

비행 조건 변화에 따른 사출 운동체의 초기 거동에 관한 수치적 연구

조성민¹⁾ · 권오준^{*,1)} · 권혁훈²⁾ · 강동기²⁾

¹⁾ 한국과학기술원 항공우주공학과
²⁾ LIG넥스원(주) 유도무기수출개발단 2팀

Numerical Study about Initial Behavior of an Ejecting Projectile for Varying Flight Conditions

Sung Min Jo¹⁾ · Oh Joon Kwon^{*,1)} · Hyuck-Hoon Kwon²⁾ · Dong Gi Kang²⁾

¹⁾ Department of Aerospace Engineering, KAIST, Korea
²⁾ PGM Export Development Team 2, LIG Nex1, Korea

(Received 6 March 2019 / Revised 2 May 2019 / Accepted 21 June 2019)

ABSTRACT

In the present study, unsteady flows around a projectile ejected from an aircraft platform have been numerically investigated by using a three dimensional compressible RANS flow solver based on unstructured meshes. The relative motion between the platform and projectile was described by six degrees of freedom(6DOF) equations of motion with Euler angles and a chimera technique. Initial behavior of the projectile for varying conditions, such as roll and pitch-yaw command on the control surface of the projectile, flight Mach number, and platform pitch angle, was investigated. The ejection stability of the projectile was degraded as Mach number increases. In the transonic condition, the initial behavior of the projectile was found to be unstable as increase of platform pitch angle. By applying the command to control surfaces of the projectile, initial stability was highly enhanced. It was concluded that the proposed simulation data are useful for estimating the ejection behavior of a projectile in design phase.

Key Words : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Ejecting Projectile(사출 운동체), Initial Behavior(초기 거동), Unstructured Overset Mesh Technique(비정렬 중첩격자기법), 6Degrees of Freedom(6자유도)

1. 서론

플랫폼 및 사출 운동체의 안정성과 생존성 향상을 위하여 플랫폼으로부터 상대운동 하는 운동체의 초기 거동을 해석하는 것은 중요하다. 설계 초기 단계에서 비행 조건 다변화에 따른 운동체의 거동 및 이에 대한 경향성을 파악함으로써 최종 설계 기체에 대한 신

* Corresponding author, E-mail: ojkwon@kaist.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

되성을 향상시킬 수 있다.

운동체의 초기 거동을 파악하기 위해서는 플랫폼과 운동체 주위의 유체 흐름과 이에 따라 유발되는 힘 및 모멘트를 파악하는 것이 중요하다. 공기역학적 해석을 통한 사출 운동체의 성능 해석과 초기 설계가 수행된 다수의 선행 연구^[1-3]는 제한적인 조건에 대해서만 정확성이 보장되는 Missile DATCOM^[4]에 의존하였다. Missile DATCOM의 경우, 고려 가능한 동체 단면 형상이 한정적이며, 초음속 영역에서의 공력 데이터는 정확성이 보장되지 않는 것으로 알려져 있다. 이러한 경우, 고신뢰성이 보장되는 전산유체역학을 이용한 공력 해석이 요구되지만, 사출 운동체의 초기 거동을 해석하는 것은 플랫폼과 운동체 사이의 상대운동을 고려해야 하는 고비용 비정상 상태 해석이 필요하므로, 기 발표된 관련 연구사례는 매우 적다.

따라서, 본 연구에서는 전산유체역학을 이용하여 비행 조건 변화에 따른 사출 운동체의 초기 거동에 관한 연구를 수행하였다. 이를 위해 비정렬 격자 기반의 3차원 압축성 비정상 유동 해석 기법을 적용한 전산유체역학과 강체의 6자유도 운동방정식을 연계함으로써 운동체의 거동을 유체-동역학적으로 해석하였다. 3차원 공간에서, 전형적인 형태의 전투기와 공대지 유도탄 형상을 고려하였으며, 복잡한 형상에 대해 격자생성이 용이한 비정렬 격자계를 이용하였다. 플랫폼에 대한 운동체의 상대운동을 모사하기 위하여 중첩격자(overset mesh) 기법을 적용하였다. 다양한 유동 조건에 대한 해석 결과를 제시하였으며, 운동체의 초기 궤적을 분석함으로써 공중 사출 시스템 설계에 활용할 수 있는 해석 방법을 구축하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 유동 지배방정식 및 수치기법

플랫폼 및 사출 운동체 주위의 아음속 및 천음속 유동을 해석하기 위한 3차원 압축성 유동을 지배하는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 적분 형태로 표현하면 아래와 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_v Q dV + \oint_{\partial v} F(Q) \cdot \vec{n} dS = \oint_{\partial v} G(Q) \cdot \vec{n} dS \quad (1)$$

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e_0]^T$$

$$F(Q) \cdot \vec{n} = \begin{pmatrix} \rho(\vec{V} - \vec{V}_g) \cdot \vec{n} \\ \rho u(\vec{V} - \vec{V}_g) \cdot \vec{n} \\ \rho v(\vec{V} - \vec{V}_g) \cdot \vec{n} \\ \rho w(\vec{V} - \vec{V}_g) \cdot \vec{n} \\ \rho h_0(\vec{V} - \vec{V}_g) \cdot \vec{n} \end{pmatrix} + p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \end{pmatrix}$$

여기서 V 는 제어체적을 의미하고, ∂v 는 제어표면, \vec{n} 은 제어표면의 바깥 방향으로 정의되는 법선벡터, \vec{V}_g 는 격자속도를 나타낸다. 식 (1)은 비정렬 격자계에서 사용하기 위해 격자점 중심의 유한체적법으로 이산화하였다. 비점성 플러스는 공간에 대한 이차 정확도를 갖는 Roe의 flux-difference splitting(FDS)^[5]를 사용하여 계산하였고, 점성 플러스는 중심 차분법을 사용하여 계산하였다. 시간적분을 위해 Gauss-Seidel 내재적 시간적분법을 이용하였다. 유동장의 난류 점성계수는 Spalart-Allmaras의 1-방정식 난류모형^[6]을 사용하여 계산하였다. 공간에 대한 2차 정확도의 계산에서 발생하는 수치 불안정성을 해소하기 위해 Venkatakrishnan의 limiter^[7]를 사용하였다.

2.2 6자유도 운동방정식

3차원 공간상에서, 플랫폼에 대한 운동체의 상대운동을 해석하기 위하여 다음의 가정을 한 6자유도 운동방정식을 사용하였다. 첫째, 운동체와 플랫폼의 상대운동 시 플랫폼은 해수면에 대하여 등속, 직선 운동을 한다. 따라서 상대운동은 해수면에 대한 상대운동과 같다. 둘째, 운동체의 기체고정 좌표계는 주축(principal axes)과 동일하다. 셋째, 운동체의 무게는 변하지 않는다. 넷째, 운동체는 외부 힘에 의해 외형이 변하지 않는 강체이다.

뉴턴의 제 2법칙에 따라 운동체의 병진운동 및 회전운동을 서술하는 운동방정식은 각각 식 (2), (3)과 같다^[8].

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ \sum F_y &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ \sum F_z &= m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \sum M_x &= \dot{p}I_x - qr(I_z - I_y) \\ \sum M_y &= \dot{q}I_y - rp(I_x - I_z) \\ \sum M_z &= \dot{r}I_z - pq(I_y - I_x) \end{aligned} \quad (3)$$

여기서, F 는 각 축 방향으로 중력 성분을 포함한 합력, m 은 물체의 질량, u, v, w 는 선속도 성분, p, q, r 은 각속도, M 은 각 축에 대한 모멘트, 그리고 I 는 운동체의 관성 모멘트를 나타낸다.

본 연구에서는 공간상에 놓인 물체의 자세를 표현하기 위하여 오일러 각(Euler angle)을 이용하였다. 기준 관성좌표계로부터 운동체에 고정되어 있는 상대운동좌표계에 대한 물체의 자세는 요각(yaw angle)-피치각(pitch angle)-롤각(roll angle) 순서로 회전시킴으로써 유일하게 표현된다. 이로부터, 오일러 각의 변화율과 물체 각속도 벡터의 운동학적 관계식은 식 (4)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \sin\phi \tan\theta \cos\phi \tan\theta \\ 0 \cos\phi - \sin\phi \\ 0 \sin\phi \sec\theta \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

이때, ϕ, θ, ψ 는 각각 롤각, 피치각, 요각을 나타낸다.

한편, 기준 관성좌표계에 대한 운동체 무게중심의 이동 속도를 시간에 대하여 적분함으로써 운동체의 궤적을 도출할 수 있다. 기준 관성좌표계에 대한 운동체 무게중심의 이동 속도는 앞서 서술한 병진운동 방정식으로부터 도출되는 상대운동 좌표계에서의 물체 속도 성분을 기준 관성좌표계로 좌표변환 함으로써 얻을 수 있다. 그 형태는 다음의 식 (5)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_{c.g} \\ \dot{Y}_{c.g} \\ \dot{Z}_{c.g} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi - \sin\psi 0 \\ \sin\psi \cos\psi 0 \\ 0 0 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta 0 \sin\theta \\ 0 1 0 \\ -\sin\theta 0 \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 0 0 \\ 0 \cos\phi - \sin\phi \\ 0 \sin\phi \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$= \Psi\theta\Phi \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

이때, $X_{c.g}, Y_{c.g}, Z_{c.g}$ 는 운동체 무게중심의 기준 관성좌표계에 대한 공간 좌표를 나타낸다. Ψ, θ, Φ 는 각각 요각 회전, 피치각 회전, 롤각 회전에 대한 좌표 변환 행렬을 의미한다.

이상으로부터 기준 관성좌표계에 대한 운동체의 상대 운동을 서술하기 위한 6자유도 운동 방정식계를 도출하였다. 이를 각 시간 단계마다 연립하여 풀이하면 시간에 따른 운동체의 궤적, 속도, 각속도, 자세 등의 운동학적 성분들이 도출된다. 시간에 대한 1계 상

미분 방정식 해석을 위하여 4차 정확도의 Runge-Kutta 방법을 적용하였다. 유동 해석자와 연계에 있어서 유동 방정식의 해와 6자유도 운동방정식의 해를 매 시간 단계마다 서로 주고받는 완전히 결합된(tightly coupled) 방법을 적용하였다.

3. 결과 및 고찰

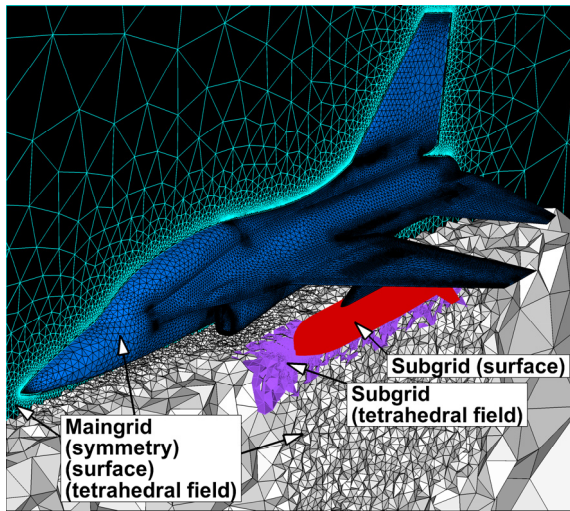
본 절에서는 앞 절에서 서술된 수치기법을 적용하여 도출된 해석 결과에 대한 정성적, 정량적 서술을 제시하였다. 본 연구에서 사용된 3차원 압축성 유동 해석자 및 6자유도 운동 연계해석 방법의 경우, 다양한 유동 문제 해석에 적용함으로써 이에 대한 정확성을 검증한 바 있다^{9,10}. 따라서 이에 대한 추가적인 검증은 본 논문의 간결성을 위해 생략하였다.

3.1 형상 정보 및 유동 조건

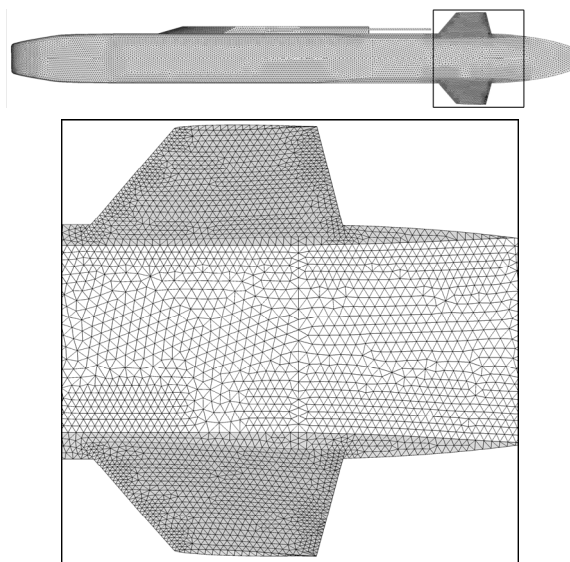
본 연구에서는 전형적인 고정익 전투기 및 유도탄 형상이 해석의 대상으로 고려되었다. Fig. 1은 사용된 플랫폼 및 운동체 형상에 대한 비정렬 중첩 격자계 및 운동체 표면 격자 분포를 나타낸다. 해석에 사용된 격자계는 점성 경계층 영역을 포함하여, 2,996,832개의 격자점과 6,078,055개의 사면체 격자 요소로 구성되었다. 플랫폼과 운동체 형상에 대하여 각각 120,340개 및 890,260개의 표면 격자점이 사용되었다. 해석에 고려된 고정익 전투기의 경우 대칭적 형태를 가지며, 옆 미끄러짐 각이 없는 유동 조건을 고려하였으므로, 대칭 경계조건을 적용하여 해석 시간을 절감하였다. 플랫폼과 운동체 표면에는 유동 점착(no-slip) 경계조건을 적용하였으며, 유도탄의 나머지 부분에는 원방경계(far-field)를 적용하였다. 경계층 유동 포착을 위해 20층의 프리즘 격자를 표면에 적층하였다. 프리즘 격자의 초기 두께는 1.15의 y^+ 값을 갖도록 하였으며, 각층은 표면으로부터 1.2의 팽창비(stretching ratio)로 두께가 증가되도록 하였다.

플랫폼으로부터의 사출 운동을 모사하기 위하여, 플랫폼의 주익 아랫면에 위치한 파일린의 밑면에서 작용하는 전방 및 후방 사출기(ejector)를 고려하였다. 전후방 사출기는 유도탄의 무게중심으로부터 약 0.16 MAC(Mean Aerodynamic Chord)만큼 떨어진 위치로 모델링 하였다. 해석 형상 및 전후방 사출력의 상세한 제원은 보안상의 이유로 명시되지 않았다. 비정상 해

석을 위한 무차원 시간 전진 간격은 유동장의 특성 속도, 특성 길이, 반복계산 횟수, 그리고 전체 계산 영역에 해당하는 물리 시간으로부터 추산하였으며, 2.5×10^{-3} 의 값을 갖는다. 수렴성 증진을 위해 적용된 이중 시간 적분기법의 반복 횟수는 20회를 적용하였으며, 이를 통해 잔류항의 로그 값이 -0.2×10^{-2} 수준으로 감소하는 것을 확인하였다.



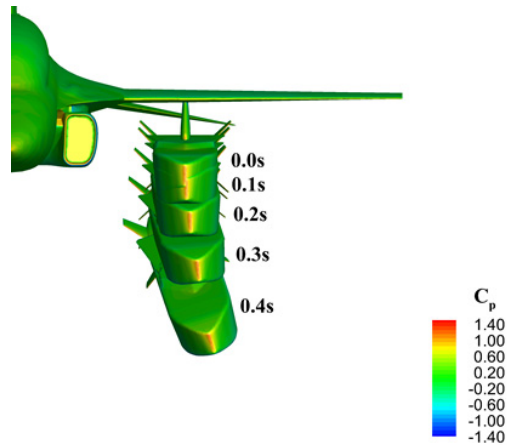
(a)



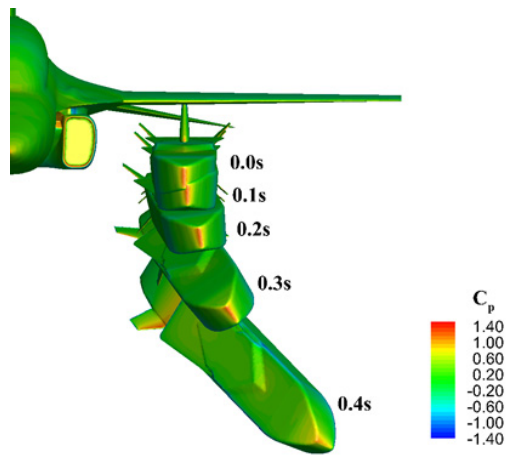
(b)

Fig. 1. (a) unstructured overset meshes, and (b) surface mesh of the projectile

본 연구에서 고려된 유동 조건 변화 인자는 총 네 가지 요소로 구성되며, 비행 마하수, 플랫폼의 피치각, 운동체 조종면에서의 롤축 커맨드 각도, 그리고 피치축-요축 커맨드 각도이다. 또한, 플랫폼의 받음각은 모든 해석 경우에 대하여 2도의 크기를 갖는다. 비행마하수의 경우 아음속과 천음속에 해당하는 0.6 및 0.9를 고려하였으며, 플랫폼의 피치각은 -5도, 0도, 그리고 5도를 고려하였다. 이에 따라, 플랫폼의 해수면에 대한 비행 경로각은 각각 -7도, -2도, 그리고 3도의 값을 갖는다. 또한, 조종면에서의 롤축 커맨드 및 피치축-요축 커맨드를 0.5도 크기로 부여함에 따라 나타나는 사출 초기 안정성 변화를 관찰하였다.



(a) M = 0.6



(b) M = 0.9

Fig. 2. Comparison of time trajectories for varying flight mach number

3.2 비행 마하수의 영향

비행 마하수 0.6 및 0.9 조건에서 운동체의 6자유도 운동 해석이 수행되었다. Fig. 2는 해석 결과로부터 얻어진 표면 압력계수 분포 및 시간에 따른 운동 궤적을 비행 마하수 변화에 대하여 나타낸 것이다. 해석의 결과로부터, 본 연구에서 고려된 유도탄의 경우 사출 운동 시 롤 축 방향의 회전 운동이 크게 발생하는 것을 알 수 있다. 이러한 경향은 비행 마하수가 증가할수록 심화되었다.

Fig. 3은 전술한 비행 마하수 조건에서 얻어진 6자유도 운동 궤적 데이터를 나타낸다. 비행 마하수가 증가됨에 따라, 운동체의 병진 운동 및 회전 운동이 가속되는 것으로 나타났다. 이는 유동의 국부적인 가속에 따라 발생하는 충격과와 플랫폼 사이의 상호작용에 의해 나타난 불안정성에 기인한 것이다. 이로 인해

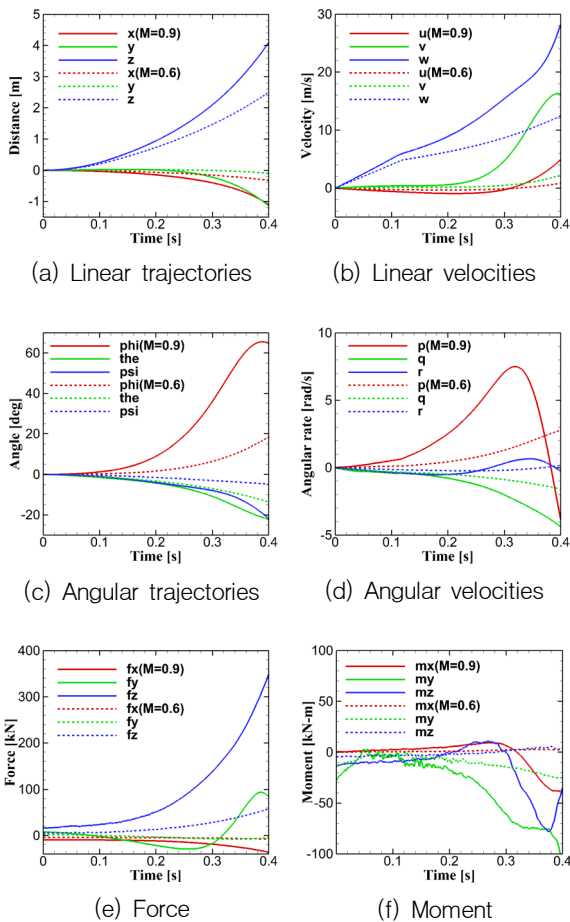
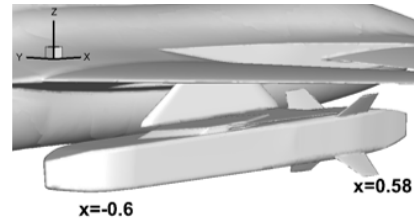


Fig. 3. 6DOF analysis for varying flight mach number



(a) Definition of sectional position

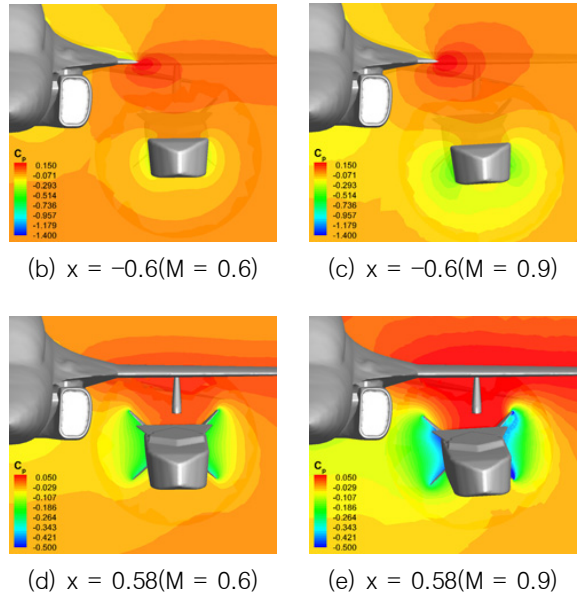


Fig. 4. Sectional pressure coefficient distributions for varying flight Mach number

비행 마하수가 증가될수록 사출 운동체의 초기 안정성은 저하되었다. Fig. 4는 이러한 경향을 정성적으로 관찰하기 위해, 선두부와 후방 영역에 대해 단면 압력계수 분포를 나타낸 것이다. 비행 마하수가 증가함에 따라 각 단면에서 보다 큰 압력차이가 발생되었으며, 이로 인해 병진 및 회전 운동이 심화되는 것으로 나타났다.

3.3 플랫폼 피치각의 영향

3.3.1 비행 마하수 0.6

본 절에서는 비행 마하수 0.6 조건에서 플랫폼 피치각의 변화에 따른 운동체의 사출 운동 궤적에 대하여 서술하였다. Fig. 5는 해석 결과로부터 얻어진 표면 압력계수 분포 및 시간에 따른 운동 궤적을 플랫폼 피치각 변화에 대하여 나타낸 것이다. 이로부터, 비행

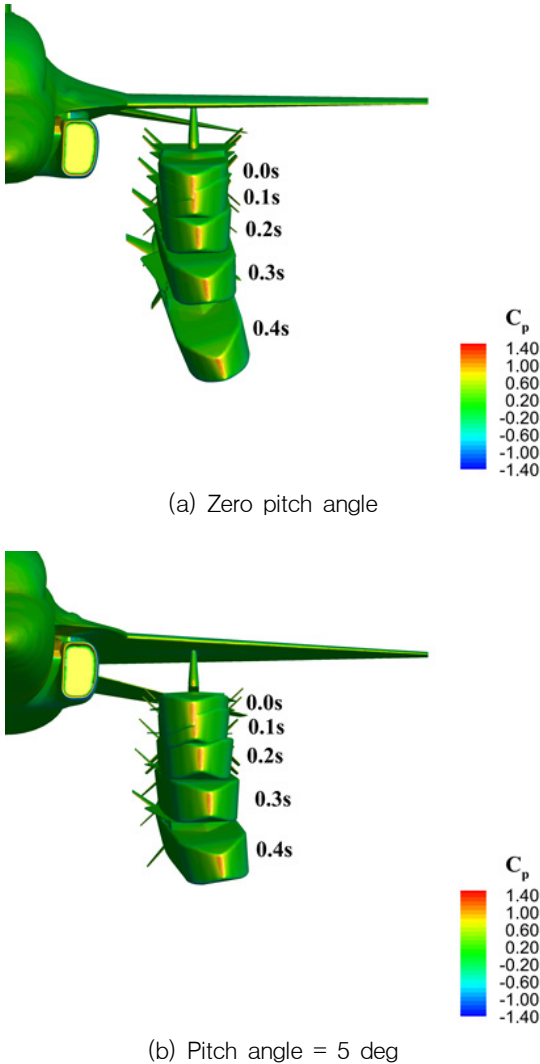


Fig. 5. Comparison of time trajectories for varying platform pitch angle at $M = 0.6$

마하수가 0.6인 조건에서는 플랫폼 피치각이 노즈업 방향으로 존재할 경우, 사출 초기 물축 방향의 회전 운동이 저감되는 것을 알 수 있다.

Fig. 6는 전술한 플랫폼 피치각 조건에서 얻어진 6자유도 운동 궤적 데이터를 나타낸다. 플랫폼 피치각이 양의 방향으로 증가됨에 따라, 운동체의 병진 운동 및 회전 운동이 저감되는 것으로 나타났다.

3.3.2 비행 마하수 0.8

본 절에서는 비행 마하수 0.8 조건에서 플랫폼 피치

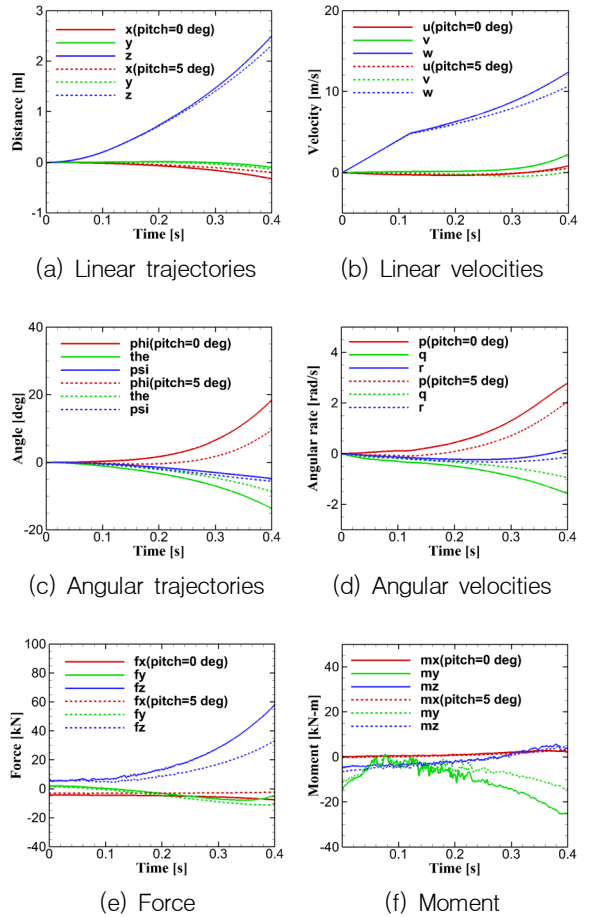


Fig. 6. 6DOF analysis for varying platform pitch angle at $M = 0.6$

각의 변화에 따른 운동체의 사출 운동 궤적에 대하여 서술하였다. Fig. 7은 해석 결과로부터 얻어진 표면 압력계수 분포 및 시간에 따른 운동 궤적을 플랫폼 피치각 변화에 대하여 나타낸 것이다. 이로부터, 비행 마하수가 0.8인 조건에서는 플랫폼 피치각이 존재할 경우, 사출 초기 물축 방향의 회전 운동이 보다 심화되는 것을 알 수 있다. Fig. 8은 전술한 플랫폼 피치각 조건에서 얻어진 6자유도 운동 궤적 데이터를 나타낸다. 플랫폼 피치각이 존재함에 따라, 운동체의 병진 운동 및 회전 운동이 심화되는 것으로 나타났다. Fig. 9에 각 단면에서의 압력계수 분포를 나타내었다. 비행 마하수 0.8인 경우에는 피치각이 증가할수록 각 단면에서 보다 큰 압력차이가 발생되고, 이에 따라 병진 및 회전 운동이 심화되는 경향이 나타났다.

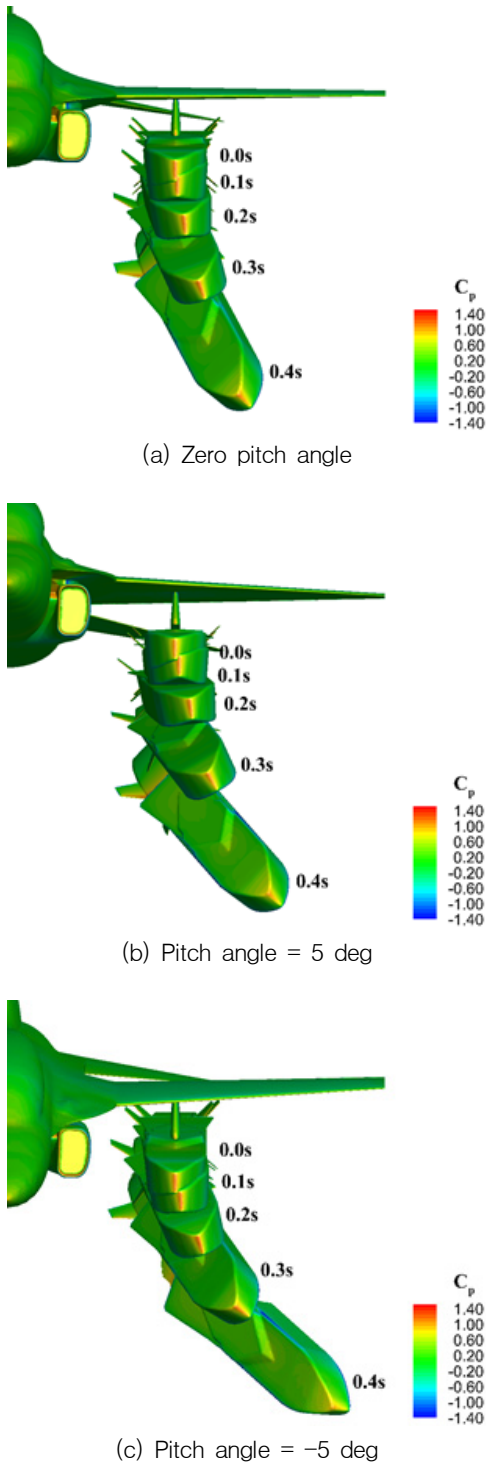


Fig. 7. Comparison of time trajectories for varying platform pitch angle at $M = 0.8$

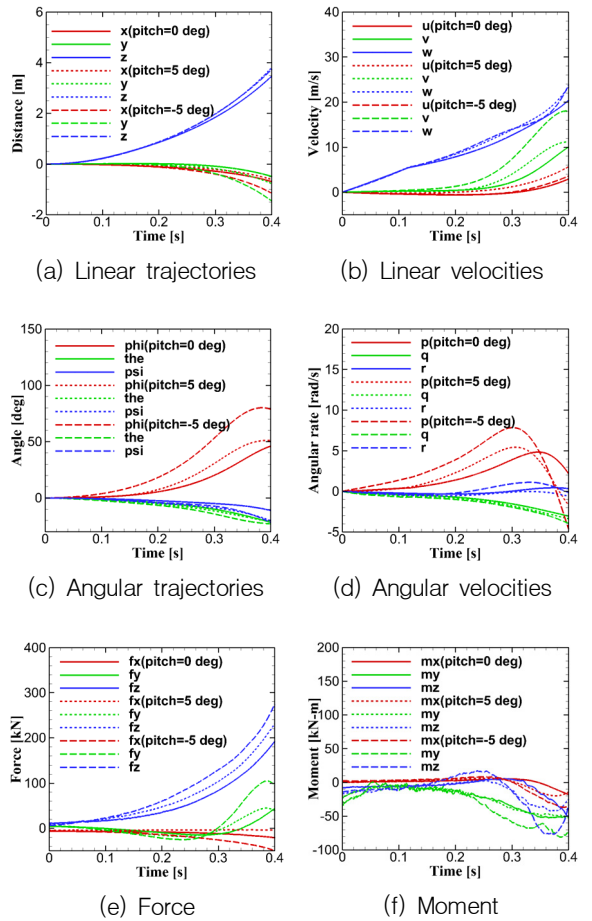


Fig. 8. 6DOF analysis for varying platform pitch angle at $M = 0.8$

3.4 롤축 커맨드의 영향

본 절에서는 운동체의 꼬리 날개에 부착된 조종면의 롤축 방향 커맨드 부여에 따른 운동체의 사출 운동 특성을 관찰하였다. 이 때 고려된 커맨드 각도의 크기는 0.5도의 절댓값을 갖는다. Fig. 10은 해석 결과로부터 얻어진 표면 압력계수 분포 및 시간에 따른 운동 궤적을 롤 커맨드 변화에 따라 나타낸 것이다. 이때, 플랫폼 피치각은 0도, 비행 마하수는 0.9, 플랫폼의 받음각은 2도가 된다. 조종면에 롤 커맨드가 부여됨에 따라, 사출 초기 회전 운동이 저감되며, 안정성이 크게 향상되는 것을 알 수 있다.

Fig. 11은 전술한 롤 커맨드 조건에서 얻어진 6자유도 운동 궤적 데이터를 나타낸다. 롤 커맨드 값이 존재함에 따라, 운동체의 병진 운동 및 회전 운동이 크게

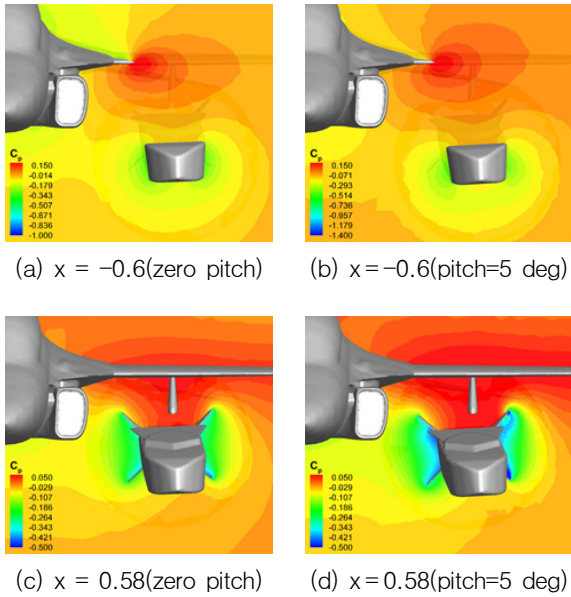


Fig. 9. Sectional pressure coefficient distributions for varying platform pitch angle at $M = 0.8$

저감되는 것으로 나타났다. 이러한 특성을 향후 유도 무기 설계 단계에서 응용할 수 있을 것으로 판단된다.

3.5 피치축-요축 커맨드의 영향

본 절에서는 운동체의 꼬리 날개에 부착된 조종면의 피치축-요축 방향 커맨드 부여에 따른 운동체의 사출 운동 특성을 관찰하였다. 이 때 고려된 커맨드 각도의 크기는 롤축 방향의 경우와 동일하게 0.5도의 절댓값을 갖는다. Fig. 12는 해석 결과로부터 얻어진 표면 압력계수 분포 및 시간에 따른 운동 궤적을 커맨드의 변화에 따라 나타낸 것이다. 이때, 플랫폼 피치각은 0도, 비행 마하수는 0.9, 플랫폼의 받음각은 2도가 된다. 롤축의 경우와 마찬가지로, 조종면에 커맨드가 부여됨에 따라, 사출 초기 회전 운동이 저감되며, 안정성이 향상되는 것을 알 수 있다.

Fig. 13은 전술한 피치축-요축 커맨드 조건에서 얻어진 6자유도 운동 궤적 데이터를 나타낸다. 커맨드 값이 존재함에 따라, 운동체의 병진 운동 및 회전 운동이 저감되는 것으로 나타났다. 롤축 방향 커맨드와 피치축-요축 방향 커맨드의 적용으로부터 사출 초기에 안정성이 크게 향상되는 것으로 나타났다. 향후, 유도 무기 개발 단계에서 운동체 조종면에 대한 동적 제어를 통해 운동체의 동안정성을 크게 향상시킬 수

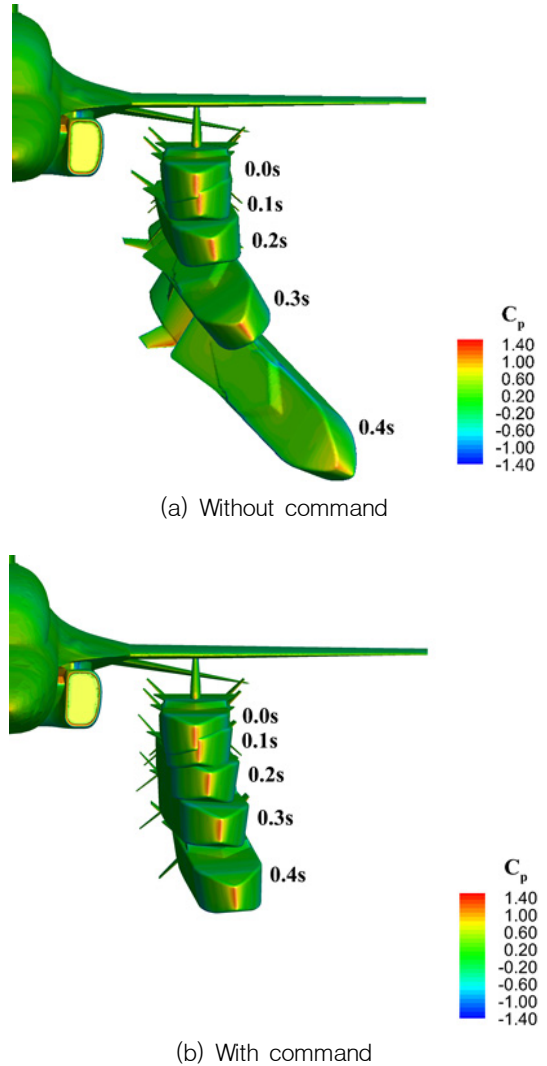


Fig. 10. Comparison of time trajectories for varying roll command angles

있을 것으로 판단된다. 이 경우, 본 연구에서 제시된 3차원 비정상 유동 해석 결과가 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식 및 6자유도 운동방정식을 지배방정식으로 하는 CFD-6자유도 연계 해석 기법을 이용하여 비행조건 변화에

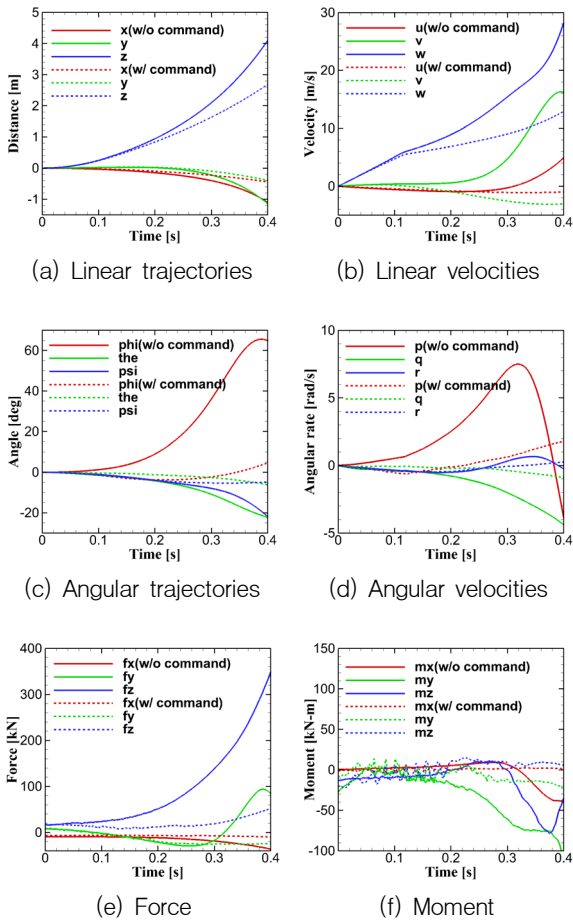


Fig. 11. 6DOF analysis for varying roll command angles

따른 사출 운동체의 초기 거동에 관한 연구를 수행하였다. 일반적인 형태의 고정익 전투기에서 사출되는 유도탄의 사출 초기 운동을 모사하였다. 비행 마하수, 플랫폼의 피치각, 조종면의 롤 커맨드, 피치축-요축 커맨드를 주요 인자로 하여, 각 조건 변화에 따른 유도탄의 초기 거동을 관찰하였다.

비행 마하수가 증가함에 따라 유도탄의 사출 안정성은 크게 저하되었다. 비행 마하수가 0.6인 경우, 플랫폼 피치각이 존재할 때 사출 안정성이 향상되었으며, 천음속 조건에 해당하는 비행 마하수 0.8 조건에서는 이와 반대되는 경향이 나타났다. 사출 초기의 안정성을 향상시키기 위하여 롤축 및 피치축-요축 방향에 대한 자세 제어를 고려하였으며, 이에 따라 초기 안정성이 크게 향상되는 것을 확인하였다. 본 연구에

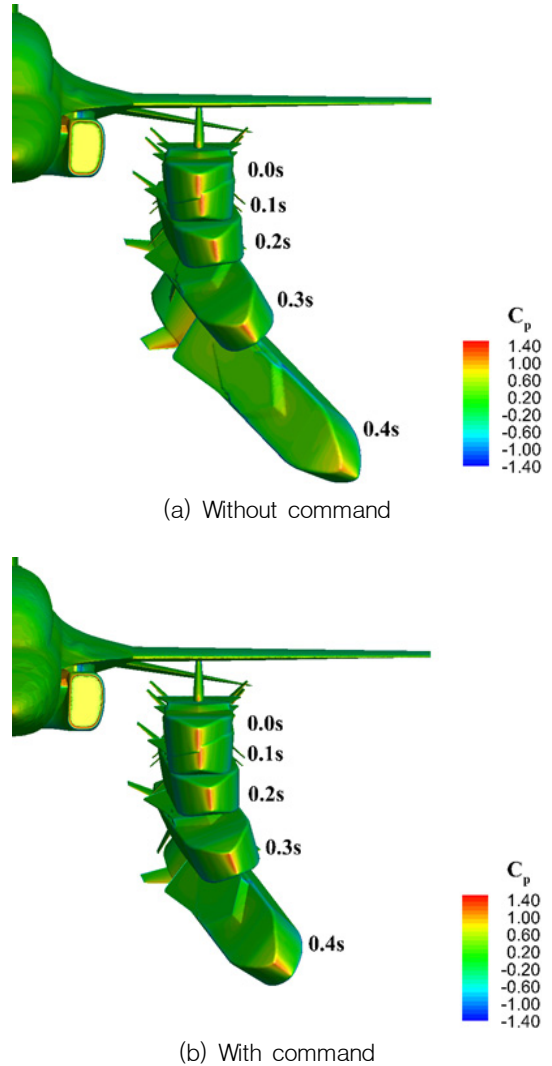


Fig. 12. Comparison of time trajectories for varying pitch-yaw command angles

서 제안된 3차원 비정상 상태 공력 해석 결과는 향후 유도무기의 개발 단계에서 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 LIG 넥스원의 “공중발사 유도무기의 초기 비행 안정화 기술 연구” 연구비의 지원으로 수행되었습니다.

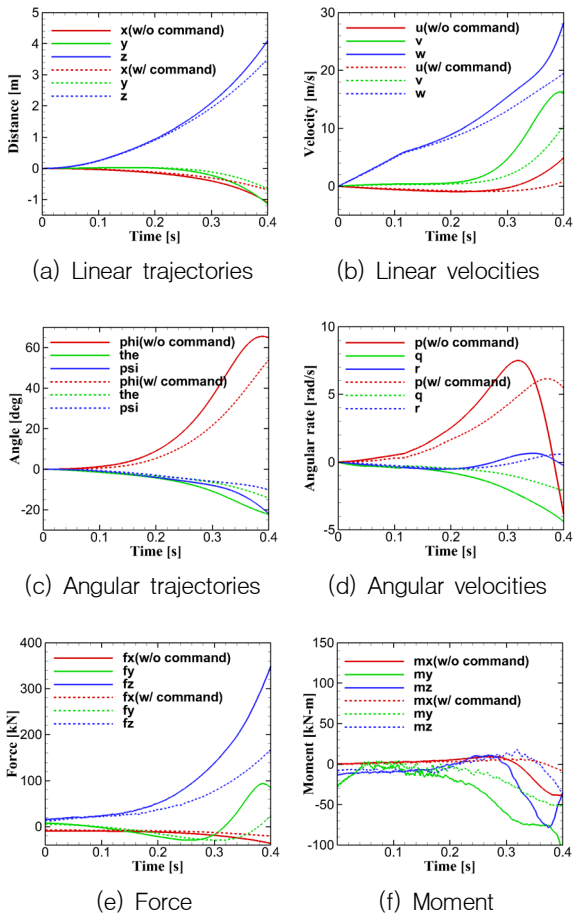


Fig. 13. 6DOF analysis for varying pitch-yaw command angles

References

[1] H. Bae, K. Lee, J. Jeong, D. Sang, and J. H. Kwon, "500 lbs-class Air-to-Surface Missile Design by Integration of Aerodynamics and RCS," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 40, No. 2, pp. 184-191, 2012.

[2] Y. R. Yang, S. B. Hu, S. Y. Je, C. W. Park, R. S.

Myong, T. H. Cho, U. C. Hwang, and S. E. Je, "An External Shape Optimization Study to Maximize the Range of a Guided Missile in Atmospheric Flight," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 37, No. 6, pp. 519-526, 2009.

[3] M. S. Han, R. S. Myong, T. H. Cho, J. S. Hwang, and C. H. Park, "Analysis of the Aerodynamic Characteristics of Missile Configurations Using a Semi-Empirical Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 33, No. 3, pp. 26-31, 2005.

[4] L. Auman, J. Doyle, C. Rosema, M. Underwood, and W. Blake, "Missile DATCOM User's Manual," U.S. Army Aviation & Missile Research, Development and Engineering Center, p. 110, 2008.

[5] P. L. Roe, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, No. 2, pp. 357-372, 1981.

[6] P. R. Spalart, and S. R. Allmaras, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA 92-0439, 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January, 1992.

[7] V. Venkatakrishnan, "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, No. 1, pp. 120-130, 1995.

[8] R. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control," McGraw Hill, New York, p. 426, 1998.

[9] M. S. Jung, "Development of a Conservative Overset Mesh Scheme via Intergrid Boundary Reconnection on Unstructured Meshes," Ph. D. Thesis, KAIST, p. 208, 2010.

[10] S. J. Ahn, and O. J. Kwon, "Numerical Investigation of Plume-Induced Flow Separation for a Space Launch Vehicle," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 18, No. 2, pp. 66-71, 2013.