

## 재진입 비행체 외부 열유동장의 고온반응기체 효과에 관한 전산해석

강 은 지,<sup>1,2</sup> 김 준 영,<sup>1</sup> 박 재 현,<sup>3</sup> 명 노 신<sup>\*3</sup>

<sup>1</sup>경상대학교 일반대학원 및 항공특성화대학원

<sup>2</sup>국방과학연구소 1본부 1부

<sup>3</sup>경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기부품기술연구소

### COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF THE HIGH TEMPERATURE REACTING GAS EFFECTS ON RE-ENTRY VEHICLE FLOWFIELDS

E.J. Kang,<sup>1,2</sup> J.Y. Kim,<sup>1</sup> J.H. Park<sup>3</sup> and R.S. Myong<sup>\*3</sup>

<sup>1</sup>Graduate School and Specialized Graduate School of Aerospace Engineering, Gyeongsang Nat'l Univ.

<sup>2</sup>The 1st (PGM) R&D Institute-1, Agency for Defense Development

<sup>3</sup>Dept. of Aerospace and System Engineering & Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang Nat'l Univ.

*Aerothermodynamic characteristics of re-entry vehicles in hypersonic speed regimes are investigated by applying CFD methods based on the Navier-Stokes-Fourier equations. A special emphasis is placed on the effects of high temperature chemically reacting gases on shock stand-off distance and thermal characteristics of the flowfields. A ten species model is used for describing the kinetic mechanism for high temperature air. In particular, the hypersonic flows around a cylinder are computed with and without chemically reacting effects. It is shown that, when the chemically reacting effects are taken into account, the shock stand-off distance and temperature are significantly reduced.*

**Key Words :** 전산유체역학(CFD), 재진입 비행체(Re-entry Vehicle), 고온반응기체(High Temperature Reacting Gas)

### 1. 서 론

극초음속 비행에 대한 관심이 재진입 비행체로 확대됨에 따라 재진입 비행체의 성능해석 단계에서 비용 및 공간 인프라가 비교적 적게 요구되는 CFD 해석이 많이 사용되고 있는 추세이다. 현재 고고도 및 고속 비행 상태에서의 유동해석에 관한 CFD 해석기법들이 활발히 연구되고 있으며, 재진입 비행체 및 우주 발사체 등의 성능해석의 기초가 되고 있다. 일반적으로 고도 100 km 부근의 고고도에 도달하는 재진입 비행체는 재진입 비행 시 여러 상태의 기체층을 통과하며, 높은 마하수(약 25)로 인해 해리, 이온화와 관련된 고온기체 효과를 발생시킨다. 이러한 고온기체 효과는 비행체 표면의 온도를

를 좌우하게 되며, 이는 재진입 비행 시 비행체에 열하중으로 작용한다. 열하중의 크기는 비행체의 형상 및 자세에 따라 달라지며 궤적설계 단계에서 반드시 고려되어야 한다.

극초음속 비행에 대한 연구는 1950년도 이후 꾸준히 진행되고 있으며, 재진입 비행체에 대한 연구 역시 활발히 진행되고 있다. 특히 재진입 비행체의 고온기체 효과를 고려한 연구로 Liever and Habchi[1]의 화성탐사 재진입 비행체 Beagle 2에 대한 CFD 공력해석 연구가 있고, Lee[2]의 뾰족한 형상에 대하여 극초음속 유동장의 화학반응 발생을 고려한 공력가열 예측 연구가 있다. 국내에서는 무딘 물체의 노즈 반경이 비평형 유동의 공력가열에 미치는 영향을 연구한 사례[3]가 있으며, 한국형 저궤도 우주비행체에 대한 공력해석 연구[4]가 수행된 바 있다.

한편 고고도 및 고속기체 해석에서는 고온효과로 인해 발생하는 기체의 화학반응을 고려하는 것 또한 중요한 요소들 중 하나이다. Fig. 1은 고온효과로 인해 발생하는 산소와 질소 기체분자의 해리와 이온화 현상에 대한 온도영역을 나타낸다.

Received: July 22, 2013, Revised: March 12, 2014,

Accepted: March 12, 2014.

\* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2014.19.1.007

© KSCFE 2014

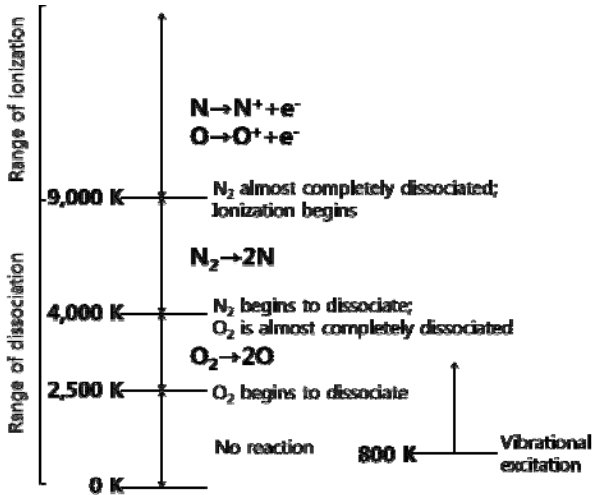


Fig. 1 Temperature range of dissociation and ionization[5]

2,500 K 이하의 영역에서는 분자간 특별한 반응은 일어나지 않는다. 하지만 800 K 이상의 온도에서 분자의 움직임에 의해 진동에너지와 병진에너지가 발생하는 열적 완전기체 (thermally perfect gas) 영역이 된다. 2,500 K에서는 산소의 해리가 일어나기 시작하며, 4,000 K 이상일 때 질소의 해리가 시작된다. 해리된 각각의 분자들은 다른 분자와 결합하여 반응하기도 하며 이러한 온도영역의 기체를 반응기체(reacting gas)라고 한다. 이러한 과정에서 발생된 반응 에너지는 유동장의 온도분포에 영향을 끼치게 된다.

본 연구에서는 산소분자와 질소분자의 화학 반응을 고려하여 지구대기로 재진입하는 우주비행체 주위의 열유동장 해석을 수행하였다. 또한 해석기법의 검증을 위해 문제의 복잡도를 최대한 줄인 실린더 형상에 대한 해석을 수행하고 결과를 분석하였다.

## 2. 지배 방정식

고도 30~100 km 사이의 비행영역에 대한 공력 및 열 해석을 위해서는 원칙적으로 기체의 희박효과를 고려해야 한다. 하지만 근사적으로 연속체 이론에 기초한 Navier-Stokes 방정식의 적용에 대한 타당성이 기존의 연구[4]에서 밝혀진 바 있다. 즉 기체의 연속성을 판단할 수 있는 Knudsen no.는 100 km 이하의 비행 영역에서 0.01 이하의 작은 값을 가지게 되어 100 km 미만의 고도에서 Navier-Stokes 방정식 적용이 가능한 것으로 가정하였다.

본 연구에서는 재진입 비행체의 극초음속 유동장 해석을 위한 지배 방정식으로 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 이는 대기권의 공기 흐름을 정확히 모사할 수 있

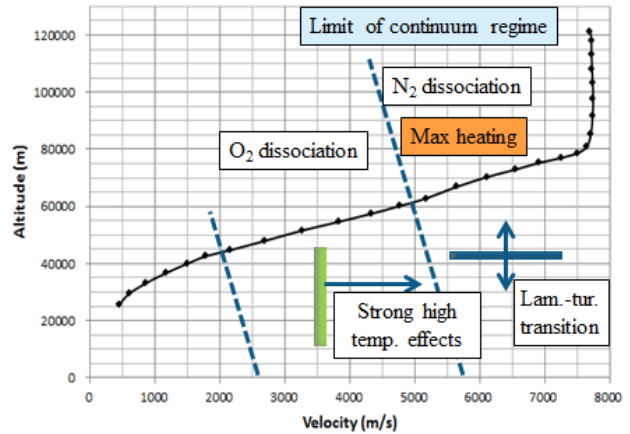


Fig. 2 Flight trajectory of IXV[6]

으며 점성과 압축성 효과를 고려할 수 있는 특징을 가지고 있다.

실제 재진입 비행체의 궤적에 따른 비행조건에서 해석을 수행하기 위해 지구 재진입 비행체인 IXV의 궤적분석을 수행하였다. Fig. 2는 IXV 비행체의 비행궤적[6]을 나타낸 것으로, 비행속도가 2,000 m/s에 도달 하면서 산소분자의 해리가 진행되기 시작하고, 3,000 m/s를 초과하는 영역에서 강한 고온효과가 나타나며 질소분자의 해리현상이 진행됨을 보여주고 있다. 이러한 비행궤적을 바탕으로 본 연구에서는 고온반응기체가 강하게 나타날 것으로 예상되는 마하수 10 (약 3,200 m/s)에서 25 (약 7,200 m/s) 사이의 영역에서 해석을 수행하였다.

극초음속 유동의 고온반응기체 효과를 고려하기 위한 지배 방정식으로 단일기체에 관한 Navier-Stokes 방정식을 혼합기체로 확장한 지배 방정식을 사용하였다. 즉 혼합기체의 상태를 고려하기 위해 기본적인 질량 보존방정식에 각 화학종에 대한 상태방정식이 추가된 형태로 표현되며 아래와 같이 표현된다[7].

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho_s u_j) = \frac{\partial J_{s_j}}{\partial x_j} + w_s \quad (1)$$

여기서  $\rho_s$ 는 화학종 또는 혼합기체의 밀도,  $u_j$ 는 j-방향 질량의 평균 속도,  $J_{s_j}$ 는 j-방향 질량확산, 그리고  $w_s$ 는 화학종 s에 관련된 용출항(source term)을 나타낸다.

유동 흐름을 비평형(non-equilibrium)으로 고려할 때 분자의 내부에너지를 고려해 주어야 하며, 내부에너지에 관한 지배방정식은 모든 화학종들을 하나의 내부온도(internal temperature)로 대표할 수 있다고 가정할 수 있다. 각각의 분자들은 분리

되어 있으며, 각각의 화학종에 대한 내부온도를 부여할 수 있다[5]. 이 경우 분자의 내부에너지에 대한 보존방정식은 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$\frac{\partial E_{int}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (E_{int} u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} (\sum_s e_{int,s} J_{s,j} - q_{int,j}) + w_{int} \quad (2)$$

여기서  $E_{int}$ 는 체적당 분자의 내부에너지,  $e_{int}$ 는 화학종  $s$ 에 대한 질량당 내부에너지,  $q_{int,j}$ 는  $j$ -번째 방향으로의 내부에너지에 대한 열전달률(heat flux)을 나타내며,  $w_{int}$ 는 혼합기체의 평형에너지와 내부에너지의 전위차(potential difference)에 관련된 용출항을 나타낸다. 분자의 질량당 내부에너지에 관한 식은 아래와 같이 표현될 수 있다[7].

$$e_{int} = \frac{R_u}{M_{w,s}} \sum_{m=1}^{nd} \frac{g_{sm} \theta_{vsm}}{(e^{\theta_{vsm}/T_{int}} - 1)} \quad (3)$$

여기서  $M_w$ 는 분자의 무게,  $R_u$ 는 보편기체상수(universal gas constant; 8314.4J/kmol-K),  $\theta_{vsm}$ 은 화학종  $s$ 에 대한 특성 진동 온도(characteristic vibrational temperature)를 나타낸다.

한편 유동장 해석에 사용된 운동량 및 에너지 보존방정식은 아래와 같다[7].

운동량 보존방정식:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} [-(p + \frac{2}{3} \rho k) \delta_{ij} + \tau_{ij}] \quad (4)$$

여기서  $p$ 는 압력,  $k$ 는 난류 운동에너지,  $\delta_{ij}$ 와  $\tau_{ij}$ 는 각각 Kronecker delta와 전단응력 텐서(tensor)를 나타낸다. 비점성 유동에 대해서 우변 항은 0이 되며, 층류 유동에서는 난류 운동 에너지 값( $k$ )이 나타나지 않는다. 운동량 보존방정식의 이러한 형태는 열량적 완전기체(calorically perfect gas) 뿐만 아니라 다 화학종(multi-species) 및 다중 혼합기체(multi-mixture) 모두에 적용된다.

에너지 보존방정식:

$$\begin{aligned} \frac{\partial E_t}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} ([E_t + p] u_j) \\ = \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_j \tau_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\sum_{s=1}^{ns} h_s J_{s,j}) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서  $E_t$ 는 체적당 총에너지,  $q_j$ 는  $j$ -번째 방향에서의 열전

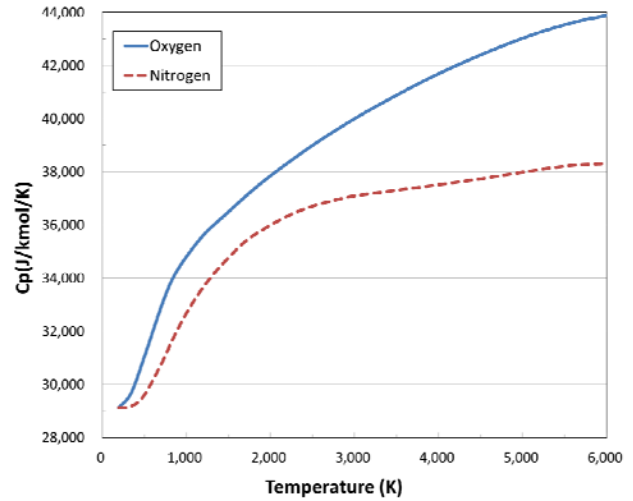


Fig. 3 Specific heat at constant pressure of O<sub>2</sub> and N<sub>2</sub>

달률을 나타내며, 마지막 항은 분자의 확산에 의한 열전달 효과를 나타낸다.

유동의 물리적인 모델링을 위해 기체의 열역학적 특성(thermodynamic properties)를 계산해야 하며, 이는 기체의 물성치, 압력 및 총 에너지에 대한 상태방정식으로 정의된다. 다음 식은 Dalton에 의해 정의된 열적 상태방정식으로 압력에 대해 표현된다[7].

$$C_p = \sum_s \frac{\rho_s R_u T}{M_{w,s}} \quad (6)$$

여기서  $C_p$ 는 정압,  $\rho_s$ 는 화학종 및 혼합기체의 밀도,  $T$ 는 온도,  $M_{w,s}$ 는 화학종의 분자중량을 나타낸다[5]. Fig. 3은 온도에 따른 정압비열의 변화 형태를 나타낸다.

총 에너지에 대한 상태방정식은 분자의 물성치를 이용하여 다음과 같이 표현될 수 있다[7].

$$E_t = \sum_s \rho_s (c_{v,tr,s} T + \Delta h_{f,Tr,s}^\circ) + E_v + \frac{1}{2} \rho u_j u_j \quad (7)$$

여기서  $E_t$ 는 체적당 총 에너지,  $\rho_s$ 는 화학종의 밀도,  $c_{v,tr,s}$ 는 일정한 체적에 대한 화학종  $s$ 의 병진-회전 열용량,  $\Delta h_{f,Tr,s}^\circ$ 는 화학종의 압력과 온도  $T_r$ 에서의 반응열(heat of formation)을 나타낸다.  $E_v$ 는 체적당 분자의 진동 에너지를 나타내며 마지막 항은 기체의 운동 에너지를 나타낸다. 물성치에 대한 다항식 보간을 통해 다음의 비평형(non-equilibrium) 유동 상태방정식을 유추할 수 있다[7].

$$E_t = \sum_s \rho_s [c_{v,t,r,s} T + \Delta h_{f,T,r,s}^\circ - T_r (c_{v,t,r,s} - \frac{R_u}{M_{u,s}})] + E_{int} + \frac{1}{2} \rho u_j u_j \quad (8)$$

여기서  $h_s$ 는 화학종 s의 질량당 감열(sensible enthalpy)을 나타내며 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$h_s = \int_{T_r}^T c_{p,s} dT + \Delta h_{f,T,r,s}^\circ \quad (9)$$

기체의 물성을 결정하기 위해 기체분자의 중량과 비열비가 결정되어야 하며, 분자의 중량과 비열비의 조합은 정적비열을 계산하는데 사용된다. 혼합기체 또는 화학반응을 고려하기 위한 해석에서 정적비열은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$c_{v,tr,s} = \frac{\varepsilon R_u}{2M_{w,s}} \quad (10)$$

여기서  $R_u$ 는 보편 기체상수(universal gas constant),  $\varepsilon$ 는 분자의 자유도(degree of freedom)를 의미하며, 단원자, 이원자, 또는 선형 다원자, 비선형 다원자 등의 종의 여부에 따라 각각 3, 5, 6의 값으로 주어진다.

### 3. 수치해석 기법

공간 차분을 위한 기법으로 유한체적법 (finite volume method), 내재적 시간 전진법 (implicit)을 사용하였다. 유동장

Table 1 Species mass fraction

Species	N <sub>2</sub>	NO	N	O	O <sub>2</sub>
Mass fraction	0.747	0.001	0.001	0.001	0.25

Table 2 Kinetic mechanism for the Earth's air

Reaction	$c_f$	$\eta_f$	$k_f$
O <sub>2</sub> + N = 2O + N	3.6000 × 10 <sup>18</sup>	-1.0	118,800
O <sub>2</sub> + NO = 2O + NO	3.6000 × 10 <sup>18</sup>	-1.0	118,800
N <sub>2</sub> + O = 2N + O	1.9000 × 10 <sup>17</sup>	-0.5	226,000
N <sub>2</sub> + NO = 2N + NO	1.9000 × 10 <sup>17</sup>	-0.5	226,000
N <sub>2</sub> + O <sub>2</sub> = 2N + O <sub>2</sub>	1.9000 × 10 <sup>17</sup>	-0.5	226,000
NO + O <sub>2</sub> = N + O + O <sub>2</sub>	3.9000 × 10 <sup>20</sup>	-1.5	151,000
NO + N <sub>2</sub> = N + O + N <sub>2</sub>	3.9000 × 10 <sup>20</sup>	-1.5	151,000
O + NO = N + O <sub>2</sub>	3.2000 × 10 <sup>9</sup>	1.0	39,400
O + N <sub>2</sub> = N + NO	7.0000 × 10 <sup>13</sup>	0.0	76,000
N + N <sub>2</sub> = 2N + N	4.0850 × 10 <sup>22</sup>	-1.5	226,000

계산시 공간항에 대해 Roe 기법을 사용하였으며, 이차 정확도의 플럭스 계산 기법을 적용하였다. 충격과 부근의 단조성을 유지하기 위해 van Leer 플럭스 제한자(limiter)를 사용하였고[8], 난류 모델로는  $k-\omega$  모델을 사용하였다. 이산화는 backward Euler 기법을 사용하였다. 재진입 비행체 주위의 극초음속 삼차원 유동을 효율적으로 다룰 수 있는 밀도 기반의 CFD 코드인 CFD-FASTRAN[5]을 사용하였다.

### 3.1 적용 화학반응 모델

유동장 내의 화학반응을 고려하기 위해 5종류의 화학종(N, N<sub>2</sub>, NO, O, O<sub>2</sub>)으로 구성된 혼합기체를 사용하였다. 각 화학종들의 질량분율(mass fraction)은 Table 1과 같다. 고온반응기체 효과가 강하게 나타날 것으로 예상되는 마하수 10, 15, 20, 25에서 기체의 화학반응 효과를 고려하기 위해 Table 1과 같은 질량분율 기준으로 Table 2와 같은 Dunn 및 Kang에 의해 정의된 10단의 다단 화학반응식[9]을 사용하였다.

Arrhenius 형태의 10 종류 화학 반응식에서  $c_f$ ,  $\eta_f$  그리고  $k_f$ 는 각각 pre-exponential factor, temperature exponent, chemical reaction rate constant를 나타낸다[5].

$$K_f = c_f T^{\eta_f} e^{-\varepsilon_d/kT} \quad (11)$$

여기서  $\varepsilon_d$ 는 활성화온도(activation temperature)를 나타내며, 실험에 의해 결정된다.

### 3.2 해석조건 산출

비행체적에 따른 유동장 해석을 위한 해석조건을 산출하기 위해 IXV 재진입 비행체의 임무분석이 선행되었다. 임무분석을 통해 얻은 IXV 비행체 속도-고도 프로파일[10] 분석을 통해 해석에 필요한 해석조건들을 표준대기표[11]를 이용하여 산출하였다. IXV의 재진입 비행은 약 120 km의 고도에서 마하수 약 25로 시작하며, 지구 대기권 내에서 마하수 2 (고도 약 30 km)까지 활공비행을 한 후, parachute를 사용하여 해면에 착륙하는 임무 시나리오로 구성된다[6]. Table 3에 속도-고도 프로파일을 사용하여 산출한 해석조건을 나타내었다.

### 3.3 해석기법 검증

고온반응기체 효과를 고려한 극초음속 유동의 수치해석 기

Table 3 Flight conditions

Velocity (m/s)	Altitude (km)	Pressure (pa)	Temperature (K)	Mach No.	Chemistry
3,267	51.9	72.3	269.6	10	Reaction
4,576	59.9	28.5	258.2	15	Reaction
6,152	69.8	5.52	219.7	20	Reaction
7,194	76.1	2.03	206.5	25	Reaction

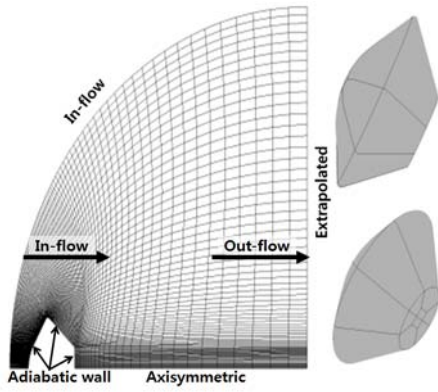


Fig. 4 Beagle 2 configuration and grid system

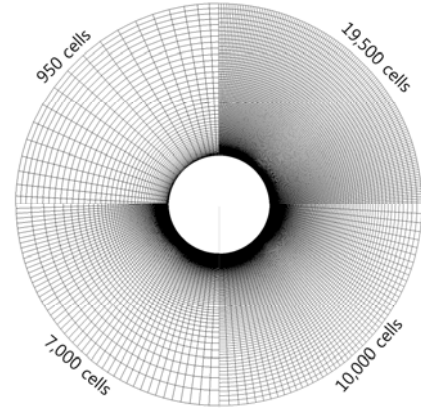


Fig. 5 Grid convergence test cases

법을 검증하기 위해 화성 탐사선인 Beagle 2 형상에 대한 해석을 수행하였다. 같은 방법으로 Liever에 의해 수행된 CFD 결과값[1]과 공력계수를 비교하였다. Fig. 4는 해석에 사용된 Beagle 2 형상 및 격자계를 나타내며, 경계조건으로 inflow-outflow, isothermal wall, extrapolation, axisymmetric 조건을 적용하였다. 화성대기를 모사하기 위해 공기를 CO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub> 혼합기체로 가정하고, Park et al.[12]와 Park[13]에 의해 고려된 다단 화학반응식을 사용하였다. Table 4는 적용된 14단 화학반응식을 나타낸다.

기법검증의 척도로 세 경우 마하수에 따른 축력계수를 Table 5에 나타내어 기존의 해석결과와 비교하였다. Liever의 해석결과와 비교한 결과 축력계수 값이 거의 일치하는 평균 0.2% 정도의 오차가 발생하였으며, 이를 통해 해석기법에 대

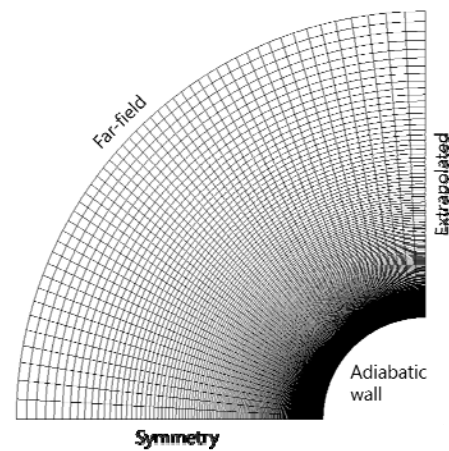


Fig. 6 Grid system and boundary conditions

Table 4 Kinetic mechanism for the Mars' air

Reaction	$c_f$	$\eta_f$	$k_f$
NO + O = N + O <sub>2</sub>	$8.4 \times 10^{12}$	0.000	19,450
N <sub>2</sub> + O = NO + N	$6.4 \times 10^{17}$	-1.000	38,370
CO + O = C + O <sub>2</sub>	$3.9 \times 10^{13}$	-0.180	69,200
CO + C = C <sub>2</sub> + O	$2.0 \times 10^{17}$	-1.000	58,000
CO <sub>2</sub> + N = CN + O	$1.0 \times 10^{14}$	0.000	38,600
N <sub>2</sub> + C = CN + N	$1.1 \times 10^{14}$	-0.110	23,200
CN + O = NO + C	$1.6 \times 10^{13}$	0.100	14,600
CN + C = C <sub>2</sub> + N	$5.0 \times 10^{13}$	0.000	13,000
CO <sub>2</sub> + O = O <sub>2</sub> + CO	$2.1 \times 10^{13}$	0.000	27,800
CN + O <sub>2</sub> = NCO + O	$6.6 \times 10^{12}$	0.000	-200.00
CN + CO <sub>2</sub> = NCO + CO	$4.0 \times 10^{14}$	0.000	19,200
CN + NO = NCO + N	$1.0 \times 10^{14}$	0.000	21,200
CO + NO = NCO + O	$3.8 \times 10^{17}$	-0.873	51,600
CN + CO = NCO + C	$1.5 \times 10^{16}$	-0.487	65,800

Table 5 Comparison of axial force coefficients

Case	Mach 3	Mach 7	Mach 20
Liever's result[1]	1.5095	1.4820	1.4600
Present result	1.5056	1.4871	1.4630

한 신뢰성을 확보하였다.

### 3.4 경계조건 및 격자계

2D 실린더 주변의 유동장을 효율적으로 해석하기 위해 격자의 수렴성 테스트를 수행하였다. Table 5는 해석조건을 나타내며, Fig. 5에 격자 시스템들을 나타내었다.  $k-\omega$  난류모델을 적용한 유동장 해석을 수행하기 위해 격자의 Y+를 모두 5 이하로 설정하였다[7]. Table 6의 축력계수 값을 비교해 보면, 1만개 격자 이상에서 공력계수에 변화가 나타나지 않음을 알 수 있다. 따라서 시간의 효율성을 위해 1만개 격자로 해석

Table 6 Grid convergence test conditions

Case	No. of cell	Mach no.	C <sub>A</sub>	Convergence
1	950	10	1.142	10 <sup>-12</sup>
2	3,600	10	1.124	10 <sup>-12</sup>
3	7,000	10	1.104	10 <sup>-12</sup>
4	10,000	10	1.084	10 <sup>-12</sup>
5	19,500	10	1.084	10 <sup>-12</sup>

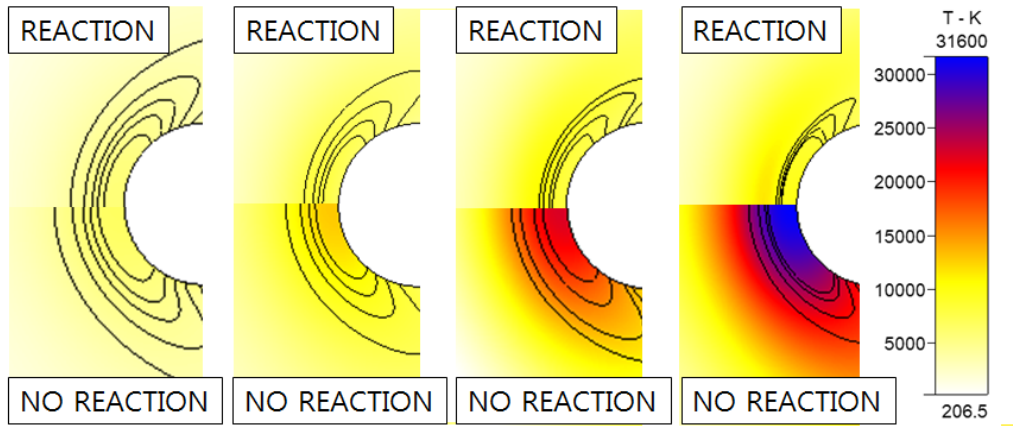


Fig. 7 Temperature contours and pressure contour lines in shock wave region (Mach numbers 10, 15, 20, 25)

을 진행하였고, 격자생성에는 ESI 사의 CFD-GEOM 2011을 사용하였다. 수치 경계조건으로 far-field, adiabatic wall, extrapolation, symmetry를 적용하였다. Fig. 6에 해석에 사용된 최종 격자계 및 경계조건을 나타내었다.

#### 4. 공력열해석 결과

본 연구에서는 재진입 열유동장에서의 고온반응 효과를 분석하기 위해 이상기체로 가정된 경우와 온도 상승에 따른 고온반응 효과를 고려한 경우에 대해 각각 해석을 수행하였다. 고온반응기체에 관련된 물리적 효과가 주된 관심사여서 복잡한 형상이 아닌 단순 실린더 형상을 고려하였다. 이상기체의 경우 분자의 무게는 28.97 g/mol, 비열비는 1.4로 일정하다고 가정하였고, 동점성 계수 및 Prandtl 수는 각각  $1.71 \times 10^{-5}$  kg/m-s, 0.7로 가정하였다. 공력계수는 자유류의 동압을 기준으로 계산되었으며, 특성길이는 실린더의 지름인 2 m, 특성면적은 3.14 m<sup>2</sup>를 사용하였다.

##### 4.1 공력계수 비교

실린더 주변의 유동해석 결과로 부터 고온반응기체 고려 여부에 따른 공력계수를 비교하였다. Table 7과 같이 고온반응기체 효과가 강하게 나타날 것으로 예상되는 높은 마하수 (10, 15, 20, 25)에 대해 계산을 수행하였다.

축력계수는 마하수가 증가함에 따라 선형적으로 증가하는 경향을 보이며, 모든 마하수 영역에서 이상기체일 때 보다 고온반응기체 효과를 적용하였을 때 더 낮게 나타났다. 또한 마

Table 7 Aerodynamic (axial) coefficient

Mach	10	15	20	25	Flow field
C <sub>A</sub>	1.2942	1.3262	1.3661	1.4386	Ideal gas
	1.1481	1.2622	1.2895	1.3109	Reacting

하수 10일 때 고온반응기체 효과의 적용유무에 따라 최대 11.2%의 차이를 보였고, 마하수 15일 때 약 4.8%, 마하수 20일 때 약 5.6%, 25일 때 약 8.8%의 차이를 보였다.

##### 4.2 유동장 분포

고온반응기체 효과의 영향을 더 가시적으로 확인하기 위해 유동장의 온도분포도 및 압력선을 비교하였다. Fig. 7에 마하수 별 고온반응기체 효과의 영향을 온도 및 압력분포로 나타내었다. 고온반응기체 효과를 고려한 경우 이상기체 경우보다 충격거리의 생성거리(stand-off distance)가 상당히 짧아졌으며, 마하수가 커질수록 그 감소폭이 커짐을 확인하였다. 결과적 마하수가 커질수록 고온반응 효과의 의한 유동의 변화가 급격하게 증가함을 알 수 있다.

고온반응기체 효과를 적용하였을 때 최대 압력은 평균적으로 더 낮게 나타났는데, 마하수 10에서 약 3.6%, 마하수 15에서 4.7%, 마하수 20에서 6.6% 그리고 마하수 25에서 23.2%의 감소율을 보였다. 또한 마하수가 높아짐에 따라 압력의 감소폭이 커졌으며 유동장 온도는 화학반응을 고려하였을 때 현저히 낮게 나타나는 것으로 확인되었다. Table 8에 화학반응 적용유무에 따른 유동장의 최대온도 및 그 차이를 나타내었다.

마하수가 증가함에 따라 유동장의 최고 온도는 증가하게 되고 고온반응기체 효과를 고려하지 않았을 때 마하수 25에서 최대 31,600 K의 고온에 도달 하였다. 하지만 고온반응기체 효과를 고려하였을 때 최대 온도는 약 60.5 %가 감소한

Table 8 Maximum temperature of flow fields

M	10	15	20	25
Reaction	5,837 K	8,273 K	10,660 K	12,490 K
No Reaction	6,766 K	12,950 K	23,180 K	31,600 K
Difference	15.9%	36.1%	54.0%	60.5%

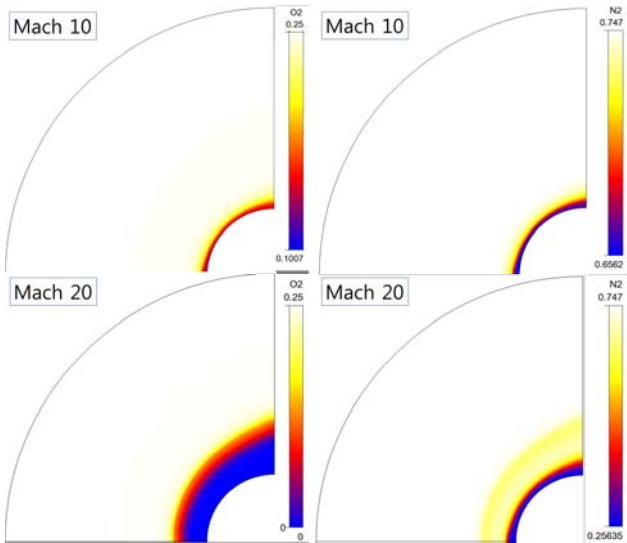


Fig. 8 Mass fraction contours of O<sub>2</sub> (left) and N<sub>2</sub> (right)

12,490 K로 확인되었다. 이는 충격과 내의 고온의 에너지를 산소와 질소가 해리될 때 소모하기 때문인데, 마하수가 높아 질수록 산소 및 질소가 해리되는 양이 많아져 온도감소의 폭이 커지게 된다. 이 결과는 고고도에서 일어나는 최대 가열(maximum heating)[14-16]을 정확히 예측하기 위해서는 고온반응기체 효과 감인이 필수적임을 의미한다.

Fig. 8은 마하수 10, 20에서의 산소와 질소의 질량 분율(mass fraction) 분포를 나타낸다. 충격과 내부의 온도증가로 인해 산소와 질소분자가 해리되어 질량 분율이 감소하였음을 알 수 있다. 마하수 10일 때 산소의 질량 분율이 0.25에서 약 0.16으로 감소하였고, 질소 역시 0.747에서 평균 0.67로 감소했다. 마하수 20일 때 산소의 질량분율은 벽면근처에서 거의 영의 값을 가졌는데, 이로부터 대부분의 산소가 해리되었음을 확인 할 수 있다. 질소의 경우 벽면근처에서 질량분율이 0.25로 대폭 감소하였으나, 산소처럼 완전히 해리되지는 않았다.

### 5. 결 론

재진입 비행체 주위의 극초음속 유동장에 관한 고온반응기체 효과를 이해하기 위해 단순 실린더 형상 주위 유동장에 관한 심층 분석을 수행하였다. 비록 극초음속 화학반응 해석 모델과 기법에 대해서는 그동안 국내외에서 많이 연구되었으나, 복잡한 형상 주위의 높은 마하수와 화학반응 유동에 관련된 Stiffness에 의한 수치수렴과 Validation 문제를 극복하고 공학적 설계에 사용될 만한 수준의 공력/열전달 계수를 계산하는 것은 의미가 있다고 판단하였다. 특히 carbuncle 문제를 방지하는 flux function 선정(linear wave 기반의 entropy fix, van

Leer limiter와 연계된 Roe 기법), non-iterative implicit 기법 선정, 적절한 격자 선정 등 결코 사소하지 않는 단계를 거쳐 해석결과를 산출하였다.

수치기법은 먼저 화성 탐사선인 Beagle 2 형상에 관한 기존 CFD 결과값을 활용하여 그 타당성을 확인하였다. 해석결과 축력계수는 마하수가 증가함에 따라 선형적으로 증가하는 경향을 보이며, 모든 마하수 영역에서 이상기체일 때 보다 고온반응기체 효과를 적용하였을 때 더 낮게 나타났다. 또한 이상기체로 가정한 경우에 비해 고온반응기체 효과를 고려하였을 때 shock stand-off distance는 모든 마하수에 대해 상당히 감소하였으며, 정체점 근처에서의 압력은 마하수 10일 때 평균 3.6%, 마하수 25일 때 최대 23% 감소함을 확인하였다.

열적 특성 변화에서는 마하수 10~25 사이에서 온도는 약 15~60% 감소하였고, 변화 폭은 마하수가 증가할수록 급격히 증가하였다. 그 이유로는 고온반응기체의 경우 분자의 해리 및 이온화 과정에서 충격과 내부의 고온영역의 에너지를 소비하게 되고, 이로 인해 유동장의 온도가 감소하게 되기 때문이다. 또한 충격과 내부에서 산소분자 및 질소분자가 해리되어 질량분율이 감소함을 산소 및 질소분자의 분포를 통해 확인하였다.

본 연구를 통해 고온반응기체 효과가 재진입 비행체 열유동장의 온도 및 압력분포 그리고 공력계수에 적지 않은 영향을 미침을 확인하였다. 특히 공력가열로 인한 영향이 지대한 재진입 비행체 선두부 표면의 TPS (thermal protection system) 재질 및 장착범위 결정을 위한 이론적 예측에 고온반응기체 효과 감인은 절대적이라 할 수 있다.

### 후 기

본 연구는 한국연구재단(NRF 2012-048078 및 2012-R1A2A2A02-046270)의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

### References

- [1] 2003, Liever, P. and Habchi, S., "Computational Fluid Dynamics Prediction of the Beagle 2 Aerodynamic Database," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.40, No.5, pp.632-638.
- [2] 1998, Lee, M.G., "Aerodynamic Heating Prediction of Reacting Blunt Body Flow with an Impinging Shock Wave," *Heat Transfer Conference*, Vol.4, pp.207-212.
- [3] 2003, Lee, C.H. and Park, S.O., "Effects of Nose Radius of Blunt Body on Aerodynamic Heating in Thermochemical

- Nonequilibrium Flow," (in Korean) *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.8, No.4, pp.34-40.
- [4] 2008, Kim, C.W., Lee, Y.G. and Lee, D.S., "Aerodynamic Analysis of Sub-Orbital Re-Entry Vehicle," (in Korean) *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.13, No.2, pp.1-7.
- [5] 2007, Anderson, J.D., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill.
- [6] 2011, Roncioni, P., Ranuzzi, G. and Marini, M., "Experimental and Numerical Investigation of Aerothermal Characteristics of Hypersonic Intermediate Experimental Vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.48, No.2, pp.291-302.
- [7] 2011, *CFD-FASTAN User Manual*, ESI CFD Inc.
- [8] 1997, Lee, J.H., Rho, O.H. and Byun, W.S., "Computations of Hypersonic Flowfield around a Blunt Body with Roe's FDS and AUSM+ Scheme," (in Korean) *Korean Society of Computational Fluids Engineering Spring Conference*, pp.216-221.
- [9] 1973, Dunn, M.G. and Kang, S.W., "Theoretical and Experimental Studies of Reentry Plasmas," NASA CR-2232.
- [10] 2007, Baiocco, P., Guedron, S., Plotard, P. and Moulin, J., "The PRE-X Atmospheric Re-entry Experimental Lifting Body; Program Status and System Synthesis," *Acta Astronautica*, Vol.61, pp.459-474.
- [11] 1990, Anderson, J.D. Jr., *Modern Compressible Flow*, McGraw-Hill.
- [12] 1994, Park, C., Howe, J., Jaffe, R. and Candler, G., "Review of Chemical Problems of Future NASA Missions, II: Mars Entries," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol.8, No.1, pp.9-23.
- [13] 1990, Park, C., *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics*, John Wiley & Sons.
- [14] 1994, Song, D.J., "Numerical Study on Real Gas Effect due to High Temperature and Speed Flow," *Transactions of the KSME B*, Vol.18, No.9, pp.2431-2442.
- [15] 2009, Hirschel, E.H. and Weiland, C., *Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles*, Springer.
- [16] 2013, Mazaheri, A., "High-Energy Atmospheric Reentry Test Aerothermodynamic Analysis," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.50, No.2, pp.270-281.