



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(3), 187-194(2020)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.3.187>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

고온효과를 고려한 직격 요격체 다화학종 초음속 제트 간섭

백 청¹, 이승수², 허진범³

Supersonic Multi-species Jet Interactions of Hit-to-Kill Interceptor with High Temperature Effect

Chung Baek¹, Seungsoo Lee² and Jinbum Huh³

Department of Aerospace Engineering, Inha university^{1,2}

Defense Agency for Technology and Quality³

ABSTRACT

In this study, computational analyses are carried out to investigate the interference flows and the aerodynamic characteristics of a hit-to-kill interceptor due to lateral jets at medium altitude. In addition, the analyses are performed for air and multi-species gas used in the side jet. The results indicate that the position of the barrel shock are shifted upstream and the structure of the shock wave are changed for the multi-species jet when compared to the air jet. As a result, the high pressure region with multi-species jet moves forward and the pitching moment is higher under the same flow condition. Moreover, the inclusion of high temperature effects makes drastic changes in pressure distribution. The jet width is much bigger, and the jet diffuses over wider range in medium altitude than in low altitude, because of the low density of the freestream.

초 록

본 연구에서는 고도에 따른 간섭 유동과 공력특성을 파악하고, 측추력 제트에 사용된 기체의 종류에 따라 다화학종 가스제트의 확산을 고려한 유동해석을 수행하였다. 공기제트에 비해서 임의로 가정한 다화학종 가스 제트를 사용하는 경우 충격파의 위치와 제트의 확산 영역이 동체전방으로 이동한다. 이로 인해 표면의 고압영역이 앞으로 나가며 같은 조건에서 보다 높은 피칭 모멘트를 갖는다. 또한 고온효과의 적용에 따라 압력분포 예측에 차이를 보였다. 그리고 저고도의 측추력제트 유동 구조와 비교했을 때 중고도 유동조건에서 주변 대기의 낮은 밀도로 측추력 제트의 두께가 더 크며, 넓은 영역에 걸쳐 확산된다.

Key Words : Hit-to-Kill Interceptor(직격 요격체), DACS(궤도 천이 및 자세제어 시스템), Jet Interaction(제트 간섭), Multi-Species(다화학종), Diffusion(확산), Thermally Perfect Gas(열적 완전 기체), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

† Received : November 29, 2019 Revised : February 18, 2020 Accepted : February 25, 2020

¹ Graduate student, ² Professor, ³ Researcher

² Corresponding author, E-mail : slee@inha.ac.kr

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

1. 서 론

중/장거리 탄도 미사일 방어체계는 탄도 미사일을 중/고고도에서 직접 요격하는 방식을 사용한다. 이러한 운용영역에서는 높은 고도 특성 때문에 일반적인 미사일과 달리 카나드나 핀을 이용한 공기역학적 제어가 불가능하다. 따라서 측추력기 형태의 궤도 변경 및 자세제어 시스템인 DACS(Divert and Attitude Control System)를 사용한다. 이와 같이 초음속 비행 조건에서 사용되는 DACS는 동체 측면에서 분사하는 측추력 시스템을 기본으로 한다. 일반적으로 측추력기는 Fig. 1과 같이 자유류와의 간섭으로 충격파와 경계층의 상호작용의 복잡한 유동 구조를 가진다[1]. 이러한 유동장의 간섭은 비행체 표면 압력분포의 변화를 유발하고 비행체의 공력특성에 영향을 미치므로, 제트간섭에 관한 세밀한 연구가 필요하다. Viti[2]와 Wallis[3]는 평판 제트간섭 유동을 초음속풍동에서 실험하고, CFD 해석 결과와 비교하여 물리적인 유동구조를 분석하였다. 본 연구진의 선행연구[4]에서 앞서 언급한 Viti[2]의 연구결과를 바탕으로 평판 제트간섭을 해석하고 와류 유동 가시화를 통해 간섭 유동을 관찰한 바 있다.

측추력기의 분사 가스는 자유류와는 다른, 압축공기나 고온의 연소가스를 사용한다. 측추력기에서 연료를 연소시켜 분사하면 공기를 분사할 때보다 고온 고압의 제트를 형성하여 추력을 크게 증가시킬 수 있다고 알려져 있다[5]. 이때 사용되는 연소 가스는 대부분 단일 화학종이 아닌 혼합가스이며 분사되는 제트의 자유류와 다른 화학종으로 구성된다. 고온의 제트는 더 이상 비열이 일정하다는 열량적 완전기체(Calorically Perfect Gas) 가정을 적용할 수 없고, 열적 완전기체(Thermally Perfect Gas) 가정을 통해 고온효과를 적용해야 한다. Stahl[6]의 풍동시험에서는 Cone-cylinder-flare 미사일 형상에 대해 제트 성분과 온도 그리고 주변대기 조건에 따라 제트의 성능이

달라짐을 보였다. 본 연구진은 선행연구[4]에서 수치 해석을 통해 Stahl이 제시한 일반적인 미사일 형상에 대해 다화학종 확산을 고려한 측추력 제트간섭 현상을 해석하고 세밀한 유동구조를 파악하는 연구를 수행하였다. 이를 통해 다양한 조건에서 제트간섭 유동이 비행체에 미치는 영향을 파악하였다.

본 연구에서는 기존에 수행된 연구내용[4]을 바탕으로 초음속 요격체에 탑재된 궤도 수정용 다화학종 제트의 성능해석을 수행하고자 한다. 이를 위해 실제 요격체에 가까운 형상을 선정하였다. 특히 탐색기를 활용하는 요격체의 경우 전방부에 평면형태의 광학창이 필요하므로 이를 구현한 모델[7]을 해석 대상으로 선정하였다. 또한 요격체의 운용고도 특성을 확인하기 위하여 저고도와 중고도 조건에 대한 연구를 수행하였다. 그리고 중고도 조건에서 공기와 다화학종 가스 제트간의 공력특성을 비교하고, 고온효과에 대한 연구를 수행하였다.

II. 수치 해석 방법

2.1 지배방정식

혼합가스를 구성하는 N개의 화학종에 대해서, 1개의 전역연속방정식과 각 화학종의 질유량을 고려한 N개의 국소연속방정식들을 구성할 수 있다. 이때 미지수와 방정식의 개수를 일치시키기 위해 Dalton의 부분압력법칙, $p = \sum p_i$ 을 적용하여 하나의 국소 연속 방정식을 소거하여 계산한다. 다시 말해 N번째 화학종에 대한 값은 전역 값에 대하여 N-1개의 화학종의 값을 제하면 얻을 수 있다. 그리고 화학종들의 확산에 의한 에너지 전달을 추가로 고려하여 에너지 방정식을 구하면 식 (1)의 혼합가스의 Navier-Stokes 방정식을 구할 수 있다.

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

$$W = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad e \quad \rho c_1 \dots \rho c_{N-1}]^T \quad (2)$$

$$\begin{aligned} E &= [\rho u \quad \rho u^2 + p \quad \rho uv \quad \rho uw \quad (e+p)u \quad \rho c_1 u \dots \rho c_{N-1} u]^T, \\ F &= [\rho v \quad \rho uv \quad \rho v^2 + p \quad \rho vw \quad (e+p)v \quad \rho c_1 v \dots \rho c_{N-1} v]^T, \\ G &= [\rho w \quad \rho uw \quad \rho vw \quad \rho w^2 + p \quad (e+p)w \quad \rho c_1 w \dots \rho c_{N-1} w]^T \quad (3) \\ E_v &= \left[0 \quad \tau_{xx} \quad \tau_{xy} \quad \tau_{xz} \quad \Omega_x \quad \rho D_{1m} \frac{\partial c_1}{\partial x} \dots \rho D_{(N-1)m} \frac{\partial c_{N-1}}{\partial x} \right]^T, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} F_v &= \left[0 \quad \tau_{yx} \quad \tau_{yy} \quad \tau_{yz} \quad \Omega_y \quad \rho D_{1m} \frac{\partial c_1}{\partial y} \dots \rho D_{(N-1)m} \frac{\partial c_{N-1}}{\partial y} \right]^T, \\ G_v &= \left[0 \quad \tau_{zx} \quad \tau_{zy} \quad \tau_{zz} \quad \Omega_z \quad \rho D_{1m} \frac{\partial c_1}{\partial z} \dots \rho D_{(N-1)m} \frac{\partial c_{N-1}}{\partial z} \right]^T \quad (4) \end{aligned}$$

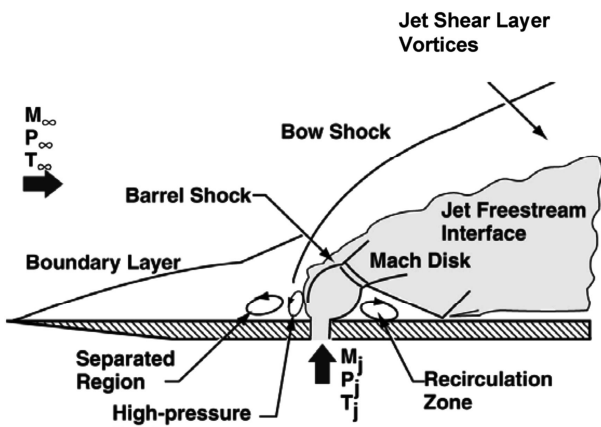


Fig. 1. Flow structure of transverse jet interaction [1]

여기서 W 는 보존형 유동 변수 벡터, E 와 F, G 는 x 와 y, z 방향의 비점성 유속벡터이며 아래첨자 v 는 점성 유속벡터를 의미한다. 식 (3)에서 e 는 전체 에너지(Total Energy)이다. 식 (4)에서 τ_{ij} 는 점성 응력 텐서(Viscous Stress Tensor), Ω_i 는 총에너지 유속벡터(Total Energy Flux Vector)이며 식 (5)와 같다. 여기서 h_i 는 각 화학종의 엔탈피(Enthalpy)이다. 이는 확산 과정에서 각 화학종의 엔탈피도 같이 확산되며, 전도에 의한 열전달 외에 확산에 의한 열유량이 추가로 고려되었음을 의미한다.

$$\begin{aligned}\Omega_x &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + k\frac{\partial T}{\partial x} + \sum_i^N \rho D_{im} h_i \frac{\partial c_i}{\partial x}, \\ \Omega_y &= u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + k\frac{\partial T}{\partial y} + \sum_i^N \rho D_{im} h_i \frac{\partial c_i}{\partial y}, \\ \Omega_z &= u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + k\frac{\partial T}{\partial z} + \sum_i^N \rho D_{im} h_i \frac{\partial c_i}{\partial z},\end{aligned}\quad (5)$$

다화학종 혼합기체의 상태방정식은 다음과 같다.

$$p = \sum p_i = \sum \rho_i R_i T \quad (6)$$

본 연구에서 열에 의한 화학반응은 무시하였다. 그러나 모든 화학종은 온도에 따라 비열이 변하는 열적 완전 기체로 가정하였다. 점성계수, μ_i 와 열전달계수, k_i 확산계수, D_{ij} 그리고 엔탈피, h_i 도 온도의 함수이다. 각 화학종의 물성 값은 조성비의 변화에 따라 유연하게 계산할 수 있도록 CHEMKIN library [8]와 GRI-Mech 2.11 데이터[9]를 사용하였다.

2.2 다화학종 확산

서로 다른 화학종이 혼재하는 경우 입자들의 브라운 운동에 의해 확산현상과 에너지 전달이 발생한다. 확산현상은 밀도, 압력 및 온도에 영향을 받으나, 그 중 밀도 구배가 가장 지배적이라고 알려져 있다. Fick의 확산법칙에 따르면 확산현상은 농도구배에 의해 일어나며, 그 방향은 농도구배와 반대로 정의된다. 이와 같이 임의의 혼합가스에서 i 화학종의 확산에 의한 질유량(Mass Flux)을 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$j_i = -\rho D_{im} \nabla c_i \quad (7)$$

위 식에서 아래첨자 i 는 각 화학종을 의미하며, c_i 는 질량분율(Mass Fraction), D_{im} 는 i 화학종과 다른 여러 화학종 사이의 확산계수(Diffusion Coefficient)를 나타낸다. 확산계수는 층류 확산계수와 난류확산계수의 합과 같고, 각각 다음과 같다.

$$(D_{im})_{laminar} = \frac{1 - X_i}{\sum_j \frac{X_j}{D_{ij}}} = \frac{\sum_j X_j}{\sum_j \frac{X_j}{D_{ij}}} = \frac{\sum_j X_j + \epsilon}{\sum_j \frac{X_j}{D_{ij}} + \epsilon} \quad (8)$$

$$(D_{im})_{turbulence} = \frac{\mu_t}{\rho S_{c_t}} \quad (9)$$

여기서 S_{c_t} 는 난류 슈미츠 수(Turbulent Schmidt Number)이다. 특히 층류확산계수 계산에서 수치적 안정성을 높이기 위해 식 (8)의 마지막 항과 같이 변환하였다. 또한 ϵ 은 분모가 0이 되는 것을 방지하기 위하여 분모와 분자에 더해준 작은 양수로 본 연구에서는 $\epsilon = 1.0 \times 10^{-12}$ 을 사용하였다. 그리고 각 화학종 간의 확산계수 D_{ij} 는 각 화학종의 고유치와 분자량에 따라 계산하며, 여기서 X_i 는 몰분율이다.

다화학종 혼합가스의 점성계수와 열전달계수는 다음과 같이 각 화학종의 질량분율을 가중하여 계산한다.

$$\mu = \sum_i c_i \mu_i \quad (10)$$

$$k = \sum_i c_i k_i \quad (11)$$

여기서 μ_i , k_i 는 각 화학종의 점성계수, 열전달계수이다.

2.3 수치 해석 기법

본 연구에서는 In-house 솔버인 MSapv를 사용하였다. 비점성 유속의 공간차분 과정에서 Roe의 근사리만해법[10]을 적용하였다. 이때 고온효과를 적용하기 위하여 Vinokur[11]가 제시한 Roe의 평균값을 사용하여 jacobian 행렬을 구하였다. 점성유속은 중앙차분법을 이용하였다. 시간적분법으로는 AF-ADI 방법을 사용하였다. Van Leer의 MUSCL 외삽법을 통해 2차의 공간 정확도를 확보하였다. 초음속 충격과 부근의 수치적 불안정성을 방지하기 위한 엔트로피보정방법으로 Sanders[12]가 제안한 H-correction을 사용하였다. 이러한 수치 해석기법들은 선행연구[4] 과정에서 적용 및 검증되었다. 또한 난류모델은 선행연구에서 비교적 실험값에 근사한 경향을 보였던 S-A 난류 모델을 선정하였으며 이는 2방정식 모델에 비해 계산시간을 줄일 수 있다는 장점이 있다.

III. 해석 결과

3.1 해석조건

마하수 6의 초음속 해석을 수행하였다. 레이놀즈수는 중고도에서 약 5.1×10^4 , 저고도에서 약 1.6×10^6 을 사용하였으며 이때 특성 길이로 전장을 사용하였다. 측추력제트는 노즐목부터 노즐 출구까지를 모사하였다. 자유류 조건 대비 노즐목에서 전압력비는 8.48×10^5 이고, 전온도비는 11.2를 사용하였다.

측추력기에 사용되는 가스는 공기와 다화학종 혼합가스 두 가지 이다. 여기서 공기는 O_2 23.14%, N_2 76.86%의 질량비로 구성하고, 혼합 가스는 임의의 다화학종 가스로 Stahl[6]의 연구를 참고하였다. Stahl의 연구에서 제시된 혼합가스의 질량 조성비 중 금속성분인 납과 구리를 제외한 나머지 가스를 100%로 하여 CO_2 38.21%, H_2 1.73%, H_2O 10.47%, CO 35.47%, N_2 14.12%로 구성하였다.

3.2 해석 형상 및 격자 구성

해석에 사용된 형상은 cone-cylinder 형태의 요격체이며 cone부분에 탐색기를 탑재하기 위한 평면형태의 광학창이 있다. 그리고 광학 창 뒤쪽 cylinder부분에 케도 수정용 제트노즐이 위치한다. 선행연구에서 사용된 generic missile 격자[4,5]를 기반으로 Fig. 2의 광학창과 제트 노즐, 그리고 제트 간섭을 고려하여 격자를 구성하였다. 중고도 조건에서 Fig. 3과 같이 요격체 뒷부분으로는 sting이 있다고 가정하고 대칭 경계조건을 활용하여 절반의 격자에 대해 해석을 수행하였다. 구성된 격자의 총 cell은 약 470만 개 이다. 고도에 따라 유동특성을 비교하기 위해 사용한 저고도의 해석격자는 해당 고도의 Re수를 고려하여 Fig. 4와 같이 중고도 해석격자와 서로 다르게 구성되었으며, 총 격자수는 약 650만개이다. 중고도에서는 제트 플럼이 상대적으로 넓게 퍼지므로 원방경계를 넓게 설정하고, 요격체 뒷부분으로 Sting을 더 길다고 가정하였다.

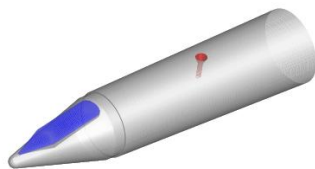


Fig. 2. Shape of missile

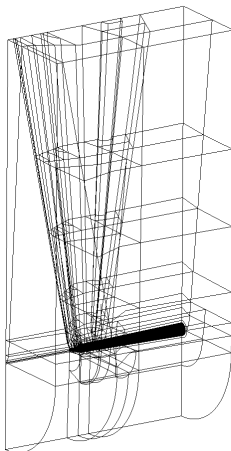


Fig. 3. Grid topology of medium altitude analysis condition

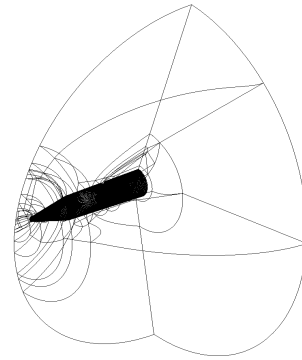


Fig. 4. Grid topology of low altitude analysis condition

3.3 해석결과

3.3.1 고온효과에 따른 유동 비교(중고도)

고온 효과를 적용하여 열적 완전기체로 가정한 경우와 열량적 완전기체로 가정한 경우에 대해 비교하였다. 일반적으로 고속 유동장에 놓인 무딘 물체 앞의 정체점(Stagnation Point)에서는 국부적으로 아주 높은 온도를 갖는다. 이를 근거로 요격체의 선두부 정체점으로부터 상류방향으로 거리에 따라 압력계수와 온도분포를 비교해 보았다. 일반적인 경향과 같이 충격과의 위치와 정체점의 온도가 감소함을 Fig. 5에서 알 수 있다. 이때 초음속 유동의 특성으로 인해 제트간섭 유동은 선두부 앞의 유동에 영향을 미치지 않으므로, 제트의 화학종이 바뀌어도 동일한 결과를 갖는다.

또한 고온효과에 의한 영향은 정체점 외에도, Fig. 6과 같이 강한 충격파가 생기는 제트간섭 유동 영역에서도 나타난다. 동체의 대칭면($y=0$) 표면의 공기 제트분사방향에서 각 이상기체 조건에 따른 압력계수와 제트분사를 하지 않은 압력계수 차이값 분포를 도시하였다. 여기서 점선은 열량적 완전 기체, 실선은 열적 완전 기체를 의미한다. 열적 완전기체 가정을 적용하였을 때, 고압영역이 앞으로 이동하며, 압력계수 값이 증가하였다. 따라서 고온효과의 적용 유무에 따라 압력분포 예측에 차이를 보일 수 있음을

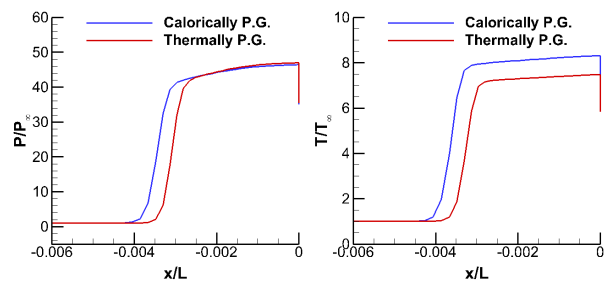


Fig. 5. High temperature effect along stagnation line : Pressure(Left), Temperature(Right)

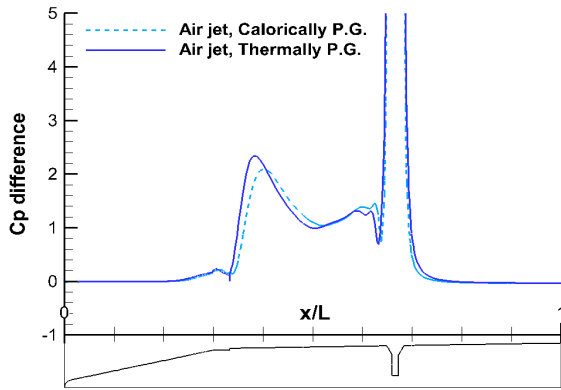


Fig. 6. C_p difference distribution at the symmetry surface line of the jet exit side with high temperature effect

알 수 있다. 또한 본 연구에서는 고려하지 않았지만, 높은 온도의 영향으로 화학반응에 의해 정체점이나 제트출구 앞쪽의 압력분포 예측의 차이가 있다는 연구 결과가 발표되고 있다. 그 중 Dong[13]은 Stahl이 제시한 generic missile 형상에 대해 다화학종 해석을 수행하였으며, 간략화 된 화학반응을 추가하여, 제트출구 앞쪽 압력분포의 실험결과정확도를 향상시키는 연구를 진행한 바 있다.

3.3.2 화학종에 따른 유동 비교(중고도)

각 화학종에 따른 변화를 자세히 비교하기 위해 열적 완전기체 조건에서 비교를 수행하였다. 가스종류에 따른 비교를 위하여 Fig. 7에 공기와 다화학종 가스 각각의 온도장을 도시하였다. 비교를 위해 공기 제트를 사용한 경우를 색이 있는 유동장으로 나타내고 다화학종 가스를 사용한 경우에 동일한 값을 실선으로 겹쳐서 그렸다. 제트간섭 영향이 없는 nose

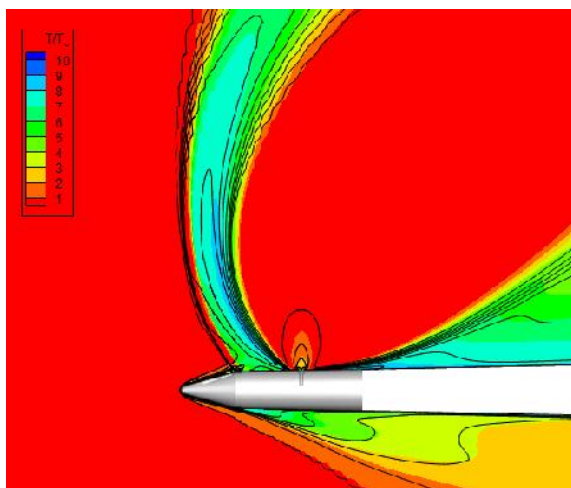


Fig. 7. Temperature contour on symmetric plane of air(Color contours) and multi-species gas jet(Black lines)

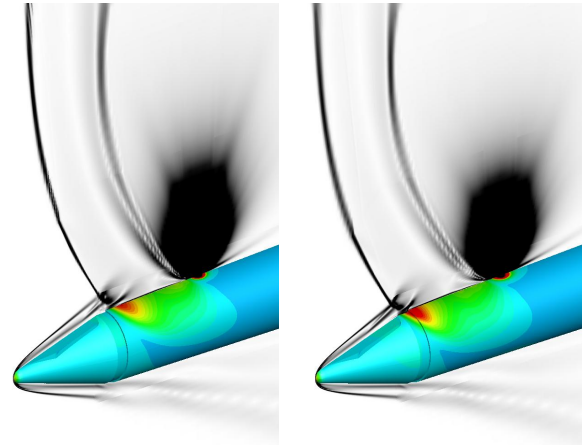


Fig. 8. Surface pressure contours and density gradient contours on symmetric plane, Air jet(left), Multi-species gas jet(right)

부분 및 하부유동은 공기제트와 동일하며, 제트와 가까워질수록 다화학종 가스 제트 유동의 영향으로 barrel shock의 위치와 기울기가 변하고 충격파의 구조가 달라진다.

또한 Fig. 8에서 대칭면에는 밀도구배를, 요격체 표면에는 압력계수를 도시하였다. 이를 통해 제트간섭 유동이 요격체의 표면 압력을 변화 시키고, 이로 인해 공기력을 변화시킬 수 있음을 알 수 있다. 박리영역의 변화로 인해 Fig. 8과 같이 탐색 창 부근 압력 분포에도 영향을 미친다. 특히 다화학종 가스 제트의 경우 공기 제트에 비해 제트의 확산도가 크다. 이러한 이유로 barrel shock이 앞으로 누우면서 박리영역이 증가하고, 탐색창 부근 고압영역이 선두부로 전진한다. 이러한 경향은 Fig. 9에서도 동일하게 확인 할 수 있다. 제트 분사방향의 대칭면을 따라 표면 압력 계수 분포를 나타내었다. 다화학종 가스 제트가 공기 제트에 비해서 고압 영역의 위치가 선두부로 전진하였으며, 높은 표면 압력계수 값을 가진다. Fig. 9에서

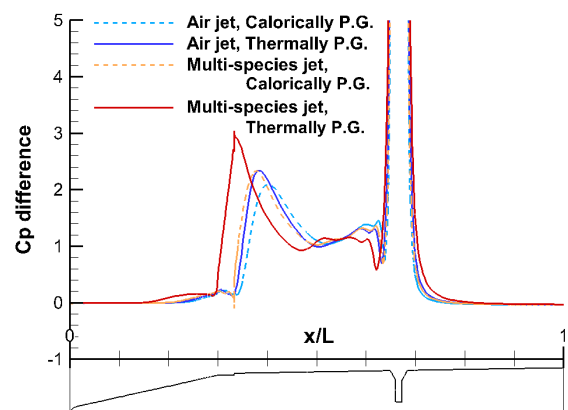


Fig. 9. C_p difference distribution at the symmetry surface line of the jet exit side

는 Fig. 6에 나타난 공기제트와 다화학종 제트의 고온효과 적용유무에 따른 표면 압력 계수 분포를 같이 도시하였다. 이를 통해 다화학종 제트 조건 역시 공기 제트 조건과 동일하게, 열량적 완전기체로 가정한 경우에 비해 열적 완전기체 가정을 적용하였을 때 고압영역이 앞으로 전진하는 것을 알 수 있다. 또한, 가장 앞으로 고압영역이 이동한 열적완전기체의 다화학종 제트의 경우, 충격파의 위치와 요격체의 표면 형상이 서로 간섭하여 다른 3가지 경우와는 상이한 선두부 압력 분포를 보인다.

공기 제트는 자유류와 성분이 동일해 확산이 일어나지 않는다. 반면, 다화학종 가스 제트는 자유류와 성분이 다르기 때문에 두 기체 사이에 확산이 일어난다. Fig. 10에서는 자유류(O₂, 23.14%)와 다화학종(CO₂, 38%)의 O₂, CO₂의 질량비를 이용하여 제트의 확산 정도를 도시하였다. 제트에 의한 barrel shock을 따라 제트 플럼이 형성되고, bow shock의 경계를 따라 자유류와 확산이 된다.

추가로 제트 화학종이 성능에 미치는 영향을 알아보기 위하여 수직력 계수(C_N)와 피칭 모멘트(C_m) 차이값의 변화를 비교하였다. 여기서 차이값은 다화학종 제트의 값에서 공기제트의 값을 뺀 값이다. 먼저, 수직력 계수는 제트분사 방향을 양의 값이 되도록 정하였다. 제트에 의한 영향으로 받음각 0°에서 음의 수직력을 갖는다. 일반적인 경향과 동일하게 받음각이 증가할수록 수직력 계수는 증가하며 기울기가 더 증가한다. 반면, 15° 이상의 고 받음각 영역에서는 기울기가 급격하게 변화하는 비선형성을 확인하였다. 이러한 경향은 공기와 다화학종 가스 제트 모두 동일하나, 정량적인 차이를 보인다. Fig. 11의 수직력 계수의 차이값을 보면, 받음각 0° 근처에서 다화학종 가스 제트의 수직력 계수 값이 음의 방향으로 더 크며, 받음각 0°를 기준으로 멀어질수록 이러한 차이는 줄어들는다. 또한 받음각 15° 이상의 비선형 구간에서는 수직력 계수의 차이 또한 역전된다.

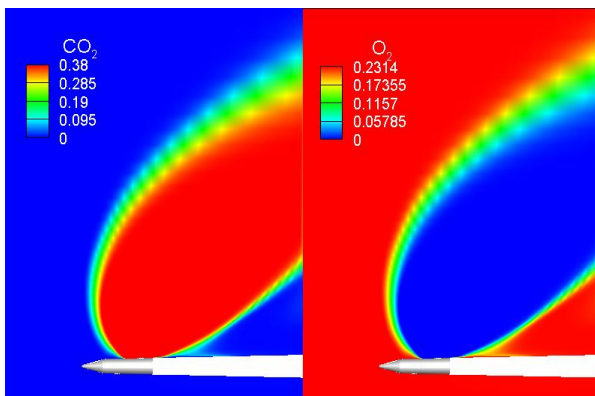


Fig. 10. CO₂ mass fraction contours(left) and O₂ mass fraction contours(right) of multi-species gas jet interaction flow field

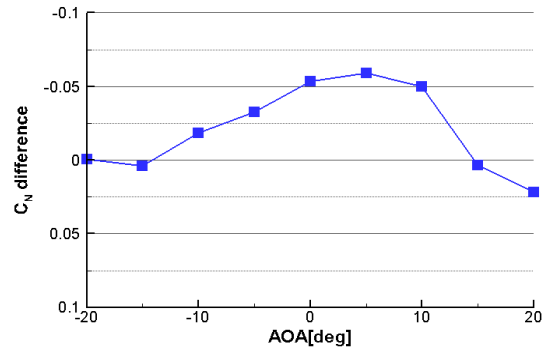


Fig. 11. Normal force coefficient difference curve

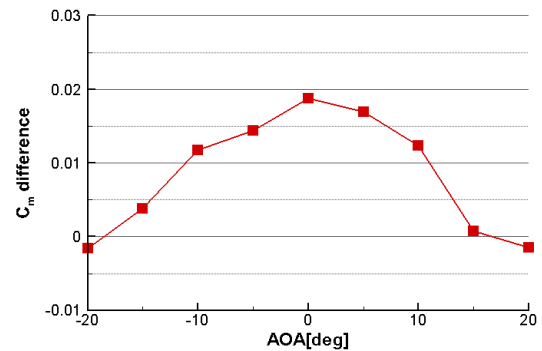


Fig. 12. Pitching moment coefficient difference curve

앞서 Fig. 9에 도시된 대칭면에서의 표면 압력계수 분포를 보면 두 가지 제트 성분에 대해서 제트전후의 박리흐름에 의해 압력계수가 동일한 양상을 보인다. 제트 앞부분에는 압력계수가 높고, 제트 뒤쪽에는 반대로 박리흐름 때문에 낮은 압력이 분포되어 있다. 이는 DACS 제트가 기수내림 현상을 유도한다는 것을 의미하며, 두 가지 제트조건에서 받음각에 따른 피칭모멘트 계수 경향은 동일하다. 수직력 계수와 같이, Fig. 12에서 두 가지 제트의 피칭모멘트 계수 차이를 비교했을 때, 다화학종 가스 제트가 더 큰 피칭모멘트를 가지며 받음각 0°에서 그 차이가 가장 크다. 받음각 -10°, 0°, 10°에서 다화학종 가스제트를 사용하는 경우의 표면 압력 분포를 Fig. 13에 도시하였다. 음의 받음각에서 고압영역이 선두부의 광학 창부분까지 전진하며 넓은 영역을 만들어내며 큰 피칭모멘트 값을 갖는 것을 알 수 있다.

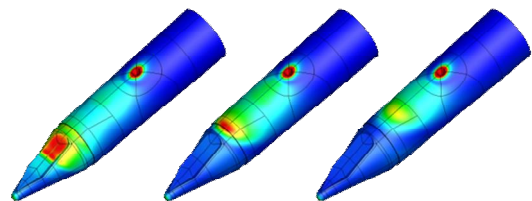


Fig. 13. Surface Cp distribution of Multi-species gas jet (AOA = -10°, 0°, 10°)

3.3.3 고도에 따른 유동 비교

본 논문에서 다루고 있는 중고도 조건의 제트유동은 Fig. 1의 일반적인 해면고도의 측추력기 제트유동과 다른 구조를 보인다. 이러한 차이는 중고도 대기 조건의 영향이라고 판단하였다. 이를 알아보기 위해 고도에 따른 비교를 위해 추가로 저고도 해석을 수행하였다. 그 결과를 유동 구조를 중심으로 비교하였다.

Figure 14는 저고도 조건일 때 제트간섭 현상을 해석한 것으로, 대칭면에서의 온도 분포를 나타낸다. 선행연구[4]의 평판 및 generic missile 제트간섭에서와 마찬가지로 barrel shock과 Mach disk, λ -shock 등의 충격과 구조가 동일함을 보였다. 또한 Mach disk 뒤의 slip line과 reflected shock도 선명하게 나타난다.

반면, 중고도 조건에서 저밀도 자유류에 의한 영향으로 Fig. 15에서 보이는 바와 같이 상대적으로 큰 barrel shock과 넓은 간섭유동을 형성한다. 저도도 해석 결과와 달리 현재 계산 영역의 크기 때문에 barrel shock 상단 뒷부분으로 이어지는 Mach disk는 확인할 수 없었다. 또한 jet bow shock이 선두부 쪽에 위치함에 따라 λ -shock이 선두부의 bow shock과 합쳐져 정확한 구조를 구분하기 어려웠다. 이를 자세히 보기 위해 Fig. 16에서 λ -shock 영역을 확대해 도시하였다. 대칭면에서 밀도구배를 통해 λ -shock의 구조를 알 수 있으며, 유선을 통해 박리거품을 나타내었다. 두 고도 조건 모두 박리거품이 생성되는 것을 보아 경계층 유동의 박리와 barrel shock의 간섭으로 인한 λ -shock이 존재함을 알 수 있다.

다화학종 제트를 구성하는 화학종들 중 CO_2 의 질량분율을 통해 저도고와 중고도에서 제트 확산정도를 비교하였다. Fig. 17에서 도시된 바와 같이 저고도의 제트 출구 앞쪽에서는 경계층 확산 효과가 미미하다. 특히 separation λ -shock이 형성된 제트 출구 앞 벽면을 제외하고는 확산현상이 거의 발생하지

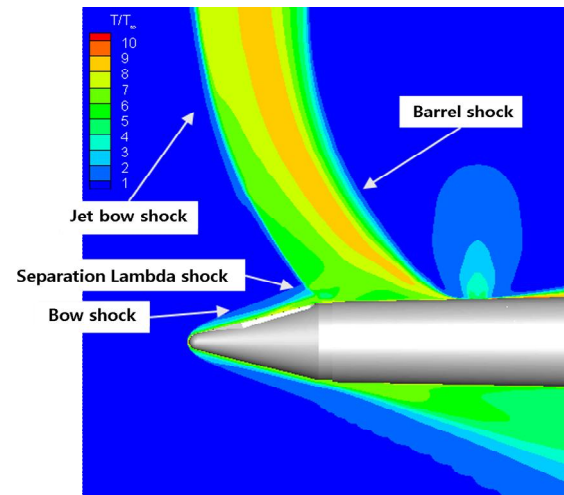


Fig. 15. Nondimensionalized temperature contours on symmetric plane at medium altitude

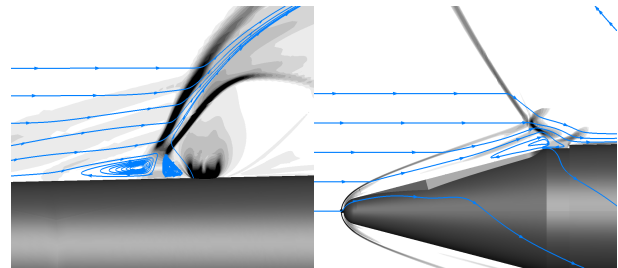


Fig. 16. Stream lines with density gradient contours on symmetric plane at low(left) and medium(right) altitude

않았다. 반면 중고도 해석결과에서는 주변 대기의 낮은 밀도로 측추력 제트에서 분사된 제트가 넓게 분사 된다. 또한 제트가 barrel shock의 경계를 따라 앞쪽까지 확산되며 후류방향으로는 자유류와 혼합되는 것을 확인하였다.

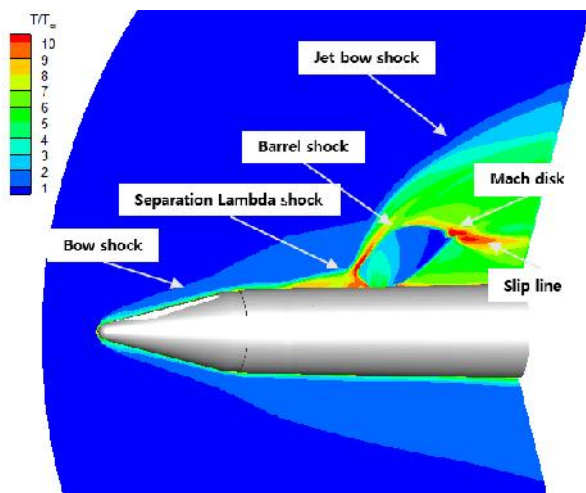


Fig. 14. Nondimensionalized temperature contours on symmetric plane at low altitude

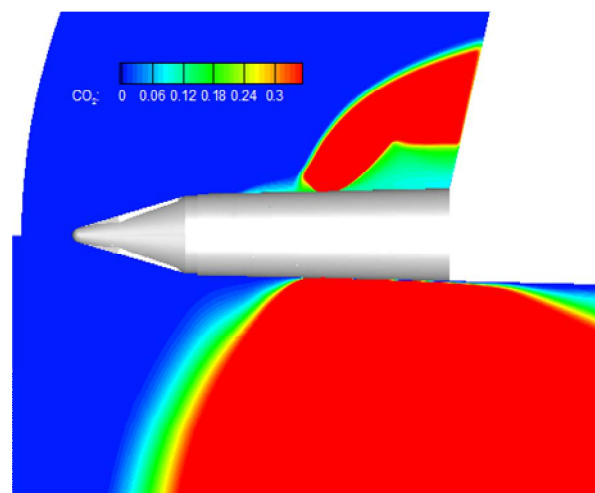


Fig. 17. CO_2 Mass fraction contours at low(upper) and medium(lower) altitude

결 론

선두부에 광학창이 달린 cone-cylinder 형태의 요격체에 대해 다화학종 효과를 고려한 초음속 조건의 제트간섭 해석을 수행하였다. 제트의 화학종 구성에 따라 충격과 위치에 큰 차이를 가지며, 본 연구에서는 그러한 차이가 해석대상의 형상과 밀접하게 상호 작용하여 복잡한 유동을 생성하는 것을 확인하였다. 공기 제트와 비교해서, 다화학종 가스 제트를 사용하는 경우, bow shock의 위치변화가 선두부의 탐색기 쪽으로 전진하며 충격파의 기울기도 달라진다.

이러한 유동구조의 차이는 표면 압력분포를 결정하므로, 공력계수에 직접적인 영향을 미친다. 특히 받음각 0° 부근에서 다화학종 가스 제트의 해석결과 수직력과 피칭 모멘트 값을 더 크게 예측하였다. 그리고 높은 받음각으로 갈수록 DACS 제트의 구성성분과 무관하게 그 차이가 줄어들었다. 하지만 높은 받음각에서 공력계수가 비선형 특성을 가지므로 직격요격체의 정확한 성능예측을 위해서는 다화학종 효과를 고려한 수치해석이 필요하다. 따라서 제트의 종류도 중요한 설계변수가 될 수 있다.

그리고 동일한 성분의 제트에서 열량적 완전기체와 고온의 열적 완전기체로 가정하는 경우 표면 압력분포의 큰 변화를 보인다. 이는 공력특성 변화의 원인이 된다. 또한 선두부에서 고압영역 및 유동구조가 변화하므로 직격요격체의 탐색창의 위치를 감안하였을 때 고온효과 적용에 대한 고려가 필요하다.

또한 고도별로 제트간섭 유동 구조가 확연히 달라지므로 중고도에 대한 연구의 중요도가 높다 할 수 있다. 특히 저고도 조건에 비해 중고도 조건에서 제트간섭 유동이 후류까지 영향을 넓게 미치므로 베이스 영역의 유동까지 영향을 미칠 가능성이 있음을 확인하였다. 따라서 제트출구 뒤쪽의 유동현상을 좀 더 면밀하게 살펴보고 요격체의 다양한 공력특성 등에 대한 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

References

- 1) Ebrahimi, H. B., "Numerical Investigation of Jet Interaction in a Supersonic Freestream," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 1, 2008, pp. 95~103.
- 2) Viti, V., Neel, R., and Schetz, J. A., "Detailed Flow Physics of the Supersonic Jet Interaction Flow

field," *Physics of Fluids*, Vol. 21, No. 4, 2009.

- 3) Wallis, S. E., *Innovative Transverse Jet Interaction Arrangements in Supersonic Crossflow*, M.S. Thesis, Aerospace Engineering Dept., Virginia Tech, Blacksburg, VA, 2001.

- 4) Huh, J., and Lee, S., "Numerical Study on Lateral Jet Interaction in Supersonic Crossflows," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 80, 2018, pp. 315~328.

- 5) Huh, J., and Lee, S., "Numerical Analysis of Jet Interaction with Diffusion at Supersonic Flow Field," *Proceeding of the Korean Society for Computational Fluids Engineering Spring conference*, 2017, pp. 12~13.

- 6) Stahl, B., Emunds, H., and Gülhan, A., "Experimental Investigation of Hot and Cold Side Jet Interaction with a Supersonic Cross-Flow," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, No. 8, 2009, pp. 488~496.

- 7) Choi, K., Lee, S., Oh, K., and Kim, C., "Jet Interaction Flow Analysis of Lateral Jet Controlled Interceptor Operating at Medium Altitude," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 12, 2018, pp. 986~993.

- 8) Kee, R. J., Rupley, F. M., Miller, J. A., Coltrin, M. E., Grcar, J. F., Meeks, E., Moffat, H. K., Lutz, A. E., Dixon-Lewis, G., Smooke, M. D., Warnatz, J., Evans, G. H., Larson, R. S., Mitchell, R. E., Petzold, L. R., Reynolds, W. C., Caracotsios, M., Stewart, W. E., Glarborg, P., Wang, C., and Adigun, O., "CHEMKIN collection," Release 3.6, Reaction Design, Inc., San Diego, CA, 2000.

- 9) Bowman, C. T., Hanson, R. K., Davidson, D. F., Gardiner Jr., W. C., Lissianski, V., Smith, G. P., Golden, D. M., Frenklach, M., and Goldenberg, M., "GRI-Mech," Accessed Sep, 4, 2019. <http://combustion.berkeley.edu/gri-mech/>

- 10) Roe, P. L., "Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, No. 2, 1981, pp. 357~372.

- 11) Vinokur, M., "Flux Jacobian Matrices and Generalized Roe Average for an Equilibrium Real Gas," *NASA Contractor Report 177512*, 1988.

- 12) Sanders, R., Morano, E., and Druguet, M. C., "Multidimensional Dissipation for Upwind Schemes: Stability and Applications to Gas Dynamics," *Journal of Computational Physics*, Vol. 145, No. 2, 1998, pp. 511~537.

- 13) Dong, H., Liu, J., Chen, Z., and Zhang, F., "Numerical investigation of lateral jet with supersonic reacting flow," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 55, No. 4, 2018, pp. 928~935.