

Winged 로봇 모델 재진입 우주비행체의 공력 가열 특성

황선재¹, 전용진¹, 김건우¹, 명노신^{1,2*}¹경상국립대학교 기계항공우주공학부, ²경상국립대학교 글로벌항공핵심기술선도연구센터

AERODYNAMIC HEATING CHARACTERISTICS OF A WINGED ROBOTIC MODEL RE-ENTRY SPACE VEHICLE

S.J. Hwang¹, Y.J. Jeon¹, K.W. Kim¹ and R.S. Myong^{1,2*}¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University²Global Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

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

Keywords:

Winged 로봇 모델 우주비행체
(Winged robotic model spacecraft),
열보호시스템(TPS),
열유속(Heat flux),
극초음속 유동(Hypersonic flow),
전산유체역학(Computational fluid dynamics)

ABSTRACT

Winged robotic reusable launch vehicles (RLVs) are designed to return to Earth after space missions for subsequent reuse. During atmospheric reentry, these vehicles travel at hypersonic speeds, leading to the formation of strong shock waves and extreme aerodynamic heating on their surfaces. A robust Thermal Protection System (TPS) is essential to protect the vehicle in such environments. In this study, aerodynamic heating characteristics in hypersonic reentry environments were investigated using STAR-CCM+. Computational simulations were performed for high-altitude flight conditions, employing a 5-species and 17-reaction chemical kinetic model. The analysis compared the JBNU Winged RLV with the U.S. X-37B orbital test vehicle. The results indicated that the highest heat fluxes occurred at the nose, wing leading edges, and stabilizers for the RLV, and at the nose and wing leading edges for the X-37B. The physical mechanisms underlying the high heat fluxes were analyzed to propose shape-based mitigation strategies. It was confirmed that applying a curved wing leading edge and incorporating a sweep angle into the stabilizer significantly reduced the peak heat flux. The modified vehicle demonstrated longitudinal static stability, as indicated by negative slopes across angles of attack of 30°, 40°, and 50°.

Received | 19 February, 2026

Revised | 15 June, 2026

Accepted | 21 June, 2026



OPEN ACCESS



This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted noncommercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

© KSCFE 2026

1. 서론

최근 우주 임무의 경제성과 운영 효율성을 동시에 고려한 재사용 무인 우주비행체의 수요가 증가하고 있으며, 이에 따라 전 세계에서 재사용 무인 우주비행체의 개발을 진행하고 있다[1]. 대표적으로 미국의 X-37B, 중국의 Shenlong, 유럽의 IXV, Space Rider 등이 있다. Winged 로봇 모델 우주비행체라 칭하는 이러한 비행체는 로켓에

실려 발사되어 우주 환경에서 실험, 정찰, 탑재체 운용 등 주어진 임무를 수행한 후, 재진입 시 날개 기반 공력 제어를 수행하며 지상에 활강 착륙하게 된다. 이와 같은 비행체는 주로 무인으로 운용되며, 재사용이 가능하다는 특징이 있다. 재진입 우주비행체는 지구 대기권 진입 시 극초음속 유동, 충격파-경계층 상호작용, 강력한 열전달 및 비평형 유동 등으로 인해 구조적으로 매우 가혹한 열 환경에 노출된다. 특히 Nose, Wing Leading Edge, 날개-동체 접합부 등에서 열유속이 국소적으로 집중되는 현상이 발생하며[2], 이로 인해 구조물이 손상될 수 있다.

이를 예방하기 위해서 우주비행체 표면에 열보호시스템(Thermal Protection System, TPS)을 적용하여 열을 차단, 흡수 및 방출하는 것이 필수적이다. 열보호시스템이란 고온 환경에서 비행체를 보호하기 위해 사용되는 열 차단 및 내열 구조 시스템을 일컫는다. 각 부위별 복사·대류·전도 등 다양한 열전달 경로를 고려한 고성능 재료와 구조 설계의 통합이 필요하다. 재진입시 발생하는 높은 열유속은 초기속도 및 우주비행체 형상과 위치에 따라 다르므로, 그 열 환경에 맞는 적절한 열보호시스템이 선정되는 것이 일반적이다[3]. 하지만 열보호시스템의 설계 및 검증을 위해 실제 비행 시험이나 풍동 시험을 수행하는 것은 막대한 시간과 금전적 비용 그리고 재현성의 한계로 인해 현실적인 제약이 크다. 효율적인 열보호 시스템 설계를 위해서는 비행 고도에 따른 형상별 최대 열유속 분포와 열 유동장에 대한 전산 해석이 필수적으로 이루어져야 한다. 이에 따라 전산 유체 역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 사용하여 재사용 우주비행체의 공력 가열 특성에 대해 분석하고 있다.

Winged 로봇 모델 우주비행체는 발사체에 실려 지구 저궤도(300 km ~ 500 km)에서 임무를 수행한 후 고도를 낮춰 120 km 이상에서 대기 중으로 재진입을 하게 된다. 이 때 비행체는 마하수 20 이상의 속도로 진입을 시작하며 고도 100 km에 이르면 유동은 전이 유동(Transitional Flow Regime)에 진입하게 되며, 분자 간 충돌이 점차 빈번해지고 비행체 주위에 충격파가 형성되며 열유속이 증가하기 시작한다. 고도 70~50 km 구간에서 가장 극한의 열 환경이 발생하게 된다. 이 구간은 공기 밀도가 높고 극초음속 유동이 되어, 강한 충격파가 선단부에 형성되고 극심한 공력 가열이 발생한다. Fig. 1은 고도별 열유속 예측[4], Fig. 2는 선단부, 날개의 형상에 따라 열유속 및 공력 특성에 영향을 보여준다[5]. 대부분의 TPS 설계는 이 구간에서의 조건을 기준으로 수행되며, 비행체의 열 집중 구역 예측이 필수적으로 이루어져야 한다. 40 km 이하에서는 점차 속도가 감소하며 열유속은 급격히 감소하지만, 이전에 축적된 열에 의해 구조 내부의 온도는 여전히 중요하다.

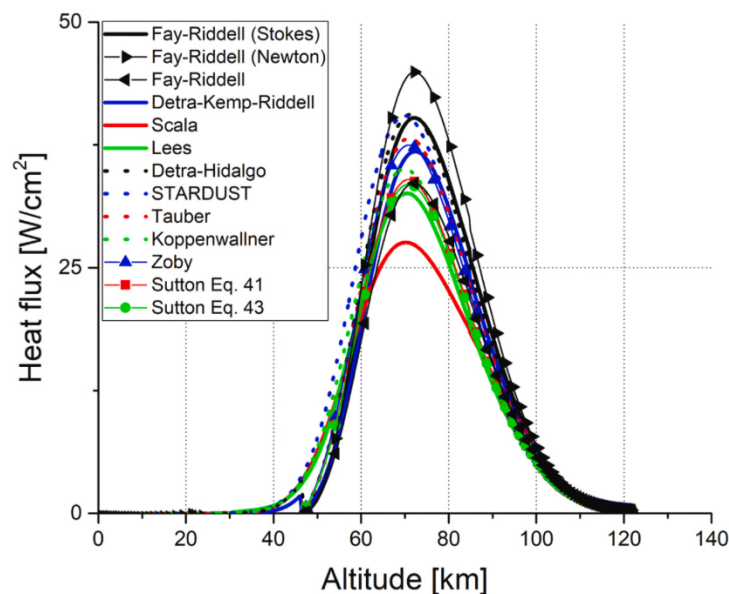


Fig. 1. Heat flux variation with altitude[4]

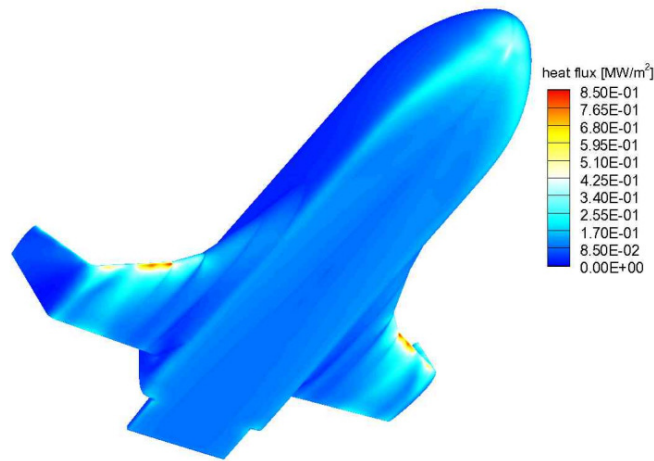


Fig. 2. Heat flux variation of spaceplane[5]

극초음속 재진입 환경의 비행체를 예측하기 위해 전산유체역학(CFD), DSMC(Direct Simulation Monte Carlo)와 같이 다양한 해석 기법을 활용한 연구가 활발히 진행되고 있다. Mankodi 등[6]은 Stardust 재진입 비행체 주위 비평형 유동에 대하여 Two-Temperature 모델과 NETT(Nonequilibrium Total Temperature) 모델을 비교하는 연구를 진행하였다. Roncioni 등[7]은 IXV 형상에 대해 공기열역학 데이터베이스를 구축하기 위해 마하수, 촉매 반응률, 고도, 비평형 조건 등 다양한 파라미터에 대해 해석을 수행하였다. Arovitola 등[8]은 Blended Wing Body 형상에 대해 속도에 따른 정체점에 서의 열유속에 대해 연구를 수행하였다. Qu 등[9]은 Blunt Cone 및 Hyflex Aircraft 형상에 대해 CFD Upwind 기법에 따른 극초음속 열유속 계산 정확도에 대한 연구를 수행하였다. Zoby 등[10]은 RLV(Reusable Launch Vehicle)의 열보호 시스템의 설계에 필수적인 공기역학적 열환경 예측에 관한 연구를 진행하였다. Space Shuttle에 대해 공력 가열 예측에 따른 열보호시스템에 미치는 영향에 대해 연구를 진행하였다. Meese 등[11]은 장시간 재진입 우주비행체의 누적 열 하중 예측을 위한 시뮬레이션 모델 개발 및 궤적 기반 열전달 해석 및 벽면 열거동에 대한 연구를 진행하였다. Sun 등[12]은 공기 분자의 Vibrational Temperature를 고려한 Two-Temperature 모델을 CFD를 통해 비행체 표면 열유속 분포에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. Chae 등[13]은 궤도 재진입 비행체 주위의 극초음속 유동에서 열적 비평형과 화학 반응이 미치는 복합적인 공력 영향에 대해 분석하였다. Kim 등[14]은 지구 재진입 비행 영역에서 벽면 전자 온도 경계조건이 극초음속 유동장에 미치는 영향을 규명하였다. Campbell[15]은 공력 보조 기동을 수행하는 재사용 우주비행체의 궤적 및 공력/열역학적 해석 기법에 관한 연구를 진행하였다. Chourushi 등[16]은 고차 구성방정식(Boltzmann-Curtiss model)을 활용하여 고고도 희박 기체 환경에 노출된 재진입 비행체의 극초음속 유동에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. Park 등[17]은 극초음속 환경(HIFIRE-1)에서 층류 및 난류 경계층 해석의 정확도를 높이기 위해 엔트로피 수정 기법을 적용한 연구를 진행하였다. Park 등[18]은 저고도 채공 시 재진입 비행체의 전반적인 공력 특성과 정적 안정성에 대해 전산 해석을 통한 검증을 수행하였다. Lee 등[19]은 공력가열 해석 코드를 활용하여 극한 환경에서 지구 재진입 비행체의 생존성을 높이기 위한 다목적 형상 최적화 연구를 진행하였다.

여러 문헌에서 확인되듯이, 재진입 우주비행체 및 재사용 우주비행체에 대한 열적 특성을 CFD 및 수치 시뮬레이션을 통해 분석하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 비행체 형상에 따라 열유속 분포 양상이 다양하게 나타나며, 형상에 따른 열집중 구역의 정량적 예측은 열보호시스템 설계에 있어 매우 중요한 요소임을 알 수 있다. 본 논문에서는 국내에서 연구 중인 재사용 무인 우주비행체(JBNU Winged RLV) 형상 및 미국의 대표적인 재사용 무인 우주비행체인 X-37B 형상을 대상으로 전산유체역학(CFD)을 통해 재진입 시 열유속 분포와 공력 가열 특성을 비교 분석하였다. 또한, RLV의 Stabilizer의 후퇴 적용과 Blended Curved Leading Edge 적용에 따른 열유속 분포 양상도 확인하였다.

2. 지배 방정식

본 연구의 대상인 100 km 이하의 고고도 환경은 고도 상승에 따라 기체가 희박해지는 특성이 있으나, 유동장의 연속체 여부를 판단하는 주요 무차원수는 Knudsen Number(Kn)이며, 일반적으로 Kn 이 0.01 이하일 때 연속체로 가정하여 Navier-Stokes 방정식과 No-Slip 경계조건을 적용할 수 있다. 본 연구의 대상인 고도 70 km에서 온도 219.58 K, 압력 5.22 Pa 비행 조건에서 비행체 특성 길이 7.1 m를 기준으로 Kn 을 계산한 결과, 연속체 가정의 한계치보다 작은 약 1.22×10^{-4} 수준으로 도출되었다. 또한, 국소적인 유동 구조와 강한 열집중 현상이 발생하는 부위에서의 연속체 가정 타당성을 검증하기 위해 Nose의 곡률 반경 0.35 m와 Wing Leading Edge의 곡률 반경 0.09 m를 국소 특성 길이로 설정하여 Kn 를 추가로 산정하였다. 그 결과 Nose와 Wing Leading Edge의 Kn 는 각각 약 2.47×10^{-3} 및 9.62×10^{-3} 수준으로 산출되어, 연속체 가정의 한계 기준(0.01 미만)을 충족함을 확인하였다. 고반음각 비행 조건에서 동체 후방 후류의 차폐 효과를 받아 유속이 느려지는 Stabilizer 영역을 고려할 때, 전방 구조물에서 확보된 연속체 타당성을 바탕으로 본 비행 영역 전체 유동장에서 No-Slip 조건과 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식의 적용이 물리적으로 유효하다고 판단하였다. 따라서 본 연구에서는 압축성 효과와 점성을 모두 고려하여 고고도 극초음속 유동장을 모사하기 위해 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 채택하였다.

극초음속 유동에서 고온반응기체 효과를 고려하기 위한 지배방정식으로 단일기체에 관한 Navier-Stokes 방정식을 고온반응기체 효과를 고려하기 위하여 혼합기체로 확장한 지배방정식을 사용하였다. 혼합기체의 상태를 고려하기 위해 기본적인 질량 보존방정식에 각 화학종에 대한 상태방정식이 추가된 형태로 표현되며 아래와 같이 표현된다[20].

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_s \mathbf{u}) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_s + \dot{\omega}_s \quad (1)$$

여기서 $\rho_s = \rho Y_s$ 로 화학종 또는 혼합기체의 부분 밀도(kg/m^3)이고, t 는 시간(s), $\mathbf{u}=[u, v, w]$ 는 x, y, z 방향 속도 성분을 나타낸다. $\mathbf{J}_s = -\rho D_{s,eff} \nabla Y_s$ 는 분자확산 및 난류확산을 포함하는 유효 확산 플럭스를 의미한다. $\nabla \cdot$ 는 발산 연산자, $\dot{\omega}_s$ 는 화학종 생성·소멸률을 의미한다. 각 화학종의 질량분율 Y_s 는 확산항과 반응 생성·소멸항 S_{Y_s} 을 포함하는 개별 종 보존식을 통해 계산된다. 화학종 보존식을 아래와 같이 표현된다.

$$\frac{\partial (\rho Y_s)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho Y_s \mathbf{u}) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_s + S_{Y_s} \quad (2)$$

운동량 보존방정식은 아래와 같이 표현된다.

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{f}_b \quad (3)$$

여기서 p 는 압력, $\boldsymbol{\tau}$ 는 점성응력 텐서(Viscous Stress Tensor), $\mathbf{f}_b$ 는 단위 체적당 체적력을 의미한다. 점성응력 텐서는 뉴턴 유체(Newtonian Fluid)의 점성법칙에 의해 다음과 같이 정의된다.

$$\boldsymbol{\tau} = \mu [\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T] - \frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \mathbf{u}) \mathbf{I} \quad (4)$$

여기서 μ 는 동점성계수이고, $\mathbf{I}$ 는 항등 행렬을 나타낸다. 이 방정식은 압력, 점성력, 외력에 의해 유체 요소의 운동량이 보존되는 과정을 설명한다. 그리고 에너지 보존 방정식은 아래와 같이 표현한다.

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [(\rho E + p)\mathbf{u}] = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) + \boldsymbol{\tau} : \nabla \mathbf{u} - \sum_{s=1}^n \nabla \cdot (h_s \mathbf{J}_s) + S_E \quad (5)$$

여기서 E 는 단위 질량당 총에너지(J/kg)이며, 내부에너지 e 와 운동에너지의 합으로 정의된다.

$$E = e + \frac{1}{2} |\mathbf{u}|^2 \quad (6)$$

S_E 는 화학반응에 의해 방출되는 열원이고 다음과 같이 표현된다.

$$S_E = - \sum_{s=1}^{N_s} h_s^o \dot{w}_s \quad (7)$$

본 연구에서는 극초음속 재진입 환경에서 나타나는 열적 비평형(Thermal Non-equilibrium) 현상을 고려하였다. 병진·회전 에너지 모드와 진동 에너지 모드의 에너지 교환 속도가 다르기 때문에 동일한 온도 가정이 성립하지 않으며, 이를 모사하기 위해 Two-Temperature 모델을 적용하였다. 진동 에너지의 Excitation과 Relaxation은 특정한 시간 스케일에서 일어나며, 이는 아래의 Landau-Teller 식으로 표현된다.

$$\frac{dT_{vib}}{dt} = \frac{T_{tr} - T_{vib}}{\tau_{vib}} \quad (8)$$

여기서 T_{tr} 은 병진 온도(K), T_{vib} 는 진동 온도(K), τ_{vib} 은 진동 완화시간을 의미한다. 완화시간 τ_{vib} 은 Millikan-White 상관식(Millikan-White correlation)으로 계산되며, 아래의 식과 같이 주어진다.

$$\tau_{vib} = \frac{1}{p} \exp\left(\frac{A}{T_{tr}} + B\right) \quad (9)$$

여기서 A 와 B 는 화학종에 따라 결정되는 실험적 계수이다. 본 연구에서는 Millikan and White의 문헌[21]을 바탕으로, 충돌 쌍의 환산 질량(μ)과 특성 진동 온도(θ_v)에 관한 아래 식을 사용하였다.

$$A = 1.16 \times 10^{-3} \mu^{1/2} \theta_v^{4/3} \quad (10)$$

$$B = 0.015\mu^{1/4} \quad (11)$$

3. 수치해석 기법

3.1 해석 기법

본 연구에서는 극초음속 영역에서의 진입 환경을 모사하기 위해 상용 CFD 소프트웨어인 STAR-CCM+[22]을 사용하여 전산 해석을 수행하였다. 유동은 Coupled-solver, 시간 차분으로 내재적 시간 전진법(Implicit), 공간차분을 위한 유한 체적법(Finite Volume Method)을 사용하였다. 수치해석 기법으로 공간차분법은 급격한 변화나 충격파의 위치에서도 수치적으로 안정성을 확보하기 위해 MUSCL 3rd-order를 사용하였고, 무점성 플럭스 계산에 극초음속이나 압축성 유동에서 충격파를 잘 잡을 수 있도록 AUSM+를 사용하였다. 난류 모델의 경우 본 연구의 비행 조건(고도 70 km)에서 도출된 레이놀즈수는 2.54×10^5 수준으로 평판 유동 기준 층류 및 천이 영역에 해당하나, 본 해석에서는 $k-\omega$ SST 완전 난류 모델 [23]을 적용하였다. 이는 실제 재진입 시 표면 거칠기 등에 의한 조기 천이 가능성을 고려하여 열보호시스템(TPS) 설계의 기준이 되는 가장 가혹한 열부하를 보수적으로 산출하기 위함이다. 또한, 30° 이상의 고받음각 비행에서 필연적으로 발생하는 동체 상면의 대규모 박리 유동과 국소적인 충격파-경계층 간섭현상을 물리적으로 타당하게 모사하기 위해 역압력 구배 해석 성능이 우수한 해당 모델을 선정하였다.

3.2 해석 모델 및 경계조건

Fig. 3는 본 연구에서 사용한 해석 형상인 전북대학교에서 설계한 JBNU Winged RLV[24]와 미국의 대표적인 재사용 우주비행체인 X-37B를 보여 준다. RLV 비행체 길이는 7.1 m, 높이는 1.7 m, 날개 폭은 4 m 그리고 선단부의 곡률은 0.35 m이다. X-37B의 경우 길이는 8.9 m, 높이는 2.9 m, 날개 폭은 4.55 m 그리고 선단부의 곡률은 0.7 m이다.

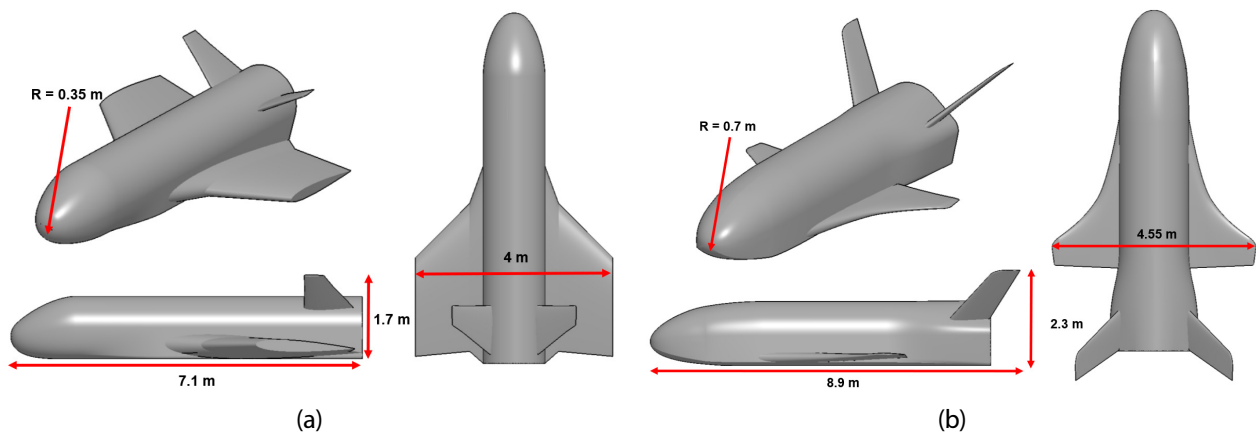


Fig. 3. (a) JBNU winged RLV configuration (b) X-37B configuration

계산 영역은 두 형상 모두 각각 비행체의 높이(H) 기준으로 계산 영역을 길이 $25H$, 높이 $15H$ 로 설정하였다. STAR-CCM+의 Mesh 생성 기능을 사용하여 Polyhedral 격자로 RLV는 약 211만개, X-37B는 약 270만개의 격자를 생성하였다. Polyhedral 격자는 다수의 면과 이웃 셀을 갖기 때문에, 충격파 전후의 압력 및 밀도 구배 계산에 효과적이며, 수치 확산을 줄여 충격파 경계면을 뚜렷하게 유지할 수 있다. 또한 복잡 형상에도 잘 적응하며, 수렴성 향상과 계산 효율 측

면에서도 우수한 성능을 보여 재진입 환경에서의 충격파 및 후방 유동을 해석하는데 적합하다. 경계층에서 해석의 정확성을 높이기 위해 비행체 주변에 Prism Layer를 적용하였다. 특히, 벽면 근처의 첫 번째 격자층 높이(Δy)를 2.15×10^{-3} m 수준으로 설정하였다. 이는 고도 70 km 희박 채공 환경의 극저밀도 특성으로 인해 기체의 동점성계수가 크게 증가하여, 표면 점성 저층이 두껍게 형성되는 물리적 현상을 반영하여 산정한 값이다. 실제 전산 해석 수행 후 벽면 해상도의 타당성을 검증한 결과, 유동이 급격히 가속되는 Nose 및 Wing Leading Edge를 포함한 비행체 전 표면에서 무차원 벽면 거리인 y^+ 최댓값이 0.88로 확인되었다. 이를 통해 본 연구에 적용된 격자망이 극초음속 열전달 해석에 요구되는 y^+ 조건을 만족하며, 벽면 근처의 가파른 온도 구배를 포착하기에 충분한 해상도를 갖추었음을 확인하였다. 또한 국소적으로 유동 구배가 큰 영역에 충분한 격자 해상도를 확보하기 위해 Adaptive Mesh Refinement(AMR) 기법[25]을 사용하였다. AMR은 해석 도중 유동장의 변화를 감지하여 자동으로 Mesh를 세분화하거나 거칠게 하여 정확도를 높이고 계산 효율을 향상하는 기능을 한다. 이러한 기능은 경계층, 충격파 등 국소적으로 높은 해상도가 필요한 영역에 매우 유용하다. 본 논문에서는 충격파(Shock)와 같은 불연속을 포착하기 위해서 불연속 해의 Gradient를 Cell Size에 따라 스케일링한 값을 기준으로 사용하였다.

경계조건은 비행체 표면은 Wall로 두었고, 벽면 온도는 일정하게 유지되는 Isothermal 조건으로 대기 유동 온도와 동일하게 선정하였다. 또한 표면에서의 화학 반응을 고려하지 않는 Non-catalytic, No-Slip을 적용하였다. 방사율(Emissivity)은 0.8의 값을 부여하였다. Freestream 유동 조건은 Table 1에 나타내었다. 본 전산해석을 수행하기에 앞서 비행체의 대기 재진입 궤적 중 가장 극한 공력가열이 예상되는 극한 비행조건을 사전에 선정하기 위해 아래의 Sutton-Graves 근사식을 사용하였다[26]. 가장 높은 열유속이 나타날 것이라 예상되는 고도에서의 대기 조건을 선정하였다. 고도 대기 진입 시 받은 음각은 재진입 안정성과 열 환경을 관리할 수 있는 최적의 각도로 알려진 40° 를 적용하였다.

Table 1. Flight conditions

Geometry	Altitude (km)	Velocity (m/s)	Mach Number	Temperature (K)	Pressure (Pa)
JBNU winged RLV	70	6,206	20.94	219.58	5.22
X-37B	74	6,511	20.98	210.75	2.80

$$q_{conv} + q_{rad} = 1.83 \times 10^{-4} \sqrt{\frac{\rho}{R}} V^3 + (R \times 372.6 (3.28084 \times 10^{-4} V)^{8.5} \left(\frac{\rho}{\rho_s} \right)^{1.6} \times 10^4) \quad (12)$$

여기서 q_{conv} 는 대류 열유속, q_{rad} 는 복사 열유속을 의미한다. 그리고 ρ 는 유동의 밀도, ρ_s 는 기준 밀도, R 은 곡률 반지름, V 는 대기의 속도이다.

3.3 화학반응 모델

유동장 내의 화학반응을 고려하기 위해 5종류의 화학종(N_2 , O_2 , NO , N , O)으로 구성된 혼합기체를 사용하였다. 각 화학종들의 질량분율(Mass Fraction)은 Table 2와 같다. 재진입 시 고온반응기체 효과가 강하게 나타날 것으로 예상되는 극초음속에서의 기체의 화학반응 효과를 고려하기 위해 Table 3과 같은 17개의 화학반응식을 사용하였다[27].

화학 반응은 정반응과 역반응 방향 모두에서 일어나며, 각 반응속도는 수정된 Arrhenius 식에 의해 결정된다.

$$k_f = A T^b \exp\left(-\frac{T_a}{T}\right) \quad (13)$$

여기서 k_f 는 Chemical Reaction Rate Constant, A 는 Pre-exponential Factor, b 는 Temperature Exponent를 나타낸다 [20]. 그리고 T_a 는 활성화 온도(Activation Temperature)를 나타낸다. 본 연구에 적용된 Two-Temperature 모델에서 식 (13)의 반응 속도를 결정하는 온도(T)는 화학 반응의 종류에 따라 다르게 정의된다. 해리 반응(Dissociation Reactions)의 경우 병진 온도(T_{tr})와 진동 온도(T_{vib})의 기하 평균인 유효 온도($T_a = \sqrt{T_{tr} \cdot T_{vib}}$)를 지배 온도로 사용하였으며, 교환 반응(Exchange Reactions)의 경우 병진 온도($T = T_{tr}$)를 적용하였다.

Table 2. Species mass fraction

Species	N ₂	O ₂	NO	N	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[27]

Reaction	M	C_f	η_f	E_a (K)
Dissociation reactions				
$O_2 + M \leftrightarrow O + O + M$	O	1.0×10^{22}	-1.5	59,500
	N	1.0×10^{22}	-1.5	59,500
	NO	2.0×10^{21}	-1.5	59,500
	O ₂	2.0×10^{21}	-1.5	59,500
	N ₂	2.0×10^{21}	-1.5	59,500
$N_2 + M \leftrightarrow N + N + M$	O	3.0×10^{22}	-1.6	113,200
	N	3.0×10^{22}	-1.6	113,200
	NO	7.0×10^{21}	-1.6	113,200
	O ₂	7.0×10^{21}	-1.6	113,200
	N ₂	7.0×10^{21}	-1.6	113,200
$NO + M \leftrightarrow N + O + M$	O	1.1×10^{17}	0.0	75,500
	N	1.1×10^{17}	0.0	75,500
	NO	1.1×10^{17}	0.0	75,500
	O ₂	5.0×10^{15}	0.0	75,500
	N ₂	5.0×10^{15}	0.0	75,500
Neutrak/Zeldovich exchange reactions				
$N_2 + O \leftrightarrow NO + N$		1.8×10^{14}	0.0	38,400
$NO + O \leftrightarrow O_2 + N$		2.4×10^9	1.0	19,220

3.4 해석기법 검증

본 연구에 적용된 극초음속 열화학적 비평형 해석기법의 타당성을 검증하기 위해, Stuthridge[20]의 선행 연구 결과와 Double-cone 유동에 대한 열유속 분포를 비교하였다. 참고로 해당 선행 연구의 검증 데이터는 극초음속 고엔탈피 비평형 유동의 표준 검증 모델인 CUBRC LENS 충격파 터널 시험 조건을 바탕으로 도출된 결과이다. 경계조건으로는 Freestream, Pressure Outlet, Wall(Isothermal) 조건을 사용하였다. 해석 조건으로는 온도는 175 K, Wall Temperature 300 K, Velocity 3246.1 m/s, Mach Number 12.2, Pressure는 25 Pa로 지정하였다. 극초음속 고온 유동에서 발생하는 화학 반응을 모사하기 위해 Park[27]에 의해 고려된 다단 화학반응식을 사용하였다.

Fig. 4는 본 해석 결과(Present), 참고문헌 그리고 시험 결과의 벽면 열유속 분포를 비교한 것이다[20]. 국소 최대 열유속

이 발생하는 위치가 실험값 대비 약 1 cm 이동하여 나타났다. 이는 RANS 기반의 난류 모델이 유동의 박리 영역 크기를 실험보다 다소 작게 예측하는 일반적인 수치적 특성 때문으로 판단된다. 선행연구[20]에 따르면 수치해석 상에서 박리 영역의 길이가 실제보다 짧게 예측될 경우, 유동의 재부착이 더 이른 위치에서 발생하게 되며, 이에 따라 재부착 충격파에 의한 열유속 피크 지점 또한 전방으로 이동하는 현상이 발생할 수 있다. 비록 피크 발생 위치에서 약간의 위상 차이가 존재하나, 본 연구의 해석 결과는 최대 열유속의 크기를 실험값 오차 범위 내에서 합리적으로 예측하고 있다. 이를 통해 본 연구에 사용된 5-화학종 17-반응식 및 2-온도 비평형 물리 모델이 마하 20 이상의 극한 대기 재진입 유동을 모사하기에 충분한 수치해석적 유효성과 물리적 신뢰성을 확보하였음을 확인하였다.

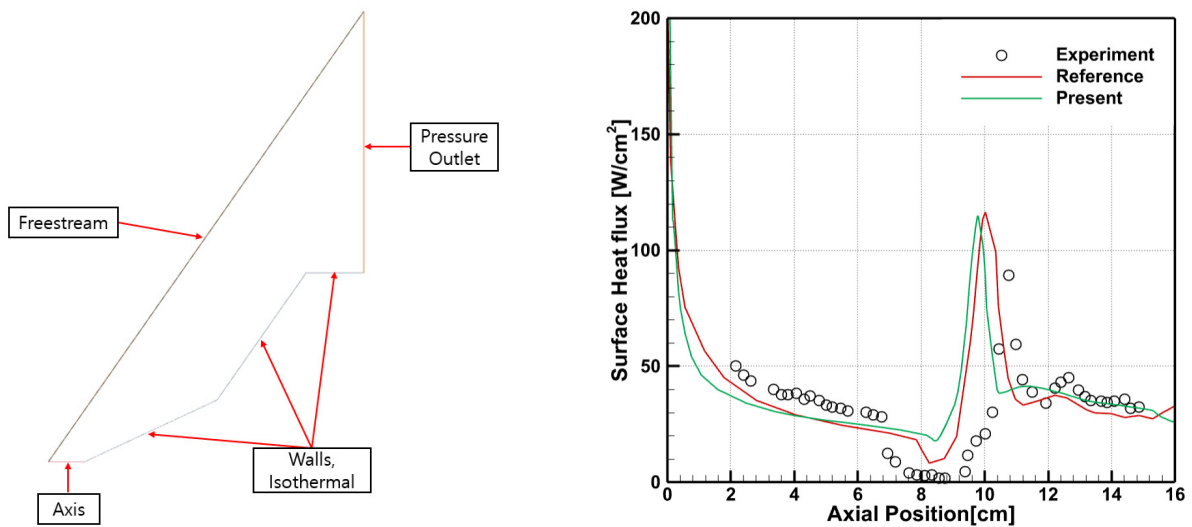


Fig. 4. Boundary conditions and configuration of double cone[20]

4. 해석결과

4.1 유동장 및 열유속 해석결과

본 연구에서는 JBNU Winged RLV와 X-37B 형상의 극초음속 재진입 환경에서의 최대 열유속 분포를 정량적으로 비교하고, 각 형상에서 관찰되는 열 집중 현상의 발생 원인을 유동 구조 측면에서 분석하였다. 또한, RLV 형상에 적용한 Stabilizer 후퇴각과 곡면형 Wing Leading Edge 형상이 열유속 완화에 미치는 영향을 평가하였다. Fig. 5는 RLV, X-37B의 높은 열유속이 나타난 지점을 보여준다. 해석 결과를 보았을 때 RLV는 Nose에서 0.63 MW/m^2 , Wing Leading Edge에서 0.87 MW/m^2 , Stabilizer에서 0.97 MW/m^2 의 높은 열유속이 나타났고, X-37B는 Nose에서 0.50 MW/m^2 , Wing Leading Edge에서 0.92 MW/m^2 의 높은 열유속이 나타났다.

Fig. 6(a), (b)는 각각 RLV와 X-37B의 Nose 부위에서 나타난 열유속 분포를 보여준다. RLV의 경우 정체점에서 최대 열유속이 약 0.63 MW/m^2 로 나타났으며, 이후 표면을 따라 후방으로 갈수록 점진적으로 감소하였다. 이는 RLV의 Nose가 구 형태에 가깝기 때문에 선단부에서 유동이 거의 완전히 정체되며 압력과 온도가 동시에 크게 상승하기 때문이다. RLV 형상은 구형(Spherical) Nose를 갖추고 있어 정체점 부근의 수직 충격파 이격 거리(Standoff Distance)가 약 76.0 mm로 형성된다. 이 얇은 충격파 층(Shock Layer) 내에서는 충격파를 통과한 고온 유동과 차가운 벽면 사이의 수직 방향 온도 구배가 가파르게 형성되며, 푸리에 열전도 법칙에 따라 정체점에서 주요 대류 열유속 피크를 발생시킨다. 정체점을

지난 유동은 표면 곡률을 따라 급격히 팽창 및 가속되며, 표면 경계층이 점진적으로 성장함에 따라 열유속이 완만하게 감소하는 경향을 보인다.

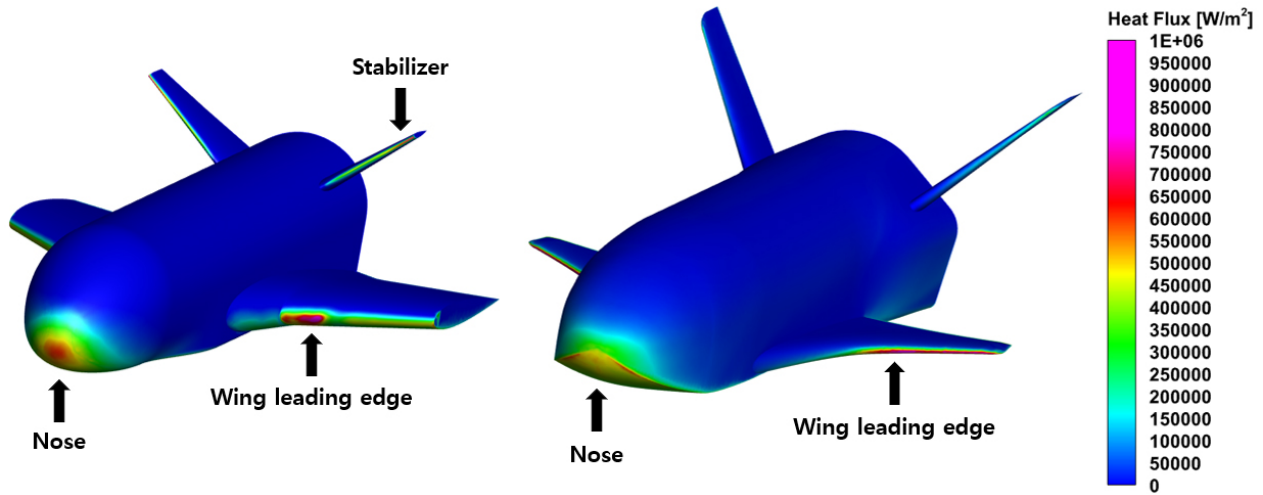


Fig. 5. Heat flux contribution of JBNU winged RLV, X-37B

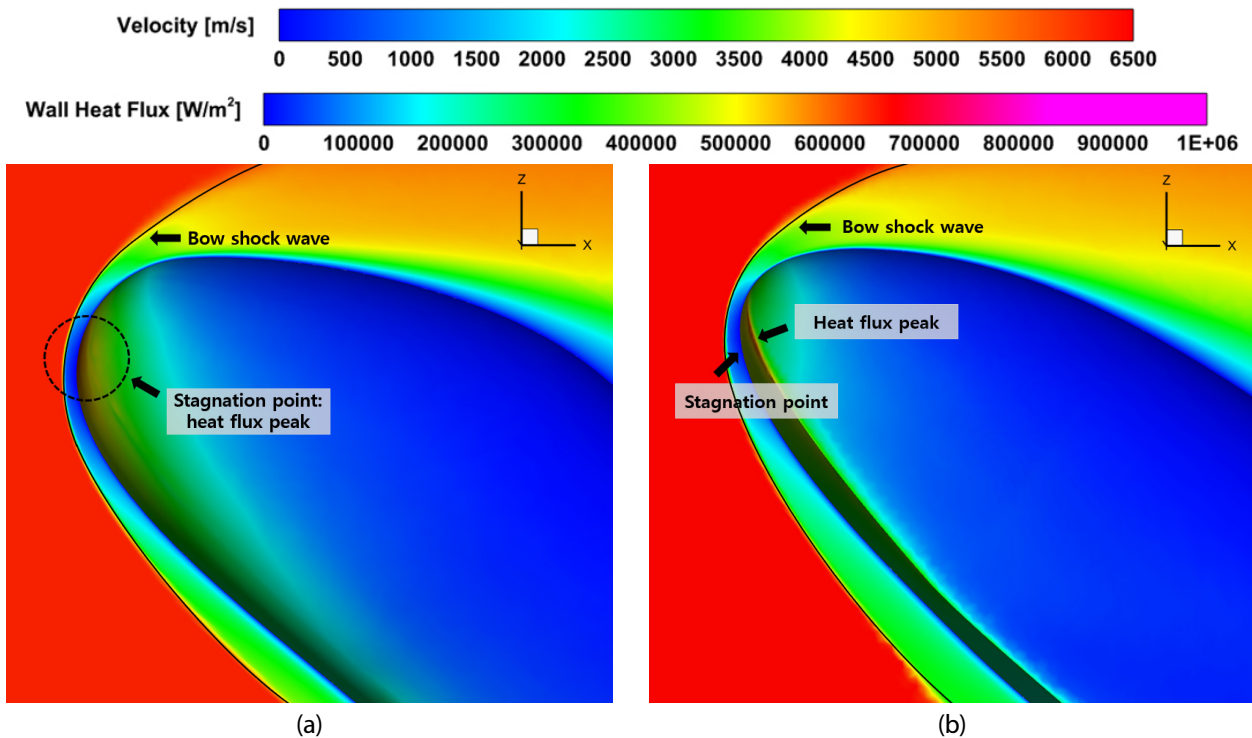


Fig. 6. Heat flux at nose (a) RLV, (b) X-37B

반면 X-37B의 Nose는 곡률이 큰 형태를 가지고 있어 정체점에서의 열유속이 0.50 MW/m^2 으로 상대적으로 낮고, 오히려 모서리 부근에서 국소적으로 최대값 0.61 MW/m^2 이 나타난 뒤 급격히 감소하는 특성을 보였다. X-37B는 넓은 하부 표면을 바탕으로 정체점 부근의 유동 압축 효과가 분산되나, 정체점을 지난 유동이 곡률이 급격하게 꺾이는 솔더(Shoulder) 영역을 타고 흐르며 극단적인 3차원 유동 팽창 및 국소 유동 가속을 겪게 된다. 이러한 솔더 부근의 급격한 유동 가속은 표

면 경계층 두께를 극도로 감소시키며, 가팔라진 벽면 온도 구배로 인해 정체점보다 솔더 영역에서 국소 최대값 0.61 MW/m^2 의 거대한 열유속 피크가 발생하는 결정적인 원인이 된다.

Fig. 7(a)는 RLV 형상의 Wing Leading Edge에서 열유속 분포와 Streamline을 나타낸다. RLV에서는 Wing Leading Edge에서 최대 0.87 MW/m^2 의 높은 열유속이 발생하였다. Fig. 7(b)는 X-37B 형상의 Wing Leading Edge에서의 열유속 분포와 유선을 나타내며, Wing Leading Edge에서 최대 0.92 MW/m^2 의 높은 열유속이 나타났다. RLV 형상의 열유속 분포를 살펴보면, 특정 국소 영역에서 급격히 높은 열유속이 집중되는 것을 확인할 수 있다. 이러한 국소 가열은 RLV의 Wing Leading Edge가 비교적 각진 형태를 가지고 있어, Nose에서 형성된 Bow Shock와 동체 측면을 타고 흘러오는 유동이 Interaction Zone에서 서로 만나 유동이 한 지점에 모이는 수렴 현상이 발생하기 때문이다. 유동이 교차 영역을 통과할 때 국소적인 압력 구배가 급증하며, 유선이 극도로 밀집되는 수렴 현상이 동반된다. 특히 Wing Root와 동체 측면이 만나는 접합부에서는 경계층이 충분히 발달하기 전에 강한 압축 현상이 발생하여 점성 전단력과 온도 구배가 동시에 치솟게 되며, 이는 재진입체 구조 설계 시 가장 취약한 열하중 집중 구역으로 작용한다.

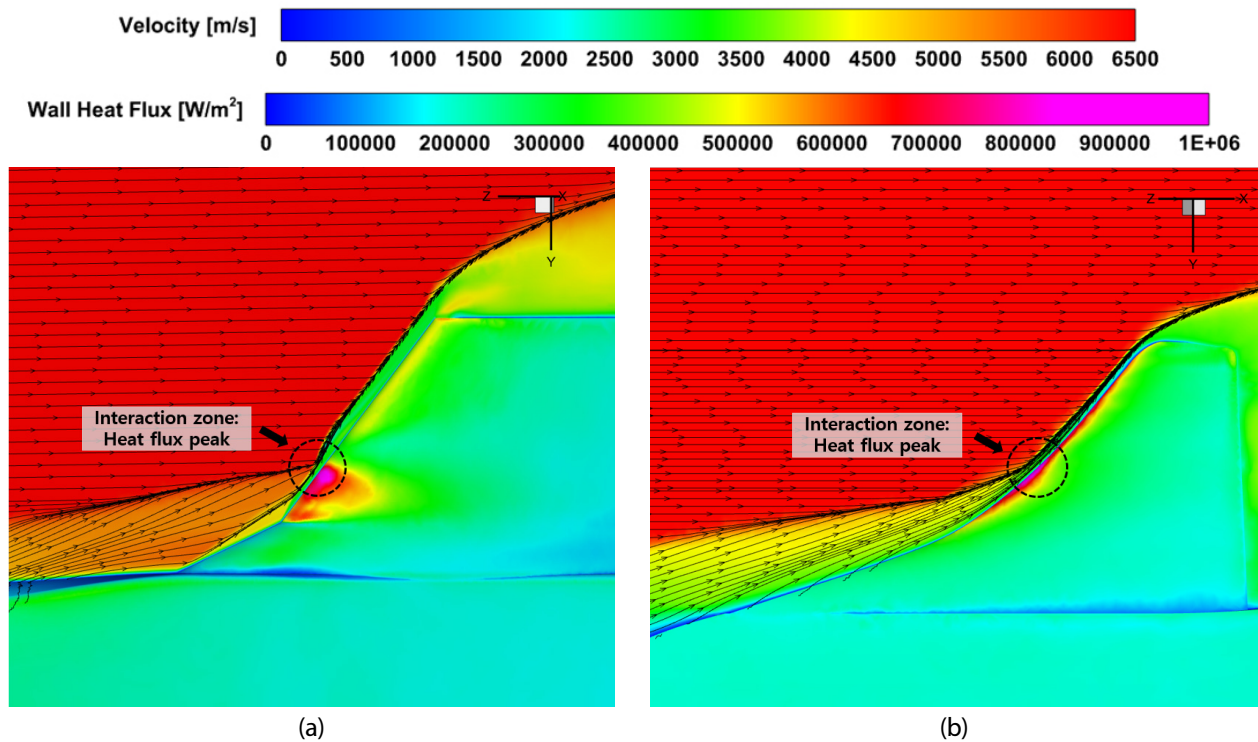


Fig. 7. Heat flux at wing leading edge (a) RLV, (b) X-37B

반면 X-37B는 충분한 후퇴각(Sweep Angle)과 큰 곡률 반경을 갖는 곡면형 Wing Leading Edge를 적용하여, 충격파 구조와 열부하 양상이 확연히 다르게 나타난다. 고에너지 유동이 유동 부착선을 따라 형성될 때, 날개의 곡면 형상 덕분에 급격한 유동 수렴이나 충격파 간섭이 억제된다. 그 결과 3차원 유동 가속 및 팽창이 전체 앞전을 따라 점진적으로 이루어지며, RLV에서 관찰되었던 국소적인 열유속 피크 현상이 완화되고 에너지가 Wing Leading Edge 전체에 보다 균일하게 분산되는 연속적인 열유속 분포를 형성한다.

Fig. 8(a), (b)는 각각 RLV와 X-37B의 Stabilizer에서의 열유속 분포와 속도장을 나타낸다. RLV는 Stabilizer에서 최대 0.97 MW/m^2 의 매우 높은 열유속이 나타났고, X-37B의 경우 최대 열유속이 0.23 MW/m^2 으로 RLV 대비 약 75% 이상 낮은 열유속이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이 차이는 두 모델의 Stabilizer 형상 차이에서 나타난다. RLV는 후퇴 각이 없

는 직선형 Stabilizer를 가지고 있어, 고속 유동이 앞전과 직교하며 강한 수직 충격파를 형성한다. 이로 인해 충격파 후방에서 극단적인 엔트로피 증가와 함께 고온·고압의 유동이 형성되며, 얇은 충격파 이격 거리로 인해 고온 유동이 표면 경계층과 즉각적으로 상호작용하여 열유속을 급상승시킨다.

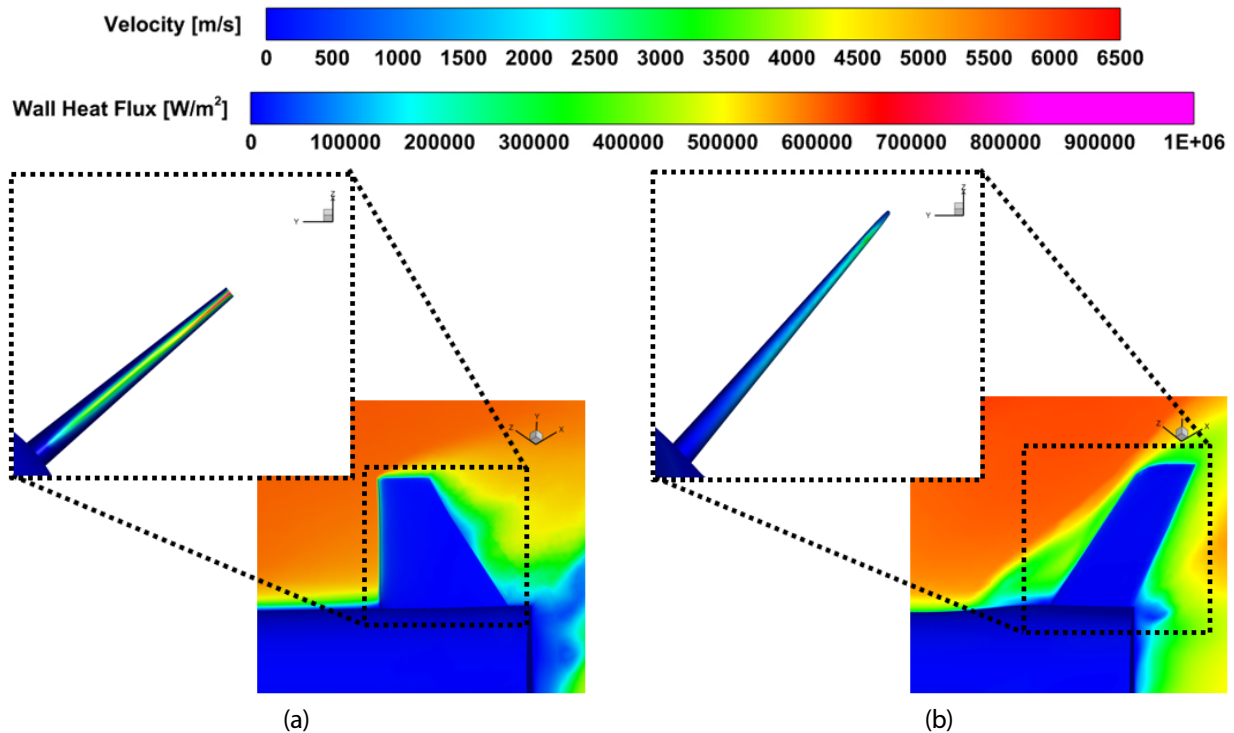


Fig. 8. Heat flux at stabilizer (a) RLV, (b) X-37B

반면 X-37B의 Stabilizer는 후퇴각을 가지므로 유동이 Stabilizer에 비스듬하게 유입되며 경사 충격파를 형성한다. 경사 충격파는 수직 충격파 대비 유동의 총압 손실과 온도 상승폭이 물리적으로 현저히 작기 때문에 표면에 전달되는 대류 열전달 자체가 근본적으로 억제된다. 이와 같은 공력 구조적 차이가 Stabilizer의 전체적인 열하중 스케일을 결정짓는다.

두 형상 모두 Wing Root에서 끝단으로 갈수록 열유속이 증가하는 공통적인 경향을 보였다. 그 이유는 구조적 기하와 유동 가속 현상이 결합 되기 때문이다. RLV의 경우 Stabilizer 영역에서 동체 중심으로부터 Span 방향으로 나아갈수록 국소 유동이 점진적으로 가속되는 3차원 유동 특성이 나타난다. 이러한 Span 방향의 유동 가속은 표면을 따라 발달하는 경계층 두께를 지속적으로 감소시킨다. 경계층이 얇아짐에 따라 벽면 인근의 점성 전단력과 온도 구배가 동시에 증가하게 되며, 이는 Fig. 9의 표면 마찰 계수(C_f) 분포에서 Span 방향으로 갈수록 C_f 값이 지속적으로 상승하는 것을 통해 정량적으로 확인할 수 있다. 결과적으로 이 얇아진 경계층과 증가된 표면 마찰은 대류 열전달을 강력하게 촉진시켜 Stabilizer 끝단 부근에서 국소 열유속의 피크를 발생시킨다.

X-37B 역시 Stabilizer Leading Edge 전체에 걸쳐 존재하는 압력 구배가 Span 방향의 유동 가속을 유발하며, 이는 표면 경계층을 얇게 만들어 날개 끝단에 열유속이 국소적으로 상승하는 동일한 경향성을 나타낸다. 다만 앞서 언급한 경사 충격파 형성으로 인해 RLV보다 훨씬 낮은 수준에서 유지될 뿐이다. 결론적으로 Stabilizer의 후퇴각 적용 여부는 충격파의 형태를 근본적으로 변화시키며, 이는 경계층 두께 및 3차원 유동 가속 거동과 직결되어 재진입체의 열집중을 완화할 수 있는 가장 효과적이고 핵심적인 공력 설계 변수임을 시사한다.

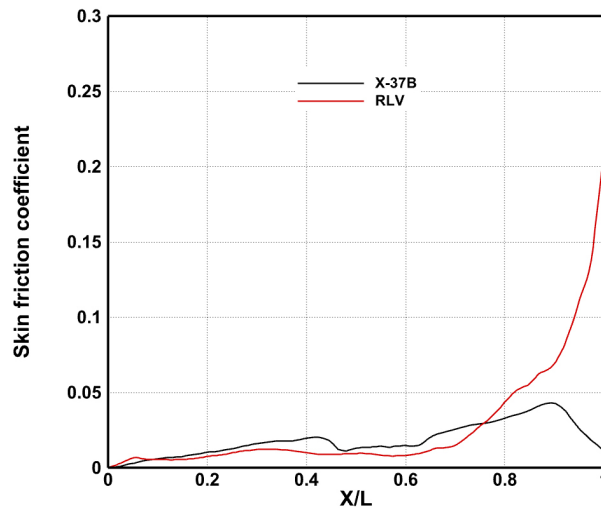


Fig. 9. Skin friction coefficient of X-37B, RLV at stabilizer

앞선 RLV와 X-37B의 열유속 비교 분석을 통해, RLV 형상이 가진 높은 열유속과 불균일한 열유속 분포 문제를 확인했다. 이러한 공력가열 문제를 완화할 방안으로, Wing Leading Edge를 곡면화하고 Stabilizer에 후퇴 각을 적용하는 형상 변형을 수행하였다. 구체적으로 Fig. 10과 Wing Leading Edge를 각진 형태에서 곡면 형상으로 수정한 것을 나타내며, Fig. 11에서는 기존 수직한 Stabilizer에 약 40° 의 후퇴 각을 부여하여 열유속 분포 변화를 분석했다. 두 형상 변경(곡면형 Wing Leading Edge, Stabilizer 후퇴각 적용)은 극초음속 조건에서 Shock의 발생 위치와 강도를 조절하여 열유속 분포가 어떻게 변화하는지를 파악하기 위한 목적을 가진다.

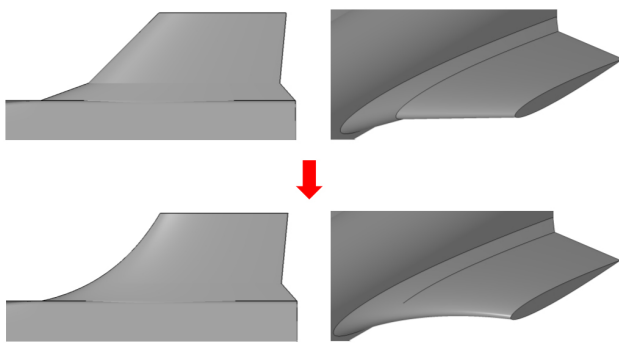


Fig. 10. Application of a curved leading edge

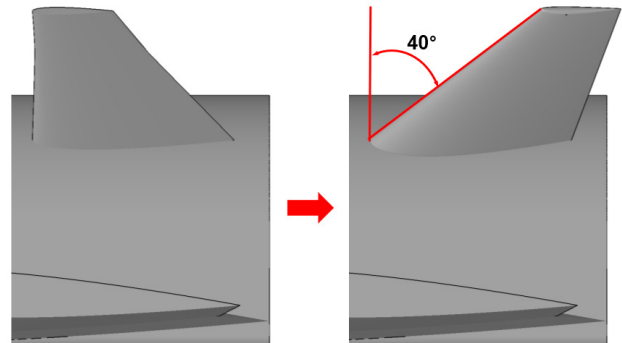


Fig. 11. Application of sweep angle to the stabilizer

Fig. 12(a), (b)는 Wing Leading Edge에 각진 형상과 곡면형으로 변경된 경우의 열유속 분포 결과를 나타낸다. Nose 부근에서 최대 열유속은 0.63 MW/m^2 로 기존 RLV와 큰 차이가 없었으며, 이는 Nose 주변의 가열 특성은 Wing 형상보다는 Nose 자체의 곡률과 Shock 구조에 의해 주로 결정되기 때문이다. 반면 Wing Leading Edge에서는 형상 변경의 효과가 뚜렷하게 나타났다. 곡면형 적용 후 최대 열유속은 0.70 MW/m^2 로 기존 0.87 MW/m^2 보다 0.17 MW/m^2 감소하였다. Wing Leading Edge의 곡률이 증가하면 유동이 표면에 부드럽게 회전하며 지나가고, Shock 또한 표면에서 조금 더 떨어진 위치에 형성되어 열이 한 지점에 집중되는 현상이 줄어든다. 그 결과 열유속 분포가 비교적 고르게 형성되는 경향을 확인할 수 있다. Stabilizer에서는 최대 열유속이 0.99 MW/m^2 로 기존 형상과 큰 차이 나지 않는 것을 확인할 수 있는데, 이는 Stabilizer 영역의 가열은 Wing Leading Edge 형상보다는 Stabilizer 자체의 기하학적 특성에 더 크게 좌우되기 때문이다.

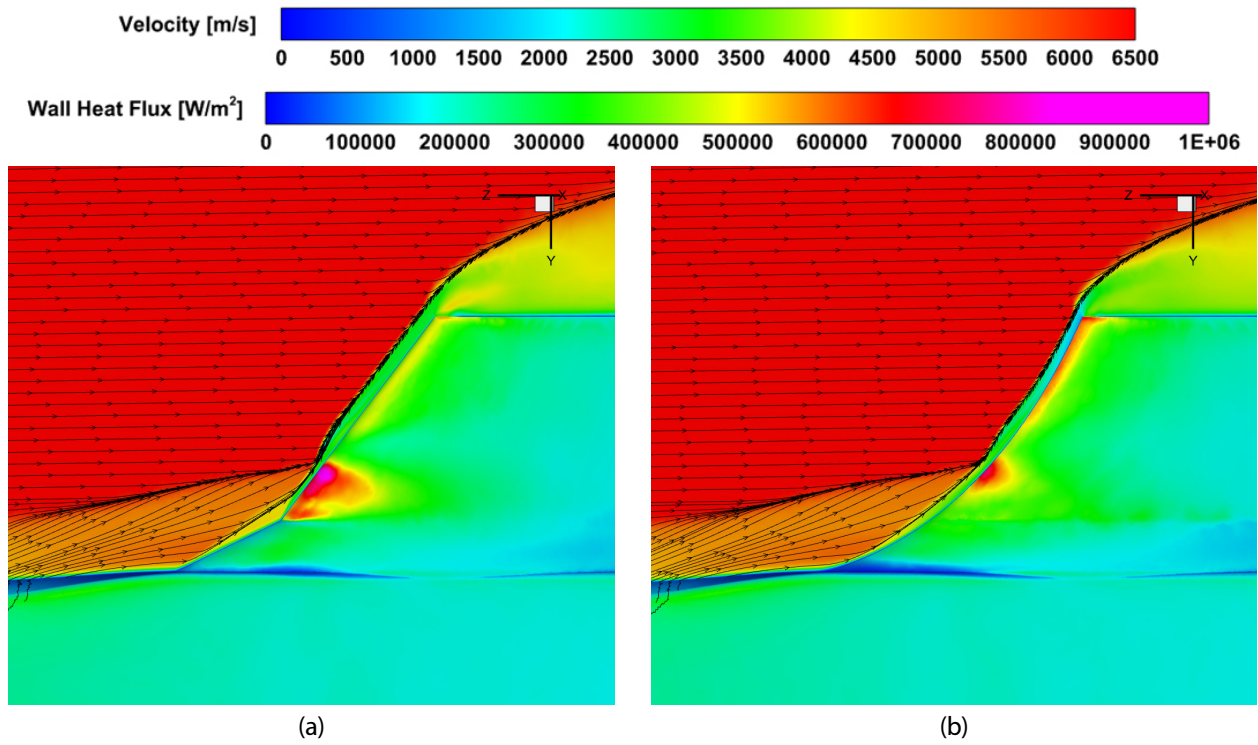


Fig. 12. RLV heat flux at wing leading edge (a) sharp, (b) curved

Fig. 13(a), (b)는 후퇴각이 적용되기 전·후의 Stabilizer에서의 열유속 결과이다. Nose 부근에서는 최대 0.62 MW/m^2 , Wing Leading Edge에서는 0.86 MW/m^2 로 후퇴각을 적용하지 않은 형상과 유사한 수준의 열유속이 나타났다. 반면 Stabilizer에서는 형상 변화의 효과가 뚜렷하게 나타났다. 기존 RLV의 최대 열유속이 약 0.97 MW/m^2 였던 것과 달리, 후퇴각 적용 후에는 0.32 MW/m^2 로 크게 감소하였다. 즉, 단순한 형상 변경만으로도 최대 열유속이 약 0.65 MW/m^2 감소하는 개선 효과가 확인되었다.

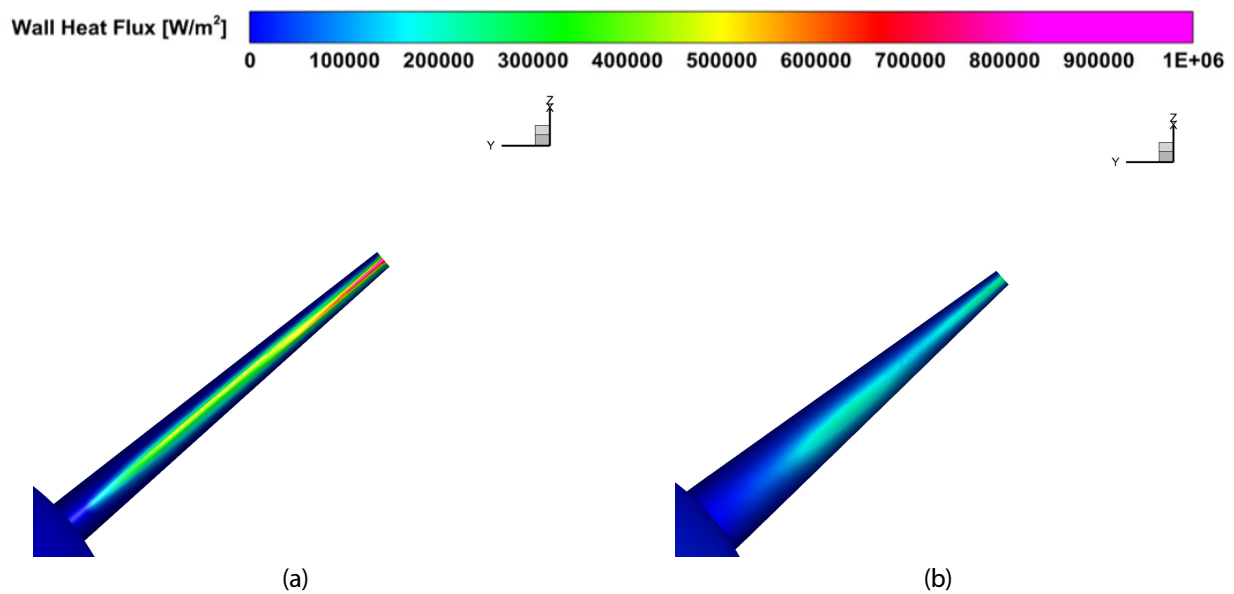


Fig. 13. RLV heat flux at stabilizer (a) without sweep angle, (b) with sweep angle

Stabilizer 끝단 방향으로 열유속이 증가하는 경향은 여전히 나타났으나, 이는 앞선 분석에서 확인된 일반적인 스펀방향 가열 경향과 동일한 성질을 보인다. 중요한 것은 최대값 자체가 크게 완화되었고, 열집중이 발생하는 범위도 기존에 비해 좁아졌다는 것이다. 이러한 변화는 Stabilizer 부근의 열하중이 전반적으로 안정화되었음을 의미하며, TPS 설계 측면에서도 구조적 부담이 감소하는 긍정적인 결과로 해석할 수 있다.

Fig. 14(a), (b), (c)는 각 비행체 형상에 대해 Fuselage 중심선, Wing Leading Edge의 Span 방향, 그리고 Stabilizer 끝단까지의 열유속 분포를 비교한 결과이다. Fuselage의 경우 X-37B, RLV 그리고 형상 변경 모델 모두 Nose 부근에서 높은 열유속을 보이고 뒤로 갈수록 감소하는 전형적인 경향을 보이며, 형상에 따른 차이는 크지 않았다. 이는 앞선 분석과 동일하게 Fuselage 영역의 가열은 주로 Nose 곡률에 의해 결정되고, 날개나 안정판 형상의 변화가 Fuselage 열환경에 미치는 영향은 제한적이기 때문이다.

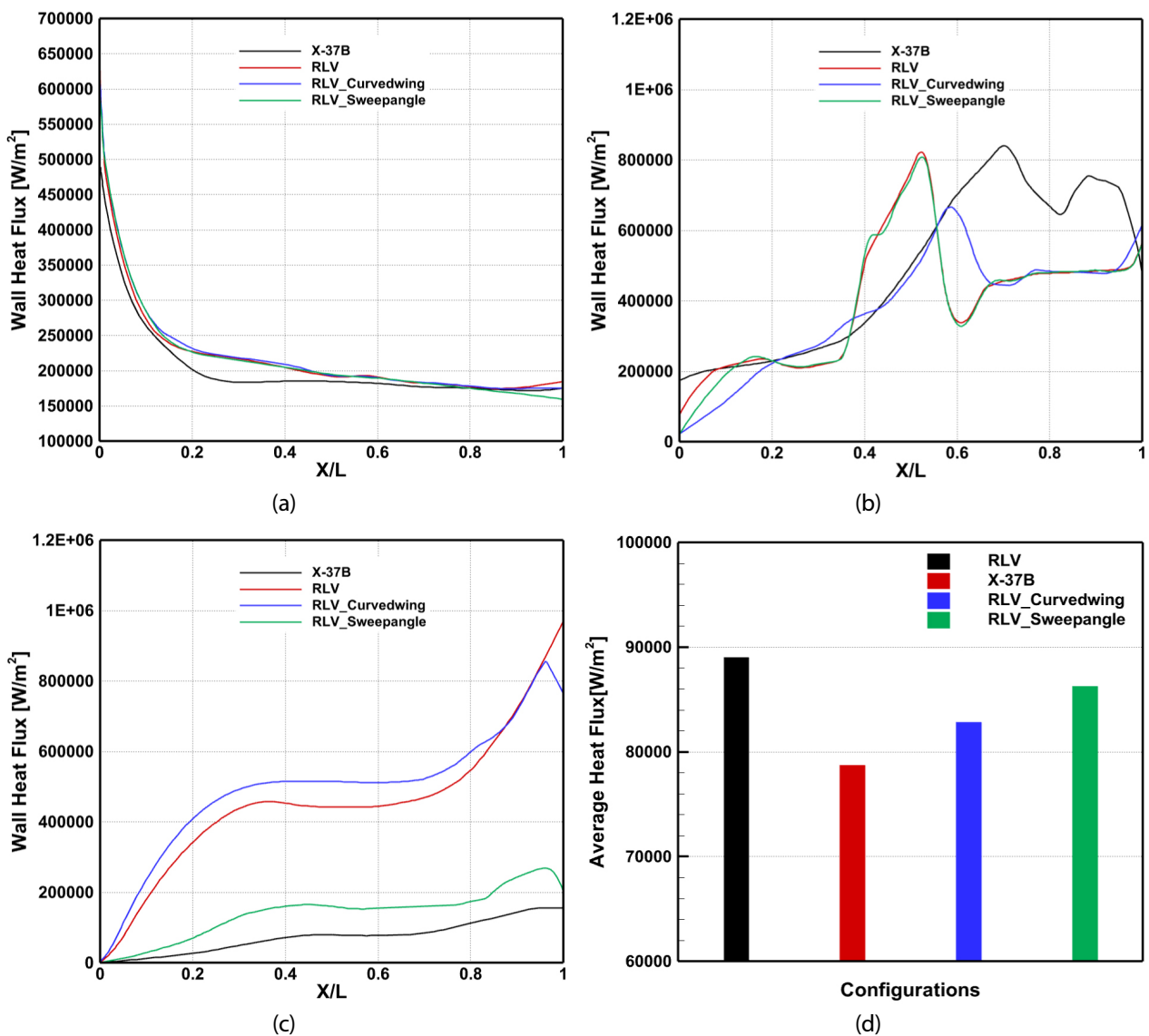


Fig. 14. Heat flux contribution at (a) center body, (b) wing leading edge, (c) stabilizer (d) Average heat flux for each configuration

Wing Leading Edge에서는 형상에 따른 차이가 보다 뚜렷하게 나타났다. X-37B는 전반적으로 가장 높은 열유속을 보이는 반면, 최대값 이후의 변화 폭은 상대적으로 작아 열유속이 비교적 안정적으로 분포한다. 반면 RLV 기본 형상과 후퇴각 적용 RLV에서는 Span 방향 0.5~0.6 부근에서 열유속이 급격히 상승했다가 감소하는 국소적 변화가 나타났다. 이는 Wing Leading Edge 형상이 각진 형태일 경우 특정 구간에서 유동과 Shock가 집중되는 영향이 남아있기 때문이다.

곡면형 Wing Leading Edge를 적용한 RLV는 이러한 국소적 변동이 줄어들고 전체적으로 열유속이 낮아지는 경향을 보였다. 특히 최대 열유속 지점이 기존보다 약간 뒤쪽으로 이동하며, Peak 이후의 감소도 완만해져 특정 영역에 열이 집중되는 현상이 완화된 것을 확인할 수 있다. 이는 Wing Leading Edge 곡률 증가로 Shock이 부드럽게 형성되고 표면 유동이 안정화된 효과로 해석된다.

Stabilizer에서는 모든 형상이 끝단으로 갈수록 열유속이 증가하는 공통 특성을 보였는데, 이는 Span 방향으로 유동이 가속되면서 경계층이 얇아지고 열전달이 강화되는 일반적인 경향과 일치한다. 다만 X-37B는 후퇴각이 적용된 안정판 형상 때문에 전체 열유속 수준이 가장 낮게 유지되며, 이는 앞선 분석에서 확인된 Shock 완화 효과와 동일한 흐름을 보인다.

RLV 기본 형상과 곡면 날개를 적용한 RLV는 끝단 가열 경향은 비슷하지만, 곡면 날개의 경우 전체 열유속 수준이 낮아지는 개선 효과가 확인된다. 특히 후퇴각을 적용한 RLV는 Stabilizer 전 구간에서 가장 낮은 열유속 값을 나타내며, 형상 변경 중 가장 효과적인 가열 완화가 이루어진 것을 알 수 있다.

Fig. 14(d)에서는 각 형상에 대해 기체 전체 표면에서 평균 열유속을 비교하였다. RLV 기본 형상은 약 89,013 W/m²으로 가장 높은 평균 열유속을 보였으며, X-37B는 78,724 W/m²으로 가장 낮은 값을 나타내어 전체적인 열환경 측면에서 가장 유리한 형상임을 확인할 수 있다. 형상 변경 모델을 살펴보면, 곡면형 Wing Leading Edge를 적용한 형상의 평균 열유속은 82,849 W/m², 후퇴각을 적용한 RLV 형상은 86,296 W/m²으로 나타났다. 이는 앞선 부위별 분석에서 확인된 경향과 일관되게, 곡면형 Wing Leading Edge 적용이 국소적인 Hotspot을 완화할 뿐 아니라 기체 전체 평균 열부하를 줄이는 데도 더 효과적임을 의미한다. 반면 Stabilizer 후퇴각 적용 모델은 해당 부위의 열유속은 크게 감소시켰으나, 전체 평균 열유속에서의 감소 폭은 상대적으로 제한적이었다.

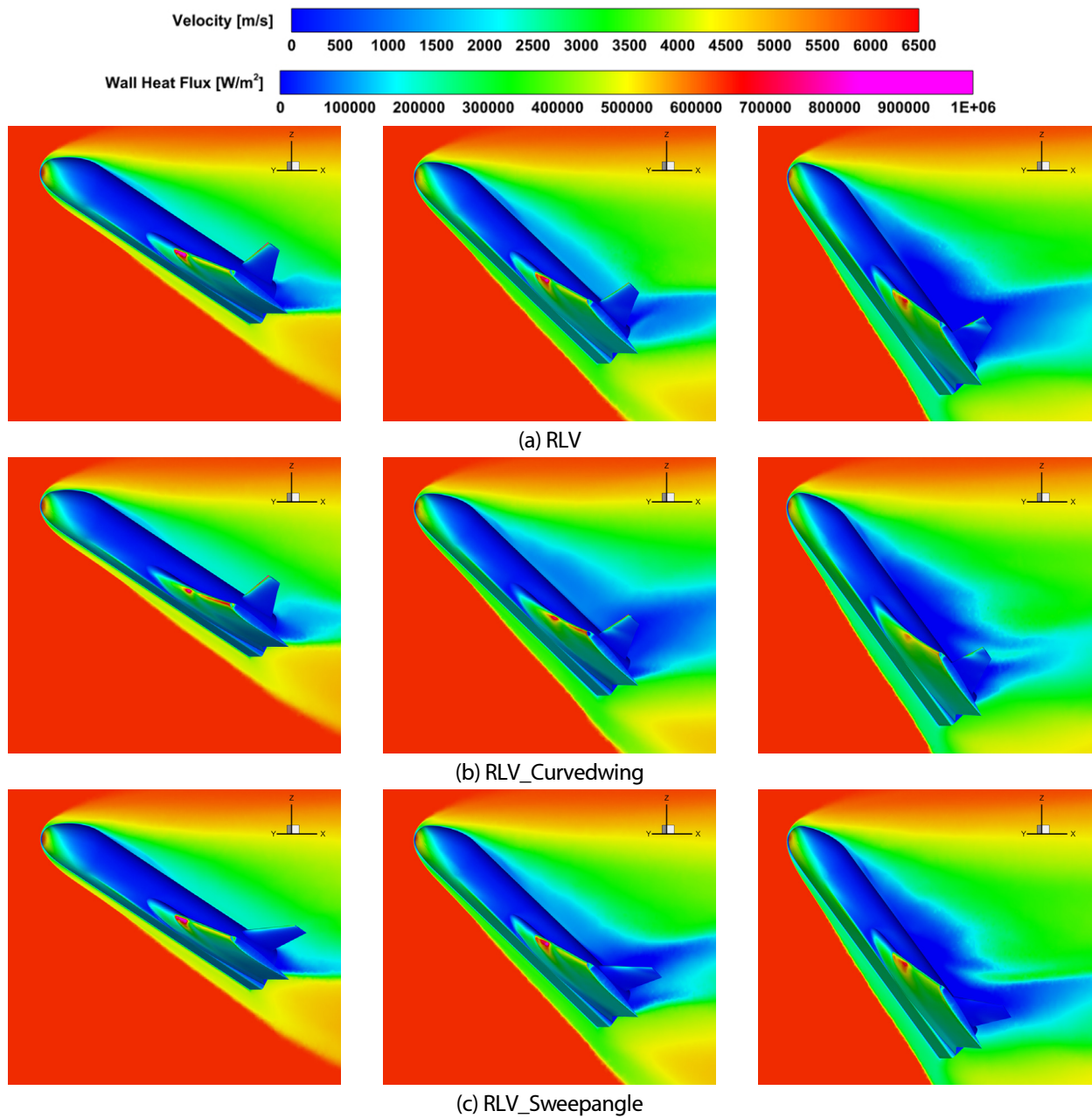
종합하면, 곡면형 Wing Leading Edge 적용은 국소적·전역적 관점 모두에서 열환경을 개선하는 효과적인 설계 변경이며, Stabilizer 후퇴각 적용은 특정 부위의 열집중 완화에 유리하지만 전체 열하중 측면에서는 보조적인 개선 효과를 제공하는 것으로 판단된다.

4.2 받음각에 따른 최대 열유속 결과

Table 4는 부위별 최대 열유속을 비교한 결과를 보여주며 Fig. 15는 받음각에 따른 형상별 열유속 및 속도장을 나타낸다. Nose와 Wing Leading Edge에서 받음각이 커질수록 높은 열유속이 나타나는 지점이 더 아래쪽으로 이동하며 값이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 속도장의 경우 받음각이 증가함에 따라 동체 뒤쪽에서 유속이 낮은 영역이 점점 넓어지는 경향이 확인되었다. 이는 동체를 지난 공기가 충분히 회복되지 못한 상태로 뒤쪽으로 흘러가며, 뒤쪽 유동이 느려지고 두꺼워진다는 것을 의미한다. 이러한 결과로 항력이 증가할 수 있다. 또한 후류가 넓어질수록 Stabilizer나 후방 구조물로 유입되는 공기의 속도도 감소하며, 조종면이 받는 공기의 힘이 줄어들 가능성이 있다. 따라서 받음각 증가에 따라 공력 성능이 단순히 양력 변화뿐 아니라 동체 후방 유동 구조 변화로 인해 항력 증가 및 조종 특성 변화가 함께 나타날 수 있음을 보여준다.

Table 4. Maximum heat flux of components with angle of attack

Configuration	Component	30° (MW/m ²)	40° (MW/m ²)	50° (MW/m ²)
RLV	Nose	0.62	0.63	0.59
	Wing leading edge	0.96	0.87	0.72
	Stabilizer	1.35	0.97	0.67
RLV_Curvedwing	Nose	0.62	0.63	0.59
	Wing leading edge	0.83	0.70	0.65
	Stabilizer	1.36	0.99	0.75
RLV_Sweepangle	Nose	0.62	0.62	0.60
	Wing leading edge	0.96	0.86	0.73
	Stabilizer	0.49	0.32	0.04

**Fig. 15.** Heat flux and velocity field at AOA of 30°, 40°, 50° (a) RLV, (b) RLV_Curvedwing, (c) RLV_Sweepangle

정량적인 결과로 모든 형상에서 받음각이 증가함에 따라 열유속이 감소하는 경향을 보였으며, 특히 Stabilizer 부위에서 가장 큰 열유속 변화가 나타났다. Nose는 30°와 40°에서 0.62 ~ 0.63 MW/m²로 유사한 값이 나타났으나, 50°에서는 약 0.59 MW/m²로 소폭 감소하였다. 이는 Nose가 반구형 형상을 띠고 있어 받음각 변화에 따라 정체점의 위치가 이동하더라도 기하학적 곡률 반경은 일정하게 유지되지만, 50° 이상의 고받음각 영역에서는 정체점이 유동 방향으로 더욱 높게 되면서 유효 충격파 강도가 일부 완화되었기 때문으로 판단된다. 이는 형상을 변형한 모델에서도 유사한 경향성이 나타났다. 받음각이 증가함에 따라 Wing Leading Edge 부위 역시 받음각이 증가함에 따라 뚜렷한 열유속 감소를 보였으며, 이는 받음각이 커질수록 날개 전면이 유동에 대해 실질적으로 더 큰 후퇴각을 갖는 효과가 발생하여 공력 가열이 저감된 결과로 해석된다.

부위별 열유속 변화 중 Stabilizer에서 가장 큰 변화가 있다. 기본 RLV 형상의 경우, Stabilizer의 열유속 받음각 30°에서 1.35 MW/m²였으나 50°에서는 0.67 MW/m²로 급격히 감소하였다. 이러한 큰 폭의 감소는 고받음각 비행 시 거대한 동체가 전방 유동을 물리적으로 차단하는 차폐 효과에 의해 나타난다. 즉, 받음각이 높아질수록 Stabilizer가 동체에 의해 형성된 저에너지 후류 영역 내에 포함되어, 고온·고속의 자유류와 직접적인 접촉이 차단되면서 열부하가 자연적으로 감소하는 현상이 나타난 것이다. 특히 후퇴각을 적용한 형상에서는 이러한 차폐 효과와 자체적인 후퇴각에 의한 열 저감 효과가 결합되어, 50° 조건에서 0.04 MW/m²라는 매우 낮은 열유속이 나타나는 것을 확인할 수 있다.

그러나 형상 변형이 국소 부위의 열유속 저감에는 효과적일지라도, 전체 유동장 구조를 변화시켜 타 부위에 열적 부하를 증가시킬 수 있다는 것도 확인하였다. 곡면형 Wing Leading Edge 형상은 주날개 부위의 열유속을 기존 RLV 형상 대비 약 10 ~ 20 % 감소시키는 데 성공하였으나, 50° 조건에서 Stabilizer의 열유속은 0.75 MW/m²로 오히려 기본 형상의 0.67 MW/m²보다 높게 예측되었다. 이는 받음각이 변화함에 따라 날개의 곡률 변화가 전방에서 발생하는 충격파의 형상과 후류의 특성을 변화시켰고, 이로 인해 하류에 위치한 Stabilizer 영역으로 유입되는 유동의 에너지 분포가 달라져 국소적인 열 집중 현상을 심화시켰기 때문이다. 따라서 재사용 무인 우주비행체의 열보호 설계를 수행함에 있어, 단일 부분의 형상 최적화뿐만 아니라 하류 부품에 미치는 공력 및 열적 간섭 효과를 종합적으로 고려해야 함을 알 수 있다. 결론적으로 고받음각 영역에서는 동체에 의한 압력장과 차폐 효과가 지배적인 영향을 미치지만, 형상 변형에 따른 유동장의 변화가 후방 구조물의 열적 안정성에 복합적인 영향을 미칠 수 있으므로 설계 시 참고되어야 한다.

4.3 피칭 모멘트 계수 결과

Fig. 16은 받음각 30°, 40°, 50° 조건에서 기본 RLV 형상과 두 가지 형상 변형 모델(RLV_Curvedwing, RLV_Sweepangle)에 대해 계산된 피칭 모멘트 계수를 비교한 결과를 나타낸다. 피칭 모멘트 계수는 아래와 같은 식으로 정의된다. 이는 기체 표면에 작용하는 압력과 점성력을 적분하여 무게중심(CG) 기준의 모멘트를 계산한 후, 자유류 동압(V_∞), 기준 면적(S_{ref}) 및 평균 공력 익현($L_{ref} = MAC$)을 이용해 무차원화한 값이다.

$$C_m = \frac{M_{pitch}}{1/2 \rho_\infty V_\infty^2 S_{ref} L_{ref}} \quad (14)$$

해석 결과, 모든 형상에서 받음각이 증가함에 따라 피칭 모멘트 계수(C_m)가 양(+)의 값에서 음(-)의 값으로 감소하는 경향을 보였다. 즉, $C_m - \alpha$ 곡선의 기울기($dC_m/d\alpha$)가 음수(-)로 나타났으며, 이는 해당 비행체가 세로 방향에 대해 정적 안정성을 확보하고 있음을 의미한다. 받음각이 증가할수록 공력 중심(C_p)이 무게중심 후방으로 이동하며, 기수를 다시 내리려는 복원 모멘트가 효과적으로 발생하고 있음을 확인할 수 있다. 받음각 30° 조건에서는 모든 모델이 양(+)의 C_m 값을 가

졌다. 기본 RLV 모델은 0.0103, 곡면형 Wing Leading Edge 적용 모델은 0.0285, 후퇴각을 적용한 모델은 0.0532로 예측되었다. 이는 비행체가 목표 받음각인 40° 부근으로 진입하기 위해 기수를 들려는(Pitch-up) 모멘트가 작용하는 상태이며, Stabilizer 형상을 변경한 모델에서 이러한 Pitch-up 경향이 가장 강하게 나타났다.

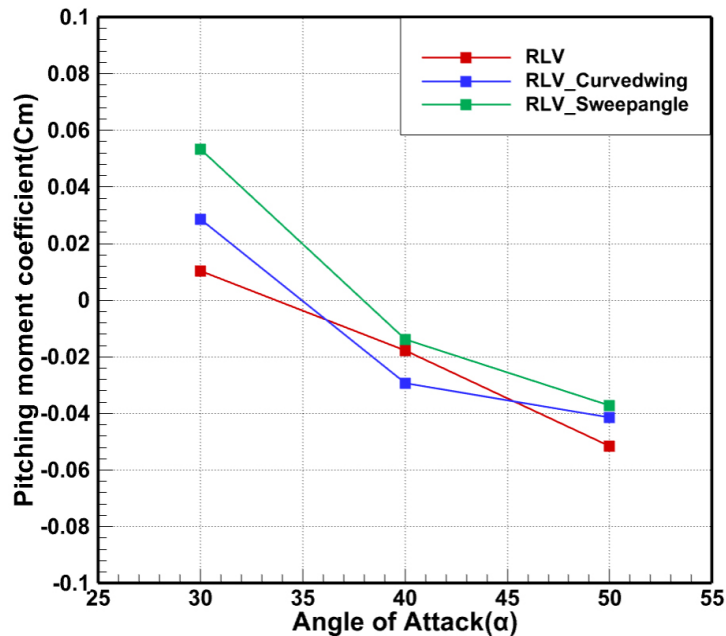


Fig. 16. Pitching moment coefficient with angle of attack

재진입 설계의 핵심 영역인 받음각 40° 조건에서는 C_m 값이 0에 근접하거나 음(-)으로 전환되었다. 기본 RLV 모델의 C_m 은 -0.0178로, 후퇴각 적용 모델은 -0.0139로 나타난다. 반면, 곡면형 Wing Leading Edge 모델은 -0.0292로 상대적으로 더 큰 음의 값을 보인다. 이는 곡면형 Wing Leading Edge 형상이 공력 중심을 상대적으로 후방으로 이동시켜, 동일 받음각에서 더 강한 Pitch-down 모멘트를 유발했기 때문으로 해석된다. 이때, 트림 받음각은 모든 형상이 $35^\circ \sim 40^\circ$ 각도에서 형성됨을 시사한다. 이에 따라 목표 받음각(40°)을 유지하기 위해 필요한 제어 입력의 크기가 형상별로 달라질 수 있음을 의미한다. 특히 후퇴각 적용 형상은 트림각이 40° 에 비교적 근접하여, 목표 받음각 유지 측면에서 유리한 특성을 보인다.

받음각 50° 조건에서는 모든 형상에서 음(-)의 피칭 모멘트가 더욱 강화되었다. 기본 RLV 형상은 -0.0516, 곡면형 Wing Leading Edge 모델은 -0.0415, 후퇴각을 적용한 모델은 -0.0372로 나타났다. 이는 비행체가 과도한 받음각으로 진입했을 때, 강력한 Nose-down 모멘트가 발생하여 비행체를 다시 트림 받음각(약 $35^\circ \sim 40^\circ$ 부근)으로 복귀시키려는 복원력이 작용함을 의미한다.

종합하면, 본 연구의 RLV 형상들은 재진입 비행 구간인 받음각 $30^\circ \sim 50^\circ$ 범위에서 형상 변형에 따른 급격한 공력 특성 변화 없이 모두 안정적인 음의 기울기를 가지는 것으로 확인되었다. 특히 후퇴각을 적용한 형상은 받음각 40° 에서 C_m 절댓값이 가장 0에 근접하여, 해당 각도에서의 트림 성능 유지에 가장 유리한 형상적 특성을 보였다. 반면 곡면형 Wing Leading Edge 형상은 전반적으로 C_m 곡선을 음의 방향으로 이동시키는 효과를 보였다. 이는 형상 설계를 통해 기본 공력 안정성을 저해하지 않으면서도 재사용 무인 우주비행체의 트림 받음각을 조절하고 정적 안정성 여유(Static Margin)를 최적화할 수 있음을 시사한다.

5. 결론

본 연구에서는 국내에서 연구 중인 JBNU Winged RLV 와 미국의 X-37B 형상에 대해 극초음속 재진입 환경에서의 공력 가열 특성과 열유속 분포를 비교 분석하였다. STAR-CCM+를 이용하여 RANS 기반의 CFD 해석을 수행하였으며, 고고도 비평형 유동을 모사하기 위해 5종 화학종과 17개의 화학반응을 고려하였다. 추가로 비교, 분석 결과를 바탕으로 RLV 형상에 곡면형 Wing Leading Edge, Stabilizer 후퇴각을 적용함으로써 열유속을 감소시켰다.

해석 결과, Nose에서는 RLV가 정체점에서 0.63 MW/m^2 의 최대 열유속을 보인 반면, X-37B는 곡률이 더 큰 형상으로 인해 정체점보다 모서리 부근에서 0.61 MW/m^2 의 최대값이 나타나 형상에 따른 차이를 확인하였다. Wing Leading Edge에서는 RLV의 각진 형상이 충격파 상호작용을 유발하여 0.87 MW/m^2 의 국소적 열 집중을 야기하였다. 이와 대조적으로, 곡면형 Wing Leading Edge를 가진 X-37B는 열 유속이 비교적 완만하게 분산되는 특성을 보였다. Stabilizer에서는 형상에 따른 차이가 가장 현저하게 나타났다. 후퇴각이 없는 RLV는 강한 이탈 충격파로 인해 0.97 MW/m^2 이라는 매우 높은 최대 열유속이 발생하였다. 반면, X-37B는 후퇴각이 적용되어 상대적으로 약한 경사 충격파가 형성됨에 따라 최대 열유속이 0.23 MW/m^2 으로 현저히 낮게 예측되었다.

X-37B와의 비교 분석을 통해 확인된 RLV의 Wing Leading Edge와 Stabilizer에서의 국소적 열 집중 문제를 완화하기 위해 형상 변경을 제안하고 그 효과를 분석하였다. Stabilizer에 40° 의 후퇴각을 적용한 결과, 최대 열유속이 0.32 MW/m^2 으로 기존 대비 약 0.65 MW/m^2 대폭 감소하여 열유속 완화에 매우 효과적임을 정량적으로 확인하였다. 또한, Wing Leading Edge를 곡면 형상으로 수정한 결과, 최대 열유속이 0.70 MW/m^2 으로 0.17 MW/m^2 감소하였으며, 국소적 열 집중이 완화되고 열유속이 고르게 분포되는 개선 효과를 확인하였다.

아울러, 받음각 변화($30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$)가 부위별 최대 열유속에 미치는 영향을 분석한 결과, 모든 형상에서 받음각이 증가함에 따라 전반적인 열유속이 감소하는 경향을 확인하였다. Nose 부위는 고받음각에서 정체점 이동과 유효 충격파 이격 거리 증가로 인해 열유속이 소폭 감소하였으며, Wing Leading Edge는 유효 후퇴각의 증가로 공력 가열이 완화되었다. 특히 Stabilizer는 50° 의 고받음각 조건에서 동체에 의한 차폐 효과가 극대화되어 열유속이 급격히 감소하였으며, 이는 고받음각 재진입 전략이 후방 구조물의 열적 보호에 유리함을 시사한다.

추가로, 형상 변형이 재사용 무인 우주비행체의 공력 특성, 특히 피칭 모멘트 안정성에 미치는 영향을 다양한 받음각 조건($30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$)에서 분석하였다. 해석 결과, 고려된 모든 형상은 받음각이 증가함에 따라 피칭 모멘트 계수(C_m)가 양(+)에서 음(-)으로 변화하는 안정적인 기울기를 나타냈다. 이는 고받음각 재진입 영역에서 기체가 외부 교란에 대해 스스로 자세를 회복하려는 세로 정적 안정성과 충분한 복원력을 확보하고 있음을 보여준다. 세부 형상별 특성을 분석한 결과, 재진입 목표 받음각인 40° 영역에서 형상 변형의 효과가 두드러지게 나타났다. Stabilizer에 후퇴각을 적용한 형상은 해당 각도에서 모멘트 계수가 0에 가장 근접하여, 별도의 조종면 변위 없이도 자연스러운 트림(Trim) 상태를 유지하는 데 가장 유리한 공력 특성을 보였다. 반면, 곡면형 Wing Leading Edge를 적용한 형상은 기본 형상 대비 더 강한 Nose-down 모멘트를 유발하는 것으로 나타나, 트림 받음각을 더 낮은 각도로 이동시키는 효과가 확인되었다. 한편, 50° 의 고받음각 조건에서는 모든 형상에서 강한 음(-)의 모멘트가 발생하였다. 이는 기체가 과도한 받음각으로 진입하더라도 강력한 복원력이 작용하여 설계된 재진입 궤적으로 복귀할 수 있는 안전성을 제공함을 의미한다.

종합적으로 본 연구는 형상 최적화가 국소적 열 집중을 완화할 뿐만 아니라, 기체의 공력 안정성과 트림 성능을 결정짓는 핵심 설계 인자임을 확인하였다. 특히 Stabilizer의 형상 변경은 열적 성능을 저해하지 않으면서도 공력 모멘트 평형을 미세 조정할 수 있는 효과적인 수단으로 판단된다. 본 연구에서 도출된 공력-열 해석 데이터는 향후 열보호시스템(TPS)의 최적 배치와 전체 재진입 궤적에 대한 비행 안정성 해석을 위한 핵심 기초 자료로 활용될 것이다.

후기

본 논문은 2025년 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 스페이스챌린지사업(NRF-2022M1A3B 8075123)의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

References

- [1] 2000, Ward, Jr. J.E., "Reusable Launch Vehicles and Space Operations," Occasional Paper No. 12, Center for Strategy and Technology, Air War College, Air University, Maxwell Air Force Base, Alabama.
- [2] 1985, Dotts, R.L., Curry, D.M. and Tillian, D.J., "Orbiter Thermal Protection System," *Space Shuttle Technical Conference, Part 2*, NASA Accession No. 85N16979.
- [3] 2020, Shin, J.S., Kim, D.Y. and Choi, G.H., "Reusable Thermal Protection System in U.S.A and Europe for Re-entry," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol.18, No.2, pp.148-160.
- [4] 2021, Park, S.H., Neeb, D., Plyushchev, G., Leyland, P. and Gülhan, A., "A Study on Heat Flux Predictions for Re-entry Flight Analysis," *Acta. Astronaut.*, Vol.187, pp.271-280.
- [5] 2020, Kweon, O.J. et al., "Development of Aerodynamic Analysis and Shape Optimization Technology for Spaceplane: Research on Fundamental Technologies and Configuration Design of a Spaceplane," KARI Project Report, Korea Aerospace Research Institute.
- [6] 2019, Mankodi, T.K. and Myong, R.S., "Quasi-Classical Trajectory-Based Non-Equilibrium Chemical Reaction Models for Hypersonic Air Flows," *Phys. Fluids*, Vol.31, No.10, 106102.
- [7] 2011, Roncioni, P., Ranuzzi, G., Marini, M., Battista, F. and Rufolo, G.C., "CFD Aerothermodynamic Characterization of the IXV Hypersonic Vehicle," *7th European Symposium on Aerothermodynamics of Space Vehicles*, Bruges, Belgium, Paper No. 2205059.
- [8] 2021, Arovitola, A., Montella, N., Iuspa, L., Pezzella, G. and Viviani, A., "An Optimal Heat-Flux Targeting Procedure for LEO Re-entry of Reusable Vehicles," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol.112, 106608.
- [9] 2018, Qu, F., Sun, D. and Zuo, G., "A Study of Upwind Schemes on the Laminar Hypersonic Heating Predictions for the Reusable Space Vehicle," *Acta Astronaut.*, Vol.147, pp.412-420.
- [10] 2004, Zoby, E.V., Thompson, R.A. and Wurster, K.E., "Aeroheating Design Issues for Reusable Launch Vehicles: A Perspective," *34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, AIAA Paper 2004-2535.
- [11] 2002, Meese, E.A. and Nørstrud, H., "Simulation of Convective Heat Flux and Heat Penetration for a Spacecraft at Re-entry," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol.6, No.3, pp.185-194.
- [12] 2023, Sun, J., Zhu, H., Xu, D. and Cai, G., "Aerodynamic Thermal Simulation and Heat Flux Distribution Study of Mechanical Expansion Reentry Vehicle," *Aerospace*, Vol.10, No.3, 310.
- [13] 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," *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, Vol.21, No.3, pp.612-626.
- [14] 2025, Kim, C., You, H., Kim, J.G., Kim, N. and Kim, K.H., "Effects of the Wall Electron Temperature Boundary Condition under Earth Reentry Flight Regime," *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.30, No.1, pp.59-70.
- [15] 2019, Campbell, N.S., "Analysis Methods for Reusable Spacecraft Undergoing Aeroassist Maneuvers," Ph.D. Dissertation, University of Colorado Boulder.
- [16] 2021, Chourushi, T., Singh, S., Sreekala, V.A. and Myong, R.S., "Computational Study of Hypersonic Rarefied Gas Flow over Re-Entry Vehicles Using the Second-Order Boltzmann-Curtiss Constitutive Model," *Int. J. Comput. Fluid Dyn.*, Vol.35, No.8, pp.566-593.
- [17] 2025, Park, J., Jeong, M. and Jee, S., "Application of Entropy Fix to Computations of Hypersonic Laminar and

Turbulent Boundary Layers on HIFIRE-1,” *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.30, No.3, pp.136-150.

- [18] 2024, Park, B., Jo, S., Choi, S., Hwang, S. and Myong, R., “Computational Analysis of Aerodynamics and Static Stability of Re-entry Vehicle at Low Altitudes,” *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.29, No.4, pp.10-23.
- [19] 2025, Lee, M., Kim, K.H., Kim, N. and Kim, H., “Multi-Objective Shape Optimization of Earth Re-entry Capsule Using Low Fidelity Aero-Thermal Analysis Code,” *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.30, No.1, pp.39-50.
- [20] 2025, Stuthridge, M., “Benchmarks for Aerodynamic Modelling of Hypersonic Vehicles,” Master of Engineering Thesis, University of Canterbury.
- [21] 1963, Millikan, R.C. and White, D.R., “Systematics of Vibrational Relaxation,” *J. Chem. Phys.*, Vol.39, No.12, pp.3209-3213.
- [22] 2024, Siemens Digital Industries Software, “Simcenter STAR-CCM+ User Guide, Version 2406.”
- [23] 1994, Menter, F.R., “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA J.*, Vol.32, No.8, pp.1598-1605.
- [24] 2024, Chinnaraj, R.K., Kim, M., Choi, B., Ha, T., Kim, S., Nam, M.-S. and Choi, S.M., “Evaluation of Reusable Thermal Protection System Materials Using a High-Velocity Oxygen Fuel Torch,” *Materials*, Vol.17, No.21, 5229.
- [25] 2020, Siemens Digital Industries Software, “Example: Adaptive Mesh Refinement on JCM Missile at Supersonic Flow Condition.”
- [26] 2007, Johnson, J.E., Starkey, R.P. and Lewis, M.J., “Aerothermodynamic Optimization of Reentry Heat Shield Shapes for a Crew Exploration Vehicle,” *J. Spacecr. Rockets*, Vol.44, No.4, pp.849-859.
- [27] 1993, Park, C., “Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions, I: Earth Entries,” *J. Thermophys. Heat Transf.*, Vol.7, No.3, pp.385-398.