ &= \overline{MT\Lambda T}^{-1} \partial_\xi \tilde{q} = \overline{MA'} \partial_\xi \tilde{q} \\ &= \overline{MT\Lambda} \partial_\xi \tilde{\tilde{q}} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서,  $q$ 는 보존변수,  $\tilde{q}$ 는 원시변수,  $\tilde{\tilde{q}}$ 는 특성변수를 나타낸다. 행렬  $\bar{M}$ 과  $\bar{T}$ 는 각각 원시변수를 보존변수로, 특성변수를 원시변수로 변환시켜주는 행렬이며  $\bar{\Lambda}$  행렬은 고유값 대각행렬이다.

식(2)로부터 대각행렬 진리함수  $D^\pm$ 를 사용하여 플럭스의 차분  $\Delta F^+$ 와  $\Delta F^-$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta \hat{F} &= \overline{MTI} \overline{I}^{-1} \overline{A}' \Delta \tilde{q} \\ &= \overline{MT} (D^+ + D^-) \overline{I}^{-1} \overline{A}' \Delta \tilde{q} = \Delta \hat{F}^+ + \Delta \hat{F}^- \end{aligned} \quad (3)$$

$\overline{A}' \Delta \tilde{q} = \tilde{M}^{-1} \Delta q$ 의 관계를 이용하여 위의 식은 최종적으로 다음과 같이 쓰여질 수 있다.

$$\Delta \hat{F}^\pm = \overline{MTD}^\pm \overline{I}^{-1} \tilde{M}^{-1} \Delta q = \tilde{A}^\pm \Delta q \quad (4)$$

식(4)와 같이 플럭스의 차분을 보존변수  $q$ 를 이용하여 표시한다. 위와 같은 변환으로 CSCM방법을 Roe의 U특성치를 만족하는 형태로 나타낼 수 있어 충격파의 포착과 경계층내부의 물성치를 Flux Vector Splitting 방법에 비해 정확히 구할 수 있다.

### 2.1.2 Numerical algorithm and Boundary

#### Conditions

$i, j$ 번째 내부 점의 유한 차분 방정식으로 기술하면 다음과 같이 유도될 수 있다.

$$\begin{aligned} (I + \tilde{A}^+ \nabla_\xi + \tilde{A}^- \Delta_\xi + \tilde{B}^+ \nabla_\eta + \tilde{B}^- \Delta_\eta) \delta q \\ = RHS \end{aligned} \quad (5)$$

식(5)는 Diagonal Dominance ADI(DDADI)방법을 사용하여  $\xi$ 방향과  $\eta$ 방향으로 순차적으로 해를 구할 수 있다. 자세한 유도과정은 Lombard 등<sup>[7]</sup>의 논문에 나와 있다.

## 2.2 Material Transport Analysis

### 2.2.1 Governing equation

#### Species Conservation equation

화학반응하는 고속의 유동장에서 경계층 방정식은 프란틀수와 루이스수가 1인 경우 식(6)과 같다.

$$\rho u \frac{\partial H}{\partial s} + \rho v \frac{\partial H}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial H}{\partial y} \right) \quad (6)$$

여기서  $H$ 는 총엔탈피(total enthalpy)이다. 식(6)의 해는 식(7)과 같이 무차원 전달계수를 사용하여 열유속으로 나타낼 수 있다.

$$q = \rho_e u_e St_h (H_e - H_w) \quad (7)$$

한편 온도차에 의한 물질전달 효과(soret effect)를 무시하고, 확산계수가 모든 성분의 물질에 대해 균일하다고 가정하면, 층류유동인 경우 경계층에서의 화학성분 보존 방정식은 식(8)과 같다.

$$\rho u \frac{\partial m_{(k)}}{\partial s} + \rho v \frac{\partial m_{(k)}}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left( \rho D \frac{\partial m_{(k)}}{\partial y} \right) \quad (8)$$

식(7)와 유사하게 물질확산 유속을 나타내면 다음과 같다.

$$j_{k_w} = \rho_e u_e St_m (m_{(k)_w} - m_{(k)_e}) \quad (9)$$

#### Surface Energy Balance Equation

균일확산계수일때 삭마가 없는 표면(cold wall)에서의 표면에너지 평형방정식은 고속물질전달이 일어날 때 분출효과를 고려하여 식(10)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \rho_e u_e St_h \left\{ H_r - \sum_i m_{ie} h_i^o - h_{sw} \right. \\ \left. + \frac{St_m}{St_h} \left( \sum_i (m_{ie} - m_{iw}) h_i^o - B' h_w \right) \right\} + \dot{m}'_c h_c \\ + \dot{m}'_g h_g + \alpha_w q_r - k_c \frac{\partial T}{\partial y} - \sigma \epsilon T_w^4 = 0 \end{aligned} \quad (10)$$

여기서  $H_r$ 은 회복엔탈피이며,  $B'$ 은 분출계수이다.

*In-depth Equation*

열분해되어 재를 남기는 열보호재의 내부 각 격자의 밀도계산은 다음의 Arrhenius식을 사용한다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -B_i \exp \left( -\frac{E_i}{RT} \right) \rho_v \left( \frac{\rho_i - \rho_{c_i}}{\rho_v} \right)^{n_i} \quad (11)$$

각 계수들은 TGA(thermogravity analysis)로부터 얻어진다. 또한 열분해 가스에 대한 질량보존식을 고려하여 표면이 후퇴함에 따라 움직이는 좌표계에 의한 영향을 고려하여 식(12)를 사용한다.

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} \Big|_x = \frac{\partial}{\partial x} \left( k \frac{\partial T}{\partial x} \right) \Big|_x + (h_g - \bar{h}) \frac{\partial \rho}{\partial t} \Big|_x + \dot{S} \rho C_p \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_x + \dot{m}'_g \frac{\partial h_g}{\partial x} \Big|_x \quad (12)$$

2.2.2 Ablation Modeling

본 연구는 열화학 삭마에 초점을 두고, spallation과 failing등의 기계적 삭마, coking과 같은 char와 gas의 재반응, char의 swell등은 고려하지 않았다. 또한 계산의 편의와 열 및 물질전달의 물리적 모사의 난해함을 피하기 위해 루이스 수를 1로 하고, 균일 물질확산 계수를 사용하였다. 삭마물질들이 떨어져 나가면서 유입되는 에너지를 막는 분출효과를 계산에 적용하기 위해 열전달 conductance를 식 (13)과 같이 수정한다.

$$g_h = g_{h_0} \phi_{blow} \quad (13)$$

에너지 방정식을 풀기 위해서 유사 정상 상태의 열경계층 해석결과가 필요하며 이를 위해 사용되는 관계식을 정리하면 다음과 같다.

$$\rho_e u_e S t_h = \frac{h_{coeff}}{C_p} = g_h \quad (14)$$

$$H_r = H_e - (1-r) \frac{u_e^2}{2} \quad (15)$$

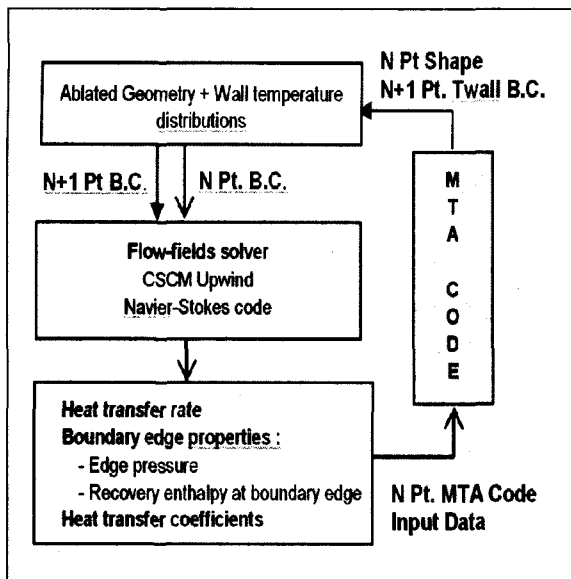
2.2.3 Numerical Analysis

1차원 내부 에너지 방정식의 유한차분식을 구하기 위해서 계산공간을 온도변화, 표면 후퇴량에 따라 비균일 격자로 분할하였다. 유한 차분식에서 이동좌표 및 열분해가스에 의한 대류항은 상류차분을, 전도항은 중앙차분을 사용하였다. 이로부터 삼각대각행렬형태의 대수식이 구해지며, 표면에너지 평형식으로부터 구해진 경계조건을 사용하여 TDMA(Tri-Diagonal Matrix Algorithm)에 적용하였다. 여기서 내부에너지 방정식의 표면격자에서는, 전도 열유속이 표면온도의 함수이므로 표면에너지 평형식의 전도항과 결합될 수 있다. 표면에너지 평형식에서는 미지수인 표면온도의 함수항이 있으므로 비선형방정식이 되어, 방정식을 만족하는 표면온도를 찾을 때까지 Bisection법으로 반복계산을 한다. 또한 표면에너지 평형식은 삭마생성물과 온도가 연관된 표면에서의 엔탈피, 물질전달 구동력인 농도차 등의 값이 필요하며, 이와 같은 항들은 Aerotherm사의 화학평형(ACE)<sup>[8]</sup> 프로그램을 이용하여 계산한다.

2.3 Coupling Procedure

유동장 해석으로부터 구한 열유입조건은MTA 입력으로 적용되며 MTA해석으로부터 구해지는 새로운 벽면온도는 유동장의 벽면조건으로 제공된다. 본 연구에서는 이를 time lagging방법으로 연계시켰으며 그 절차는 아래의 도식과 같다.

이상의 방법으로 Conti 등<sup>[1]</sup>의 연구에서 사용된 비행 궤적에 대해 비행 구간을 9개로 분할하여 연구를 수행하였다(표 1). 각 구간에서의 비행 조건은 정상상태로 가정하였으며 비행체 nose cap부분의 열보호재를



[그림 1] Schematic of solution procedure of flow-field solver/Navier-Stokes and MTA code

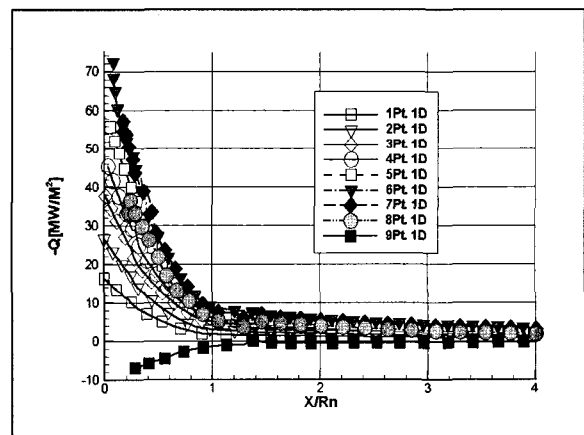
graphite로 하고, 실린더 부분은 carbon-phenolic (C-P) 열보호재로 하여 수치해석을 수행하였다. 그리고 비행에 따른 열전달율, 벽면압력, 벽면온도 및 형상 변화를 1차원 및 축대칭 MTA 결과에 대해 비교해 보았다.

유동해석에 사용된 비행체 형상 및 경계조건은 아래와 같으며 70×100 H형 격자계를 사용하였다.

- Inflow : fix to flight conditions
- Outflow : 0th Order extrapolation
- Symmetric boundary condition
- Wall : no-slip, temperature fixing boundary conditions
- Nose Radius( $R_n$ ) = 0.03556m(1.4inch)
- Cone half-angle = 8.2
- Overall length : 4 $R_n$
- Overall TPM : Nose-cap(Graphite, C-P), Cylinder(C-P)

[표 1] Flight conditions at each computing points

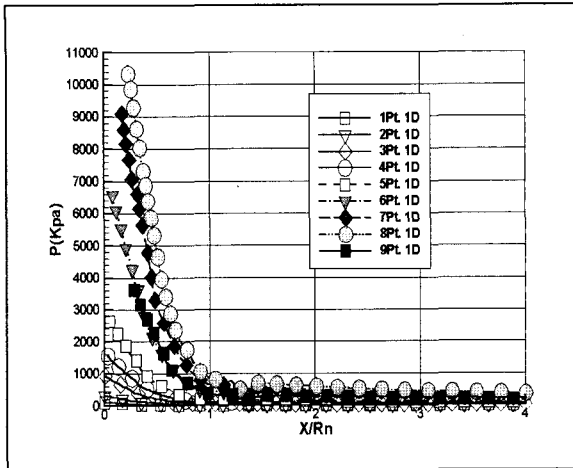
계산점 (Pt.)	Altitude (km)	Velocity (km/s)	Mach No.	Time (sec)
1	44	7.1	21.926	0
2	36	7	22.518	2.83
3	29	6.9	22.915	5.71
4	26	6.827	22.920	7.2
5	22	6.7	22.672	8.67
6	15	6.1	20.691	11.75
7	11.3	5.456	18.270	13.6
8	8.1	4.7	15.330	15.36
9	0.029	1.8	5.3044	22.72



[그림 2] Wall heat transfer rates distribution comparison along the trajectory(1-D MTA code results)

### 3. Results and Discussion

그림 2는 각 비행 조건에 따른 벽면 열전달율을 1차원 MTA결과에 대해 나타낸 그림이다. 최대 열하중이



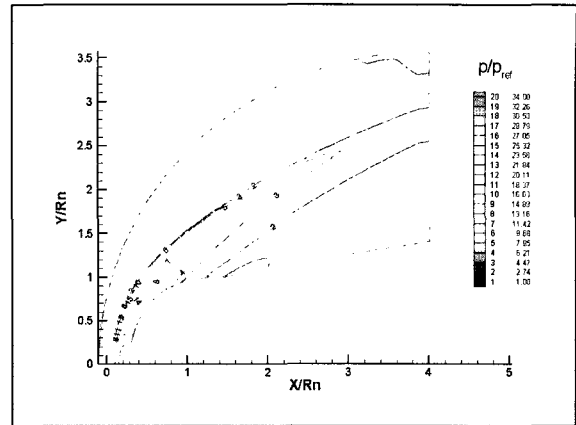
[그림 3] Wall pressure distribution comparison along the trajectory(1-D MTA results)

작용한 곳은 6Pt.였으며 그 이후 열전달율이 줄어들며 최종 비행 조건에서는 표면에서 냉각이 일어나고 있음을 알 수 있다. 그리고 모든 경우에 대하여 유동의 급격한 팽창이 이루어지는 부분인  $x/Rn \leq 1$  이후에는 sphere 부분에 비해 상대적으로 열전달율의 차이는 크지 않았다.

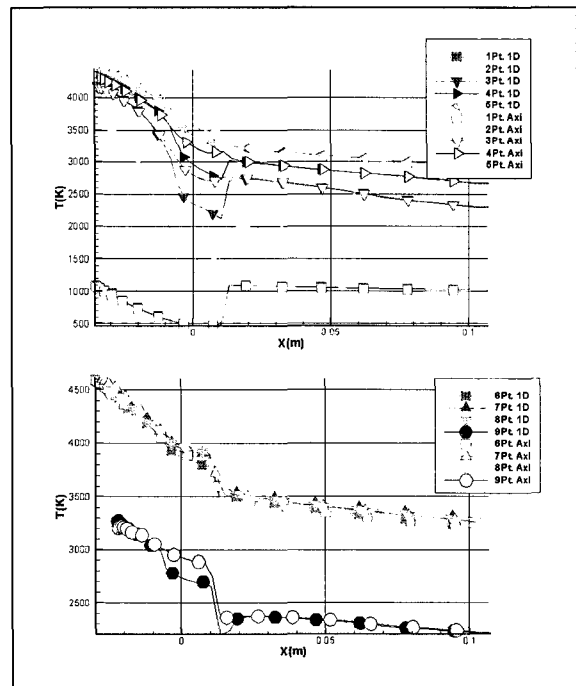
그림 3은 각 비행 조건에 따른 벽면 압력을 1차원 MTA결과에 대해 나타낸 그림이다. 유사한 마하수에 대해 고도가 높은 비행조건에서는 비교적 작은 최대 압력을 예측하며 8Pt.에서 가장 큰 압력(102atm)을 예측하고 있다.

그림 4는 9Pt. 비행조건에서의 압력분포를 보여주는 그림이다. 정체점의 경우 삭마 발생 전 비행초기 정체점에 해당하는  $x/Rn \approx 0$  지점으로부터 0.281지점까지 표면 후퇴가 발생하였으며 최종 삭마면에 대하여 궁형 모양의 충격파가 깨끗하게 포착되고 있음을 알 수 있다.

그림 5는 비행궤적을 따른 비행체의 벽면온도 변화에 대하여 일차원 및 축대칭 MTA결과를 서로 비교한 그림이다. 1Pt.에서의 벽면온도가 차이가 나는 이유는 정



[그림 4] Pressure contour plot over blunt body at 9Pt.(1-D MTA results)



[그림 5] Wall temperature profile comparison between 1-D and axisymmetric MTA code results

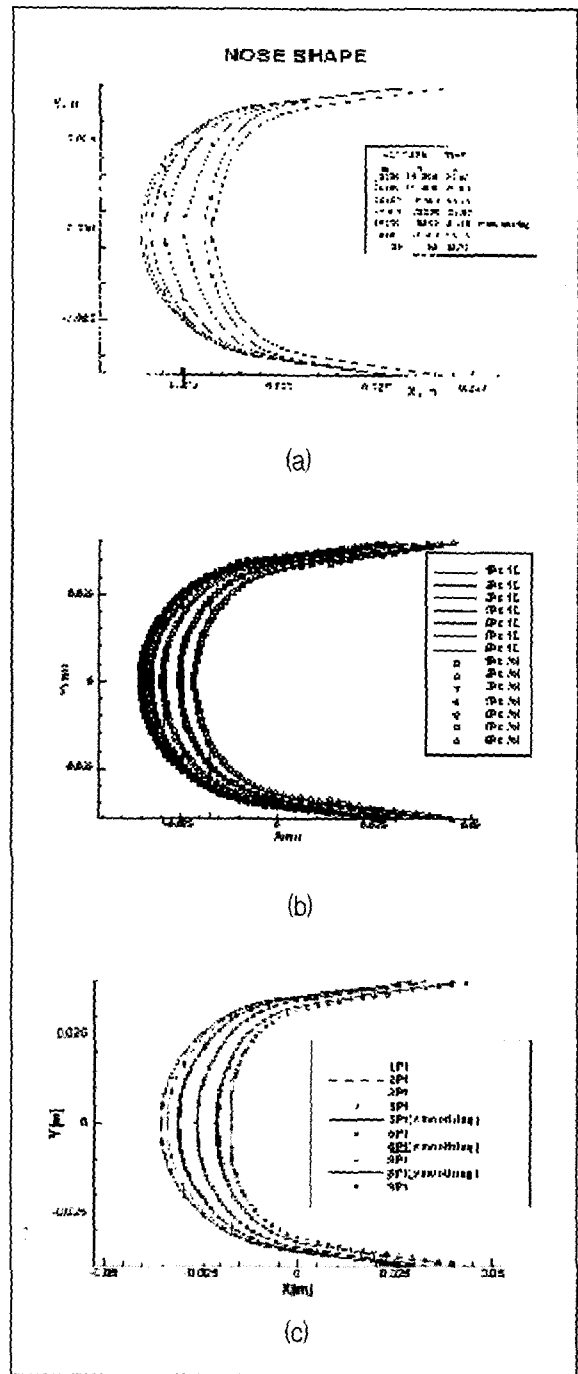
체점에서 삭마가 일어나기 직전까지 MTA를 작동시켰을 때 열보호재의 물성치 차이 때문으로 nose-cap의

열보호재로 사용된 graphite의 경우 C-P에 비해 열전도율이 저온에서는 100배, 고온에서는 10배 이상의 차이를 보이고 있기 때문에 초기 내부로의 열전도가 C-P에 비해 활발하여 표면온도는 낮게 예측되기 때문이다. 또한 비행체의 실린더 부분이 1차원 MTA로 작동하기 때문에 비행체의 nose-cap부분에서의 열전달이 고려되지 않은 것에 의한 차이도 있을 것으로 생각된다. 한편 이러한 벽면온도의 차이는 3Pt. 지점에서 완만한 분포를 보이기 시작하며 sphere-cone 접점부에서 축대칭의 경우가 보다 빠르게 온도 증가가 예측된다. 이는 내부 열전도의 영향으로 축대칭의 계산 결과가 1차원에 비해 표면 온도가 좀 더 높게 나타나기 때문이다. 6, 7, 8Pts.의 벽면온도 분포는 거의 유사하나 냉각에 의해 9Pt.에서는 온도가 감소하였다.

표 2는 정체점에서의 압력, 온도, 열전달을 변화를 축대칭 MTA 결과와 일차원 결과에 대해 나타낸 표이다.

[표 2] Stagnation pressure, heat transfer rates and temperature comparison between 1-D MTA code and Axisymmetric MTA code

계산 점 (Pt.)	Pressure (kPa)		Heat Flux (MW/m <sup>2</sup> )		Temperature (K)	
	1-D	Axi.	1-D	Axi.	1-D	Axi.
1	103.8	103.8	16.34	16.34	1100.8	1100.2
2	321.6	321.6	26.64	26.64	3820.5	3758.4
3	928.0	928.2	37.65	37.92	4180.2	4182.9
4	1548.7	1561.2	45.46	46.59	4304.6	4311.4
5	2642.6	2661.2	55.89	57.15	4420.4	4427.6
6	6574.4	6613.4	72.34	69.46	4592.6	4596.0
7	9097.3	9157.0	54.69	57.94	4583.7	4607.5
8	10327.0	10328.7	33.36	34.00	4466.0	4487.4
9	3618.9	3615.0	-6.99	-7.21	3266.8	3200.5



[그림 6] Shape changes comparison among various results (a) Conti et al.'s results[1], (b) current result with graphite nose cap and (c) with C-P nose cap along the trajectory

그림 6은 본 연구의 모의 비행실험을 통해서 구해진 형상 변화를 Conti 등<sup>[1]</sup>의 연구결과(a)와 비교한 그림이다. (b)는 graphite nose-cap에 대한 1차원 MTA 및 축대칭 MTA 연계 결과를 나타낸 그림이며 (c)는 C-P nose-cap에 대한 1차원 MTA연계 해석 결과이다. 먼저 (b)의 경우 1차원과 축대칭 결과를 비교했을 때 전체적으로 유사한 형상 변화를 보이고 있다. 특히 정체점 부근에서는 거의 동일하며 다만 열보호재의 점점 부근에서는 축대칭 MTA 연계 결과가 1차원 MTA 연계 결과보다 완만한 형상의 변화를 보여준다. 이는 점점 표면 형상변화에 대한 유동장 영향이 열보호재의 민감도에 큰 영향을 주지 않은 것과 축대칭의 경우 점점 부근에서의 벽면온도값이 1차원에 비해 높아 물질전달이 좀더 활발하게 일어난 것으로 생각된다. (a)와 (c)는 열보호재의 차이에도 불구하고(Conti 연구의 경우 열보호재료로 (b)와 동일한 조합 사용)하고 매우 유사한 형상 변화를 예측하는 반면 (a)와 (b)의 경우는 전체적으로는 유사하나 (a), (c)에 비해 삭마량을 작게 예측하였다. 이와 같은 차이는 열보호재료의 물성치 자료 즉 열보호재의 밀도, 열전도 계수 및 재료의 제작 공정의 차이 등에 의한 것으로 생각된다.

#### 4. 맺음말

1차원 및 축대칭 열 및 물질전달 코드와 2차원 축대칭 유동장 해석 코드의 연계를 이용하여 비행체의 비행 궤적에 따른 벽면 압력, 온도, 열전달을 및 형상 변화를 연구하였다. 정체점 부근일수록 1차원과 축대칭의 영향이 거의 없었으며 열보호재의 점점 부근에서만 약간의 차이가 나타났다. 따라서 비행체 구형 부분에 대한 열보호재 설계에는 1차원에 비해 노력과 시간이 많이 소

요되는 2차원/축대칭 열 및 물질전달 해석대신 1차원 해석으로도 좋은 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있었다.

#### 참 고 문 헌

- [1] P. J. Conti. et al., "Practical Navier-Stokes Computation of Axisymmetric Reentry Flowfields with Coupled Ablation and Shape Change," AIAA 92-0752.
- [2] 서정일, 정재현, 김영인, 김정훈, 송동주, 배철호, "로켓노즐 내부의 공기 열역학적 삭마특성에 관한 연구," 대한기계학회 2001년도 춘계학술대회 논문집 E, 2001, pp.282~287.
- [3] J. I. Seo. J. H. Jeong and D. J. Song, "A Numerical Study of Heat and Mass Transfer in Supersonic Impinging Jet Flow on a Flat Plate," "Proceedings of the 23rd ISSW, 2001, pp.719~724.
- [4] B. F. Blackwell, "Numerical Prediction of One-Dimensional Ablation Using a Finite Control Volume Procedure with Exponential Differencing," Numerical Heat Transfer, Vol.14, 1988, pp.17~34.
- [5] R. A. Tompson, "Viscous Shock-Layer Flow over Multiconic Reentry Vehicles," MS Thesis, Virginia Tech, Va., 1983.
- [6] 김정훈, 권창오, 서정일, 배철호, 송동주, "열보호재료의 열 및 물질전달 현상에 관한 수치해석적 연구," 대한기계학회논문집 B권, 제 23권, 제9호, 1999, pp.1201~1212.
- [7] C. K. Lombard, J. Bardina, E. Venkatapathy



and J. Olinger, "Multi - Dimensional Formulation of CSCM -An Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations," 1983, AIAA-83-1859cp.

[8] C. A. Powars and R. M. Kendall, "Aerotherm Chemical Equilibrium(ACE) Computer Program User's Manual," Aerotherm Corp., 1969.