

촉매벽 효과를 고려한 무딘 물체 주위의 열화학적 비평형 유동에 대한 수치적 연구

김재원, 권오준*

한국과학기술원 항공우주공학과

NUMERICAL SIMULATION OF THERMOCHEMICAL NON-EQUILIBRIUM FLOW AROUND BLUNT BODIES CONSIDERING CATALYTIC WALL EFFECTS

J.W. Kim and O.J. Kwon*

Dept. of Aerospace Engineering, KAIST.

A computational study has been performed to examine the effects of catalytic walls on the stagnation region heat transfer. The boundary conditions for none, finite, and fully catalytic walls have been incorporated into a multi-block compressible Navier-Stokes solver. In the present study, both chemical and thermal non-equilibrium effects were included. The flows over a blunt body model were simulated by varying surface catalytic recombination rates. A full range of catalyticities was explored in the context of a constant wall temperature assumption. Detailed information on species concentrations, temperature, and surface heat flux are presented. Comparison with available flight data of surface heat flux is also made.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 극초음속 유동(Hypersonic Flow), 촉매벽 경계조건(Catalytic Wall Boundary Condition)

1. 서론

고고도에서 극초음속으로 비행하는 물체를 수치적으로 해석할 때, 비행체 벽면에서의 촉매벽(catalytic wall) 효과는 비행체의 설계 및 제작 시에 매우 중요한 고려대상이 되어 왔다. 대기를 재 진입하는 비행체에 대한 촉매벽 효과의 중요성은 1950년대 후반에 이론적으로 제기되었다[1]. 그 후, 지상실험[2]과 비행실험[3]을 통해 촉매벽 효과가 비행체 벽면의 열전달률에 큰 영향을 미친다는 것을 보였다. 실제로 지구를 재 진입하는 비행체의 경우, 충격파(shock) 층 내부에서 해리(dissociation) 반응으로 인해 생성된 N과 O의 일부가 비행체 벽면에 흡착(adsorption)되거나, 이미 흡착된 원자와 반응하여 재결합(recombination)하게 된다. 재결합 반응은 발열(exothermic) 반응이므로, 벽면에 유입되는 열전달률을 상당히 증가시킨다.

촉매벽 효과로 인한 확산(diffusion) 열전달률을 가능한 많이 감소시키기 위해서 스페이스 셔틀이나 재사용 가능한 TPS (Thermal Protection System)의 벽면은 낮은 촉매도(catalycity)를 갖는 재료로 코팅을 해야 한다.

벽면에서의 화학반응 속도가 유한한 finite-rate catalytic의 촉매벽 효과는 벽면 재료와 온도, 기체특성, 유동조건 등에 의해 결정되어진다. 따라서 다양한 비행체 유동조건에 대해서 적용하기가 쉽지 않으므로, 보다 간단하게 적용 가능한 fully catalytic 조건과 noncatalytic 조건을 이용한 연구가 많이 수행되어 왔다[4,5]. 벽면 재료의 촉매도에 대해서 잘 알려지지 않은 경우 fully catalytic 조건을 이용한 계산으로 안전여유를 두었고, 스페이스 셔틀의 RCG (reaction-cured glass) 타일과 같이 상대적으로 낮은 촉매도를 갖는 경우는 noncatalytic 조건을 이용하여 계산하였다[6].

Fully catalytic 조건은 벽면에서의 화학반응 속도가 무한대이며, 벽면에 충돌하는 원자가 모두 재결합하는 조건으로서 열전달률을 높게 예측한다. 반면, noncatalytic 조건은 벽면 온도만을 고정한 정온 벽면 조건과 동일하며, 벽면에 충돌하는 원자가 재결합하지 않는 조건으로서 열전달률을 낮게 예측한다.

Received: July 19, 2013, Revised: September 2, 2013,

Accepted: September 2, 2013.

* Corresponding author, E-mail: ojkwon@kaist.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksce.2013.18.3.087>

© KSCFE 2013

다. 따라서 벽면의 열전달률을 보다 정확하게 예측하기 위해서는 표면에서의 화학반응 속도가 유한하며, 다양한 벽면 재료와 온도를 고려할 수 있는 finite-rate catalytic 조건을 이용하여 해석해야 한다.

본 연구에서는 Eilmer3로 알려져 있는 University of Queensland[7]의 in-house 코드에 촉매벽 경계조건을 추가하여, 촉매벽 효과가 비행체 벽면의 열전달률에 미치는 영향에 대해서 관찰하였다. 수치해석 결과를 검증하기 위해 비행실험 데이터가 존재하는 OREX 형상[8]에 대해서 다양한 촉매벽 경계조건을 적용하여 해석하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 지배방정식 및 수치기법

삼차원 유동장을 지배하는 점성, 비정상, 압축성 Navier-Stokes 방정식을 적분형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V U dV = - \oint_S (\bar{F}_i - \bar{F}_v) \cdot \hat{n} dA + \int_V Q dV \quad (1)$$

식 (1)에서 S는 경계표면, \hat{n} 은 제어표면의 바깥방향으로의 법선 벡터를 나타낸다. 본 연구에서 해석한 축 대칭, 2차원 유동에 대한 보존 변수(conserved variables)를 열화학적 비평형 모델(thermochemical non-equilibrium model)을 고려하여 나타내면 다음과 같다.

$$U = [\rho \quad \rho u_x \quad \rho u_y \quad \rho E \quad \rho e_{vm} \quad \rho e_e \quad \rho c_s]^T \quad (2)$$

여기서 보존 변수는 차례대로 밀도, 단위체적당 x, y방향으로의 운동량, 단위체적당 총 에너지, 내부에너지 모드(mode) m에 대한 진동(vibration)에너지, 전기적 전자(electronic-electron) 에너지와 화학종 s의 질량 분율(mass fraction)을 나타낸다.

열화학적 비평형 모델에서의 비점성 플럭스 항과 점성 플럭스항은 다음과 같다.

$$\bar{F}_i = \begin{bmatrix} \rho u_x \\ \rho u_x^2 + p \\ \rho u_y u_x \\ \rho E u_x + p u_x \\ \rho e_{vm} u_x \\ \rho e_e u_x + p_e u_x \\ \rho c_s u_x \end{bmatrix} \hat{i} + \begin{bmatrix} \rho u_y \\ \rho u_x u_y \\ \rho u_y^2 + p \\ \rho E u_y + p u_y \\ \rho e_{vm} u_y \\ \rho e_e u_y + p_e u_y \\ \rho c_s u_y \end{bmatrix} \hat{j} \quad (3)$$

$$\bar{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yx} u_x + \tau_{yy} u_y + q_x \\ q_{x,vm} \\ q_{x,e} \\ J_{x,s} \end{bmatrix} \hat{i} + \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{xy} u_x + \tau_{yy} u_y + q_y \\ q_{y,vm} \\ q_{y,e} \\ J_{y,s} \end{bmatrix} \hat{j} \quad (4)$$

소스(source) 항은 operator-splitting approach[9]를 적용하기 위해 다음과 같이 분리한다.

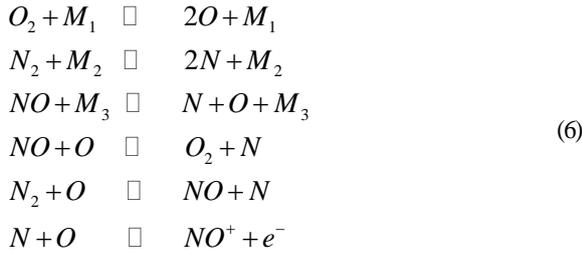
$$Q = Q_{geom.} + Q_{chem.} + Q_{therm.} \quad (5)$$

지배방정식은 정렬 격자를 기반으로 한 격자 중심(cell-centered)의 유한체적법으로 이산화하였다. 비점성 플럭스 항은 충격과 근처에서는 EFM (equilibrium flux method)[10]을 적용하고, 나머지 영역에서는 modified AUSMDV[11]를 이용하여 계산하였다. 이산화된 방정식의 시간에 대한 적분은 완화 연계 방법(loosely coupled fashion)이 사용되었다. 비점성 항과 점성 항의 시간전진은 predictor-corrector 방법을 이용하였다. 화학(chemistry) 항은 alpha-QSS (quasi-steady-state) 방법, 열적 에너지 교환(thermal energy-exchange) 항은 4th order Runge-Kutta-Fehlberg 방법을 이용하여 시간전진을 수행하였다. 또한, 유동해석코드는 계산 시간의 절감과 메모리 한계를 극복하기 위해 병렬화 하였다. 계산영역간의 자료교환은 MPI library를 이용하였다.

2.2 열화학적(Thermo-chemical) 모델

본 연구에서 해석한 OREX 모델은 지구를 재 진입하는 비행체이다. 따라서 대기는 산소와 질소로 구성되어 있는 공기이며, 이 때 각각의 질량 분율은 23.75%와 76.25%이다. 계산에서 사용한 화학 반응계는 7개의 화학종, 즉 O₂, N₂, O, N, NO, NO⁺ 및 e⁻와 기체의 이온화 효과를 포함한 6개의 화학 반응식을 고려한 모델을 사용하였다. 참고문헌 [8]에서 보인 바와 같이, 11 화학종 모델과 7 화학종 모델을 이용하여 계산한 열전달률은 미세한 차이만을 보였으므로, 7 화학종 반응식 모델을 사용하였다. 7 화학종 화학 반응식 모델은 식 (6)에 나타내었다.

다중 온도 모델로는 2-temperature 모델을 사용하였다. 이 모델의 내부에너지는 온도 T로 나타내는 trans-rotational 모드와 온도 T_v로 나타내는 vibro-electronic 모드를 갖는다. 모든 분자는 진동모드에서는 truncated harmonic oscillators, electron 모드에서는 첫 번째 여기된(excited) 상태에서 기술된다.



Translation-vibration relaxation time, τ 는 Park et al.[12]의 고온에서의 correction을 적용하여, Millikan and White[13]의 경험적인 correction을 사용하여 계산하였다.

2.3 촉매벽 경계조건(Catalytic Wall Boundary Condition)

서론에서 살펴본 바와 같이, 대기권을 재 진입하는 비행체 벽면의 열전달률을 정확하게 예측하기 위해서는 촉매벽 효과를 고려해야 한다. 벽면 근처의 경계층에서 비평형 현상이 나타날 때, 충격과 층 내부에서 해리반응으로 인해 생성된 원자들이 표면에 충돌하게 된다. 그 후, 재결합 반응으로 인해 벽면에 유입되는 열전달률이 증가하게 된다. Fick's law를 사용하여 벽면에 들어가는 화학종 i 의 확산유속(diffusion flux)을 나타내면 다음과 같다.

$$J_i = \rho_i v_i = -\rho D_{im} \nabla c_i \tag{7}$$

여기서 v_i 는 화학종 i 의 확산속도를 나타내며, c_i 는 화학종 i 의 질량 분율을 나타낸다. 유효 확산계수(effective diffusion coefficient), D_{im} 은 다음과 같다.

$$D_{im} = \frac{1 - x_i}{\sum_{j \neq i} x_j / D_{ij}} \tag{8}$$

이때, x_i 는 화학종 i 의 몰 분율을 나타내며 D_{ij} 는 binary 확산 계수를 나타낸다. 식 (8)과 같이 단순화된 식은 혼합기체의 확산유속의 합이 0이 되어야 하는 조건을 만족시키지 못한다.

$$\sum_i \rho_i v_i = 0 \tag{9}$$

이러한 모순을 해결하기 위해서, 화학종 i 의 확산유속은 다음과 같이 계산되어야 한다[14].

$$J_{i,corrected} = J_i - c_i \sum_j J_j \tag{10}$$

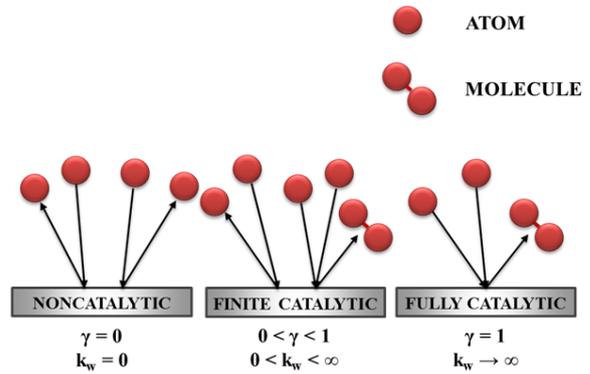


Fig. 1 Simple catalytic surface atom recombination model

정상상태(steady-state) 조건에서, 촉매 재결합률(catalytic recombination rate), \dot{w}_i 에 의해 생성된 화학종 i 의 양과 벽면에서의 확산유속은 같아야 한다. 식 (7)과 (10)를 이용하여 정리하면 다음과 같다.

$$(\dot{w}_i)_w = (\rho D_{im} \nabla c_i)_w - c_{iw} \sum_j (\rho D_{jm} \nabla c_j)_w \tag{11}$$

벽면에서의 질량 분율을 나타내고 있는 식 (11)이 유한한 촉매도를 갖는 벽면에서의 경계조건이다. 이때, \dot{w}_i 는 Goulard[1]의 관계식으로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{w}_i = (K_{wi} \rho_i)^p \tag{12}$$

여기서 p 는 촉매 반응에 대한 반응 차수(reaction order)를 나타내며, K_{wi} 는 촉매 반응을 상수(catalytic reaction-rate constant, catalycity)로서 Hertz-Knudsen 관계식[15]에 의해 다음과 같이 나타낸다.

$$K_{wi} = \gamma_i \sqrt{(kT_w/2\pi)(N_w/M_i)} \tag{13}$$

재결합 확률(recombination probability)인 γ_i 는 벽면에 충돌하는 화학종 i 중 재결합되는 화학종의 비율로 정의된다.

Fig. 1은 촉매벽 경계조건에 대한 단순한 재결합 모델을 나타내고 있다. 벽면에서 화학종의 생성이나 소멸이 없을 때, \dot{w}_i 는 0의 값을 갖는다. 식 (12)으로부터 K_{wi} 는 0이 되고, 이 때 벽면은 noncatalytic 경계조건이 된다. 벽면에 충돌하는 화학종이 모두 재결합될 때($\gamma_i = 1$), 벽면은 fully catalytic 경계조건으로 간주할 수 있다. 벽면에 충돌하는 화학종이 모두 재결합되어도, 벽면에서 원자들의 질량 분율이 항상 0이 되는

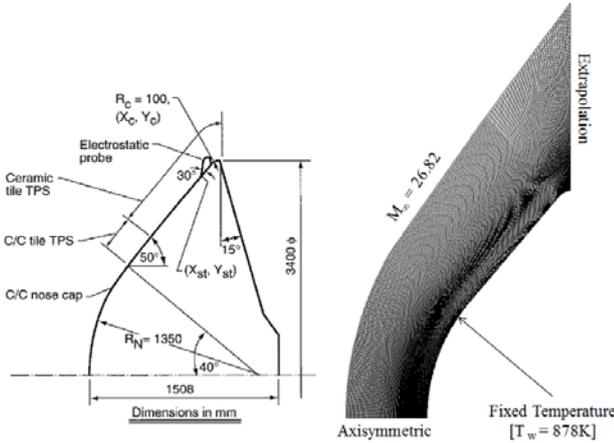


Fig. 2 Re-entry body geometry of OREX vehicle and grid

것은 아니다. 이는 벽면에서 화학반응이 유한한 비율로 발생하기 때문이다. 일부 타 연구자들의 문헌에서는 벽면에서 국부적으로 평형일 때의 화학종 구성비를 이용하여 fully catalytic 경계조건으로 사용하는 경우도 있지만, 본 연구에서 언급하는 fully catalytic 경계조건은 재결합 확률, γ_r 가 1인 경우로 정의한다. 본 논문의 나머지 부분에서는 촉매벽 경계조건에 대해서 NCW (noncatalytic wall), FCW (fully catalytic wall), FiCW (Finite-rate catalytic wall)로 표기하겠다.

3. 해석결과 및 토론

본 연구를 통해 유동해석코드에 추가된 catalytic 경계조건을 이용하여 지구를 재 진입하는 비행체를 해석하였다. 비행 실험 데이터와 수치해석결과를 비교하기 위해 JAXA에서 1994년에 수행한 OREX (Orbital Re-entry Experiment) 형상에 대해 해석하였다. OREX는 일본의 무인 스페이스 셔틀인 HOPE (H-II Orbiting Plane)의 개발에 대해 기술적인 기반을 얻기 위해 계획된 실험이다. OREX의 형상은 Fig. 2의 왼쪽에 나타난 바와 같이 base 지름이 3.4 m이고 선두부(nose) 반경이 1.35 m인 50도의 spherically blunted cone이다. 재진입하는 동안, 공력가열 데이터들은 고도 120 km에서 40 km까지 얻어졌다. 이 중에서 고도 79.9 km에 해당하는 유동 조건에 대해 해석하였다. 해당 고도에서의 유동 조건은 Table 1에 나타내었다.

Fig. 2의 오른쪽은 계산에 사용된 격자계를 나타내고 있다.

Table 1 Freestream conditions

Altitude : 79.9 km (Flight time : 7421.5s)					
Test Gas	u_∞ (m/s)	T_∞ (K)	T_{wall} (K)	M_∞	ρ_∞ (kg/m ³)
Air	7360.2	199	878	26.82	1.8×10^{-5}

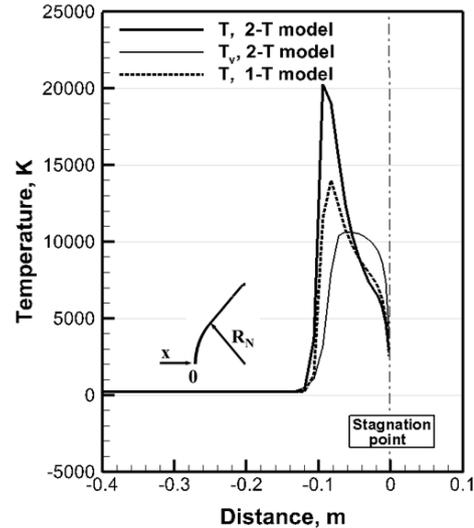


Fig. 3 Temperature distribution along the stagnation streamline

Grid independence 테스트는 20,280~45,630개에 대해서 수행되었으며, 45,630개와 31,687개의 격자를 사용했을 때, 정체점에서의 열전달률은 약 2% 내의 차이를 보였다. 따라서 본 논문에 제시된 모든 수치해석 결과는 31,687개의 격자를 사용한 것이다.

극초음속 유동이므로 유입류 조건은 자유류 값으로 고정시켰으며, 유출류 조건은 내부의 계산영역에서 외삽하여 구하였다. x축은 축 대칭 경계조건이며, 벽면에서는 점성유동이므로 점착조건과 수직방향으로의 영압력 구배조건이 사용되었다. 벽면은 NCW, FCW, FiCW를 각각 적용하였고, 벽면 온도는 878 K으로 고정하였다.

3.1 열적 비평형(Thermal Non-equilibrium)

대다수의 극초음속 유동 조건에서, 충격과 층에서 유동이 머무르고 있는 시간은 열적 평형에 도달하기에 충분하지 않다. Fig. 3에서도 확인할 수 있듯이, 2-temperature 모델의 T와 T_v 가 충격과 뒤에 강한 열적 비평형 상태를 갖는다. 유동은 정체점 부근에 도달해서야 열적 평형 상태가 된다.

벽면에서의 열전달률에 열적 비평형 현상이 어떤 영향을 미치는지 알아보기 위해, 1-temperature(열적 평형) 모델과 2-temperature(열적 비평형) 모델을 각각 계산하였다. 이 때, 계산에 사용된 촉매벽 조건은 NCW이며, 벽면에서의 T와 T_v 는 같다고 가정하였다. Fig. 4에서 보이듯이, 열적 평형일 때의 정체점에서의 열전달률은 열적 비평형 모델보다 약 30% 낮게 예측하고 있다. 이와 같이 vibrational relaxation 현상은 벽면의 열전달률을 예측할 때, 상당한 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

Fig. 3에서 열적 평형 모델의 T가 열적 비평형 모델의 T_v

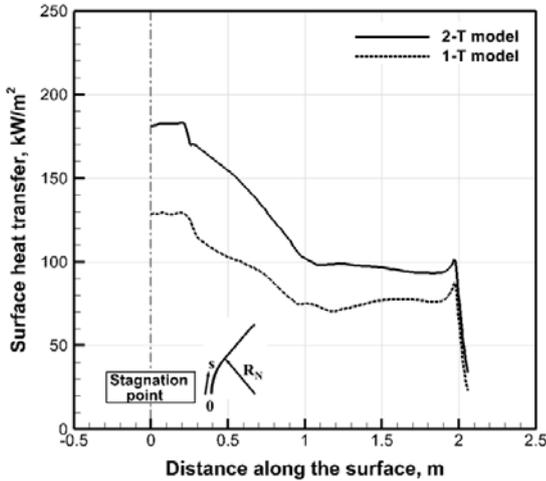


Fig. 4 Comparison of surface heat transfer between 1-T model and 2-T model

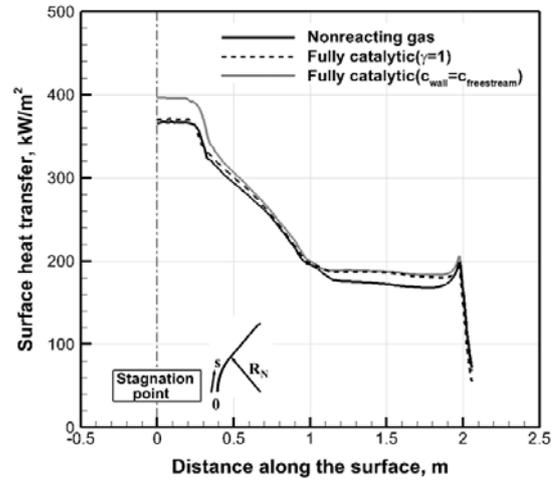


Fig. 6 Comparison of surface heat transfer between nonreacting and FCW

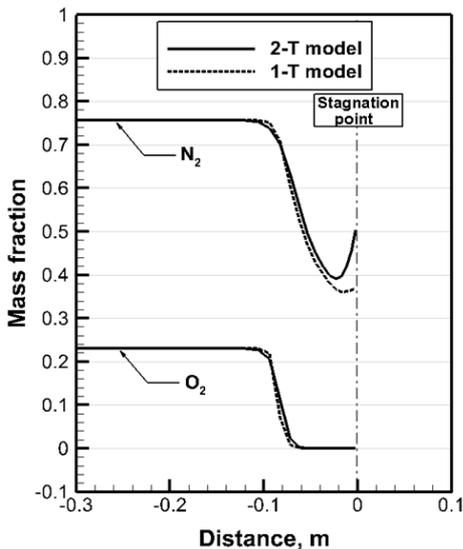


Fig. 5 Computed molecular mass fraction

다 낮은 것을 볼 수 있다. 또한, shock-standoff 거리도 열적 평형모델이 비평형 모델보다 작은 것을 확인할 수 있다. 이는 열적 평형 모델이 병진(translational)모드와 진동(vibrational)모드가 평형을 이룬다고 가정하기 때문이다. 평형상태로 가정한 T_v 는 비평형상태보다 크기 때문에 다소 많은 해리가 발생하게 된다. Fig. 5에서 평형상태일 때 N_2 가 더 많이 해리되는 것을 확인할 수 있다. O_2 는 평형상태의 T에서도 모두 해리가 되므로 비평형상태와 차이가 없는 것을 보이고 있다. 해리반응은 흡열반응이기 때문에, 에너지를 소모하게 되고 결과적으로 평형상태의 T는 비평형상태의 T보다 작은 값을 가지게 된다.

3.2 촉매벽 효과(Catalytic Wall Effects)

촉매벽 효과가 비행체 벽면의 열전달률에 미치는 영향을 알아보기 위해 다양한 촉매벽 경계조건에 대해 해석을 수행하였다. Goulard[1]의 원리 중 하나인 식 (14)에 대한 결과가 Fig. 6에 나타나 있다.

$$q \text{ to a fully catalytic wall } \approx q \text{ in a nonreacting gas} \quad (14)$$

여기서 nonreacting gas는 화학반응을 고려하지 않은 기체를 의미한다. 참고로 Fig. 6에 나타난 계산 결과는 화학반응만 고려하지 않고, 열적 비평형 모델은 적용한 경우이다. 화학반응을 고려하지 않는다는 것은 해리반응이 발생하지 않는다는 것을 의미한다. 따라서 해리로 인한 에너지 소모가 없으므로, 충격과층 뒤의 peak T는 화학반응을 고려하는 경우보다 더 높은 값을 갖게 된다. FCW의 열전달률은 대략적으로 병진에너지와 해리에 포함된 화학에너지의 합으로 나타나므로, 식 (14)가 성립한다. Fig. 6에서 nonreacting gas와 γ 가 1인 FCW는 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 6에 또 다른 FCW에 대한 결과도 나타나고 있는데, 이는 타 연구자들이 SCW (super catalytic wall)라고도 부르는 조건이다. 이는 γ 를 1로 두어 벽면에 충돌하는 원자들이 모두 재결합하는 FCW와는 다르게, 자유류 조건의 질량 분율을 벽면에 고정시키는 조건이다. 즉, 벽면 재료의 특성과는 무관하게 질량 분율을 강제로 고정시키므로, 열전달률을 가장 크게 예측한다. γ 가 1인 FCW가 벽면에 다가오는 원자들을 재결합시키는, 확산에 의존한 조건이라면 $c_{wall} = c_{freestream}$ 인 FCW는 경계조건 그 자체가 원자들을 벽면으로 몰아가는 조건이다.

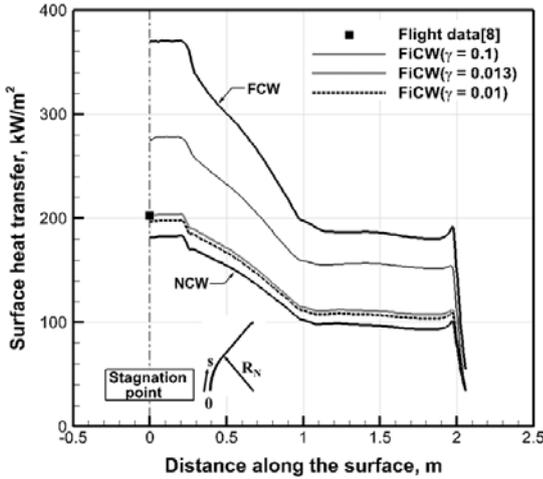


Fig. 7 Effects of surface catalytic wall on surface heat transfer

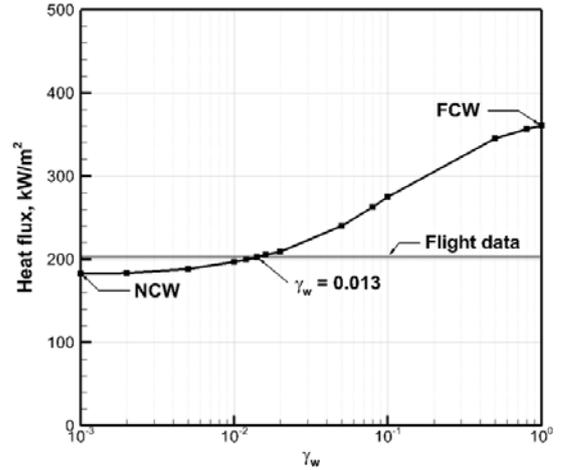


Fig. 9 Stagnation heat flux versus atom recombination probability

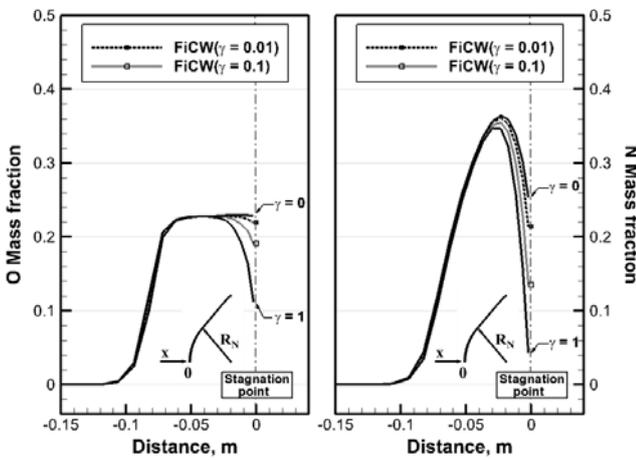


Fig. 8 Computed mass fraction for several catalytic wall conditions

Fig. 7은 재결합 확률, γ 의 값이 변함에 따라 촉매벽이 열전달률에 미치는 영향에 대해서 나타내고 있다. 정체점에서 FCW의 열전달률은 NCW보다 약 2배 정도 큰 값을 보이고 있다. 이러한 경향은 화학종의 질량 분율에 대한 구배로 나타나는 확산 열전달률이 크게 증가했기 때문이다. 비평형 유동에서 열전달률은 식 (15)와 같이 크게 전도(conduction) 항과 확산 항으로 구성된다.

$$q_w = \left(k_t \frac{\partial T}{\partial n} + k_v \frac{\partial T_v}{\partial n} + \sum \rho D \frac{\partial c_i}{\partial n} h_i \right)_w \quad (15)$$

여기서 열적 비평형 모델을 사용하였으므로, 전도 항은 온도 T 와 T_v 에 대한 영향이 모두 포함된다. FCW의 열전달률에서 확인할 수 있듯이 γ 가 1에 가까운 값을 가질수록, 즉 촉매도가 커질수록 확산 열전달률이 전체 열전달률에 차지하는 부

분이 커진다.

Fig. 8에서는 O와 N의 질량 분율을 나타내고 있다. NCW의 경우 해리된 O가 벽면에서 재결합이 일어나지 않는다. 반면, FCW에서는 재결합에 의한 O_2 의 생성으로 O가 벽면에서 0에 가까운 값을 갖는다. 이는 N의 경우도 마찬가지이다. N의 경우 γ 가 0인 경우도 벽면에서 N_2 로 재결합 되는데, 이는 촉매벽 효과가 아니라 기체상에서의 균일 재결합(homogeneous recombination)에 의한 것이다.

비행실험 데이터의 열전달률 값은 NCW와 FCW의 수치결과의 사이에 존재하는 것을 Fig. 7에서 확인할 수 있다. 열전달률을 보다 정확하게 예측하기 위해서는 촉매도를 나타내는 재결합 확률, γ 를 알아야 한다. 본 연구에서는 비행실험 데이터에 해당하는 값을 찾기 위해 γ 에 대하여 매개변수(parametric) 계산을 하였다. Fig. 9에서 확인할 수 있듯이, 비행실험 데이터에 해당하는 γ 는 0.013이다. OREX를 코팅하고 있는 재료의 γ 는 0.01의 크기를 갖는다고 알려져 있는데, 이 보다는 다소 높게 예측하고 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 촉매벽 경계조건을 추가한 압축성 Navier-Stokes 코드를 이용하여 열화학적 비평형 유동에서 촉매벽 효과가 비행체 벽면의 열전달률에 미치는 영향에 대해서 관찰하였다. Noncatalytic, fully catalytic, finite-rate catalytic 벽 경계조건을 사용하여 OREX 형상을 해석하였으며, 촉매벽 효과에 따른 화학종 농도의 변화, 온도, 표면에서의 열전달률을 관찰하였다. 수치해석 결과는 비행실험 데이터와 비교하였으며, finite-rate catalytic 경계조건이 정체점 근방에서의 열전달률을 예측하는데 있어서 중요한 역할을 한다는 것을 확인

하였다. 본 연구에서는 하나의 고도에 대해서만 해석을 수행하였으나, 촉매도가 높은 여러 고도에 대한 결과와 비행실험 데이터와 비교함으로써 수치해석 결과의 신뢰성을 확보할 수 있을 것이다.

후 기

본 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업의 지원(No. 2011-0020808)을 받아 수행된 연구이며, 이에 감사드립니다.

Note

This paper is a revised version of a paper presented at the KSCFE 2011 Autumn Annual meeting, Gyeongsan-si, Gyeongsangbuk-do, November 18, 2011.

References

- [1] 1958, Goulard, R., "On Catalytic Recombination Rates in Hypersonic Stagnation Heat Transfer," *Jet Propulsion*, Vol.39, pp.737-745.
- [2] 1980, Scott, C.D., "Catalytic Recombination of Nitrogen and Oxygen on High Temperature Reusable Surface Insulation," *Aerothermodynamics and Planetary Entry*, Vol.77, pp.193-212.
- [3] 1982, Stewart, D.A., Rakich, J.V. and Lanfranco, M.J., "Catalytic Surface Effects Experiment on the Space Shuttle," *Thermophysics of Atmospheric Entry*, Vol.82, pp.248-272.
- [4] 1964, Blottner, F.G., "Nonequilibrium Laminar Boundary Layer Flow of Ionized Air," *AIAA Journal*, Vol.2, No.11, pp.1921-1927.
- [5] 1976, Oyegbesan, A.O. and Algermissen, J., "Nonequilibrium Laminar Boundary Layer Flow of Dissociating Air," *ACTA Astronautica*, Vol.3, No.5-6, pp.374-394.
- [6] 1989, Scott, C.D., "Effects of Thermochemistry, Nonequilibrium and Surface Catalysis on the Design of Hypersonic Vehicles," *Hypersonics-Defining the Hypersonic Environment*, Vol.1, pp.355-427.
- [7] 2008, Jacobs, P.A. and Gollan, R.J., "The Eilmer3 code: User guide and example book," *Mechanical Engineering Report 2008/07*, The University of Queensland, Brisbane, Australia.
- [8] 1997, Gupta, R.N., Moss, J.N. and Price, J.M., "Assessment of Thermochemical Nonequilibrium and Slip Effects for Orbital Re-Entry Experiment," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol.11, No.4, pp.562-569.
- [9] 2001, Oran, E.S. and Boris, J.P., "Numerical Simulation of Reactive Flow," Cambridge University, New York, USA.
- [10] 1989, Macrossan, M.N., "The equilibrium flux method for the calculation of flows with nonequilibrium chemical reactions," *Journal of Computational Physics*, Vol.80, No.1, pp.204-231.
- [11] 1994, Wada, Y. and Liou, M.S., "A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities," *AIAA Paper 94-0083*.
- [12] 1991, Park, C., Howe, J.T., Jaffe, R.L. and Chandler, G.V., "Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions," 29th Aerospace Science Meeting, Reno, Nevada, USA.
- [13] 1963, Millikan, R.C. and White, D.R., "Systematics of Vibrational Relaxation," *The Journal of Chemical Physics*, Vol.39, No.12, pp.3209-3213.
- [14] 1981, Coffee, T.P. and Heimerl, J.M., "Transport Algorithms for Premixed Laminar Steady State Flames," U.S. Army Ballistic Research Lab., ARBRL-TR-02302, Aberdeen Proving Ground.
- [15] 1985, Scott, C.D., "Effects of Nonequilibrium and Wall Catalysis on Space Shuttle Heat Transfer," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.22, No.6, pp.489-499.