

# 움직이는 격자계를 이용한 유도탄의 비정상 분리 유동해석

## Unsteady Separation Simulation of Missile by Using Moving Grid

강 경 태\*                      이 복 직\*                      안 창 수\*  
 Kyoung-Tai, Kang              Bok-Jik, Lee                      Chang-Soo, Ahn

### ABSTRACT

Missile staging and airframe separation simulation were performed by using a numerical technique for simulating the dynamics of multiple moving bodies. A 6DOF model is fully integrated into the CFD solution procedure to determine the body dynamics. Chimera grid technique offered efficient CFD simulation of multiple moving bodies. Through this simulation the safety of deployed staging and airframe separation mechanism was verified.

주요기술용어(주제어) : CFD, Missile Staging, Moving Body Simulation, Chimera Grid, TCO

### 1. 서 론

최근 유도무기 체계가 점점 복잡화 되고 개발소요 시간의 단축을 위해 M&S(Modeling and Simulation) 기법에 의한 체계개발이 이루어지면서 전산유체역학 분야에서는 특히 두 물체간의 상대운동을 포함하는 유동-운동 연계해석의 수요가 급격하게 증가하고 있다. 유동-운동 연계해석 기법은 스토어의 분리 문제나 발사관에서의 부스터 분리문제, 비행체의 단분리 문제와 같이 비정상 공기역학적 문제와 물체의 운동이 커플링 된 유동장의 해석에 효과적으로 적용 될 수 있다.

본 논문에서는 이러한 비정상 유동-운동 연계해석 기법을 단분리운동을 하는 유도탄의 문제와 기체분리 문제에 적용하여 분리 메커니즘의 안정성을 판단하고

분리 시 두 물체간의 유동특성을 분석하였다. 고속 비행체의 단분리 및 기체 분리 과정은 분리 후 후방 동체가 전방체에 부딪히지 않는 안정적인 분리와 분리 메커니즘에 의해 발생된 전방체의 항력변화를 정확하게 예측하는 것이 매우 중요하다. 일반적으로 분리과정은 비행속도와 받음각의 영향을 받으며, 분리된 물체는 관성력과 공기력 등을 포함하는 매우 복잡한 운동을 하게 된다. 이러한 현상들을 시험으로 규명하는 것은 계측이 용이하지 않고 많은 시간과 비용이 요구되므로 해석적인 방법에 크게 의존할 수 밖에 없는 실정이다. 따라서 비행체의 동역학과 유동장 해석을 통합 연계 해석하는 방법으로 유도탄의 분리 거동을 효과적으로 해석 할 수 있다.

논문의 해석에 사용된 유도탄의 단분리 메커니즘은 후방체의 잔여 추력을 전방체 기저면에 분출하여 안정적으로 분리되는 방식(TCO : Thrust Cut-Off)으로 상하포트의 개방 시차에 따른 외란이 존재할 경우의 단분리 거동 해석을 수행하였다. 기체 분리 해석은 공력과 스프링력에 의해 전·후방체가 분리되는 과정

† 2007년 1월 12일 접수~2007년 4월 3일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : kt kang@gmail.com

으로 비정상 유동-운동 연계해석을 통하여 분리 메커니즘의 안정성을 판단하였다. 해석에는 Chimera중첩 격자계를 구성하였고 상용코드인 CFD-FASTRAN의 Moving Body Simulation Module Solver를 사용하여 유동-운동 연계해석을 수행하였다.

## 2. CFD-FASTRAN MOVING BODY SIMULATION

CFD-FASTRAN은 압축성 유동에 주로 사용되는 상용 프로그램으로 Chimera 격자계와 6DOF 해석 모듈을 적용하여 상대운동이 있는 유동장에 대해 효과적인 해석이 가능하도록 구현하였다. 그림 1에 나타낸 바와 같이 Moving Body 해석은 구성된 Chimera 격자계의 경계점들을 정의 하고 유동해석을 수행한 후 힘과 모멘트를 적분하고 운동방정식을 계산하여 그 결과에 따라 격자점들을 이동시킨 후 시간을 전진시켜 같은 계산을 반복하는 방법으로 이루어진다.

6DOF 해석은 힘과 모멘트에 의해 결정되는 강체의 운동방정식을 6개의 스칼라 방정식으로 나타내어 변위와 속도를 계산하는 과정으로 이루어진다. 식 (1, 2)에 나타낸 바와 같이 시간  $t + \Delta t$ 에서의 힘과 모멘트를 이용하여 속도성분과 각속도를 구하고 이를 이용하여 다시 변위( $\delta x, \delta y, \delta z$ )와 변위각( $\delta \theta_x, \delta \theta_y, \delta \theta_z$ )을 구하여 격자점들을 이동하게 된다.

$$v_x^{t+\Delta t} = v_x^t + \Delta t(F_x^{t+\Delta t}/m) \quad (1)$$

$$\delta x^{t+\Delta t} = (v_x^{t+\Delta t} + v_x^t)\Delta t/2$$

$$h_x^{t+\Delta t} = h_x^t + (M_x^{t+\Delta t} - \omega_y^t h_z^t + \omega_z^t h_y^t)\Delta t \quad (2)$$

$$\delta \theta_x^{t+\Delta t} = (\omega_x^{t+\Delta t} + \omega_x^t)\Delta t/2$$

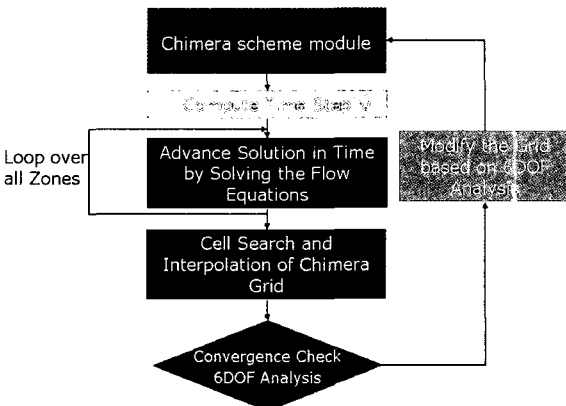
CFD-FASTRAN의 유동해석 Solver 는 기본적으로 유한체적법을 사용하고 있고 계산시간의 단축을 위해 지배방정식은 Euler equation을 사용하였다. 플럭스항에 대해서는 Roe's FDS scheme을 사용하고 시간적분은 fully implicit method를 사용하였다.

## 3. 유도탄 단분리 유동해석

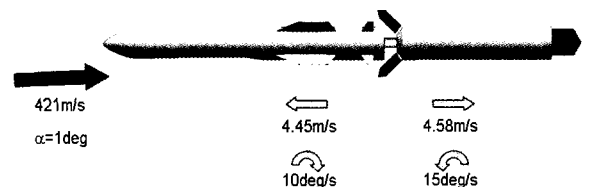
### 가. 해석조건 및 격자

본 해석에 사용된 유도탄 단분리 메커니즘은 그림 2에 나타낸 바와 같이 초기 피스톤에 의해 일정 거리가 분리 된 후, 후방체 추진기관의 잔여 추력을 이용하여 분리가 용이하도록 역추력 포트가 개방되어 단분리가 이루어지게 된다. 이 때 초기 피스톤에 의해 발생된 전·후방체의 상대 속도는 각각 4.45m/s와 4.58m/s를 가지게 된다. 역추력 포트 개방 시 상하 개방 시차가 1ms 발생한다고 가정하여 이 차이에 의해 발생된 외란을 전·후방체에 초기 각속도를 주어서 구현하였다. 단분리 유동 해석에 사용된 해석 조건은 표 1에 나타낸 바와 같다.

그림 3에 나타낸 바와 같이 단분리 시 후방체의 포트 추력은 시간에 따른 챔버 압력을 사용하였고, 후방체의 추력은 연소시험에 의해 구하여진 추력을 사용하여 유동해석을 수행하였다. 6DOF 해석을 위해 필요한 전·후방체의 무게중심과 관성량이 해석의 입



[그림 1] CFD-FASTRAN Moving Body 해석 알고리즘



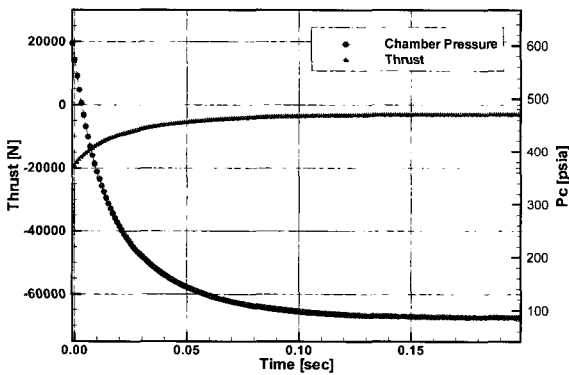
[그림 2] 단분리 메커니즘 및 초기조건

력 값으로 사용되었고 후방체의 추진기관 연소에 의한 질량의 변화는 해석에 고려하지 않았다.

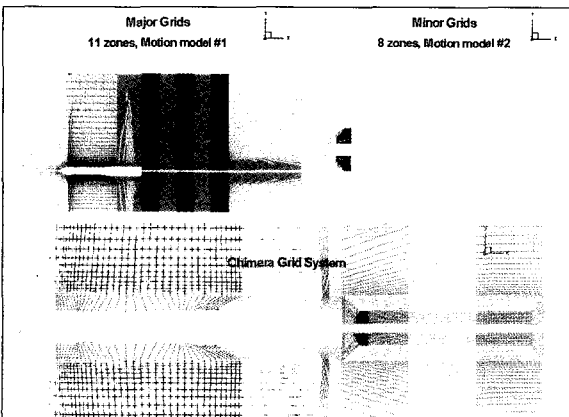
해석을 위한 격자계는 시간에 따른 전·후방체의 상대운동을 효과적으로 모사하기 위해서 그림 4에 나타난 바와 같이 전방체 주위의 주격자계와 후방체 주위의 보조격자계로 구성된 Chimera 중첩 격자계를

[표 1] 유도해석 조건

Staging Simulation Conditions	
Mach Number	1.27
Altitude	1.8 Km
Angle of Attack	1°
Chamber Pressure/Thrust	Time profile



[그림 3] 시간에 따른 챔버압력과 후방체 추력 변화

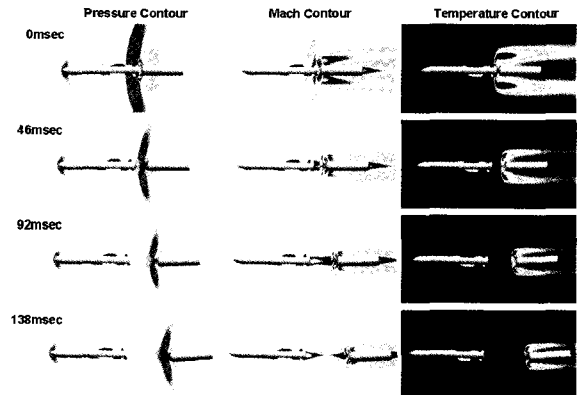


[그림 4] 단분리 해석을 위한 격자계

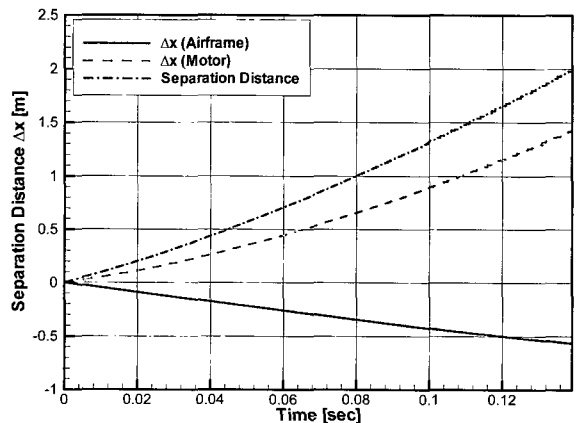
구성하였다. 해석에 사용된 격자수는 약 67만개이며 챔버 압력 경계조건을 적용하기 위해 단분리 포트내부를 포함하여 격자계를 구성하였다.

나. 해석 결과

유도탄의 단분리 비정상 유동해석을 수행하였고, 시간에 따른 유도탄 전·후방체의 분리 거동과 각 위치에서의 압력, 마하수, 온도 선도를 그림 5에 나타내었다. 후방체에서 분출된 제트에 의해 전방체 기저면에 높은 압력이 초기에 형성 되었다가 시간이 지남에 따라 챔버의 압력이 낮아져서 제트의 크기가 작아지고, 분리거리의 증가로 제트는 전방체에 영향을 미치지 않게 된다. 초기 외란의 영향으로 조종날개가 없



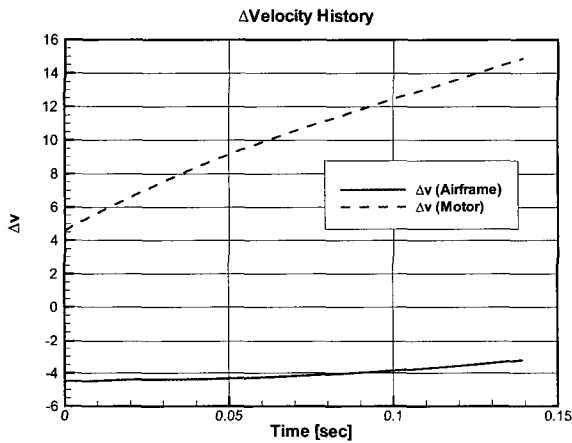
[그림 5] 시간에 따른 단분리 거동과 압력, 마하수, 온도 선도



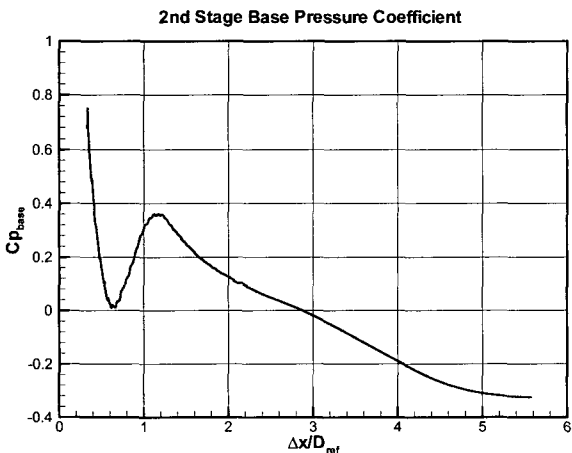
[그림 6] 시간에 따른 단분리 전·후방체의 분리거리

는 실린더 형상의 후방체는 피치각이 커지는 운동을 하게 되는 것을 볼 수 있다. 외란 존재 시 전·후방체는 피치운동을 하게 되지만 본 해석조건에서는 안전하게 분리 운동을 하는 것으로 해석되었다. 그림 6, 7에는 시간에 따른 전·후방체의 분리거리와 속도를 나타내었고, 분리거리가 증가함에 따라 후방체는 항력의 증가로 분리하는 방향으로 전방체에 비해 크게 가속되는 것을 알 수 있다.

전방체 기저면의 압력계수의 분리거리에 따른 전방체 기저면의 압력계수 변화는 그림 8에 나타낸 바와 같고 분리 초기 분출 제트에 의해 추력방향의 압력이



[그림 7] 시간에 따른 전·후방체의 속도변화



[그림 8] 분리 거리에 따른 전방체 기저면의 압력계수 변화

형성되었다가 분리거리 3.0D이상이 되었을 때부터는 분출 제트의 영향감소로 항력성분의 압력이 형성되고 5.0D 이상에서는 원래의 기저항력을 가지며 후방체의 영향이 전혀 없게 됨을 알 수 있다. 분리거리 1.0D에서의 압력의 상승은 전·후방체 사이의 공동(cavity)에 형성된 와류의 영향으로 분석 되어진다.

#### 4. 유도탄 기체 분리 유동해석

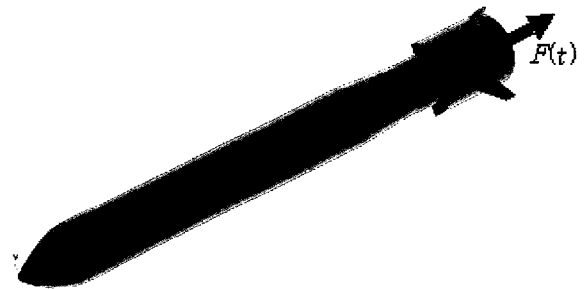
##### 가. 해석 조건

유동해석에 사용된 기체분리 과정은 그림 9에 나타낸바와 같이 전방체와 후방체를 연결하고 있던 후방체의 원통형 부분이 상하로 분리되며 유도조종부인 후방체와 전방체가 분리되는 과정으로 제트의 분출과 같은 분리력 없이 기체의 상하분리를 위한 초기의 폭발력 외에는 순전히 공력에 의해서만 분리되는 메커니즘을 가지고 있다. 단분리 과정과 마찬가지로 전·후방체 분리의 안정성 여부가 중요한 문제이다.

분리 초기 상하로 분리되는 기체의 항력이 분리 초기의 주된 분리력으로 작용하므로 기체의 모델링이 중요하지만 본 해석에서는 해석의 편의를 위하여 기체 형상은 모델링 하지 않고, 기체가 분리됨에 따라서 발생하는 항력을 그림 10에 나타낸 바와 같이 후

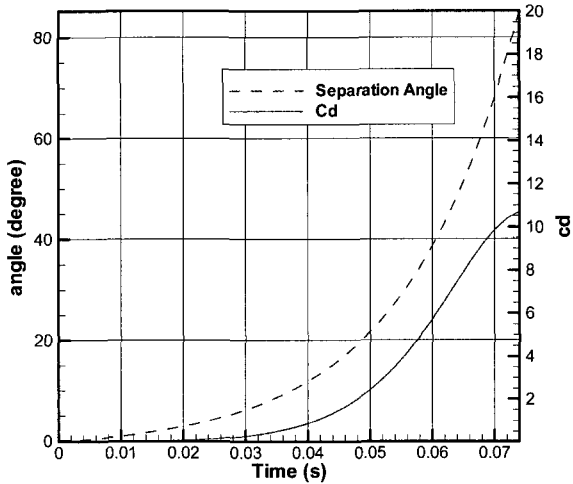


[그림 9] 유도탄의 기체분리 개념



[그림 10] 기체분리 유동해석을 위한 solid modeling

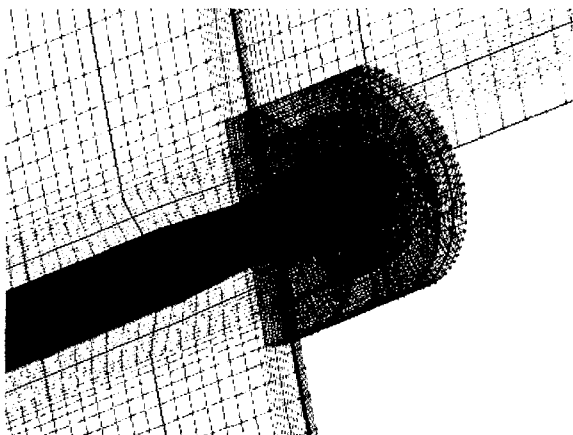
방체의 외력  $F(t)$ 로 입력하는 방식으로 유동 해석을 수행하였다. 그림 11에는 모델링에 사용된 시간에 따



[그림 11] 시간에 따른 기체 분리각도 및 항력

[표 2] 기체분리 유동해석 조건

Airframe Separation Simulation Conditions	
Mach Number	0.9
Altitude	1.2km
Angle of Attack	0°
Airframe Drag	Time profile



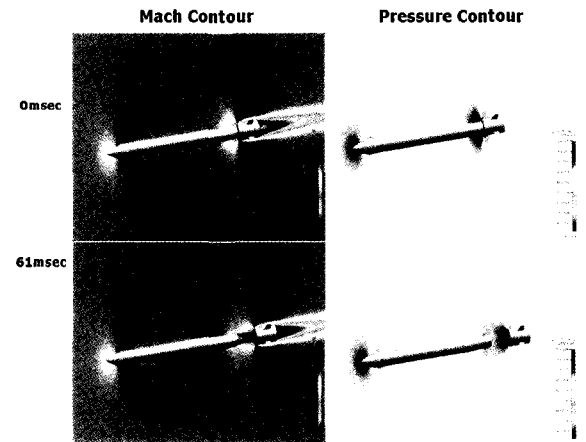
[그림 12] 기체분리 해석을 위한 격자계

른 기체의 동체와 이루는 분리각도와 항력을 나타내었고, 이는 기체운동해석을 통해 얻어졌다. 기체는 분리각이 증가함에 따라 항력이 급격하게 증가하게 되고 분리각도 90°에서 후방체에서 분리되는 것으로 가정하였다. 기체 분리 유동해석에 사용된 해석조건은 표 2에 나타난 바와 같다.

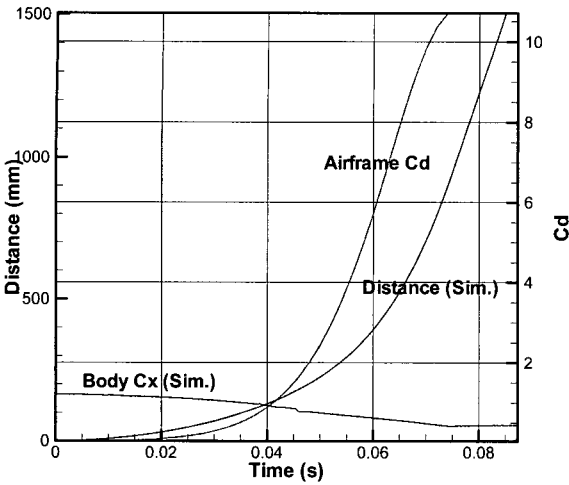
두 물체간의 상대운동을 포함한 유동해석을 효과적으로 수행하기 위해 그림 12와 같이 전방체 주위의 주격자계와 후방체 주위의 보조격자계로 구성되어진 Chimera 중첩격자계를 구성하였고 계산에 사용된 총 격자수는 33만개 이다.

#### 나. 해석 결과

유도탄의 기체분리 과정 해석을 수행하여 분리 안정성 판단 및 분리거리에 따른 유동장의 변화를 분석하였다. 시간에 따른 전·후방체 주위의 압력 선도와 마하수 선도를 그림 13에 나타내었고 전·후방체의 직경의 차이로 분리 초기 후방체 전방부에 높은 정체 압력이 발생하여 초기의 분리력으로 작용함을 볼 수 있다. 그림 14에는 시간에 따른 분리거리를 기체의 항력과 비교하여 나타내었고 시간에 따라 전·후방체는 안전하게 분리됨을 확인할 수 있으며, 분리 초기에는 전방체의 항력이 주된 분리력으로 작용하다가 기체의 분리각이 커지면서 항력이 급격하게 증가하여 후방체가 급격하게 분리하는 형태의 운동을 하게 되는 것을 볼 수 있다.

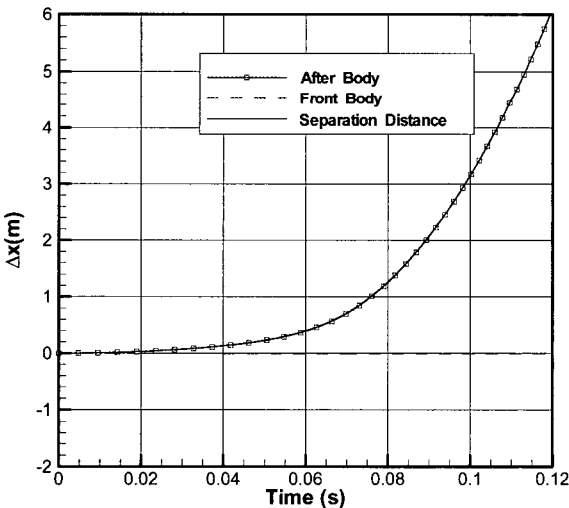


[그림 13] 시간에 따른 분리거동과 마하수, 압력 선도



[그림 14] 시간에 따른 분리거리와 항력 비교

그림 15의 전·후방체의 시간에 따른 분리거리를 나타낸 바와 같이 기체분리 운동에서 분리력은 후방체에 주로 작용함을 확인 할 수 있다.



[그림 15] 시간에 따른 전·후방체 분리거리

## 5. 결론

유도탄의 단분리 문제와 기체분리 문제에 대해 비정상 유동-운동 연계 해석방법을 이용하여 분리 안정성과 유동특성을 살펴보았다. 단분리 해석에서는 분리초기 외란이 존재할 경우의 단분리 안정성을 해석을 통하여 확인할 수 있었고 분출제트와 분리거리에 따른 전방체 기저면의 압력분포를 산출 하였다. 기체분리 해석은 기체의 항력을 해석의 외력으로 이용하여 수행하였고 전·후방체는 안전하게 분리되는 것을 확인하였다. 또한 각 분리해석에서 시간에 따른 분리거리를 예측하였다.

본 해석에서는 계산 시간의 문제로 비점성 유동해석을 수행하였고 향후 계산의 정확도를 높이기 위해서는 점성력을 고려한 유동해석으로의 확장이 필요할 것으로 생각되며 여러 외란 조건에 대해 유도탄의 분리 안정성을 판단하는 문제를 해석해야 할 것이다.

## 참고 문헌

- [1] Z. J. Wang, "A Conservative Overlapped Grid Algorithm for Multiple Moving Body Flows", AIAA 96-0823, 1996.
- [2] L. H. Hall, C. R. Mitchell, "An Unsteady Multi-Body Analysis Technique for Missile Staging Events Using Enriched Structured Grids", AFOSR Conference on Dynamic Motion CFD, 1996.
- [3] Richard E. Kreeger, Neil R. Walker, "Supersonic Axial Stage Separation of an Unguided Rocket", AIAA Conference, 1997.
- [4] 권기범, 윤용현, 홍승규, "전방 분출이 있는 단분리 유동해석", 한국전산유체공학회 추계학술대회, 2004.
- [5] L. H. Hall, V. Parthasarathy, "Validation of An Automated Chimera/6DOF Methodology for Multiple Moving Body Problems", AIAA Conference, 1998.