

# 정상 해석 기반의 데이터베이스를 이용한 TSTO 비행체의 분리 궤도 예측

조재현, 안상준, 권오준\*

한국과학기술원 항공우주공학과

## PREDICTION OF SEPARATION TRAJECTORY FOR TSTO LAUNCH VEHICLE USING DATABASE BASED ON STEADY STATE ANALYSIS

J.H. Jo, S.J. Ahn and O.J. Kwon\*

Dept of Aerospace Engineering, KAIST

*In this paper, prediction of separation trajectory for Two-stage-To-Orbit space launch vehicle has been numerically simulated by using an aerodynamic database based on steady state analysis. Aerodynamic database were obtained for matrix of longitudinal and vertical positions. The steady flow simulations around the launch vehicle have been made by using a 3-D RANS flow solver based on unstructured meshes. For this purpose, a vertex-centered finite-volume method was adopted to discretize inviscid and viscous fluxes. Roe's finite difference splitting was utilized to discretize the inviscid fluxes, and the viscous fluxes were computed based on central differencing. To validate this flow solver, calculations were made for the wind-tunnel experiment model of the LGBB TSTO vehicle configuration on steady state conditions. Aerodynamic database was constructed by using flow simulations based on test matrix from the wind-tunnel experiment. ANN(Artificial Neural Network) was applied to construct interpolation function among aerodynamic variables. Separation trajectory for TSTO launch vehicle was predicted from 6-DOF equation of motion based on the interpolated function. The result of present separation trajectory calculation was compared with the trajectory using experimental database. The predicted results for the separation trajectory shows fair agreement with reference[4] solution.*

**Key Words :** 우주발사체(Space Launch Vehicle), 초음속 유동(Supersonic Flow), 단분리(Stage Separation), 데이터베이스 (Database), 6자유도 운동방정식(6 Degree of Freedom Equation of Motion), 인공신경망(Artificial Neural Network)

### 1. 서 론

우주발사체(Space Launch Vehicle)는 위성을 궤도에 올려놓거나 우주선을 지구 탈출속도로 발사시키는 로켓 부스터를 의미한다. 우주발사체는 재사용 여부에 따라서 소모성 우주발사체(Expendable Launch Vehicle)와 재사용 우주발사체(Reusable Launch Vehicle)로 구분된다. 소모성 우주발사체는 1950년대에 탄도 미사일 기술을 응용하여 개발되었으며, 한 차례만 사용 되도록 설계되어 운용된다. 재사용 우주발사체는 고가의 로켓을 재사용하여 전체 발사 비용을 절감하고자 하는 목적으로

연구개발이 진행되어 왔으며 우주왕복선, Single-Stage-to-Orbit (SSTO) 및 Two-Stage-to-Orbit (TSTO) 방식의 우주 발사체들이 이에 해당된다. 초기 연구 대상은 SSTO(Single-Stage-to-Orbit) 발사체로 별도의 단분리 없이 궤도에 진입하는 발사체이다. 하지만 2000년대 초 추진, 구조, 재료 등의 영역에서 현재 보유하고 있는 기술로는 SSTO 발사체의 개발에 있어 위험부담이 크다는 것을 깨닫게 되면서 TSTO(Two-Stage-to-Orbit) 발사체의 개발에 관심이 집중되었다. TSTO 방식의 발사체는 궤도에 진입하는 오비터(Orbiter)와 일정 고도까지 발사체를 상승시키는 부스터(Booster)로 이루어진 다단의 재사용 발사체이다. TSTO 발사체의 운용에 있어서 단분리 과정은 TSTO 시스템의 핵심기술이며 이에 대한 많은 연구들[1-3]이 진행되어 왔다. TSTO는 초음속 및 극초음속 영역에서 단분리가 이루어지므로 충격과 충격파 간섭(Shock-Shock Interaction), 충격파 경계층 간섭(Shock Wave-Boundary Layer Interaction) 등 복잡한 상호간섭

Received: June 4, 2014, Revised: June 19, 2014,

Accepted: June 20, 2014.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2014.19.2.086>

© KSCFE 2014

이 일어나며 간섭의 효과로 인한 압력과 열전달의 크기가 변한다. 또한 TSTO발사체와 같이 비행체의 크기가 비슷한 물체의 분리 운동의 경우 각 비행체 주위의 공기역학적 특성들이 서로 간에 매우 큰 영향을 미치게 된다. 이와 같은 특징은 고체 부스터를 사용하는 대형의 소모성 발사체에서도 동일하게 나타나는 현상이다. 따라서 다중의 물체로 구성된 우주발사체의 안정적인 공중 분리를 위해서는 단분리 시 발생하는 공기역학적 특성들을 파악하고 이를 설계단계에서 반영하는 것이 매우 중요하다. 이를 위해 기존의 연구에서는 TSTO비행체의 단분리 현상에 대한 정상상태 및 비정상상태에 대해 해석을 수행하여 발사체의 궤도를 예측하였다.

본 연구에서는 전산유체 역학을 이용한 TSTO 비행체의 분리궤도를 예측하기 위해 기존의 비정상상태 계산이 아닌, 정상상태 계산을 통해 얻은 공력 데이터를 바탕으로 데이터베이스를 구성하고 인공 신경망 (Artificial Neural Network)방법을 이용해 interpolation함수를 얻어내었다. 이렇게 얻어진 공력 데이터 함수를 6자유도 운동방정식 (6 Degrees of Freedom Equation of Motion)과 연계하여 TSTO 비행체의 분리궤도를 예측해보고 동일한 방법을 이용한 Reference로 삼은 단분리 연구 논문[4]의 연구결과와 비교해 보고 오차의 원인을 분석해 보았다.

## 2. 수치해석 기법

본 연구는 정상 유동 해석을 위해 3차원 압축성 유동해석 코드를 이용하였으며, 수직력, 축력, 피칭모멘트로 공력 데이터베이스를 구성하였다. 인공 신경망(ANN)을 이용해 데이터 간의 interpolation 함수를 만들어 공력 데이터간의 interpolation을 하였으며, 공력데이터와 6자유도 운동방정식을 이용해 분리궤도를 구하였다.

### 2.1 정상 유동 해석 기법

우주발사체 주위의 초음속 유동을 해석하기 위한 3차원 압축성 유동을 지배하는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식을 적분형태로 표현하면 아래와 같다.

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

$$Q = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad e_0]^T \tag{1}$$

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

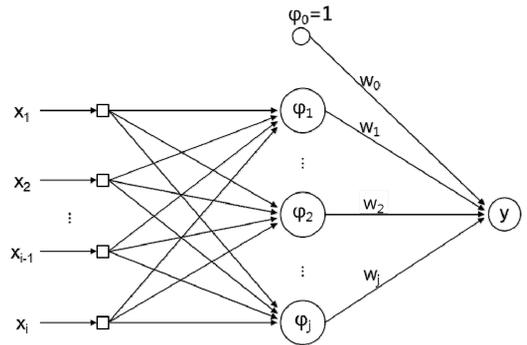


Fig. 1. Radial basis function network structure

여기서  $V$ 는 제어체적을 나타내고,  $\partial v$ 는 제어표면,  $\vec{n}$ 은 제어표면의 바깥 방향으로의 법선 벡터,  $\vec{V}_g$ 는 격자속도를 나타낸다. 식 (1)은 비정렬 격자계에서 사용하기 위해 격자점 중심의 유한체적법으로 이산화 하였다. 비점성 플럭스는 공간에 대한 이차 정확도의 Roe[5]의 flux-difference splitting (FDS)를 사용하여 계산하였고, 점성 플럭스는 중심차분법을 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 수치 불안정성을 해소하기 위해 Venkatakrishnan[7]의 limiter를 사용하였다.

### 2.2 인공 신경망

전산유체역학 해석 시 소요되는 시간을 절감하기 위하여 메타함수 (Meta function)를 도입하였으며, 다양한 메타함수 중 방대한 데이터베이스에서도 우수한 성능을 갖는 것으로 알려진 인공 신경망을 사용하였다. 인공 신경망[8]은 인간의 두뇌와 신경세포들 간의 신호전달 체계를 모방한 정보처리 방법으로써 패턴인식, 광학, 문자인식, 음성분석, 로봇공학, 함수 근사화 등 다양한 분야에서 이용되고 있다. 본 연구에서는 인공 신경망 이론 중에서 함수 근사화에 우수한 성능을 갖는 것으로 알려진 방사형 기저 함수 네트워크(Radial Basis Function Network)[9]를 사용하였다. 방사형 기저함수 네트워크 구조는 Fig. 1.에 나타낸 바와 같이 입력층(Input Layer), 출력층(Output Layer) 및 1개의 은닉층(Hidden Layer)로 구성된다.

이 네트워크에서 출력값들은 입력값들에 대한 방사형 기저 함수들의 선형결합을 통해 산출되며, 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$y = f(\vec{X}) = \sum_{j=0}^{n_0} w_j \phi_j \tag{2}$$

여기서,  $y$ 와  $\vec{X}$ 는 각각 출력과 입력 벡터를 나타내며,  $w_j$ 는 가중치를 나타낸다. 방사형 기저함수,  $\phi_j$ 는 가우시안 함수 (gaussian function)이 많이 사용되며 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}\phi_j &= G(\|\vec{X} - \vec{\mu}\|) \\ &= \exp\left(-\frac{1}{2}(\vec{X} - \vec{\mu})^T \mathbf{K}^{-1}(\vec{X} - \vec{\mu})\right)\end{aligned}\quad (3)$$

여기서,  $\vec{\mu}$ 는 은닉층의  $j$ 번째 뉴런의 가우시안 함수의 중심벡터이고,  $\mathbf{K}^{-1}$ 는 공분산 행렬을 나타낸다. 이미 알고 있는 입력과 출력에 대한 데이터베이스를 최대한 만족하는 가중치,  $w_j$ 와 중심벡터,  $\vec{\mu}$ , 및 공분산,  $\mathbf{K}^{-1}$ 를 산출하는 것이 신경망 모델의 궁극적인 목적이며, 이는 학습(Learning)과정을 통하여 이루어진다. 본 연구에서는 학습의 방법으로써 최급하강법 (Steepest Descent Method)를 사용하였다.

### 2.3 6자유도 운동방정식

일반적인 3차원 분리 운동을 해석하기 위해 다음의 가정을 한 6자유도 운동 방정식을 사용한다. 첫째, 장착물의 분리시 항공기는 지표면에 대하여 등속, 직선 운동을 한다. 그러므로 상대 운동은 지표면에 대한 상대운동과 같다. 둘째, 외부장착물은 X-Z 면에 대하여 대칭이다. 셋째, 외부장착물은 분리 후 무게가 변하지 않는다. 넷째, 외부장착물은 외부힘(중력, 공력, 관성력 등)에 의해 외형이 변하지 않는다.

$$\begin{aligned}\sum F_x &= m(\dot{U} + QW - PV) \\ \sum F_y &= m(\dot{V} + RU - PW) \\ \sum F_z &= m(\dot{W} + PV - QU) \\ \sum M_x &= \dot{P}I_x - \dot{R}I_{xz} + QR(I_z - I_x) - PQI_{xz} \\ \sum M_y &= \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) - R^2I_{xz} + P^2I_{xz} \\ \sum M_z &= \dot{R}I_z - \dot{P}I_{xz} + PQ(I_y - I_x) + Q\end{aligned}\quad (4)$$

$U, V, W$  : 물체의 속도  
 $P, Q, R$  : 물체의 각 가속도

## 3. 결과 및 고찰

### 3.1 TSTO 발사체 및 유동해석 조건

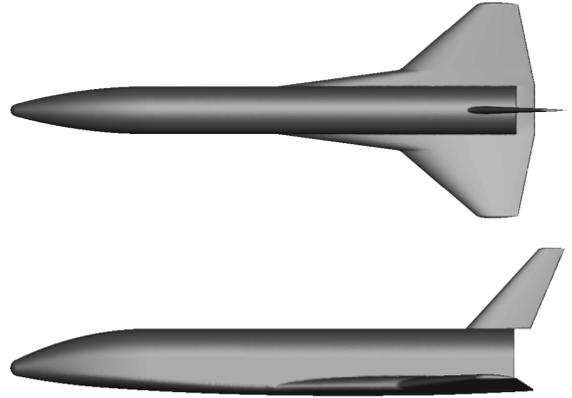


Fig. 2. LGBB TSTO launch vehicle configuration

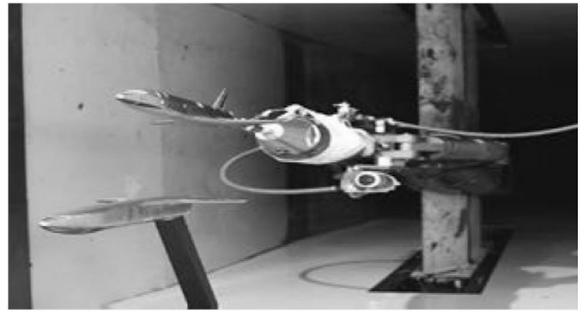


Fig. 3. NASA Langley unitary plan wind tunnel (UPWT)

#### 3.1.1 해석형상

본 연구에서 사용한 형상은 Langley Glideback Booster (LGBB)이다. 이 형상은 NASA Langley Research Center의 Vehicle Analysis Branch에서 연구한 In-house small launcher vehicle concept study[11]의 재사용 부스터로 NASA의 단분리 연구[12-15] 수행 시 사용된 모델이며, 이를 Fig. 2.에 나타내었다. 두 개의 동일한 LGBB 모델이 wing-to-wing 배열(오비터와 부스터의 바닥면이 마주보는 배열)로 있는 형상을 사용하였고, Reference[4]의 실험에 사용한 LGBB 형상은 동체 앞부분에 위치한 날개(canard)를 제외한 형상이며, 이와 동일한 형상으로 해석을 수행하였다. 모든 정상상태 전산해석에서 상부모델이 부스터의 역할을 하며, 하부모델이 오비터의 역할을 한다.

#### 3.1.2 정상 유동 해석 코드의 검증

Reference[4]에서 수행한 실험의 경우 Fig. 3와 같이 오비터의 수직꼬리날개가 없고 오비터를 고정하기 위한 고정 장치가 부착되어있어 있다. 본 연구에 사용하는 유동해석 코드의 검증을 위하여 LGBB형상에 대한 선행 연구자의 정상상태 해

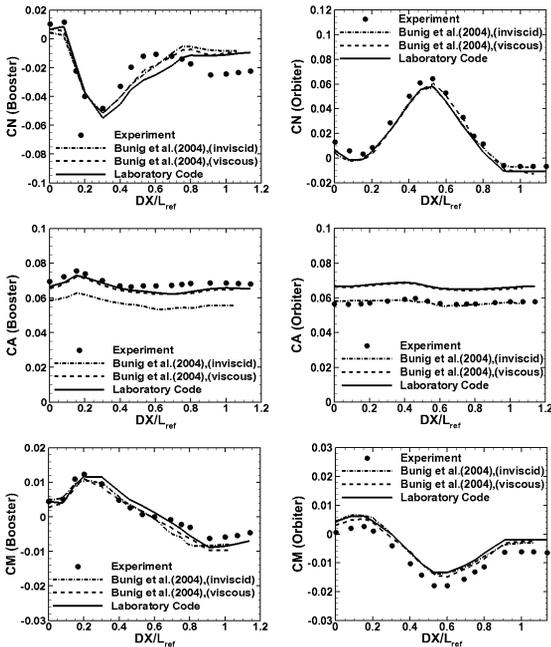


Fig. 4. Force and moment coefficient for longitudinal separation

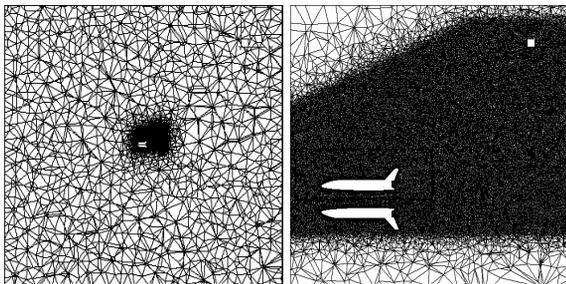


Fig. 5. Computational mesh for TSTO launch vehicle

석 결과와 풍동실험[10]의 결과를 Fig. 4와 같이 비교해 보았다. 부스터와 오비터 모두 실험 및 타 연구자의 결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있으며, 약간의 차이가 나타나는 것은 실험의 경우 수직꼬리 날개가 없고 부가적인 실험 장치에 의해 발생한 결과로 볼 수 있다.

3.1.3 해석 격자 및 유동조건

해석에 사용한 계산 격자를 Fig. 5에 나타 내었다. 전체 격자 계는 오비터와 부스터로 이루어져있으며, 오비터를 포함하는 주 격자 계는 약 1백 9십만 개의 격자점으로 구성되고, 부스터를 포함하는 부 격자 계는 약 1백 2십만 개의 격자점으로 구성된다. 데이터베이스 구성 시 부스터의 위치를 움직여

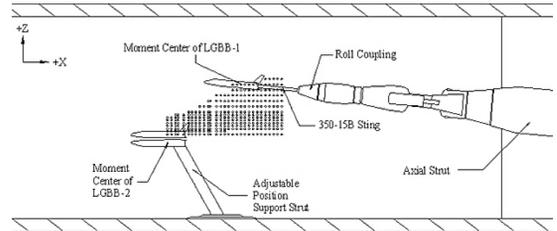


Fig. 6. Schematic of LGBB in UPWT with proximity matrix

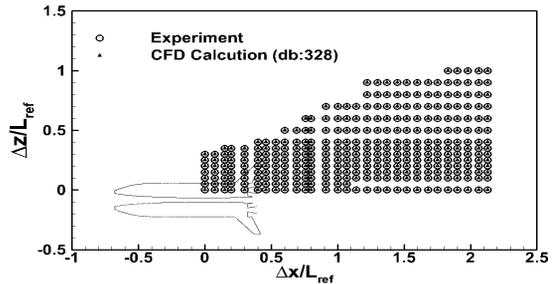


Fig. 7. Steady calculation matrix for TSTO launch vehicle

가며 정상상태 계산을 수행하게 되는데, 계산하고자 하는 부스터의 위치를 고려하여 격자를 국부적으로 조밀하게 분포시켰다.

Reference[4]의 경우 데이터베이스를 만들기 위한 실험은 Fig. 6와 같이 진행되었으며, 전산유체역학을 이용한 정상상태 해석의 경우도 실험과 동일하게 Fig. 7과 같이 진행하였다.

Table. 1과 같은 유동조건에 대하여 부스터의 받음각을 0도와 5도에 대해서 각각 328번의 계산을 수행하였고, 추가적으로 부스터 단독으로 있는 경우에 대하여 받음각을 -4도에서 50도 까지 1도 간격으로 변화시켜가며 계산을 수행하였다.

3.2 해석 결과 및 고찰

3.2.1 정상 유동 해석 결과

Isolated 계산에 대해서 정상상태 계산에 의해 얻은 공력값과 실험에 의해 얻은 공력값, 그리고 ANN을 이용해 공력 테

Table 1 Flow conditions

Mach number	3.00
Reynolds number (/ft)	2.19 million
Temperature (°R)	209
$\Delta x/L_{ref}$	0 to 2.13
$\Delta z/L_{ref}$	0 to 1.00
Angle of attack (deg)	0, 5
Isolated steady calculation	
Angle of attack (deg)	-4 to 50

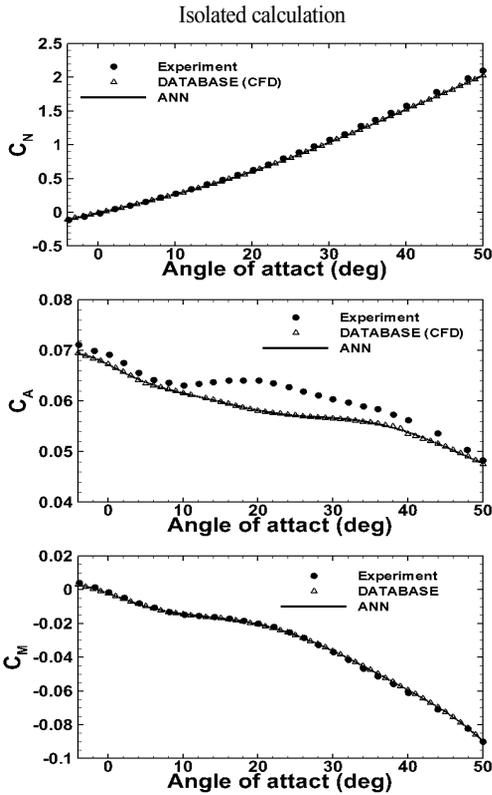


Fig. 8. Force and moment coefficient for isolated case

이터 간의 interpolation function을 만들어 Fig. 8과 같이 비교를 해보았다. 수직력과 피칭모멘트의 경우는 실험값과 해석값 그리고 ANN을 이용한 값 모두 거의 일치하는 결과가 나타남을 볼 수 있다. 축력의 경우 실험값과 해석값이 약간 차이가 나지만 절대적인 값이 매우 작은 값으로 그 차이는 크지 않다. 실험값과의 차이는 부스터를 고정시킬 때 사용하는 고정 장치의 영향으로 보인다.

부스터와 오비터의 상대적인 거리에 따른 정상상태 계산에 의해 얻은 공력값과 실험에 의해 얻은 공력값, 그리고 ANN을 이용해 공력 데이터 간의 interpolation function을 만들어 Fig. 9과 같이 비교해 보았다.

Fig. 9에서 나타난 실험과 전산해석과의 차이는 실험에서 사용한 오비터와 전산해석에서 사용한 오비터 형상차이 때문으로 볼 수 있다. 실험의 경우 오비터를 고정시키기 위한 고정 장치에 의해 오비터의 수직 꼬리날개가 없이 데이터베이스를 구성하였다. 부스터의 경우 오비터의 충격파와 팽창파에 영향을 많이 받게 되는데 실험의 경우 오비터 LGBB형상에서 수직 꼬리날개가 없고 오비터와 부스터를 고정시키기 위한 부가적인 고정 장치가 달려 있어 오비터로부터 발생하는 팽창

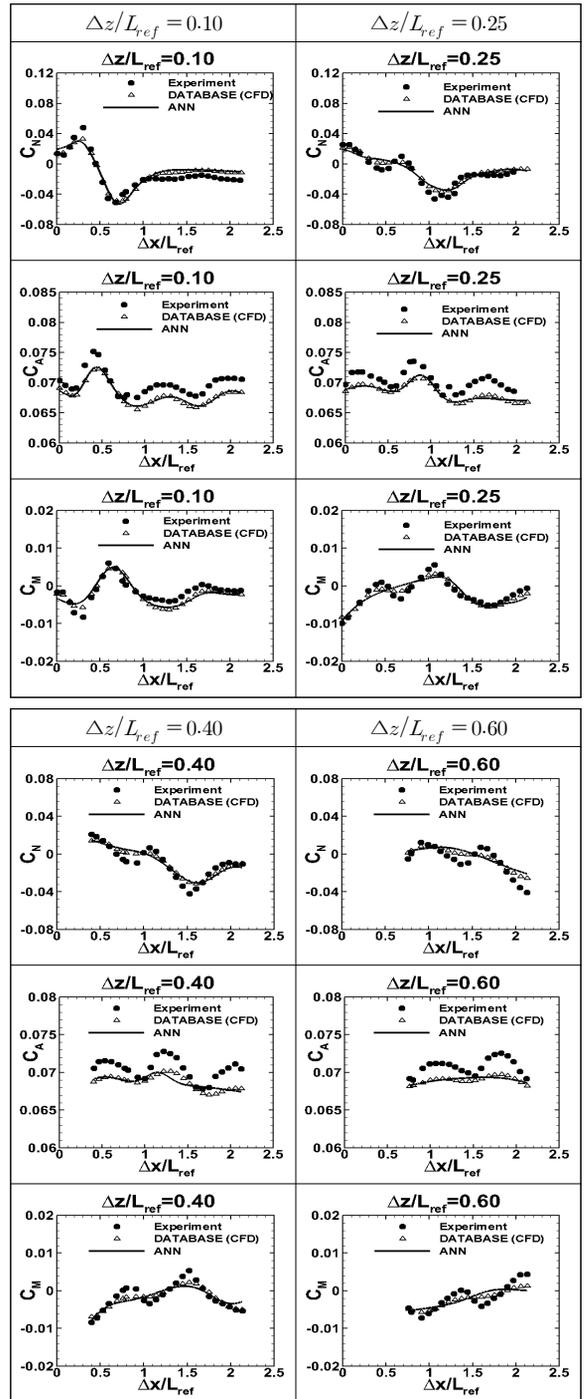


Fig. 9. Force and moment coefficient for matrix cases

파의 형상이 달라지게 되기 때문에 나타난 결과로 볼 수 있다.  $\Delta x/L_{ref}$  방향으로 분리 초기에 오비터의 nose에서 받

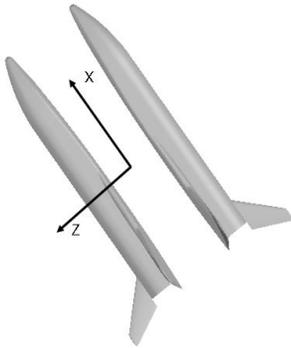


Fig. 10. Initial pitch angle of TSTO launch vehicle

생한 충격과가 부스터에 영향을 주게 되고 이후 팽창과가 부스터에 영향을 주게 된다. 오비터의 충격과가 부스터의 넓은 주날개에 영향을 주게 될 경우 수직력 계수가 가장 크고 머리속임 피칭모멘트가 가장 크게 나타난다. 이후 충격과가 주날개를 빠져나가 좁은 동체에 영향을 주게 되면서 수직력 계수가 감소하고 머리속임 피칭모멘트는 감소한다. 분리거리가 더 증가할 경우 팽창과가 넓은 주날개에 영향을 주게 되어 가장 낮은 수직력 계수를 나타내고 머리올림 피칭모멘트가 증가한다. 이후 팽창과가 주날개를 빠져나가 좁은 동체에 영향을 주게 되면서 다시 수직력 계수는 증가하고 머리올림 피칭모멘트가 감소하는 주기적인 경향을 나타낸다.  $\Delta z/L_{ref}$  방향 분리 거리가 커질 경우 peak값을 잘 잡지 못하는 것을 볼 수 있다. 이는 분리거리가 커질 경우 coarse한 격자에 의해 오비터에서 발생한 충격과와 팽창과를 충분히 잡지 못해서 나타난 결과로 볼 수 있다.

3.2.2 분리궤도 예측

정상상태 해석과 달리 분리궤도는 하부 모델이 부스터 상부모델이 오비터로 하였다. 아래 Fig. 10과 같이 좌표축을 설정하였으며, 초기 피치 각이 53도인 경우에 대하여 분리궤도를 예측해 보았다.

TSTO 비행체의 분리 궤도는 아래 Table. 2와 같은 초기조건에 대해서 예측된다.

본 연구에서 구한 TSTO 비행체의 분리 궤도와 Reference[4]

Table. 2 Initial condition for TSTO launch vehicle

Altitude, m	25908
Velocity, m/s	891.4
Flight pitch angle, deg	53
Angle of attack (booster), deg	0
Angle of attack (orbiter), deg	0
Separation thrust	0.0

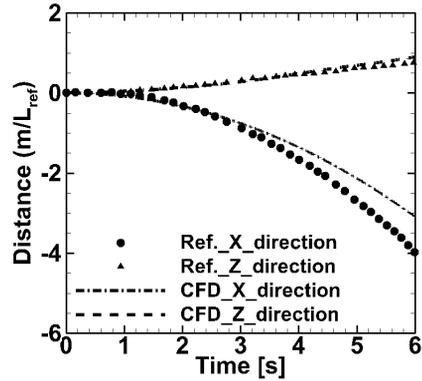


Fig. 11. Prediction of separation trajectory for TSTO launch vehicle

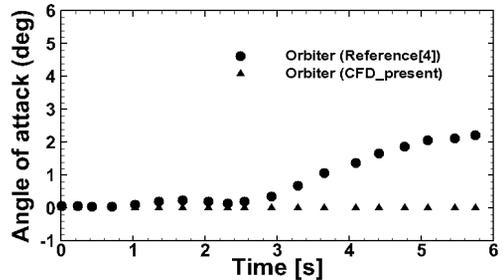


Fig. 12. Comparison of angle of attack in Reference[4] and CFD for TSTO Orbiter

로 삼은 논문의 연구결과를 비교해 보았고 이를 Fig. 11에 나타내었다. 분리 궤도는 Fig. 10에 표시한 좌표축을 기준으로 오비터는 고정된 상태로 유지된다고 생각하고 오비터에서 바라본 상대적인 부스터의 분리궤적을 나타낸 것이다. Reference[4] 결과와 비교했을 때 약 3초 정도까지는 동일하게 나타나고 3초 이후부터는 약간의 차이는 있지만 경향성은 동일하게 나타난다. 3초 이후의 분리궤도의 차이는 크게 두 가지 원인으로 생각할 수 있다. 첫 번째는 Reference[4]의 데이터 베이스와 정상상태 해석을 이용한 데이터베이스의 차이로 인해 결과라고 생각한다. 정상상태 해석의 경우 부스터와 오비터의 상대적인 분리거리가 작을 경우 공력데이터 값이 실험데이터 값과 유사하게 나오지만 분리거리가 커질 경우 부스터와 오비터 사이의 coarse한 격자로 인해 오비터에서 발생하는 충격과와 팽창과의 영향을 정확하게 파악하지 못해 실험값과 차이가 발생하는 것을 볼 수 있었다. 두 번째 원인으로는 Reference[4]의 경우 오비터와 부스터의 elevon deflection을 데이터베이스에 추가하여 elevon control을 해 주었기 때문에 차이가 난다고 생각되어진다. Fig 12에서 보듯이 본 연구에서는 오비터의 angle of attack은 움직이지 않는다고 가정하고 부스

터의 분리궤도를 예측하였고, Reference[4]의 경우 오비터의 angle of attack이 3초까지는 거의 변하지 않고 0도를 유지하고 있는 것을 볼 수 있다. 따라서 3초까지는 동일한 결과를 나타내는 것을 볼 수 있다. 3초 이후 Reference[4] 오비터의 angle of attack이 증가하게 되지만 본연구의 오비터는 0도를 유지하면서 부스터의 분리궤적을 예측하게 된다. 이러한 차이로 인해 3초까지의 분리궤적은 동일하게 나타나지만 3초 이후의 분리궤적은 조금씩 차이가 나게 되는 것을 볼 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 3차원 압축성 유동해석코드를 이용하여 정상상태 해석을 통해 공력 데이터베이스를 구성하고, 이를 이용해 TSTO 비행체의 단분리시 궤도를 예측해 보았다. 데이터베이스는 수직력과 축력 그리고 피칭 모멘트로 구성되어 있다. 또한 Isolated LGBB형상에 대한 정상상태 계산을 추가하여 오비터와 부스터의 거리가 멀어질 경우 Isolated에서 얻은 공력 값을 이용하여 궤도를 구하도록 하였으며, 이를 실험을 이용한 TSTO 비행체의 단분리시 궤도와 비교해 보았다. 결과적으로 공력 데이터베이스를 이용한 경우 TSTO비행체의 분리궤도를 잘 예측하고 있으며, 이는 피치각이 변하는 경우에 대해서도 빠르게 분리궤도를 예측할 수 있는 장점이 있어, 비정상 해석에 비하여 경제성이 뛰어나다. 정상상태 공기력을 사용하더라도 비정상 공기력을 동적 미계수를 모델링 하여 고려해야 하나 LGBB형상의 경우 모델링을 하기 위한 함수를 구하기 어렵고 알려져 있지 않아 본 논문에서는 고려하지 않았다. 이것으로 향후 우주발사체의 분리 궤도를 모사하는데 활용할 수 있을 것으로 보인다.

#### 후 기

본 연구는 2014년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업의 지원(No.2011-0020808)과 2014년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원 (No.2009-0083510)을 받아 수행된 연구이며, 이에 감사드립니다.

#### References

[1] Decker. J.P., and White. A.W., "Technology and methodology of separating two similar size aerospace vehicles within the atmosphere," *AIAA Paper 1975-29*.  
 [2] Murphy. K.J., Buning P.G., Pamadi B.N., Scallion. W.I., and Jones. K.M., "Overview of transonic to hypersonic stage separation tool development for multi-stage-to-orbit

concepts," *AIAA Paper 2004-2595*.  
 [3] Pamadi B.N., Tartabini. P.V., and Starr. B.R., "Ascent, stage separation and glideback performance of a partially reusable small launch vehicle," *AIAA Paper 2004-0876*.  
 [4] 2007, Pamadi. B.N., Neirynek. T.A., Hotchko. N.J., Scallion. W.I., Murphy. K.J., Covell. P.F., "Simulation and Analyses of Stage Separation of Two-Stage Reusable Launch Vehicles," *AIAA J*, Vol.44,  
 [5] 1981, Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, pp.357-372.  
 [6] 1992, Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic flows," *AIAA Paper 92-0439*.  
 [7] 1993, Venkatakrishnan, V., "On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions," *AIAA Paper 93-0880*.  
 [8] 1943, McCulloch, W.S. and Pitts, W., "A Logical Calculus of Ideas Immanent in Nervous Activity," *Bulletin of Mathematical Biophysics*, Vol.5, pp.115-133.  
 [9] 1988, Broomhead, D.S. and Lowe, D., "Radial Basis Functions, Multi-variable Functional Interpolation and Adaptive Networks," Technical Report RSME Memorandum No. 4148, Royal Signals and Radar Establishment.  
 [10] Murphy K.J., Goodiff. S.L. and Erickson. G.E., "Experiment stage separation development in Langley's Unitary Plan Wind Tunnel," *AIAA Paper 2004-4727*.  
 [11] 2004, Pamadi, B.N., Tartabini, P.V. and Starr, B.R., "Ascent, Stage Separation and Glideback Performance of a Partially Reusable Small Launch Vehicle," *AIAA Paper 2004-0876*.  
 [12] 2003, Bordelon, W.J., Frost, A.L. and Reed, D.K., "Stage Separation Wind Tunnel tests of a Generic Two-Stage-to-Orbit Launch Vehicle," *AIAA Paper 2003-4227*.  
 [13] 2004, Murphy, K.J., Buning, P.G., Pamadi, B.N., Scallion, W.I., and Jones, K.M., "Overview of Transonic to Hypersonic Stage Separation Tool Development for Multi-Stage-to-Orbit concepts," *AIAA2004-2595*.  
 [14] 2004, Buning, P.G. and Gomez, R.J., "CFD Approaches for simulation of Wing-Body Stage Separation," *AIAA Paper 2004-4838*.  
 [15] 2004, Pamadi, B.N., Neirynek, T.A., Covell, P.F., Hotchko, N. and Bose, D., "Simulation and analyses of Staging Maneuvers of Next Generation Reusable Launch Vehicles," *AIAA Paper 2004-5185*.