

재진입 비행체의 저고도 유동 특성에 관한 전산해석

박보근, 류석희, 조성진, 명노신*

경상국립대학교 기계항공우주공학부

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF FLOW CHARACTERISTICS OF RE-ENTRY VEHICLE AT LOW ALTITUDE

B.G. Park, S.H. Ryu, S.J. Jo and R.S. Myong*

Department of Mechanical Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

Re-entry vehicles fly through each layer of the atmosphere with different states during descent to Earth. In this study, we investigate the characteristics of the front bow shock wave and rear irregular wake flow of a model re-entry vehicle in the low-altitude transitional regime using CFD based on Navier-Stokes equations. Five species and seventeen species models is used to describe the reaction that might be present at supersonic and hypersonic speeds. It was shown that bow shock wave occurs farther in low-altitude transitional regimes than in high-altitude rarefied regimes. As altitude changes, the difference in heat flux appears to be greater than that of surface temperature due to the influence of heat energy from chemical reactions. Additionally, through a comparison of wake flows, it was confirmed that at lower altitudes, the irregularities of the boundary layer, separation, recompression, and recirculation flows increased, making the wake flows of the vehicle more irregular.

Key Words : 재진입 비행체(Re-entry Vehicle), 천이 영역(Transitional Regime), 고속 유동(High-speed Flow), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics)

1. 서론

극초음속 비행과 재진입에 대한 관심이 커짐에 따라 전 세계에서 재진입 단계에서의 비행 안전과 재진입의 상용화에 필요한 기술을 개발하고 있다[1]. 최근 누리호 비행의 성공으로 국내에서 발사체에 재진입 비행체 탑재를 통해 우주비행체의 재진입 성능을 검증하고자 하는 연구가 증가하고 있다. 이러한 연구의 재진입 비행체 성능 해석 및 분석 단계에서 상대적으로 비용 및 공간적 제한이 적게 요구되는 특징으로 인해 최근 수십 년 동안 CFD(Computational Fluid Dynamics) 해석이 점점 더 많이 사용되고 있다[2]. 재진입 비행체는 고도 100 km 부근의 고고도에서 재진입 비행을 시작하여, 하강하는 동안 각각 다른 상태를 가진 기체층을 통과하며, 고도

약 30 km까지 비행하여 낙하산 사출 전까지를 재진입 구간으로 본다. 재진입 초기 속도는 약 마하수 40의 매우 높은 속도에서 점점 감소하게 되는데, 이때 마하수 약 2-5의 Transitional Regime에 도달한다. 속도에 따라 비행체가 받는 환경은 변한다. 높은 마하수에서는 전방 충격파 이후 극심한 열 환경을 겪으며 비행체 벽면에 가해지는 열이 지배적으로 작용한다. 이때 높은 열로 인해 낮은 고도에서 발생하지 않는 화학반응이 발생한다. 여기서 다양한 이온화 반응이 발생하는데, 이때 병진 및 회전 에너지와 진동 에너지가 다른 비평형 상태가 된다. Fig. 1에서 나타나듯이, 높은 속도에서 질소 및 산소의 해리가 발생하는데, 이러한 이온화는 마하수 9 정도에서 평형 상태가 되며 일어나지 않게 된다[3-5]. 다양한 화학반응 및 이온화로 발생하는 열로부터 비행체를 보호하기 위해 TPS(Thermal Protection System)가 설계되어야 한다.

극초음속 재진입 비행에 대한 이론적이고 실험적인 연구는 1950년 이후 활발하게 이루어져 왔다. 재진입 비행체의 극초음속 단계에서의 CFD 연구는 다양하게 진행되었는데, Liever 등[6]은 화성 대기 진입 탐사선 Beagle 2의 Continuum Flow

Received: September 11, 2023, Revised: September 25, 2023,

Accepted: September 25, 2023.

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

DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2023.28.3.099

© KSCFE 2023

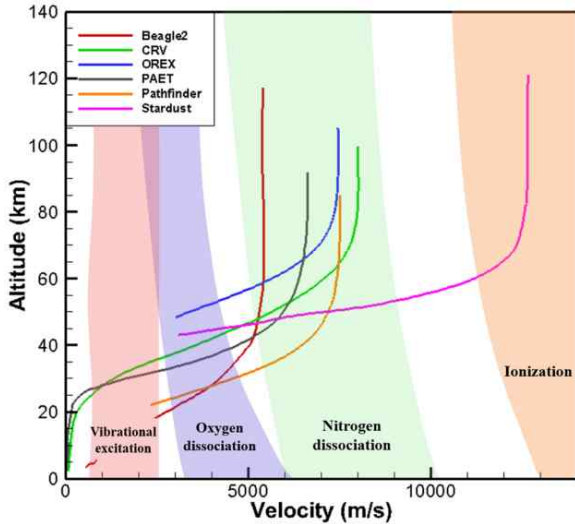


Fig. 1 Trajectories of various re-entry vehicles through Earth's atmosphere

Regime에서 공력해석을 예측하는 연구를 진행했고 Lee[7]는 무딘 물체에 대하여 극초음속 단계의 화학반응 발생을 고려한 공력가열을 예측하는 연구를 하였다. Roncioni 등[8]은 유럽 Intermediate Experimental Vehicle(IXV)의 고고도 공력가열과 극초음속 재진입에서 고온기체 반응의 영향에 관한 연구를 진행하였다. Fujino and Ishikawa[9]는 재진입 비행체에 자기장을 적용하여 화학반응으로 이온화된 플라즈마 유동에 대하여 높은 열에 의한 비행체의 가열량을 감소시키는 CFD 연구를 하였다. Mathews and Shefecque[10]는 고고도의 극초음속에서 아폴로 재진입 비행체 주변 열유동장을 해석하여 고도 및 속도에 따른 재진입체 표면에 가해지는 열을 분석하였다. 국내에서는 Lee and Park[11]이 뾰족한 형상의 노즈 반지름이 비평형 흐름에서 공력가열에 미치는 영향을 연구하였다. Kim 등[12]은 Navier-Stokes 코드를 이용하여 저궤도 재진입 비행체 주변의 공력해석 연구를 수행하였고 Kang 등[13]은 재진입 비행체 열유동장의 고온반응기체 효과에 대하여 연구하였다.

한편 Transitional Regime에서는 마하수 9 이상의 극초음속 대기조건과는 다르게 열 환경이 비행체에 미치는 영향은 매우 적으며 비행체 후류가 비행에 지대한 영향을 미친다. 비행체의 후류의 불안정한 유동은 재진입 비행체의 자세나 궤도에 영향을 주게 되어, 재진입 비행체의 설계 단계에서 생존성 및 안정성을 위하여 반드시 고려되어야 한다. Ivanovich 등[14]은 Transitional Regime에서 로켓 엔지니어링 기법을 통한 공기역학적 특성 연구를 진행하였고 Metha[15]는 낮은 마하수에서 다양한 재진입 비행체의 후류 유동장을 분석하고 압력계수를 통한 안정성 연구를 하였다. Schneider[16]는 층류-난류의

천이가 재진입체와 행성 탐사선에 미치는 영향과 Transitional Regime의 비행체 후방 가열의 영향성에 대하여 연구를 진행하였다. Komurasaki and Candler[17]는 RANS(Reynolds Average Navier Stokes) 방정식을 사용하여 소성(Ablating) 재진입 비행체에 대한 낮은 레이놀즈수로 인한 Transition 현상의 공력해석을 진행하였다. Yang 등[18]은 반응기에 따른 재진입 비행체 주변 유동장을 예측하고 시간에 따른 피치각의 진동과 피칭모멘트의 계산을 통해 재진입 비행체의 형상 최적화를 진행하였다. 이러한 연구를 바탕으로, 고고도 극초음속 단계에서 화학반응을 고려한 공력가열 및 열유동장 해석뿐만 아니라 낮은 마하수의 Transitional Regime에서의 유동장 해석을 통해 안정성을 확보하여 안전한 재진입을 지향하는 연구가 필요하다.

본 연구에서는 재진입 비행체의 재진입 궤도에서 저고도 Transitional Regime에 대하여 비행체 전방 충격파의 영향성과 비행체 후방의 불안정한 유동을 가지는 환경에 대한 해석을 수행하였다. 비행체 전방 속도, 온도, 압력, 비행체 표면 열유속, 그리고 후방의 유동 형태를 비교하여 Regime의 특성을 확인하였다.

2. 지배 방정식

본 연구에서 분석하고자 하는 고도 100 km 이하의 고고도에 대한 공력해석을 위해서 희박한 기체의 효과를 고려하여야 한다. 그러나 연속체를 가정한 Navier-Stokes 방정식을 근사적으로 적용 가능함에 대한 타당성이 이전 연구에서 분석되었다 [12]. 기체의 연속성에 대하여 판단이 가능한 무차원수인 Knudsen Number가 0.1 이하여야 Navier-Stokes 방정식의 적용이 가능하다. Knudsen Number는 고도의 상승에 따라 선형적으로 증가[19]하는데, 고도 100 km에서 대기의 Knudsen Number가 약 0.01로 나타나 고도 100 km 이하의 비행 영역에서는 Navier-Stokes 방정식의 적용에 대한 타당성을 확인하였다.

이를 통해 고고도에서 극초음속으로 재진입을 하는 비행체의 유동장 해석을 위하여 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 하였다. 이는 압축성 효과와 점성을 고려할 수 있고 대기권의 공기 흐름을 정확하게 모사할 수 있는 특징이 있다.

극초음속 유동에서 단일기체에 대한 Navier-Stokes 방정식을 고온반응기체 효과를 고려하기 위하여 혼합기체로 확장한 지배방정식을 사용하였다. 그에 앞서, 단일기체의 질량 보존 방정식은 다음과 같이 표현한다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \tag{1}$$

여기서 ρ 는 혼합기체의 밀도, u_j 는 j-방향의 질량 평균 속도를 나타낸다. 유동장 해석에 사용된 운동량 보존방정식은 아래와 같이 표현한다.

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

여기서 p 는 압력, k 는 난류 운동에너지, δ_{ij} 는 Kronecker Delta 그리고 τ_{ij} 는 전단응력 텐서(Tensor)를 뜻한다. 비점성 유동의 경우 우변 항의 값은 0이 되며, 층류 유동 또는 대수 난류 모델에서는 난류 운동 에너지 k 는 0이 된다. 이러한 형태의 운동량 방정식은 열량 완전(Calorically Perfect) 기체와 다중(Multi-species) 및 다혼합(Multi-mixture) 기체 모두 적용이 가능하다. 한편 해석에 사용된 체적당 총에너지 보존방정식은 아래와 같이 표현한다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial E_t}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}[(E_t + p)u_j] \\ = \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j \tau_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j}(\sum_{s=1}^{ns} h_s J_{Sj}) \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 E_t 는 체적당 총에너지, q_j 는 j-방향에서의 열유속(Heat Flux)을 뜻하며, 우변 항의 마지막 항은 분자의 확산효과에 의한 열전달을 뜻한다. 앞의 단일기체에서 질량 보존방정식을 통해 화학종 또는 혼합물 질량 분율에 대한 방정식으로 아래와 같이 표현한다.

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho_s u_j) = \frac{\partial J_{sj}}{\partial x_j} + w_s \quad (4)$$

여기서 ρ_s 는 화학종 또는 혼합기체의 밀도, J_{sj} 는 j-방향 질량 확산 유량, 그리고 w_s 는 화학종 s의 반응과 관련된 용출항을 뜻한다. 혼합 또는 화학반응이 포함될 경우 질량 보존방정식은 종 질량 보존방정식으로 대체된다. 혼합기체의 밀도는 아래와 같이 표현한다.

$$\rho = \sum \rho_s \quad (5)$$

유동 흐름을 비평형으로 고려할 때 분자의 내부에너지를 고려해야 하며, 내부에너지에 관련된 지배방정식은 모든 화학종을 하나의 내부 온도로 대표할 수 있다고 가정한다. 각 분

자는 독립적으로 존재하며, 각각의 화학종에 대하여 내부 온도를 지정할 수 있다[20]. 이 경우 분자의 내부에너지에 대한 보존방정식은 아래와 같이 표현한다[21].

$$\begin{aligned} \frac{\partial E_{int}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}[E_{int} u_j] \\ = \frac{\partial}{\partial x_j}(\sum_s e_{int,s} J_{s,j} - q_{int,j}) + w_{int} \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 E_{int} 는 체적 당 분자 내부에너지, $e_{int,s}$ 는 화학종 s에 대한 질량 당 분자 내부에너지, $q_{int,j}$ 는 j-방향으로의 내부에너지에 대한 열유속을 뜻한다. 또한 w_{int} 는 혼합기체의 내부에너지와 평형 에너지 사이 전위차(Potential Difference)에 대한 용출항을 뜻한다.

내부에너지 방정식은 모든 분자 종이 하나의 내부 온도로 표현할 수 있다는 가정에 기초한다. 더 일반적인 접근법은 각 분자 종을 개별적으로 취급하여 각 종에 대한 내부 온도 및 내부에너지 방정식을 생성한다. 마지막으로, 내부에너지 방정식은 진동에너지를 보존 또는 몰 단위의 진동과 전자의 결합 에너지의 보존을 뜻한다.

3. 수치해석 기법

3.1 해석 기법

본 연구에서는 재진입 비행체 주위 극초음속 유동에서 밀도 기반 압축성 Navier-Stokes 코드를 이용하여 다양한 종류의 화학종 반응을 효율적으로 다룰 수 있는 CFD-FASTAN을 사용하였다[20]. 유동성을 계산하기 위한 Implicit Roe's Solver는 충격파와 점성 경계층을 정확하게 포착하기 위하여 사용하였다. 충격파 부근의 단조성을 유지하기 위하여 2차 재구성 기법과 플럭스 제한자(Limiter)로 Van Leer 모델을 사용하였고, 난류 모델로는 $k-\omega$ SST 모델을 사용하였다. 시간 이산화 기법은 Backward Euler를 사용하였다.

3.2 해석 모델 및 경계조건

본 연구에서 사용한 해석 모델은 KRC(Korean Re-entry Capsule)로, JAXA의 Hayabusa Re-entry Capsule을 바탕으로 설계한 모델이며 그 형상은 Fig. 2와 같다. 비행체 지름은 400 mm, Fore-body Shell Angle은 34.6°로 설계하였다. 격자의 전방 및 후방 경계는 각각 비행체의 축 방향 길이(D)의 1D, 8D이며 상하 경계는 5D로 설정하였다. Fig. 3와 같이 실제 형상의 절반 부분을 이용하여 축 대칭 격자를 생성하였으며, Wall로부터 최소 격자 Spacing을 10^{-4} m로 하여 격자를 집중하여 비

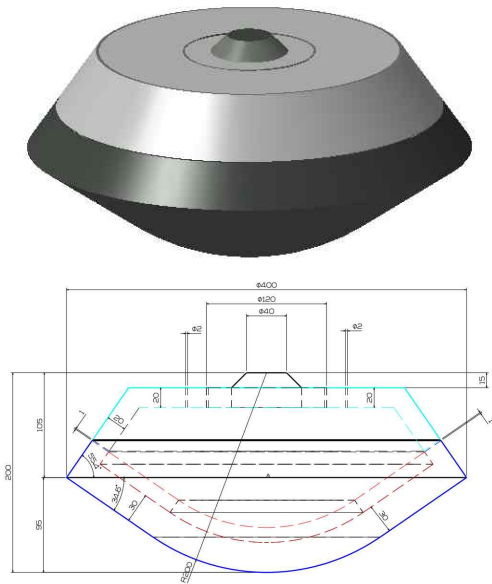


Fig. 2 KRC configuration

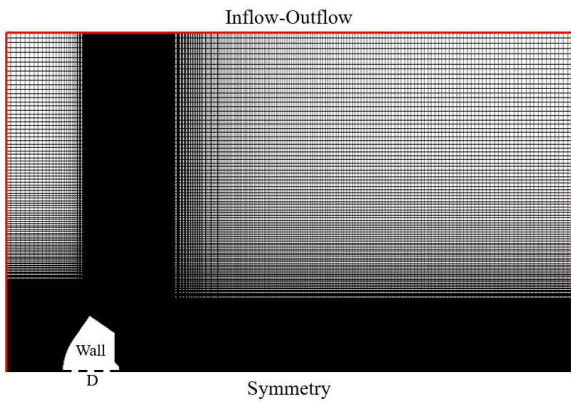


Fig. 3 Grid system and boundary conditions

행체 전방 충격과 및 후류 유동의 해석 결과를 정확하게 하였다[22]. 비행체 표면은 Adiabatic, Non-slip, Non-catalytic, 0.8로 고정된 Emissivity 값을 가지는 Wall로 하였다. 아래의 측대칭은 Symmetry, 전방과 후방 외곽에 Inflow-Outflow의 경계 조건을 주었다. 비행체 전방에서 비행체 표면과 충격파의 거리는 마하수가 커질수록 매우 근접하게 되고, 이때 전방 경계를 최소화함으로써 해석 결과에 영향을 적게 미치는 격자수를 줄였다. 해석에 사용된 비행 데이터는 Table 1에 나타내었고, 저고도 유동 특성을 고고도의 유동 특성과 비교하기 위하여 가장 높은 Peak Heat flux 값을 가지는 고도 53 km의 비행 데이터를 사용하였다. 초기 Vibrational Temperature는 동일하게 300 K으로 설정하였다.

3.3 화학반응 모델

극초음속 단계에서 화학반응을 고려하기 위해 5종류의 화학종(N₂, O₂, N, O, NO)으로 구성된 혼합기체를 사용하였다. 높은 고도에서는 이온화 반응도 중요한 역할을 할 수 있지만, 정체점에서의 온도가 약 9,000 K보다 작을 때 이온화 반응에 의한 효과는 무시할 수 있는 수준으로 작은 것으로 나타났다 [23]. 화학종들의 각각 질량분율(Mass Fraction)을 Table 2로 나타내었다. 재진입 궤도에서 기체의 화학반응에 의한 효과를 고려[24]하기 위해 Table 3와 같이 17단 다단 화학 반응식을 사용하였다.

화학적 평형을 나타내기 위하여 화학 반응식을 다음과 같이 계산한다.

$$aA + bB \leftrightarrow xX + yY \tag{7}$$

$$v_1 = k[A]^m [B]^n \tag{8}$$

Table 1 Flight conditions

Alt. (km)	Velocity (m/s)	Mach Number	Temperature (K)	Pressure (Pa)	Reynolds Number
53	9756.02	29.83	265.05	51.8668	50,457
35	2287.84	7.42	237.05	558.924	150,340
33	1,361.11	4.47	231.45	748.228	124,340
32	987.49	3.26	228.65	868.019	106,580
31	681.98	2.26	227.65	1,008.23	86,013
30	444.96	1.47	226.65	1,171.87	65,627

Table 2 Species mass fraction

Species	N ₂	O ₂	N	NO	O
Mass fraction	0.747	0.25	0.001	0.001	0.001

Table 3 Constants employed in Arrhenius equation for calculating forward reaction rate coefficients [22]

Reaction	c _f	η _f	E _a (K)
O ₂ + O ↔ O + O + O	1.0 × 10 ²²	-1.5	59,500
O ₂ + N ↔ O + O + N	1.0 × 10 ²²	-1.5	59,500
O ₂ + NO ↔ O + O + NO	2.0 × 10 ²¹	-1.5	59,500
O ₂ + O ₂ ↔ O + O + O ₂	2.0 × 10 ²¹	-1.5	59,500
O ₂ + N ₂ ↔ O + O + N ₂	2.0 × 10 ²¹	-1.5	59,500
N ₂ + O ↔ N + N + O	3.0 × 10 ²²	-1.6	113,200
N ₂ + N ↔ N + N + N	3.0 × 10 ²²	-1.6	113,200
N ₂ + NO ↔ N + N + NO	7.0 × 10 ²¹	-1.6	113,200
N ₂ + O ₂ ↔ N + N + O ₂	7.0 × 10 ²¹	-1.6	113,200
N ₂ + N ₂ ↔ N + N + N ₂	7.0 × 10 ²¹	-1.6	113,200
NO + O ↔ N + O + O	1.1 × 10 ¹⁷	0.0	75,500
NO + N ↔ N + O + N	1.1 × 10 ¹⁷	0.0	75,500
NO + NO ↔ N + O + NO	1.1 × 10 ¹⁷	0.0	75,500
NO + O ₂ ↔ N + O + O ₂	5.0 × 10 ¹⁵	0.0	75,500
NO + N ₂ ↔ N + O + N ₂	5.0 × 10 ¹⁵	0.0	75,500
N ₂ + O ↔ NO + N	1.8 × 10 ¹⁴	0.0	38,400
NO + O ↔ O ₂ + N	2.4 × 10 ⁹	1.0	19,220

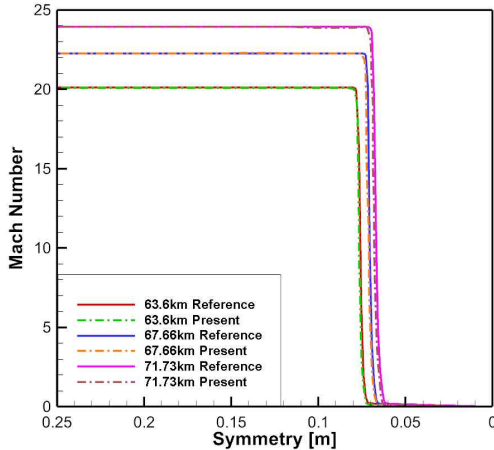


Fig. 4 Mach number of OREX at 63 km condition

여기서 v_1 은 화학반응 속도, k 는 Chemical Reaction Rate Constant이다. $[A]$ 는 화학종 A의 몰농도이고 m 과 n 은 반응식의 계수와 상관없이 실험적으로 구해진다. 이를 통해 정반응과 역반응의 속도가 같아지는 평형 상태를 만드는 평형상수 K 는 다음과 같다.

$$K = \frac{k_1}{k_2} = \frac{[X]^x [Y]^y}{[A]^a [B]^b} \tag{9}$$

여기서 k_1 는 정반응 속도 계수, k_2 는 역반응 속도 계수이다. 평형상수 K 의 값이 열에너지 등의 원인으로 다른 값이 되면 화학적 비평형 상태가 된다[25].

흐름의 열적 비평형을 계산하기 위하여 Park[26]의 Two Temperature Model을 사용하였다. 반응 속도 계수는 Arrhenius 방정식을 이용하여 모델링되었다. Table 3에서 c_f 는 Pre-exponential Factor, η_f 는 Temperature Exponent, 그리고 E_a 는 Activation Energy를 나타낸다.

3.4 해석기법 검증

극초음속 유동의 수치해석 기법을 검증하기 위하여 지구 재진입 비행체인 OREX 형상으로 전산해석을 수행하였다. 63.6 km, 67.66 km, 71.73 km에 대해 유동의 속도를 비교하였다. 2D-axisymmetric을 사용해 약 25,000개의 격자를 생성했으며, 경계조건으로는 Inflow-outflow, Extrapolated Outlet, Wall 조건을 사용하였다. Wall의 경계조건으로는 Emissivity 0.8을 적용했다. Fig. 4는 Symmetry에서의 속도 분포를 나타낸다. 이전 연구[3]의 전산해석 결과를 Reference로 하여 본 연구와 충격파의 Stand-off distance 및 속도가 일치하는 결과가 나타났다

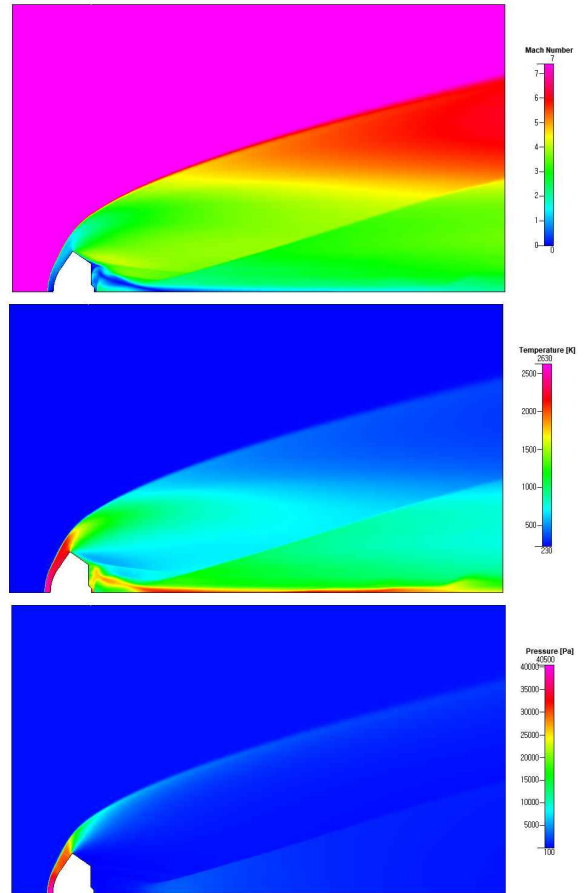


Fig. 5 Contour of KRC at 35 km, M = 7.42 (Pressure, temperature)

며, 이를 통해 해석기법에 대한 신뢰성을 확보하였다.

4. 공력해석 결과

본 연구에서는 재진입 비행체의 전방 및 후방의 유동 특성을 분석하기 위해 KRC 형상에 대하여 고도에 따른 비행 데이터와 압력 등 대기조건에 따라 해석을 수행하였다. 고도에 따른 전방 충격파 및 후류의 형태의 변화, 재진입 비행체에 가해지는 열과 압력을 분석했다.

Fig. 5는 고도 35 km의 비행체 주변 유동에 대한 마하수, 압력, 온도의 분포를 나타내었다. KRC 재진입 비행체 전방에서 높은 마하수로 인해 전방 충격파가 형성되는 것을 확인하였다. 전방 충격파를 지난 유동은 Stagnation Line 방향으로 이동하며, 비행체 후방에서 재순환되는 유동의 특성을 확인하여 재진입 비행체의 저고도 유동의 특징을 확인하였다.

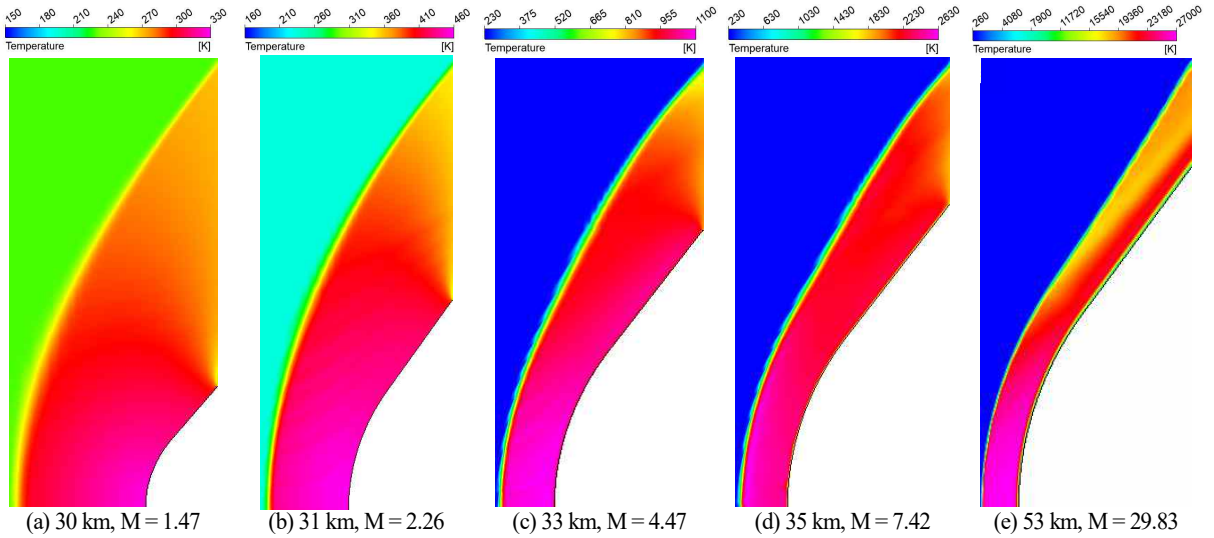


Fig. 6 Bow shock wave in front of KRC at different altitudes

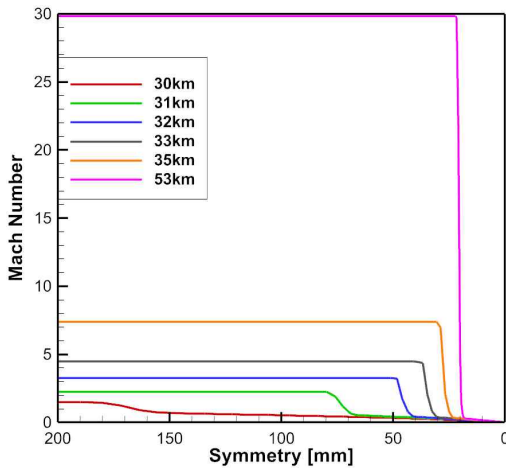


Fig. 7 Variation in Mach number along the stagnation line at different altitudes

4.1 정체선에서의 유동 특성

Fig. 6는 각각 다른 고도에서 재진입 비행체 전방의 충격파 형태를 나타내었다. 마하수가 높아질수록 충격파가 비행체 가까이 나타남을 확인할 수 있다. 충격파가 발생한 지점을 Fig. 7에 비행체 전방 정체선에 따른 마하수의 변화로 나타냈다. 고도 35 km에서는 충격파의 발생 지점이 비행체로부터 30 mm 지점이지만, 고도 31 km에서는 비행체로부터 80 mm 지점으로 나타났다. Mach Number 1.47인 고도 30 km에서는 충격파가 180 mm 지점부터 발생하며, 충격파 이후 감속이 다른 고도에 비해 작다. 이는 천음속에 가까워지는 고도 30 km에

서는 충격파의 세기가 다른 고도에 비해 약하므로 충격파 이후 유동의 변화가 작기 때문이다. 위치에 대한 마하수 변화 (dM/dx)를 Table 4에 나타냈다. 극초음속 단계의 고도 53 km에서는 약 -24.781 m^{-1} 의 감소율을 보였다. 초음속 부근의 고도 35 km에서 약 -2.6615 m^{-1} , 고도 30 km에서 약 -0.0394 m^{-1} 으로 약 67배 차이 나는 것을 확인하였다. 이는 마하수의 차이로 인해 충격파의 세기가 달라 감속의 차이가 발생한 것으로 판단된다. 고도 35 km에서는 충격파로 인해 매우 급격하게 마하수가 감소함에 비해, 고도 30 km에서는 완만한 감소율을 확인할 수 있다.

Fig. 8은 각각 다른 고도에서 재진입 비행체 전방의 중심축 선을 따라 온도 및 압력의 변화를 나타냈다. 유동의 높은 운동에너지는 열에너지로 변환되어 비행체 앞에 충격파를 형성한다. 속도가 빠를수록 온도의 상승량은 더욱 크게 된다. 고도 30 km에서는 충격파 이후 온도가 324 K으로 비행체 주변

Table 4 Flow characteristic at symmetry line

Altitude (km)	30	31	32	33	35	53
Stand-off dist. (mm)	180	80	58	39	30	22
dM/dx (m^{-1})	0.0394	0.2192	0.5848	1.1152	2.6615	24.781
Max trans-rot. temp. (K)	364	723	1,603	3,607	7,793	51,560
Max vib. temp. (K)	320	440	655	910	2,302	26,983
Max pres. (Pa)	3,867	7,099	12,207	19,492	39,885	60,488

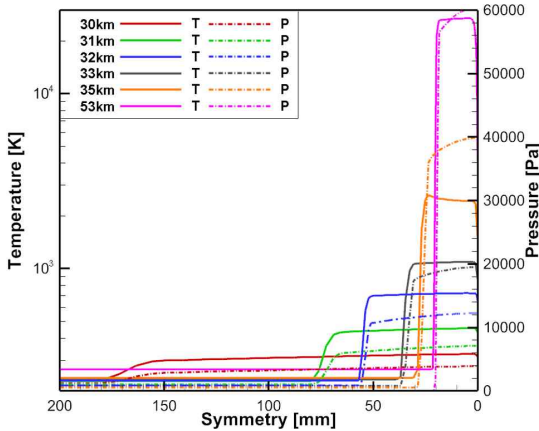


Fig. 8 Variation in total temperature and pressure along the stagnation line at different altitudes

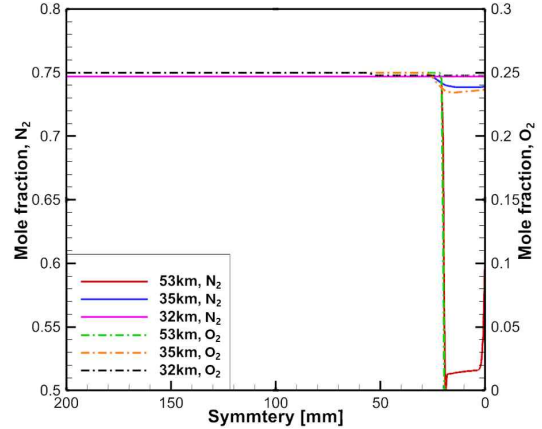


Fig. 10 Variation in the mole fraction of N₂ and O₂ along the stagnation line at different altitudes

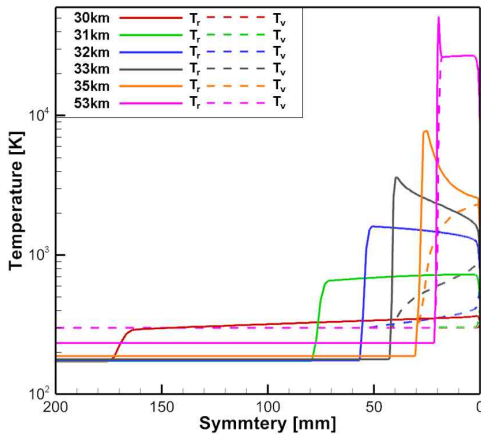


Fig. 9 Variation in trans-rotational temperature and vibrational temperature along the stagnation line at different altitudes

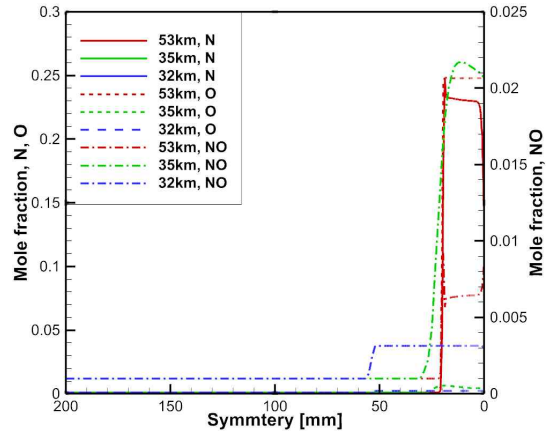


Fig. 11 Variation in the mole fraction of N, O, and NO along the stagnation line at different altitudes

대기의 온도보다 약 100 K 상승하는 반면, 고도 35 km에서는 충격파 이후 2,627.13 K에 도달하여 약 2,390 K 상승함을 확인하였다. 고도 53 km에서는 26,948 K으로 약 26,700 K의 큰 상승량을 보였다. 이는 기체가 충격파를 통과한 후 높은 마하수의 운동에너지가 열에너지로 전환되어 급격한 온도 상승을 일으키기 때문이다.

Fig. 9는 고도에 따른 열적 비평형을 확인하기 위하여 Trans-rotational 온도와 Vibrational 온도를 나타냈다. 최대 Trans-rotational 온도가 Vibrational 온도보다 크게 나타나며[27], 이를 Table 4에 나타내었다. 두 온도 최댓값의 차이는 고도가 높아질수록 커지는 것을 확인하였다. 이를 통해 재진입 비행체의 CFD에서 열적 비평형 모델의 필요성이 분명히 보이는 것을 확인하였다.

압력의 변화는 온도 변화와 유사하게 충격파를 지나며 압

력이 크게 증가한다. 그러나 충격파 이후 온도가 감소하는 온도 변화와는 다르게 재진입 비행체로 가까워질수록 압력이 증가하여 Stagnation Point에서 가장 높은 압력이 발생한다. 이는 비행체가 충격파를 통과한 이후에도 압력 파동이 계속해서 생성되는데, 이 압력 파동이 비행체 주변에서 중심으로부터 방사형으로 전파되어 비행체 주변의 압력이 계속해서 상승하기 때문이다. 비행체가 더 빠른 속도로 재진입한다면 압력 파동은 더 빠르게 확산하여 압력이 더 상승하게 된다.

고도에 따라서 충격파 이후 화학종 5종의 분포를 조사하여 화학 반응의 영향성을 확인하였다. Fig. 10은 고도 53 km, 35 km, 32 km에서 정체선을 따라 분자 질소와 산소의 질량 분율을 나타내었다. 고도 53 km에서는 높은 온도로 인한 분자의 해리가 발생하였다. 산소 분자의 해리 온도가 상대적으로 낮아 완전하게 해리되었고, 질소 분자는 열적 비평형으로 인해

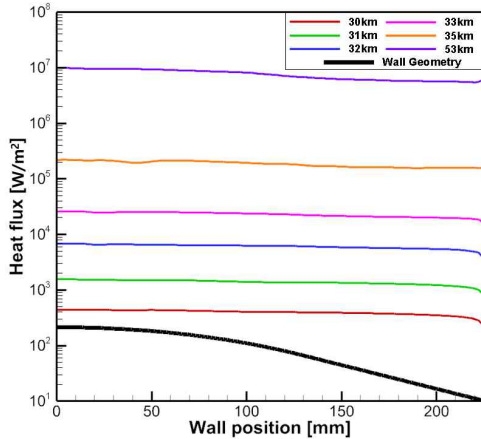


Fig. 12 Wall heat flux distribution on the frontal surface of KRC vehicle

분자 및 원자 사이의 충돌이 충분하지 않아 완전한 해리가 되지는 않았다[3]. 이와 비교하여 고도 35 km에서는 충격파 이후 질량 분율의 변화로 보아 소량 해리가 발생하였고, 32 km에서는 질량 분율의 변화가 거의 없음을 통해 해리가 발생하지 않았음을 알 수 있다. Fig. 11은 질소 원자, 산소 원자, 일산화질소의 질량 분율을 나타내었다. Fig. 10에서 질소 분자와 산소 분자가 해리되어 질소 원자와 산소 원자의 질량 분율이 상승함을 확인할 수 있다. 또한 질소 원자와 산소 분자가 반응하여 일산화질소의 질량 분율이 상승하였다. 이를 통해 고도 35 km에서는 재진입 비행체에 화학 반응의 영향이 있었고, 고도 32 km에서는 낮은 온도와 압력으로 인해 화학 반응의 영향성을 무시해도 될 만큼 거의 발생하지 않았음을 확인하였다.

4.2 재진입 비행체 표면 특성

재진입에서 높은 마하수의 흐름은 고온 열화학적 메커니즘을 가진다. 열유속의 정확한 계산은 열 환경으로부터 내부 시스템을 보호하는 열 보호 시스템을 설계하는 데 필수적이다. 그러나 본 연구를 저고도의 초음속 단계에서 진행하였으므로, 매우 높은 열 특성을 가지는 고고도 극초음속 단계의 최대 열유속을 나타내는 고도 53 km의 최대 열유속 997 kW/m² 보다 약 400배 적은 열유속을 가진다. 따라서 고도에 따른 재진입 비행체 표면에서 열유속 분포와 차이를 분석하였다.

Fig. 12를 통하여 각 고도에 대하여 Stagnation Point 부근에서 최대 열유속이 계산됨을 확인하였다. 최대 열유속은 Table 5에 나타내었다. 고도가 상승함에 따라 온도의 증가량에 비해 열유속의 더 크게 증가한 것을 확인하였다. 특히, 가장 큰 차이를 보이는 고도 33 km와 35 km를 비교하였을 때 최대 온

도가 1,092 K와 2,627 K로 약 2.4배 차이가 나는 반면 열유속은 25,861 W/m²과 219,635 W/m²로 약 8.5배 차이가 남을 확인하였다. 이는 높은 고도에서 마하수가 높을수록 열에너지가 전환되는 비율이 증가하기 때문이다[3-5].

Stagnation Point 부근에서 최대 열유속을 나타낸 뒤 비행체 Shoulder 방향으로 열유속이 감소하는 경향성을 보이는데, 이는 충격파가 Stagnation Point에서 가장 크게 발생한 후 주변으로 전파되며 온도 및 압력이 모두 감소하여 열에너지가 감소하였기 때문이다. 또한 충격파의 Sonic Line이 비행체 Shoulder 부근에서 형성되어 급격하게 압력이 감소하여, 재진입 비행체 Shoulder 부근에서 열유속이 급격하게 감소하였다[28].

4.3 재진입 비행체 후류 특성

고고도에서 재진입 유동과는 다르게 Transitional Regime을 가지는 저고도에서 재진입 비행체 후류는 복잡한 유동장을 가진다. 충격파를 통해 느려진 유동은 재진입 비행체의 Shoulder에서 Prandtl-Meyer 확장 유동으로 유속이 가속된다[29]. 가속된 유동은 Boundary Layer를 따라 비행체 중심선 방향으로 이동한 후 박리를 거쳐 재압축되어 전방 충격파와 유사한 형태로 분리 충격파가 발생한다. 분리 충격파는 유동의 마하수가 빠를수록 비행체에 가까이 나타나는 것을 확인하였다. 후방 Stagnation Point에서 비행체 중심선을 따라 흐르는 비점성 초음속 유동과 비행체 방향으로 흐름이 역전하는 점성 유동으로 나뉘게 되는데, 역전한 점성 유동은 비행체 후방 벽면을 따라 흘러 Shoulder에서 가속된 유동을 만나 흐름을 반복하게 되며 재순환 고리를 형성하게 된다[30].

고고도의 고속에서 비행체를 따라 역전하는 유동은 비행체 Shoulder에서 가속된 유동을 만났을 때 상대적으로 느린 속도로 인해 가속된 유동에 영향을 미치지 않지만, 저고도의 마하수 1~5의 초음속에서는 재순환 유동이 가속된 유동에 영향을 미쳐 재진입 비행체 후류 유동의 흐름이 불규칙해지는 결과를 보인다.

Fig. 13은 고도 30 km, 32 km, 35 km의 속도장을 나타냈다. 비교적 층류의 형태로 흐르는 고도 35 km의 유동 흐름과는 달리, 고도가 낮아질수록 유동의 흐름이 불안정해지는 해석 결과를 확인할 수 있다. 특히, 고도 30 km 속도장에서는, 마하수 1.47의 초음속에서 비행체 후방 재순환 유동이 Prandtl-Meyer 확장 유동에 영향을 미쳐 가속되어, 자유류 유

Table 5 Heat flux at blunt body

Altitude (km)	30	31	32	33	35	53
Max Heat flux (kW/m ²)	0.43	1.55	6.88	25.86	219.63	9965.74

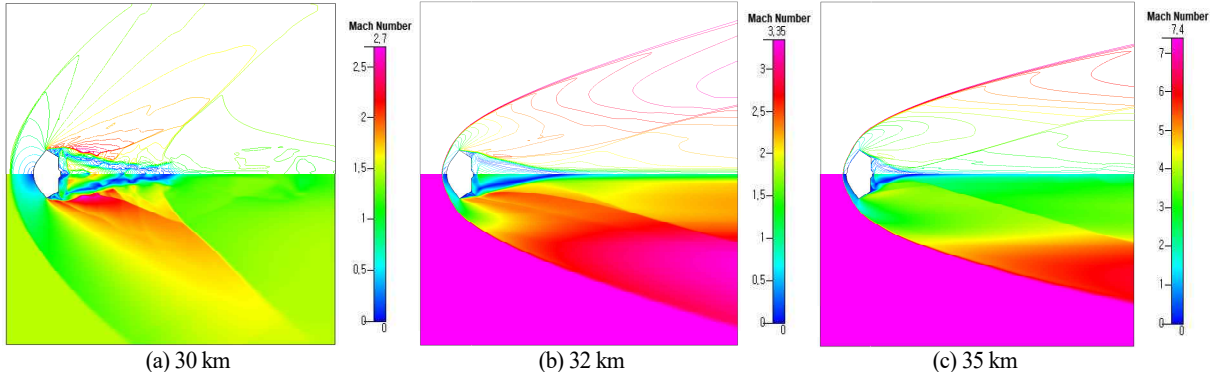


Fig. 13 Mach number contour at different altitudes

동 마하수보다 더 빠름을 확인할 수 있다. 또한 Shoulder를 지난 Boundary Layer의 유동과 재순환 유동 모두 불규칙하게 나타남을 확인하였다.

5. 결 론

저고도에서 재진입 비행체 주위의 초음속 유동장에 관한 특성을 분석하기 위해 KRC 재진입 비행체 주위 유동장에 대하여 전산해석을 진행하였다. 저고도의 여러 고도에 대하여 유동장을 비교하여 고도에 따른 유동장을 통해 마하수, 온도, 압력, 열유속과 같은 표면 특성과 후류 유동장을 분석하였다.

Park's Two Temperature 모델로 열적 비평형을 고려하였고, 5가지 화학종, 17가지의 화학 반응식을 적용하여 고극초음속의 고도 53 km와 초음속 및 극초음속 영역인 고도 33 ~ 30 km와 35 km에서의 유동 특성을 비교하였다. 유동 해석 결과 고도가 높아짐에 따라 충격파가 재진입 비행체 가까이, 그리고 더 가파르게 마하수가 감소함을 확인하였다. 또한 온도와 압력 모두 충격파를 통해 급격하게 상승하였는데, 저고도 해석 결과 중에서 고도 35 km에서는 분자 간 충돌이 가장 많아 화학 반응이 활발하게 발생하여 다른 고도 데이터와는 다르게 충격파 발생 지점에서 가장 높은 온도를 나타내고 감소하는 경향을 확인하였다. 재진입 비행체 표면을 확인하였을 때, 고도에 따른 표면 온도의 차이보다 충격파에 의한 열에너지의 영향으로 열유속의 차이가 더 크게 나타남을 확인하였다. 재진입 비행체 후류의 비교를 통하여 저고도에서 경계층, 박리, 재압축 및 재순환 유동의 불규칙성이 증가하여 비행체 주변 및 후류의 유동이 불규칙해짐을 확인하였다. 본 연구를 통해 저고도에서 재진입 비행체의 안정성을 계산하여 비행체 설계 단계의 연구에 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

본 논문은 2023년 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 스페이스챌린지사업(NRF-2022M1A3B8075129)과 우주분야 전문인력양성사업(NRF-2022M1A3C2074536)의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

References

- [1] 2005, Lips, T. and Fritsche, B., "A Comparison of Commonly Used Re-entry Analysis Tools," *Acta Astronautica*, Vol.57, No.2-8, pp.312-323.
- [2] 2020, Viviani, A., Aprovitola, A., Iuspa, L. and Pezzela, G., "Aeroshape Design of Reusable Re-entry Vehicles by Multidisciplinary Optimization and Computational Fluid Dynamics," *Aerospace Science and Technology*, Vol.105, 106029.
- [3] 2020, Chae, J.H., Mankodi, T.K., Choi, S.M. and Myong, R.S., "Combined Effects of Thermal Non-equilibrium and Chemical Reactions on Hypersonic Air Flows Around An Orbital Reentry Vehicle," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.21, pp.612-626.
- [4] 2019, Mankodi, T.K. and Myong, R.S., "Quasi-classical Trajectory-based Non-equilibrium Chemical Reaction Models for Hypersonic Air Flows," *Physics of Fluids*, Vol.31, 106102.
- [5] 2020, Mankodi, T.K., Bhandarkar, U.V. and Myong, R.S., "Collision Cross Sections and Nonequilibrium Viscosity Coefficients of N₂ and O₂ based on Molecular Dynamics,"

- Physics of Fluids*, Vol.32, 036102.
- [6] 2003, Liever, P.A., Habchi, S.D., Burnell, S.I. and Lingard, J.S., "Computational Fluid Dynamics Prediction of the Beagle 2 Aerodynamic Database," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.40, No.5, pp.632-638.
- [7] 1998, Lee, M.G., "Aerodynamic Heating Prediction of Reacting Blunt Body Flow with an Impinging Shock Wave," International Heat Transfer Conference Digital Library, Begel House Inc, New York.
- [8] 2011, Roncioni, P., Ranuzzi, G., Marini, M., Paris, S., Cosson, E. and Walloschek, T., "Experimental and Numerical Investigation of Aerothermal Characteristics of Hypersonic Intermediate Experimental Vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.48, No.2, pp.291-302.
- [9] 2006, Fujino, T. and Ishikawa, M., "Numerical Simulation of Control of Plasma Flow with Magnetic Field for Thermal Protection in Earth Reentry Flight," *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol.34, No.2, pp.409-420.
- [10] 2015, Mathews, R.N. and Shafecque, A.P., "Hypersonic Flow Analysis on an Atmospheric Re-entry Module," *International Journal of Engineering and General Science*, Vol.3, No.5, pp.991-1001.
- [11] 2003, Lee, C.H. and Park, S.O., "Effects of Nose Radius of Blunt Body on Aerodynamic Heating in Thermochemical Nonequilibrium Flow," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.8, No.4, pp.34-40.
- [12] 2008, Kim, C.W., Lee, Y.G. and Lee, D.S., "Aerodynamic Analysis of Sub-orbital Re-entry Vehicle," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.13, No.2, pp.1-7.
- [13] 2014, Kang, E.J., Kim, J.Y., Park, J.H. and Myong, R.S., "Computational Investigation of the High Temperature Reacting Gas Effects on Re-entry Vehicle Flowfields," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.19, No.1, pp.7-14.
- [14] 2013, Ivanovich, K.Y., Myint, Z.Y.M. and Yurievich, K.A., "Aerodynamics Investigation for Prospective Aerospace Vehicle in the Transitional Regime," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol.14, No.3, pp.215-221.
- [15] 2017, Mehta, R.C., "Effect of Geometrical Parameters of Reentry Capsule over Flowfield at High Speed Flow," *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, Vol.4, No.4, pp.487-501.
- [16] 2006, Schneider, S.P., "Laminar-Turbulent Transition on Reentry Capsules and Planetary Probes," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.43, No.6, pp.1153-1173.
- [17] 2000, Komurasaki, K. and Candler, G.V., "Laminar-to-Turbulent Transitions over an Ablating Reentry Capsule," *Acta Astronautica*, Vol.47, No.10, pp.745-751.
- [18] 2016, Yang, X., Zhao, H. and Liu, W., "Dynamic Stability Analysis and Passive Control Method Developing of a Reentry Capsule," *Acta Astronautica*, Vol.128, pp.131-139.
- [19] 2018, Fadgyas, M.C., Pricop, M.V., Niculescu, M.L., Cojocaru, M.G. and Dumitrache, A., "Semi-Empirical Relations for Pressure Distributions in Hypersonic Regime," *International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics 2017*.
- [20] 2007, Anderson Jr., J.D., "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics," McGraw-Hill Book Company.
- [21] 2023, "CFD-FASTRAN User Guide 2023.0," Applied Materials 2023.
- [22] 2006, Mehta, R.C., "Numerical Simulation of Supersonic Flow Past Reentry Capsules," *Shock Waves*, Vol.15, No.1, pp.31-41.
- [23] 1959, Hansen, C.F., "Approximations for the Thermodynamic and Transport Properties of High-temperature Air," NASA Technical Note 4150.
- [24] 2012, Viviani, A., Pezzella, G. and Golia, C., "Aerothermodynamic Field Past a Reentry Capsule for Sample Return Missions," *28th International Congress of the Aeronautical Sciences*.
- [25] 1999, Tyson, L., Treagust D.F. and Bucat R.B., "The Complexity of Teaching and Learning Chemical Equilibrium," *Journal of Chemical Education*, Vol.76, No.4, pp.554-558.
- [26] 1990, Park, C., "Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics," Wiley, New York.
- [27] 2021, Kim, J.G. and Jo, S.M., "Modification of Chemical-kinetic Parameters for 11-air Species in Re-entry Flows," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol.169, 120950.
- [28] 2007, Terry, J. and Barber, T., "CFD and Experimental Study of an Inflatable Re-entry Vehicle Model at Mach 3 Conditions," *Acta Astronautica*, Vol.61, pp.854-865.
- [29] 2004, Kim, H.D., Matsuo, S. and Setoguchi, T., "Passive Control Applied to Prandtl-Meyer Expansion Flow with Homogeneous Condensation," *Aerospace Science and Technology*, Vol.8, pp.369-376.
- [30] 2004, Mehta, R.C., "Computation of Base Pressure Based on to Fill-up the Growing Space Applied to Reentry Capsules," *AIAA Aviation Forum 2020*.