

論文

비정렬 중첩격자기법을 이용한 유도무기의 기체분리운동 모사

정문승*, 이상욱*, 권오준**, 허기훈***, 변우식***

Numerical Simulation of Airframe Separation of a Missile System Using an Unstructured Overset Mesh Technique

Mun Seung Jung*, Sang Wook Lee*, Oh Joon Kwon**, Ki Hoon Hur*** and Woosik Byon***

ABSTRACT

In this study, numerical simulation of airframes separating from a missile system has been preformed. For the time-accurate trajectory simulation, six D.O.F equations of motion of multiply connected bodies were derived and these equations have been coupled with the unstructured overset mesh technique for the treatment of independent mesh blocks moving with each body component. Applications were made for the simulation of the airframe separation at missile angles of attack of 0 and 5 degrees. It was demonstrated that the present method is efficient and robust for the prediction of unsteady time-accurate flow fields involving multiple bodies in relative motion.

초 록

본 연구에서는 비행중인 유도무기의 기체분리에 대한 수치적 해석을 수행하였다. 기체의 정확한 분리운동을 모사하기 위해 삼차원 공간에서 각각의 물체가 연결되어 움직이는 6자유도 운동방정식을 유도하였으며, 물체를 둘러싼 격자계의 독립적인 처리를 위해 개발된 비정렬 중첩격자기법과 연계하였다. 개발된 해석기법은 유도무기의 받음각이 0도와 5도인 경우의 기체분리운동 해석에 적용되었으며, 이를 통해 본 연구에서의 해석기법이 다중 물체간의 상대운동이 있는 비정상 유동장을 해석하는데 효과적임을 알 수 있었다.

Key Words : Unstructured overset mesh(비정렬 중첩격자), Airframe separation(기체분리), Unsteady flows(비정상 유동), Relative motion(상대운동), 6 D.O.F equations of motion(6자유도 운동방정식)

1. 서 론

고속으로 비행중인 비행체로부터 분리되는 물체의 거동을 정확하게 예측하는 것은 여러 가지 측면에서 매우 중요하다. 이는 비행체로부터

분리되는 물체가 안전하게 분리된다는 것을 확신하기 위한 것뿐만 아니라, 분리로 인한 비행체 궤도의 변화, 분리된 물체가 비행체에 미치는 상호 영향 등을 확인하여 분리된 후의 비행체가 계획된 임무를 수행할 수 있도록 하기 위함이다. 이러한 응용문제들은 비행체로부터의 미사일 발사 분리, 유사시 비행체로부터의 조종사 탈출문제 등 다양한 실제적 현상들을 포함하며, 이러한 분리문제는 항공기뿐만 아니라 우주발사체나 유도무기의 개발에 있어서도 매우 중요하게 인식되어 지고 있다[1-4].

† 2006년 2월 17일 접수 ~ 2006년 4월 17일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

연락처, E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 구성동 373-1번지

*** 정회원, 국방과학연구소

본 연구에서는 비행중인 유도무기의 안전한 기체분리를 위한 해석을 수행하였다. 기체분리는 유도무기의 장거리 비행을 위한 단분리(booster separation)후 유도무기의 전방동체가 후방동체로부터 분리되는 과정에서 후방동체에 힌지로 연결되어 있는 기체부가 좌우로 전개되는 복잡한 매커니즘을 가지고 있으며, 물체 고유의 관성력과 물체에 작용하는 공기력을 포함하는 매우 복잡한 운동을 하게 된다. 기체부는 일반적으로 전방동체의 뒷부분을 감싸고 있으며, 비행 중 주로 스프링이나 압력카트리지를 사용하여 전개를 시작한다. 본 연구에서는 분리되는 후방동체와 이에 힌지로 연결되어 전개를 시작하는 기체부의 운동을 해석하기 위해서 각 연결부분의 반력을 소거한 물체의 복합물체(composite body)에 대한 운동방정식을 유도하였으며, 이를 비점성 Euler 방정식에 의해 얻어진 공력과 연계하여 물체의 거동을 예측하였다. 또한, 운동방정식에 의해 얻어진 물체의 운동을 적용하기 위해 비정렬 중첩격자기법[5]을 사용하였다. 비정렬 중첩격자기법은 복잡한 형상을 가지는 각각의 물체주위에 비정렬 격자계를 생성시키고 이를 중첩하여 전체 유동장을 해석하는 기법으로, 독립된 격자계의 신속한 이동과 처리로 물체간의 상대운동이 있는 비정상 유동해석에 매우 적합한 방법이다. 또한 비정렬 격자의 유연한 특성으로 하나의 물체에 하나의 격자계만 필요로 하기 때문에 정렬 격자계에서의 중첩격자기법보다 적용이 간단하고 중첩되는 영역을 줄일 수 있는 장점이 있다.

개발된 해석기법을 사용하여 받음각 0도와 5도에서 좌우로 전개되는 유도무기의 기체분리에 대한 해석을 수행하였다. 또한, 기체에 부착되어 있는 핀의 위치를 변화하여 이에 대한 분리체적의 영향을 살펴보았다.

II. 수치해석 기법

2.1 지배방정식 및 수치기법

상대운동이 있는 유동장을 해석하기 위한 비정상, 압축성 유동을 지배하는 Euler 방정식을 적분형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_v Q dV + \oint_{\partial v} F(Q) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (1)$$

여기서

$$Q = (\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad e_0)^T$$

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

또한 V 는 제어체적을 나타내고, ∂v 는 제어표면, \vec{n} 은 제어표면의 바깥방향으로의 법선벡터, \vec{V}_g 는 격자속도를 나타낸다. 식 (1)은 비정렬 격자계에서 사용하기 위해 격자 중심 방법의 유한체적법으로 이산화하였다. 비점성 플럭스는 공간에 대한 이차 정확도의 Roe의 평균값을 이용한 FDS 방법을 이용하여 계산하였으며, 시간 적분을 위해 내재적 시간적분방법의 하나인 point Gauss-Seidel 방법을 사용하였다. 정상유동의 해석에서는 해의 수렴성을 향상시키기 위해 국부시간 전진기법을, 비정상 유동의 해석에는 이중시간 적분기법을 사용하였다. 경계조건은 원방경계의 적용을 위한 1차원적 유동에 대한 Riemann invariant를 이용하였고, 비점성 경계면에 대해서는 유동접선조건(flow tangency condition)을 이용하였다. 또한 벽면이 운동하는 경우에는 벽면에 대한 유동의 상대속도가 유동접선조건을 만족하도록 하였다. 계산시간의 단축 및 메모리 제한을 극복하기 위해서 코드를 병렬화하였다. 영역 분할을 통한 부하균형은 MeTiS library[6]를 사용하였으며, 각각의 분할된 영역간의 자료교환은 MPI library[7]를 사용하였다.

2.2 비정렬 중첩격자기법

비정렬 격자계에서의 중첩격자기법은 불규칙적인 자료구조로 인해 격자요소를 구성하는 격자점의 위치과락을 위한 탐색(searching)을 필요로 하게 된다. 탐색을 거쳐 얻어진 격자점의 위치정보는 계산에서 제외될 격자요소를 구분하고 삼간되어야 할 격자점 및 격자요소를 구분하는 기준이 되며, 삼간되어야 할 격자점 및 경계면에 유동변수를 가중치에 따라 부여하는 기준이 된다. 본 연구에서는 이웃하는 격자들을 이용하는 이웃간(N2N: neighbor-to-neighbor) 탐색방법 중 강건하고 신속한 탐색을 수행할 수 있는 선형형상함수(linear shape function)을 이용하였으며, 이웃간 탐색의 문제점이 될 수 있는 탐색시작점의 올바른 선택을 위해 격자면과 목표점까지의 벡터를 이용하였다[5].

본 연구에서 사용되는 격자중심방법에서 중첩격자기법을 구현하기 위해서는 독립적으로 구성된 격자계에서 임의의 격자요소를 계산에서 제외시키는 과정을 필요로 하게 되는데 이 과정을 홀컷팅(hole cutting)이라고 하며, 홀컷팅을 하기 위해서는 각각의 격자요소를 구성하는 격자점을

구분하여야 한다. 본 연구에서는 격자점을 구분하기 위한 기준으로 벽면최소거리[8]를 이용하는 방법을 사용하였다. 이 과정에서 각각의 격자점의 정보를 이용하여 각각의 격자요소는 활성, 비활성 그리고 삼간격자요소로 구분되며, 비활성 격자요소는 계산에서 제외된다. 격자계 간의 중첩되는 영역에서 정보전달을 위해 정의되어야 하는 삼간경계면은 항상 상대격자계의 계산이 수행되는 격자요소의 내부에 위치해야만 정확한 유동 변수 값의 전달이 보장될 수 있다. 본 연구에서는 홀 컷팅 과정을 통해 결정된 삼간경계요소와 비활성격자요소를 공유하는 격자면을 삼간경계면으로, 삼간경계면을 구성하는 격자점을 삼간경계 격자점으로 정의하여 위의 조건을 만족시키도록 하였다.

독립적으로 계산되는 격자계 간의 정보전달은 삼간경계면에서의 삼간을 통해 이루어진다. 해석 코드의 공간상의 이차정확도를 만족시키기 위해 정보전달을 위한 삼간 역시 이차정확도를 유지하도록 하였다. 본 연구에서는 삼간경계면과 삼간경계격자점에 대한 삼간을 수행하였으며, pseudo-Laplacian 방법[9]에 의해 얻어진 가중치를 이용하였다. 또한 물체간의 간격이 매우 작을 경우, 물체의 내부에 위치하는 삼간점의 처리를 위해 물체경계면에서 유동접선조건을 만족시키는 값을 부여하여 삼간점들이 합리적인 값을 가지도록 처리하였다[5].

본 연구에서는 초기에 각각의 격자계에 대해서 격자를 생성시킨 이후에 MeTiS library를 사용하여 계산영역을 분할하였다. 이 때 나뉘어진 영역의 격자요소의 수가 같도록 분할하는 정적부하균형을 사용하였으며 병렬통신경계의 경계면과 격자점에 대한 정보는 전처리 과정을 통해 얻게 된다. 정적부하균형 방법에서는 초기 영역이 분할되면 이후에는 병렬경계가 변하지 않으므로 초기에 얻은 정보를 그대로 사용할 수 있으나, 탐색 등의 중첩격자기법을 구현함에 있어 프로세서 간의 유동적으로 변화하는 데이터의 양에 대한 처리가 필요하다. 본 연구에서는 중첩격자기법의 병렬화에 필요한 자료구조[5]를 사용하였으며, 이 자료구조는 데이터가 유동적으로 이동하는 탐색, 홀 컷팅, 삼간 등의 과정에서 사용되었다.

2.3 힌지로 연결되어 있는 물체의 6자유도 운동방정식

삼차원에서 운동하는 물체는 각각의 X, Y, Z 방향의 변위와 각 축의 회전변위를 가져 6 자유도를 가지게 된다. 본 연구에서 사용된 해석 형상은 그림 1에서와 같이 전방동체, 후방동체 그리고 후방동체에 한 방향으로만 회전이 구속된

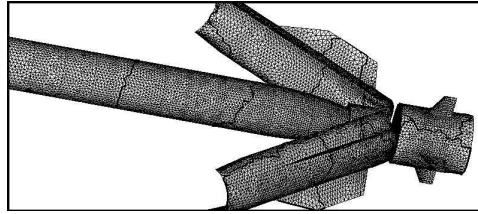


그림 1. 임의의 기체 전개각에 대한 표면격자

두 개의 기체부로 이루어져 있다.

본 연구에서는 전방동체에 부착된 좌표계는 관성좌표계와 같다고 가정하여 후방동체와 기체부가 전방동체에 대해 상대운동을 하게 된다. 후방동체와 기체부는 각각의 물체의 질점과 질량을 고려하여 얻은 하나의 질점을 기준으로 운동을 정의하였으며, 힌지에서 발생하는 반력과 반모멘트를 이용하여 하나의 물체로 고려된 복합물체에 대한 운동방정식을 유도하였다. 힌지로 연결되어 있는 물체간의 운동방정식은 참고문헌 [10]을 참조하였다. 식 (2)에는 물체의 반력을 소거하여 얻은 복합물체의 병진운동에 대한 운동방정식을 나타내었다. 식 (2)에서 m 은 후방동체의 질량이며, σ 는 관성좌표계의 중심에서 복합물체까지의 거리벡터, β 는 복합물체의 중심에서 후방동체의 질점까지의 거리벡터, 그리고 m^j, β^j 는 기체부의 질량, 기체부의 질점까지의 거리벡터를 나타낸다. F, F_b 는 후방동체에 작용하는 공기력과 중력 및 외력을 포함하는 body force이며, F^j, F_b^j 는 기체부에 작용하는 공기력과 body force를 나타낸다. 계산에 사용되는 모든 힘은 각 물체의 질점에서 의 값을 의미한다.

$$m \frac{d^2}{dt^2} (\sigma + \beta) + \sum_{j=1}^2 m^j \frac{d^2}{dt^2} (\sigma + \beta^j) = F + F_b + \sum_{j=1}^2 (F^j + F_b^j) \tag{2}$$

식 (3)에는 복합물체의 회전운동을 나타내는 운동방정식을 나타내었다.

$$I_c \cdot \dot{\omega} + \omega \times I_c \cdot \omega + \sum_{j=1}^2 [I_v^j \cdot \dot{\omega} + I^j \cdot \dot{\omega}^j + \dot{I}_v^j \cdot (\omega + \omega^j) + \omega \times (I_v^j \cdot \omega + I^j \cdot \omega^j)] = L + \beta \times F_b - m \beta \times \frac{d^2}{dt^2} (\sigma + \beta) + \sum_{j=1}^2 [L^j + \beta^j \times (F^j + F_b^j) - m^j \beta^j \times \frac{d^2}{dt^2} (\sigma + \beta^j)] \tag{3}$$

여기서 L_c 는 기체부의 전개에 영향을 받지 않고 일정한 값을 가지는 질량관성모멘트 성분의 합이며, L_v^j 는 기체부의 전개에 따라 그 값이 변화하는 질량관성모멘트 성분이다. ω 는 복합물체의 각속도 성분을 나타내며, ω^j 는 기체부의 각속도를 나타낸다. L, L^j 는 후방동체 및 기체부에 생성되는 공력모멘트를 의미한다. 복합물체와 기체부의 운동은 서로 연계되어 있어 매 시간간격에 대해 각각의 방정식이 해석되어야만 정확한 값을 예측할 수 있다. 식 (4), (5)에는 기체부의 병진 및 회전운동을 지배하는 운동방정식을 나타내었다.

$$m^j \frac{d^2}{dt^2} (\sigma + \beta^j) = F^j + F_b^j + F^{jo} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} & \dot{F}^j \cdot (\omega + \omega^j) + \dot{L}_v^j \cdot (\omega + \omega^j) \\ & + \omega \times \dot{F}^j \cdot (\omega + \omega^j) \\ & = L^j + L^{jo} \end{aligned} \quad (5)$$

식 (4), (5)에서 F^{jo}, L^{jo} 는 후방동체에서 기체부로 작용하는 반력을 의미한다. 위의 식 (2)~(5)는 X, Y, Z의 각각의 방향성분으로 전개가 가능한 vector equation이며, 좌표계간의 변환을 위해 오일러각(Euler angle)을 사용하였다. 방정식의 해석을 위해서 시간에 대한 4차 정확도의 Runge-Kutta 방법을 사용하였다.

III. 해석 결과

기체부와 후방동체의 동특성을 고려하여 유도 무기의 분리운동을 모사하였다. 독립적으로 운동하는 물체의 이동을 처리하기 위해 각각의 격자계를 생성하여 중첩하였다. 그림 1에는 임의의 전개각에 대해 중첩시킨 형상의 표면격자계를 나타내었으며, 계산에 사용된 격자수를 표 1에 나타내었다.

표 1. 계산에 사용된 격자수

	격자요소	격자점
전방동체(Block 1)	404,952	74,953
후방동체(Block 2)	479,932	86,455
우측기체(Block 3)	343,068	62,758
좌측기체(Block 4)	343,068	62,758
합 계	1,571,020	286,924

기체부는 좌우로 전개되며 계산에 사용된 유도 조건은 자유류 마하수 0.9, 받음각은 0, 5도이며 이는 실제 기체분리가 받음각 5도 이내에서

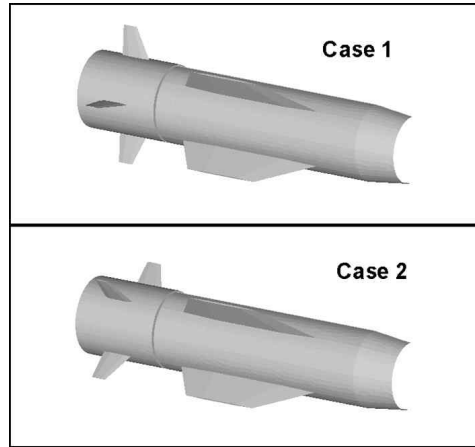


그림 2. 후방동체와 기체부의 핀 위치

일어나는 조건을 반영한 것이다. 기체부의 초기 전개를 위한 분리력 및 각 물체의 물성치는 참고 문헌[11]에 있는 값을 사용하였으며, 물성치의 무차원화를 위해 음속과 전방동체의 전장길이를 사용하였다. 후방동체의 핀의 위치에 따른 분리궤적을 비교하기 위해 핀의 위치를 변화시켰으며 이를 그림 2에 나타내었다. Case 1은 기체부의 핀의 위치와 후방동체의 핀의 위치가 45도 어긋나 있으며, Case 2는 기체부와 후방동체의 핀의 위치가 평행하다. 비정상 유동해석의 초기해를 얻기 위해 정상유동에서 수립된 해를 이용하였다. 정상유동은 격자계간에 어느 정도 간격을 요구하는 중첩격자기법의 특성상 기체전개를 0.1도로 하여 해석을 수행하였으며, 비정상 유동 해석은 기체의 전개각이 0.1도에서 100도가 될 때까지 좌우전개에 대하여 수행되었다. 병렬계산을 위해 전방동체를 포함하는 영역을 5개, 후방동체를 포함하는 영역을 6개, 그리고 각각의 기체부를 4개의 영역으로 분할하여 총 19개의 영역으로 분할하였다. 계산은 Pentium-IV 2.4GHz CPU에서 수행되었으며, 정상유동에서 2000번의 반복계산을 위해 소요된 시간은 2시간이다. 비정상 계산을 위해 무차원 시간간격 $\Delta t = 0.001$ 을 사용하였으며, 이는 실제시간으로 9.6×10^{-6} sec에 해당한다. 반복계산은 기체의 전개각이 100도가 될 때까지 약 6500번이 요구되었으며 계산시간은 동일한 PC 클러스터를 사용하여 35시간이 소요되었다.

3.1 받음각 0도

받음각 0도에서 전개를 시작하는 기체분리에 대한 해석을 수행하였다. 그림 3~6에서는 복합물체의 분리궤적에 대해 나타내었다. 그림 3은 복

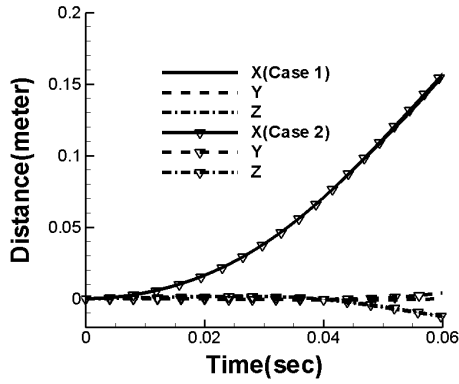


그림 3. 복합물체 질점의 궤적

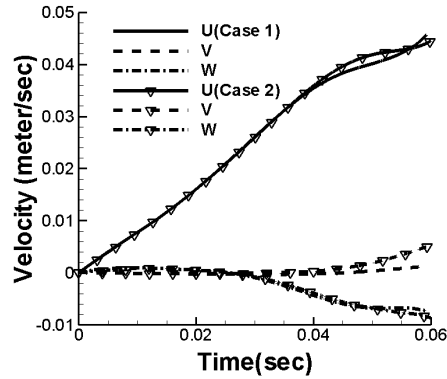


그림 5. 복합물체의 속도

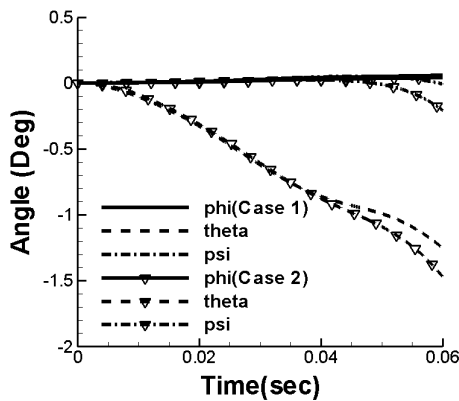


그림 4. 복합물체의 회전변위

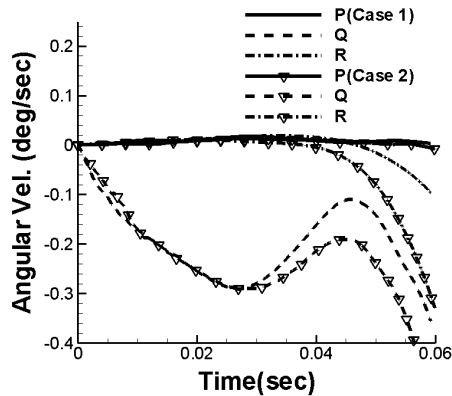


그림 6. 복합물체의 회전각속도

합물체의 질점에서의 운동거리를 나타낸다. 그림에서 확인할 수 있듯이 Case 1과 Case 2의 분리 궤적에는 큰 차이가 없으며 이는 받음각이 0도인 사실과 더불어 후방동체의 핀의 크기가 작아서 분리 궤적을 변화시킬 만한 힘의 변화를 주지 않는 것으로 고려된다. 두 경우 모두 Y, Z 방향으로의 변위는 매우 작은 것을 볼 수 있고, 이에 비해 X 방향의 변위가 상대적으로 큰 것을 알 수 있으며, 이는 후방동체의 앞면에 생성되는 강한 정체 압력과 전개되는 기체에 작용하는 공력의 영향으로 고려된다.

그림 4에서는 복합물체의 회전변위를 나타내었다. 이 경우 역시 Case에 대한 차이는 그다지 크지 않으나 핀의 형상변화에 대한 차이가 기체가 전개될수록 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. Case 1에 비해 Case 2의 경우 머리속임 운동이 크게 나타나는 것을 알 수 있으며 이는 모멘트 팔길이 차이에 의한 머리속임 운동에 변화된 핀의 형상이 머리속임 운동을 가속시키는 것으로

고려된다. 그림 5에서는 복합물체 질점의 속도를 나타내었고 그림 6에서는 회전각속도를 나타내었다. 이는 그림 4에서의 복합물체의 회전변위가 기체가 전개됨에 따라 그 값이 증가되는 원인으로 작용하여 이 값 역시 Case 2의 값이 큰 것을 알 수 있으며 특히 Z축 방향으로의 회전각속도 R의 값이 Case 1에 비해 크게 증가하는 것을 알 수 있다.

그림 7, 8에서는 기체부의 분리각과 각속도를 나타내었다. 좌우전개의 특성상 양 옆의 기체부가 대칭으로 전개되며 기체가 100도까지 전개되는데 걸리는 시간은 약 60msec이다.

그림 9~14에서는 후방동체 및 기체부에 작용하는 공력계수를 나타내었다. 그림 9는 후방동체의 힘계수를 나타낸 그림으로 평평한 동체의 앞부분의 형상 때문에 발생하는 X방향의 큰 정체 압력과 더불어 분리가 시작되며 발생하는 cavity 현상을 잘 나타낸다.

그림 10은 후방동체의 모멘트를 나타낸 그림

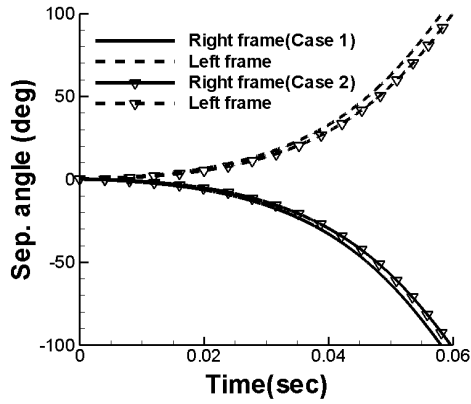


그림 7. 기체부의 전개각

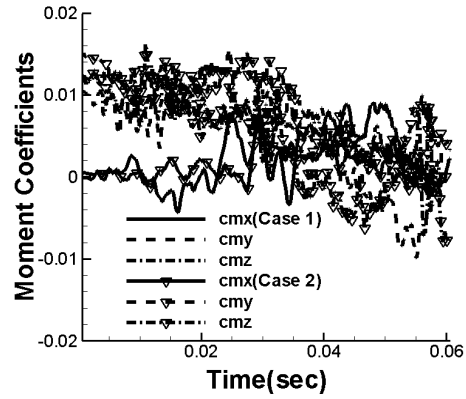


그림 10. 후방동체의 모멘트 계수

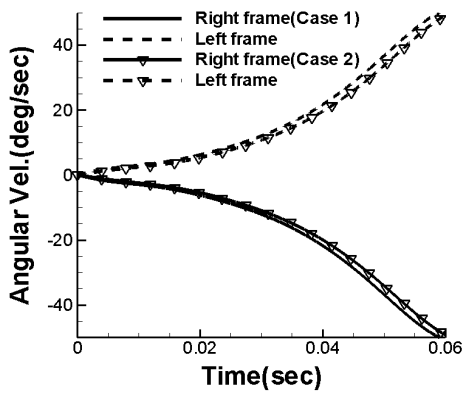


그림 8. 기체부의 전개 각속도

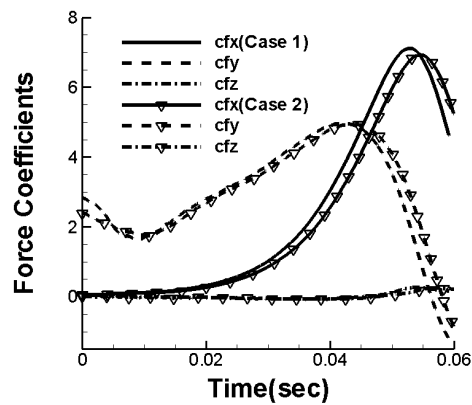


그림 11. 오른쪽 기체부의 힘 계수

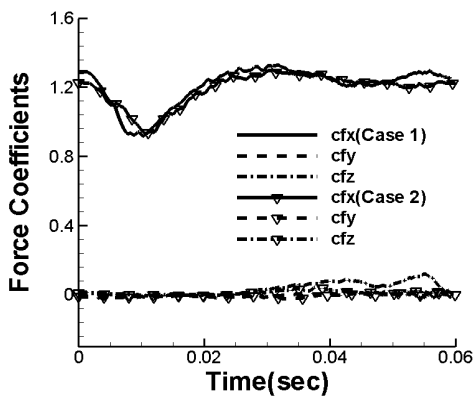


그림 9. 후방동체의 힘 계수

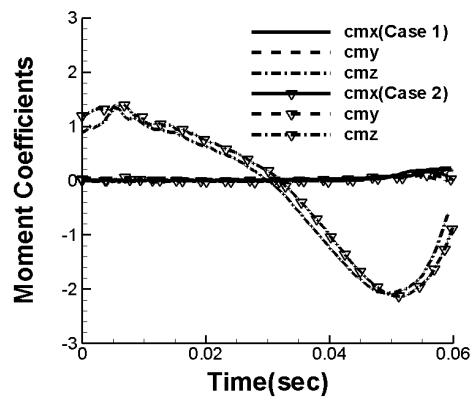


그림 12. 오른쪽 기체부의 모멘트 계수

으로 각 방향에 대해 진동하는 경향을 나타내었으며 이는 후방동체의 형상과 더불어 전방동체 및 기체부와의 간섭에 의한 영향으로 판단된다.

그림 11, 12에는 오른쪽 기체부의 힘, 모멘트

계수를 나타내었으며 그림 13, 14에는 왼쪽 기체부의 힘, 모멘트 계수를 나타내었다. 오른쪽 기체부의 공력계수는 왼쪽의 기체부와 대칭하는 경향을 보이며 기체부의 X방향의 힘은 50msec까지는

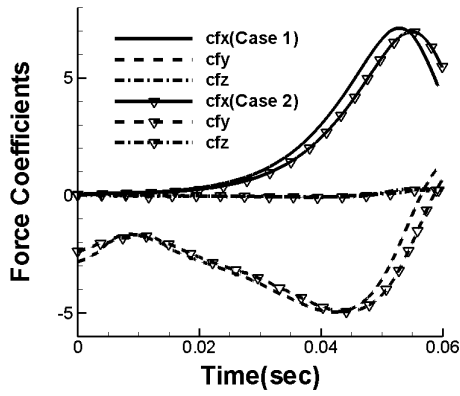


그림 13. 왼쪽 기체부의 힘 계수

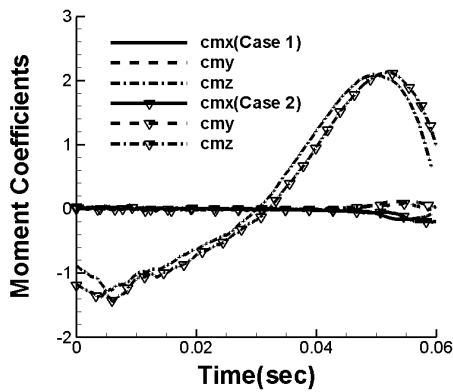


그림 14. 왼쪽 기체부의 모멘트 계수

증가하다가 그 이후 감소하는 경향을 보이며 이는 기체부의 전개각이 약 60일 때이다. Y방향의 힘은 기체가 조금 전개할 때 오히려 감소하다가 약 5도정도 전개하면 증가하는 경향을 보인다. 이는 모멘트가 기체부의 질점에서 측정되었기 때문이며 초기에는 기체부의 뒷부분에서 강한 정체 압력으로 양의 모멘트를 가지나 기체가 전개하면서 점차 감소하며 전개각이 15도 부근이 되는 30msec부터는 음의 모멘트를 가진다. 이 경우 편 의 위치에 따른 복합물체의 위치가 달라져 공력 계수가 달라지는 것으로 보이나 실제와 같은 위치에 대한 공력계수는 같은 것으로 고려된다.

그림 15에는 Case 1에 대한 10msec 간격의 후 방동체 및 기체부의 분리과정 및 등압력선도를 나타내었다. 좌우로 전개되는 기체부의 운동을 잘 관찰하기 위해 왼쪽 상단 45도 부근에서 바라 본 형상으로 그림을 도시하였다. 그림 7, 8의 그래프와 비교하여 기체부의 운동을 비교하면 30msec 부근이 되기 전까지는 비교적 기체부가

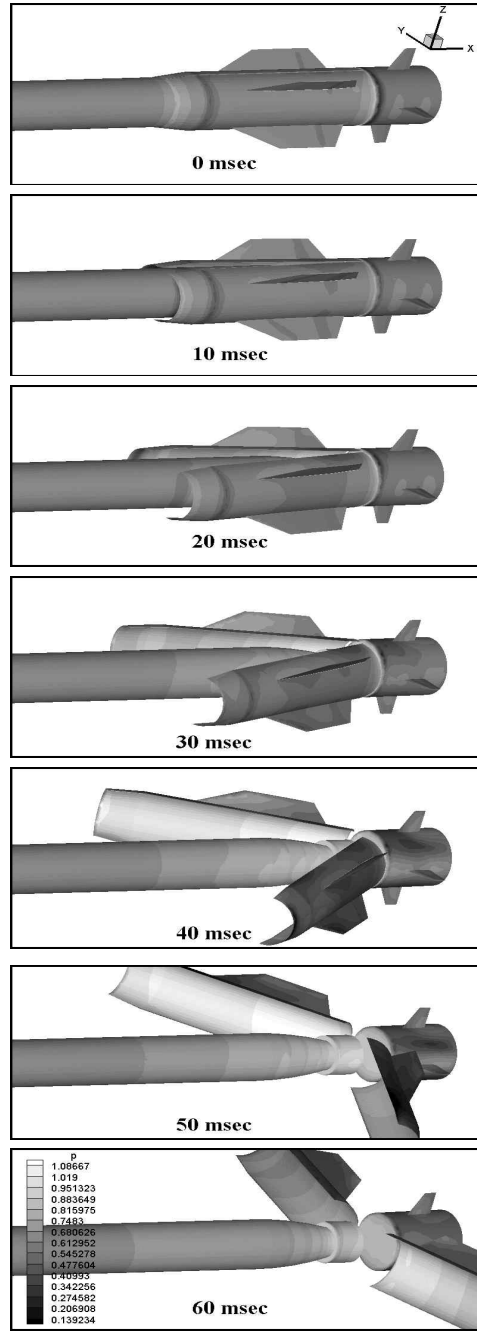


그림 15. 10msec 간격의 기체부의 전개과정 및 등압력선도 (받음각 0도)

천천히 전개되지만 그 이후에는 매우 급격히 전개되는 것을 알 수 있다. 또한 그림에서도 알 수 있듯이 기체가 100도까지 완전히 전개되는 60msec까지 후방동체와 기체부를 포함한 복합물체는 X방향으로 20cm정도만 이동하여 물체의 병

진운동보다 기체부의 회전운동이 상대적으로 빠르게 일어남을 확인할 수 있다. 각 시간에 대한 등압력선도에서 후방동체의 앞부분과 기체부의 뒷부분에 강한 정체압력이 생성되며, 기체부의 안쪽면의 정체압력은 기체부가 전개되면서 점차적으로 증가하다가 기체부의 전개각이 약 60도가 되는 50msec에서 최고가 되었다가 그 이후 감소하게 되는데 이는 기체부의 안쪽부분 전체에 정체압력이 생성된 이후에 기체부의 앞전을 넘어 돌아가는 유동이 생성되었기 때문이다.

3.2 받음각 5도

받음각 5도인 경우에는 받음각이 0도인 경우에 비해 후방동체, 기체부에 부착되어 있는 편에 의한 영향이 크게 나타날 것으로 예측할 수 있다. 그림 16에는 복합물체 질점의 이동거리를 나타낸다. 받음각 0도인 경우와 비교하여 X축과 Z축의 변위가 커졌음을 알 수 있으며, 받음각이 0도인 경우에는 후방동체가 밑으로 떨어지는 결과

를 보였으나 5도인 경우에는 위로 상승하는 것을 확인할 수 있다. 이는 받음각이 5도인 경우 Z방향의 힘이 크게 나타나는 것임에 미루어 예측할 수 있다.

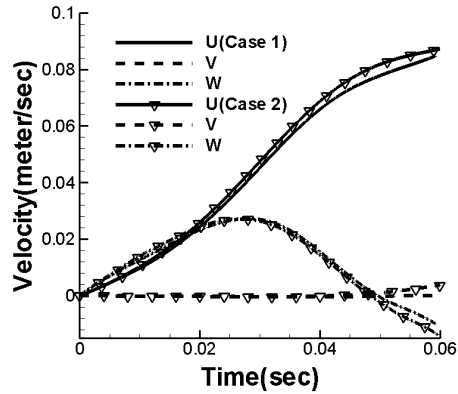


그림 18. 복합물체의 속도

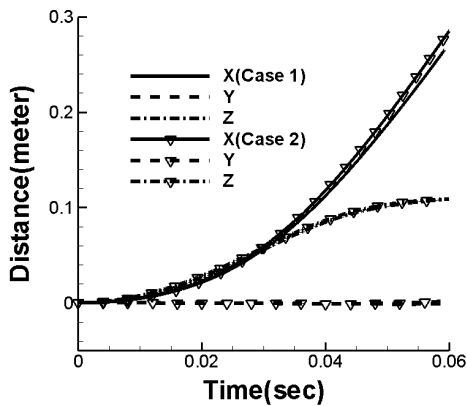


그림 16. 복합물체 질점의 궤적

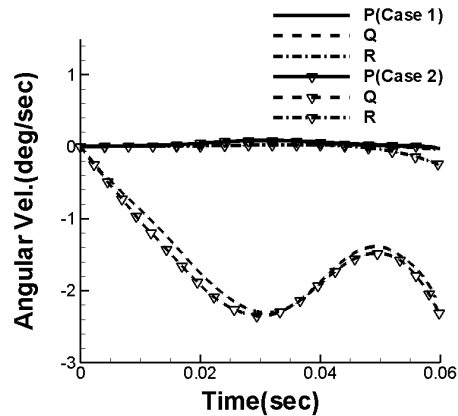


그림 19. 복합물체의 회전각속도

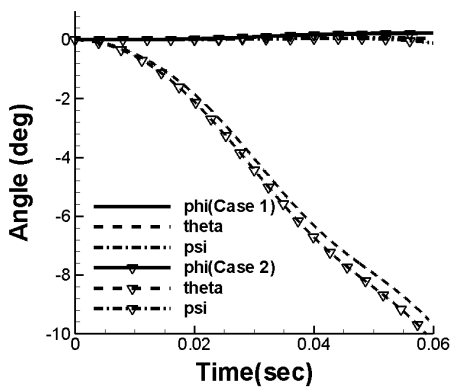


그림 17. 복합물체의 회전변위

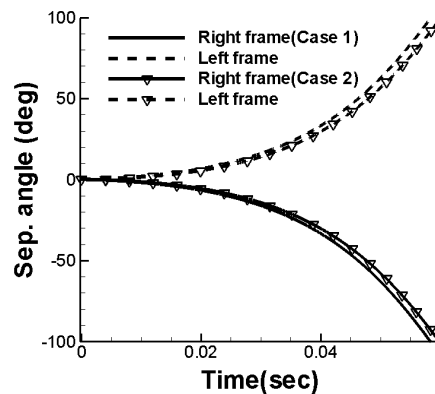


그림 20. 기체부의 전개각

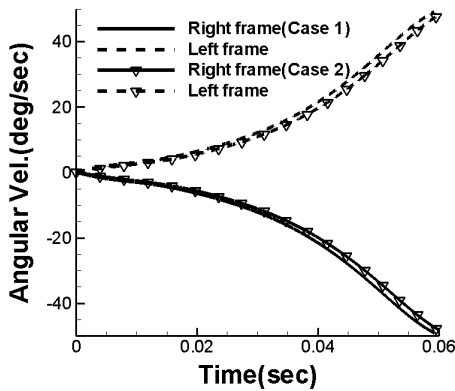


그림 21. 기체부의 전개각속도

그림 17의 회전변위의 경우에도 받음각이 0도인 경우보다 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 앞서 받음각이 0도인 경우에서도 설명되었듯이 무게에 대한 모멘트 팔의 길이에 의한 머리속임운동이 유동에 의해 가속되는 것으로 판단되어진다. 그리고 받음각이 0도일 때는 약 35msec부근부터 회전변위의 차이가 생기기 시작했으나 이 경우 분리초기부터 Case 1과 Case 2의 값의 차이가 나타남을 확인할 수 있어 받음각이 있을 때 핀의 영향에 물체의 거동이 영향을 받는 것으로 생각할 수 있다.

그림 18, 19에는 복합물체의 속도 및 각속도를 나타내었다. 속도는 이동궤적에서와 같이 Case 1과 Case 2의 차이가 크지 않으며 Z방향의 속도가 분리초기에 증가하다가 30msec 이후부터는 급격히 감소하여 이동궤적의 Z방향의 위치상승이 완화되는 경향을 나타내는 근거가 되며, 분리된 물체는 기체부가 후방동체로부터 분리된 이후에는 하강할 것으로 예측된다. 회전각속도 역시 차이가 크지 않으나 분리초기부터 Case에 대한 값이 차이나는 것을 알 수 있다. 그리고 받음각이 0도인 경우에서와 같이 복합물체의 유효받음각이 0.5도에서 1도가 되면 각속도가 증가하는 현상이 일어나는 것을 확인할 수 있다.

그림 20, 21에서는 기체부의 시간에 따른 전개각과 전개각속도를 나타내었다. 받음각이 0도인 경우와 비슷하게 좌우대칭인 경향을 보인다.

그림 22~27에는 후방동체 및 기체부에 작용하는 공력계수를 나타내었다. 그림 22의 후방동체에 작용하는 X방향의 힘은 받음각이 0도일 때와 비슷한 경향을 보이나 Z방향의 힘은 받음각이 0도인 경우보다 크게 나타남을 알 수 있고 이는 받음각과 더불어 핀의 영향으로 고려되며 Case 1

의 경우가 Case 2의 경우보다 크게 나타남을 확인할 수 있다. 그러나 그림 24, 26에서 볼 수 있듯이 후방동체에서 생성되는 Z방향의 힘보다는 기체부에서 생성되는 힘의 크기가 더 크기 때문

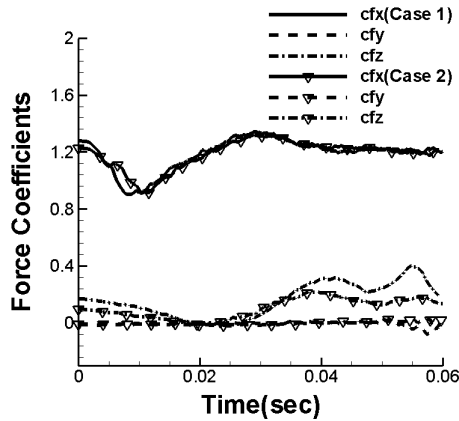


그림 22. 후방동체의 힘 계수

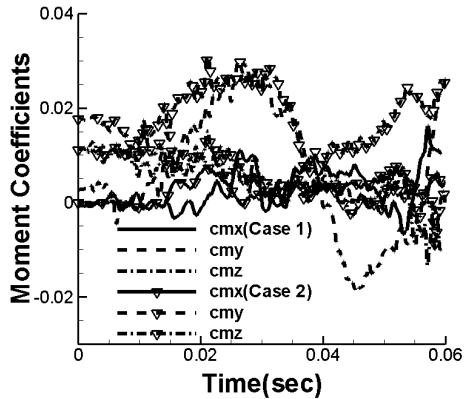


그림 23. 후방동체의 모멘트 계수

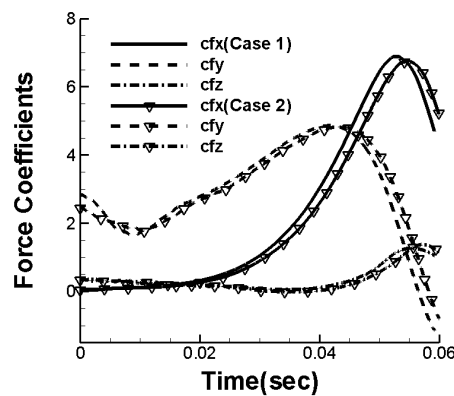


그림 24. 오른쪽 기체부의 힘 계수

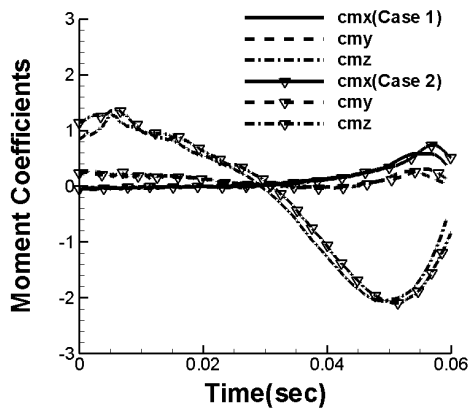


그림 25. 오른쪽 기체부의 모멘트 계수

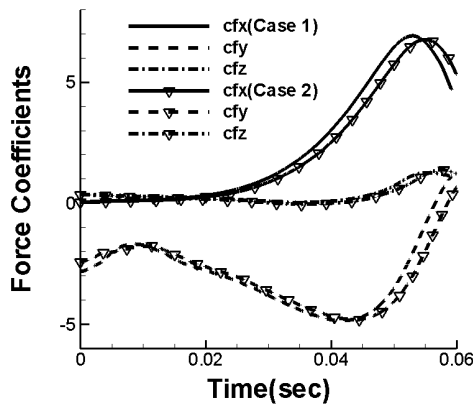


그림 26. 왼쪽 기체부의 힘 계수

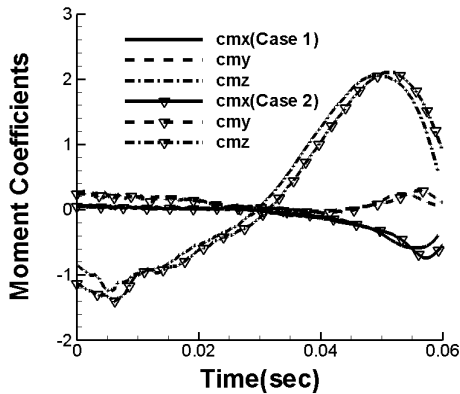


그림 27. 왼쪽 기체부의 모멘트 계수

에 물체의 궤적에는 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다. 기체부의 공력계수는 좌우대칭인 특성을 보이며, 받음각 0도인 경우와 비슷한 경

향을 보인다. 이는 복합물체가 머리속임운동을 하여 받음각이 0도인 경우와 유효받음각이 유사하기 때문으로 고려된다.

그림 28에는 Case 1에 대해 받음각 0도에서와 같이 10msec 간격의 후방동체 및 기체부의 분리 과정 및 등압력선도를 나타내었다. 그래프에서

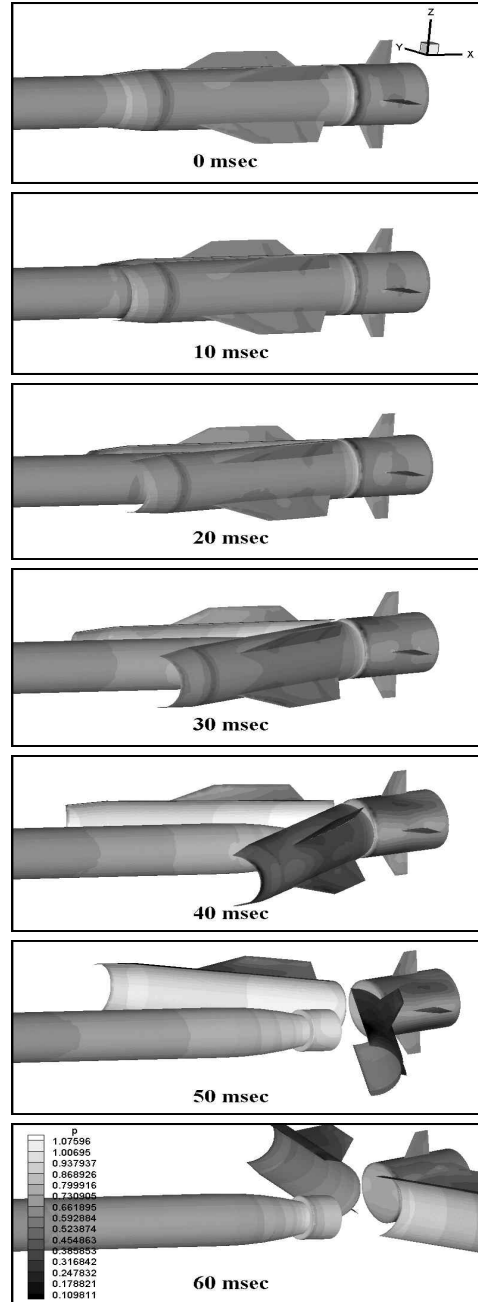


그림 28. 10msec 간격의 기체부의 전개과정 및 등압력선도 (받음각 5도)

나와 있는 것과 같이 받음각 0도인 경우와 비교하여 X, Z방향의 변위가 큼을 알 수 있으며, 머리속임운동이 매우 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

받음각이 0도와 5도인 경우에 기체부의 전개는 모두 비슷한 경향과 비슷한 값을 가지는 것을 확인하였다. 이는 앞서 설명한 바와 같이 각각의 받음각과 머리속임 운동에 의한 유효받음각이 같아지기 때문이며, 이는 그림 4와 그림 17 그리고 받음각을 비교하면 쉽게 설명될 수 있다. 또한 받음각 0도와 5도 모두 기체부가 원활히 전개됨을 확인할 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 힌지로 연결되어 운동하는 후방동체와 기체부의 운동방정식을 유도하였으며, 이를 각각의 격자계에 대해 독립적인 운동을 처리할 수 있는 비정렬 중첩격자기법과 연계하여 유도무기의 기체분리 운동을 성공적으로 모사하였다. 비점성 유동해석을 통해 얻어진 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 후방동체의 핀의 위치는 전체적인 분리운동에 큰 영향을 미치지 않았으며 이는 핀의 크기가 기체부에 핀에 비해 작기 때문으로 고려된다.
2. 계산에 의해 얻어진 100도까지의 기체부의 전개시간은 초기의 0.1도까지의 전개는 고려하지 않았으므로 실제의 기체전개에는 60~80msec 정도의 시간이 소요될 것으로 판단된다.
3. 복합물체의 이동거리는 받음각이 0도일 때에 비해 5도일 때 크게 나타났으나 전체적으로 변위가 크지는 않았다.
4. 받음각이 0도일 때, 복합물체는 아래로 이동하였으나 받음각이 5도일 때는 복합물체는 위로 이동하였다. 그러나 속도의 변화로 인해 기체의 파단 이후에는 아래로 이동할 것으로 예측된다.
5. 복합물체는 분리를 시작하며 머리속임 운동을 하였으며 이는 받음각이 5도일 때 더 크게 나타났다.
6. 초기의 머리속임 운동은 기체부의 무게와 모멘트 팔의 길이에 의해 일어나는 것으로 판단되며 이 운동은 기체가 분리되면서 점차 가속될 것이다.
7. 받음각에 상관없이 좌/우 기체부의 전개는 대칭적인 특성을 나타내었다.
8. 받음각이 0도, 5도인 경우 모두 기체분리의 특성이 비슷하며, 그 이유는 5도인 경우 머리속임 운동이 더 크게 일어나 두 경우의 유효받음각이 비슷하게 되기 때문으로 판단된다.

추후 본 연구는 다양한 유동조건에서의 분리 운동에 적용될 것이며 더욱 복잡한 형상 및 운동, 점성유동의 해석을 위해 확장될 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 3-2-1의 “유도무기 단분리 및 기체분리 동특성 해석” 과제의 지원으로 수행된 결과의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Atwood, C. A., "Computation of Controlled Store Separation From a Cavity", *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, 1995, pp. 846~852.
- 2) Thomas, R. D. and Jordan, J. K., "Investigation of Multiple-Body Trajectory Prediction Using Time Accurate Computational Fluid Dynamics", AIAA 95-1870, 1995.
- 3) Rock, S. G., Habichi, S. D., Yeiser, C. W., Olson, M. D., and Marquette, T. "A Computational Methodology for the Rapid Simulation of Jettison Aircraft Canopy Trajectories", AIAA 97-0169, 1997.
- 4) Chui, I. "On Computations of the Integrated Space Shuttle Flowfield Using Overset Grids", Ph. D. Thesis, Iowa State Univ., 1990.
- 5) 정문승, 권오준, "상대운동이 있는 물체주위의 비정상 유동해석을 위한 병렬화된 비정렬 중첩격자기법 개발", 한국항공우주학회지, 제33권, 제2호, 2005, pp.1~10.
- 6) Karypis, G. and Kumar, V., "Multilevel k-way Partitioning Scheme for Irregular Graphs", *Journal of Parallel and Distributed Computing*, Vol. 48, No. 1, 1998, pp. 96-129.
- 7) <http://www-unix.mcs.anl.gov/mpi/>
- 8) Nakahashi, K., Togashi, F., and Sharov, D., "Intergrid-Boundary Definition Method for Overset Unstructured Grid Approach", *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 11, 2000, pp. 2077-2084.
- 9) Holmes, D. G. and Cornell, S. D., "Solution of the 2D Navier-Stokes Equations on Unstructured Adaptive Grids", AIAA-89-1932, 1989.
- 10) Abzug, M., "Hinged Vehicle Equations of Motions", AIAA 80-0364, 1980.
- 11) 권오준, 윤용현, "유도무기 단분리 및 기체분리 동특성 해석," 연구보고서, 국방과학연구소, MADC-401-050593, 2005.