

論文

단분리 시스템의 분리 거동 해석

윤용현*, 권기범*, 홍승규**

Separation Motion Analysis of Staging System

Yong-Hyun Yoon*, Ky-Beom Kwon* and Seung-Kyu Hong**

ABSTRACT

Separation motion analysis of staging system is conducted using combined analysis programs, which include unsteady aerodynamic analysis codes and dynamic motion analysis tools. In this study, the analysis is for the long-rang missile staging system. The purpose of this study is to verify the safety and reliance of the proposed staging system, and to find out the influence of angle of attack perturbation on staging. A structured parallel overset mesh called Chimera grid is used for the simulation of unsteady supersonic Euler flow solver. In addition, unsteady dynamic simulations are also performed.

초 록

비정상 공기역학적 해석코드와 동역학적 해석 프로그램이 연계된 코드를 이용하여 단분리 시스템의 유동해석과 함께 분리과정의 거동을 해석하였다. 본 연구는 일단 추진 모터를 가진 장거리 미사일 단분리과정 만을 연구대상으로 하였다. 연구의 목적은 이러한 단분리 시스템의 안전성과 신뢰도를 검증하기 위해 단분리 과정에 대한 비정상 동역학 시뮬레이션을 수행하였다. 특히 비행 중 받음각 요란에 의한 자유흐름 조건의 변화에 대해서도 시뮬레이션을 수행하여, 받음각 요란이 단분리의 안정성과 신뢰도에 미치는 영향을 알아보고자 하였다. 해석코드는 병렬화 된 중첩 정렬격자계를 사용하여 비정상 초음속 오일러 코드로 공기역학적 해석을 한 후, 이 결과를 6자유도를 갖는 운동방정식의 입력 데이터로 하여 동역학적 시뮬레이션을 수행하였다.

Key Words : Staging System(단분리 시스템), Separated Body(분리된 물체), Forward Jet(전방 제트류), Safety(안정성), Reliance(신뢰도), Perturbation(요란), Parallel computation(병렬처리 계산), Unsteady flow(비정상 유동)

1. 서 론

우주수송시스템(space transportation system)의 발사체와 같이 단분리시스템(staging system)

† 2005년 7월 28일 접수 ~ 2006년 3월 17일 심사완료

* 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

** 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : yoon@afa.ac.kr

충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2호

은 그 동안 위치에너지를 얻기 위한 가장 효과적인 방법으로 사용되어 왔다. 그러나 최근에는 이러한 단분리 시스템을 장거리 미사일과 같이 사정거리를 증가시키면서 사정거리의 자유도를 얻기 위한 방법으로도 많이 적용되고 있는 추세다.

장거리 미사일에 적용되는 단분리 시스템은 미사일이 고속비행 중에 분리과정이 일어나므로 무엇보다 안정적인 분리가 보장되어야 하며 분리후에도 비행체가 의도된 임무를 수행할 수 있다

록 설계되어야 한다. 단분리 시스템은 다양한 형태로 설계될 수 있으나 주어진 성능을 발휘하기 위해서는 정확한 단분리 유동장에 대한 해석과 그에 따른 단분리 거동특성에 대한 동역학적 해석이 필수적이다.

단분리 시스템의 해석 문제는 기본적으로 공기역학적인 해석과 운동역학적인 해석이 중첩(coupling)되는 문제다. 이와 유사한 응용문제들로는 비행체로부터 분리되는 무장투하, 미사일 발사에 따른 분리, 로켓 부스터의 분리, 그리고 유사시 비행체로부터의 조종사가 비상 탈출하는 문제들을 예로 들 수 있다. 이러한 문제들은 모체와 모체로부터 분리되는 물체와의 공기역학적 상호작용에 관한 해석이 주요한 관심이다. 여기서 발생하는 공기역학적 현상들은 매우 복잡한 비정상, 압축성 유동을 동반하며 적용된 단분리 시스템에 따라 분리 거리 등 다양한 유동조건에 지배를 받게 된다.

분리 문제와 관련된 연구들은 비록 다단의 부스터를 가진 발사체가 오랫동안 사용되어 왔음에도 불구하고 그다지 많지 않다. Palmer[1]등은 여섯 개의 부스터가 장착된 Conestoga 1620 발사 비행체 주위의 유동장을 해석한 바 있고, 두 개의 부스터를 가진 Titan IV, 네 개의 부스터를 가진 AVLS 발사 비행체에 대해서는 Taylor[2]와 Azevedo[3]가 연구를 수행한 바 있다.

또한 분리문제에 관한 비정상 연구의 경우는 NASA Ames 연구소의 Meakin은 우주왕복선의 SRB(solid rocket booster)이 분리하는 과정을 Navier-Stokes 해석프로그램으로 공력을 해석한 후 본체의 비행궤적을 해석하는 동역학적 분석을 수행한 바 있다[4]. Lochan과 Adimurthy[5]는 공기역학적 힘에 대해 풍동 실험 데이터를 사용하여 로켓본체에 장착된 부스터의 분리 동역학을 해석하였다. Lijawski[6]는 삼각형 날개로부터 투하되는 외부장착물의 분리에 대한 비정상 상태 시뮬레이션(simulation) 기술을 발전시켰다.

본 연구의 해석 대상은 대잠 장거리 미사일 체계의 일부시스템 중 단분리가 이루어지는 짧은 순간만을 모사한 것이다. 초음속으로 비행하는 이 비행체는 1회의 단분리가 가능한 전방기체와 모터부분으로 구성된 미사일이다. 이 시스템에 대한 비정상(unsteady) 공기역학적 해석과 거동을 동시에 시뮬레이션하기 위해 비정상 유동해석 코드와 6개의 자유도(Degree of Freedom : DOF)를 가지는 강체의 운동방정식을 해석할 수 있는 소프트웨어와 연계된 해석 시스템을 사용하였다.

미사일분리에 따른 해석의 효율성을 극대화하기

위해 미사일의 움직임에 따라 격자를 이동시켜 해석할 수 있는 Chimera 격자 기법을 사용하였다. 또한 3차원 비정상 유동장 해석의 막대한 계산량을 감당하기 위해 다중 CPU를 사용한 병렬 기법을 사용하였다.

본 연구에서는 개발하고자 하는 초음속 장거리 대잠미사일 단분리 과정의 공기역학적 현상, 특히 전방기체 기저면에 작용하는 압력 예측과 단분리 거동에 대한 시뮬레이션을 통해 단분리가 안전하게 이루어짐을 검증함과 동시에 단분리에 영향을 미치는 여러 조건 중 받음각 요란에 대한 해석을 통해 안전한 단분리 시스템의 신뢰도를 확인하고자 하였다.

II. 본 론

2.1 단분리 시스템 개요

단분리 과정 시뮬레이션을 위한 전방기체와 미사일의 모터기능을 하는 후방체의 개략도를 Fig. 1에 나타내었다. 또한, 해석하고자 하는 단분리 시스템의 주요 부분인 모터 전면의 상하에 위치한 포트와 분리되는 영역을 Fig. 2에 확대하여 나타내었다.

해석하고자하는 시스템의 단분리 메카니즘(staging mechanism)은 먼저 분리 신호에 의해 전방기체와 모터사이에 설치되어 있는 피스톤이

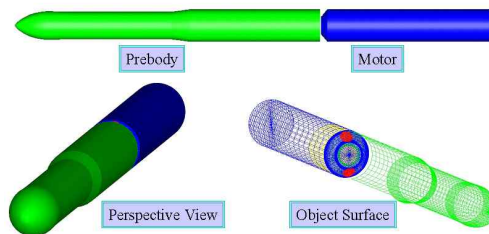


Fig. 1. 전방기체와 모터의 개략도

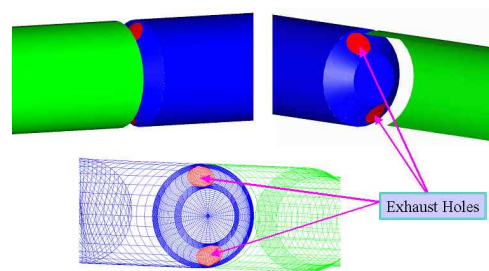


Fig. 2. 단분리 영역 상세도

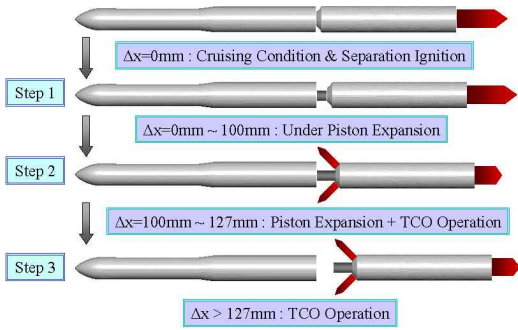


Fig. 3. 단분리 과정

전방기체와 모터를 밀어내면서 시작된다. 분리가 진행되면 후방체인 모터 앞부분의 위아래에 위치한 전방분출용 포트의 마개가 열리게 된다. 이는 고정된 길이를 갖는 연결 줄의 장력에 의해 작동되며, 이를 추력중단(Thrust Cut off : TCO)장치라 한다. 이 추력중단장치가 작동하면 분리 전 전체 미사일의 추력은 차단되면서 후방으로 추력을 담당하던 모터의 제트분출이 포트를 통해 일부분 전방으로 분출되게 됨으로써 분리가 잘 이루어지도록 한다.

Fig. 3에 나타난 바와 같이 피스톤의 작용은 전방기체와 모터의 거리가 127 mm까지이며 분리거리가 100 mm인 지점에서 모터의 전방 포트가 개방되어 제트가 모터의 전방으로 분출되게 된다.

2.2 해석방법

시물레이션에 사용된 비정상 공력해석 및 동역학적 거동 해석 도구는 CFD-RC사의 상용 소프트웨어인 CFD-FASTRAN이다[7]. FASTRAN은 두 물체가 분리되는 문제에 대한 공력해석 및 동역학적 거동 해석코드이다. 이 상용코드는 공학적 설계(engineering design)에 적합하도록 구성되어 있으며, 다양한 유동해석코드와 격자타입을 선택적으로 제공한다.

먼저 전처리 모듈인 CFD-GEOM을 이용하여 Chimera 격자계를 형성하고, 그래픽 환경인 GUI를 통해 유동해석 조건 및 동역학해석을 위한 여러 조건을 설정하고, 단분리 과정에 대한 해석을 수행한 뒤 후처리 모듈인 CFD-VIEW를 통해 그 결과를 시연하고 분석한다.

2.3 격자 생성 및 시물레이션 모델링

비정상 공기역학적 유동해석과 연계된 동역학적 거동 시물레이션을 위해 Chimera 격자 시스

템을 사용하였다. Chimera 격자기법에서는 각 물체에 대한 격자시스템에 대해 독립적으로 유동해석이 수행되며 이를 위해서는 각 격자별로 적절한 경계조건이 설정되어야 한다. 특히 격자가 겹치는 부분과 벽면 경계처리를 위해서는 Hole-cutting, Interpolation 등의 알고리즘이 필요하다. 여기에서는 ADT(Alternating Digital Tree)기법을 사용하였다[8]. Chimera 격자생성 절차는 다음과 같다. 1단계는 각 계산영역에 ADT생성, 2단계는 각 계산영역에 대해 다른 계산 영역의 벽면 경계조건이나 중첩된 바깥 경계 격자 등에 대해 buffer layer값에 따라 Hole-cutting수행, 3단계는 각 계산영역의 경계 격자계 확인, 4단계는 경계면 fringe cell 들에 대한 상대 격자계의 donor cell 추적, 5단계는 두 cell간의 해 보간, 그리고 마지막 6단계는 보간 값을 각 계산 영역의 경계조건으로 하여 유동장 해석을 수행하는 절차를 따른다. 유동해석을 위한 기본 격자는 정렬격자계(structured grid system)를 사용하였다. 전체 격자를 구성하기 위해 12-zone으로 나누고 형상에 따라 가장 유연한 격자생성을 도모하기 위해 여러 번의 시행착오 끝에 최적의 Half-O Topology로 구성하였다. 전방기체와 모터에 대해 각각 격자를 구성한 다음, 각 부분을 중첩(overlaying)시켰다. 특히 후방체인 모터 앞부분에 위치한 전방분출용 포트부분의 격자를 생성하는데 많은 애로를 겪었다. 사용된 격자의 수는 약 63만 여개이다. 적용된 격자 Topology와 최종 선택된 Chimera 격자 시스템을 Fig. 4와 Fig. 5에 나타내었다.

단분리 해석을 위한 초기조건 설정은 피스톤의 작용이 끝난 시점, 즉 전방기체와 후방체인 모터의 분리거리가 127 mm($0.33D_{ref}$, D_{ref} 는 비행체 단면의 직경)일 때를 $t=0$ 로 하여 수행되었다. 이 시점은 모터로부터의 전방 분출제트가

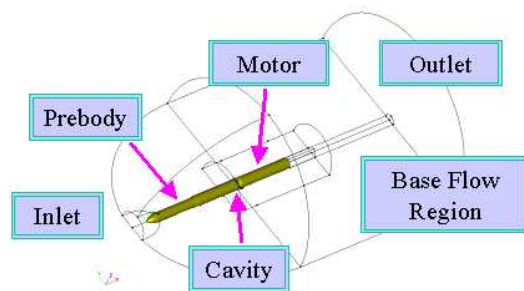


Fig. 4. Chimera 격자 Topology

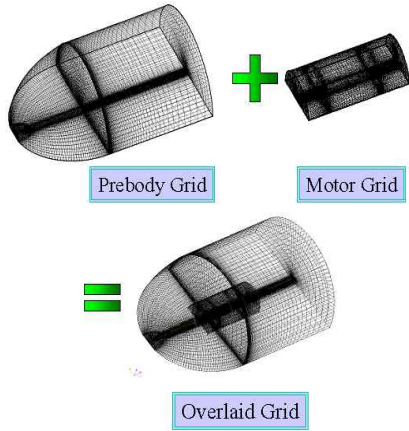


Fig. 5. 중첩된 Chimera 격자계

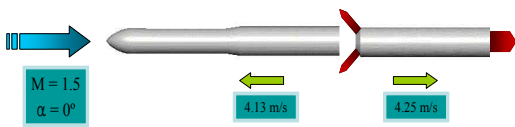


Fig. 6. 초기 조건

완전히 성장된 상태(fully developed state)가 되며 이때의 정상 유동해석의 해를 비정상 동역학 거동 시뮬레이션의 초기조건으로 삼았다. Fig. 6은 초기 조건을 보여 주고 있다.

따라서 피스톤만 작용하는 분리거리 100mm까지를 1단계라 하고 피스톤과 전방 분출에 의한 역추력이 같이 작용하는 100mm 부터 127mm까지를 2단계라 하여 힘의 방정식을 통한 상대속도를 구하였다. 1단계에 작용하는 힘들은 적용되는 시간동안 비교적 일정한 값을 유지하나 2단계에 작용하는 힘들은 시간이 지남에 따라 급격하게 변화하는 양상을 나타낸다. 특히 2단계의 경우, 역추력은 심한 천이현상을 보이며 연소실 압력강하에 의해 피스톤의 힘 또한 감소하는 양상을 보인다. 이러한 물리현상들을 모두 모델링하고자 한다면 피스톤에 의한 힘과 추력에 의한 힘들을 정확히 분리할 수 있어야 하지만 본 연구에서는 이를 간략화 하여 다음과 같이 모델링 하였다.

1단계에 작용하는 힘은 피스톤의 힘과 모터의 전방 상하 포트가 개방되는 시점에서의 추력이 일정하게 작용한다고 가정하였다. 2단계에 작용하는 힘은 포트 개방 후 1초간 평균한 역추력이 일정하게 작용하고, 1단계에 작용하는 피스톤의 힘도 일정하게 작용한다고 가정하였다. 물론 포트의 개방에 의한 모터 챔버의 압력 강하 때문에 피스톤의 힘은 감소하지만 수 msec의 아주 짧은

순간적인 압력 강하에 의한 피스톤의 힘의 감소는 크지 않다고 보았다. 모터에 작용하는 시간에 따른 변화 데이터와 전방기체와 모터의 관성량, 그리고 적절한 힘의 관계식들을 통해 시뮬레이션 초기의 전방기체와 모터의 상대 속도를 구할 수 있다. 전방기체와 모터의 관성량을 Table. 1에 나타내었다.

Table 1. 전방기체와 모터의 관성량

구분	전방기체	모터
Mass(kg)	405	220
Center of Gravity(m) (from nose)	1.96	4.727
$I_{xx} (kg-m^2)$	7	6
$I_{yy}, I_{zz} (kg-m^2)$	385	110

각 단계에 작용하는 각 힘은 다음과 같다.

$F_T = 31,963 N$: 1단계 모터에 의한 추력

$F_P = 40,559 N$: 피스톤에 의한 힘

$F_R = 4,469 N$: 전방분출에 의한 역추력

$t_1 = 0.0259 \text{ sec}$, $t_2 = 0.0033 \text{ sec}$

여기서 t_1 , t_2 는 각각 1단계와 2단계의 소요시간을 의미한다. 초기 전방기체와 모터의 상대속도를 구하는 방정식은 1단계와 2단계를 구분하여 해석되며 다음과 같이 표현된다.

$$1\text{단계} : v_{m1} = \frac{F_T \frac{m_m}{m_{tot}} - F_P}{m_m} t_1$$

$$v_{p1} = \frac{F_T \frac{m_p}{m_{tot}} + F_P}{m_p} t_1$$

$$2\text{단계} : v_{m2} = \frac{-F_R - F_P}{m_m} t_2 + v_{m1}$$

$$v_{p2} = \frac{F_P}{m_p} t_2 + v_{p1}$$

위의 식에서 v_{m1} , v_{m2} , v_{p1} , v_{p2} 는 각각 1단계와 2단계의 모터와 전방기체의 속도를 의미하고 m_m , m_p , m_{tot} 는 각각 모터, 전방기체, 전체 질량을 의미한다. 이 방정식으로부터 구해진 상대속도는 다음과 같다.

$$v_{m2} = -4.1258 \text{ m/s}, v_{p2} = 4.2488 \text{ m/s}$$

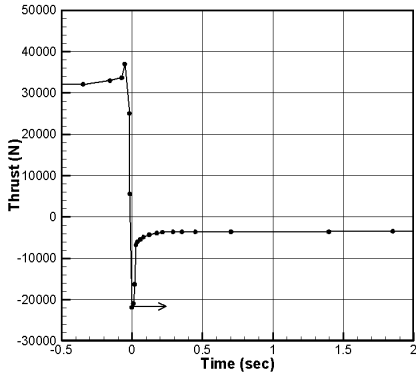


Fig. 7. 시간에 따른 모터 추력 변화

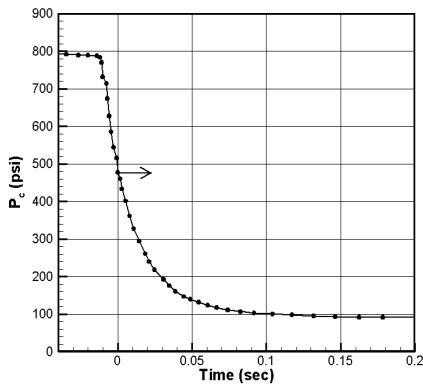


Fig. 8. 시간에 따른 모터 챔버압력 변화

동역학 시뮬레이션을 위해서는 각 시간단계에서 계산된 유동해석과 그에 따른 공기역학적 힘의 계산이 필수적이다. 단분리 해석의 편리함을 위해 유동해석에서 고려하는 모터의 챔버와 후방으로의 분출 제트에 대해서는 실제로 모델링하지 않고 전방으로의 제트 분출로 인한 시간에 따른 모터 챔버의 전체 압력의 변화, 모터의 추력 변화는 실험에 의해 얻어진 데이터를 직접 FASTRAN의 동역학 해석 모듈에 입력하면 비행체의 운동방정식은 중력의 영향 등을 고려하여 계산을 수행하도록 되어 있다. Fig. 7과 Fig. 8은 이에 대한 입력실험값들이다.

유동 지배방정식은 비정상, 3차원, 압축성, Euler 방정식이다. 대류항에 대해 Roe의 플럭스 차분화 기법을 사용하였으며, Fully implicit point Jacobi iteration으로 계산을 수행하였다. 사용된 컴퓨터는 8-node 클러스터 병렬계산용 컴퓨터를 사용하였다.

자유흐름 마하수는 1.5이며 받음각에 대한 단분리 시스템의 신뢰도를 알아보기 위해 받음각은

0°와 5°의 2가지 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 각 각의 경우 시뮬레이션에 사용된 계산 시간은 약 2주가 소요되었다.

2.4 공력해석결과

단분리 과정에 대한 시뮬레이션 결과를 고려하는 비행체 대칭면의 마하수 분포에 대해 Fig. 9와 Fig. 10에 나타내었다. 본 연구는 미사일이 초음속 수평비행하면서 단분리가 안정되게 이루어질 수 있는가를 검증하는데 있다. 그래서 분리가 이루어지는 순간 받음각 0°인 상태와 약간의 교란이 있는 받음각 5°의 경우에 대해 해석을 수행하였다.

공력해석 결과에서 보여 주듯이 전체적인 유동장의 특성은 유사하나 받음각 5°의 경우 전방

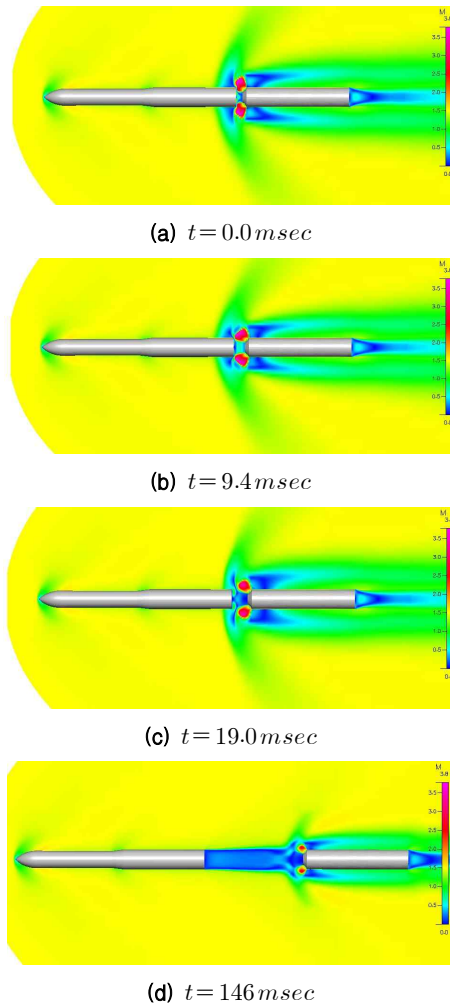


Fig. 9. 마하수 분포 변화($\alpha = 0^\circ$)

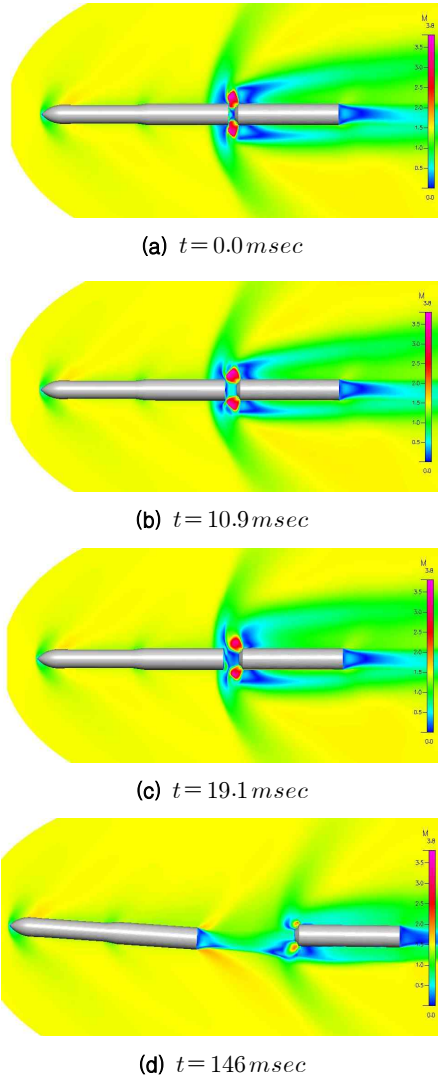


Fig. 10. 마하수 분포 변화($\alpha = 5^\circ$)

기체와 모터의 상하에 나타나는 비대칭성을 잘 볼 수 있으며, 특히 단분리 시간이 146 msec이 경과한 후에는 전방기체와 모터사이의 영역에서 받음각 0° 의 경우와는 달리 전방기체와 모터의 공기역학적 상호작용이 거의 단절되는 현상을 볼 수 있다. 전방체의 기저면과 후방체의 모터에 설치한 전방분출이 있는 포트를 중심으로 유동현상을 살펴보았다. Fig. 11은 초기 분리거리에서 대칭면의 유동구조를 각 경우에 대해 나타낸 것으로서 선행 연구[9]에서 관찰한 결과와 일치하였다. 받음각 5° 일 경우 받음각의 효과를 관찰할 수 있다. 먼저 모터의 전방 분출류에 의해 전방기체의 뒷부분 상하에 발생하는 충격파의 위치가

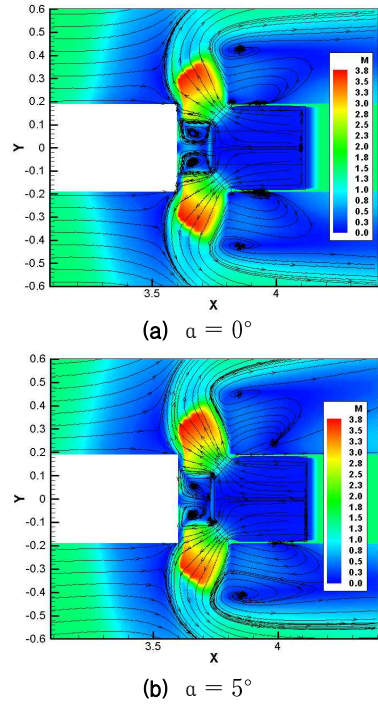


Fig. 11. 초기 분리거리에서의 유동구조

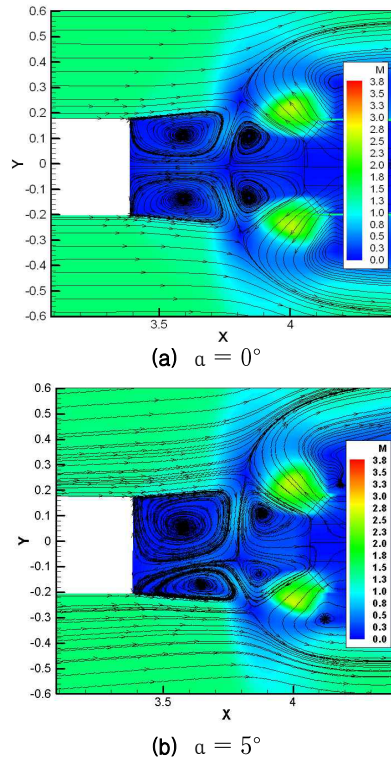


Fig. 12. 분리거리 $1.7D_{rel}$ 에서의 유동구조

다른데 이는 자유흐름이 5°만큼 아래쪽에서 유입 되기 때문에 전방기체의 본체 주위를 따라 윗부분으로 가속되는 흐름이 존재하게 되어 전방체의 윗부분이 아랫부분보다 다소 빨리 충격파가 발생하게 된다. 또한 전방기체와 모터 사이의 영역을 포함해서 전방기체와 모터의 상, 하 유동장의 비대칭 흐름현상을 볼 수 있다.

Fig. 12는 단분리 시간이 약 51msec경과한 후 분리거리가 1.7 D_{ref} 일 때 대칭면의 유동구조를 각 경우에 대해 나타낸 것이다. 받음각 5°일 때 초기 분리거리에서의 유동구조보다 비대칭성을 확실하게 볼 수 있다. 이 경우 윗부분의 와류 크기가 아랫부분의 와류 크기에 비해 상대적으로 큰 것을 알 수 있으며 이러한 와류의 비대칭성으로 인해 전방기체의 기저면으로 향하는 와류의 강한 상류흐름이 중심부분에서 아랫부분으로 벗어나 있음을 알 수 있다. 이로부터 받음각 5°의 요란이 주어질 경우 기저면의 와류는 전방기체의 기수들림 현상에 약간 기여할 것으로 예측된다.

Fig. 13은 단분리 시간에 따른 전방기체 기저면의 평균압력계수의 변화를 비교한 그림이다. 전방기체 기저면의 압력계수는 단분리 시스템의 효과를 측정할 수 있는 중요한 요소이다. 여기에서 미사일 진행방향의 양(+)의 압력계수를 나타내다가 단분리 시간이 증가함에 따라, 즉 분리거리가 증가함에 따라 음(-)의 값으로 진행함을 알 수 있다. 전방체 기저면의 압력계수가 양(+)의 값을 가진다는 것은 일반적인 1단 미사일의 기저흐름에서 큰 음(-)의 값으로 인해 비행체의 항력 증 많은 부분을 차지하는 현상과는 확연히 다른 결과로서 모터의 전방 분출제트가 안전한 단분리에 크게 기여하고 있음을 알 수 있다.

초기의 큰 양(+)의 압력계수는 모터의 전방 분출제트가 전방체 기저면에 부딪쳐 그 부분의 압력을 크게 증가시키기 때문이며 분리거리가 증가함에 따라 그 강도는 약해져 압력계수의 값은 감소하게 된다. 약 0.02sec 부근에서 다시 상승하고 감소하는 형태를 볼 수 있는데 이는 전방체 기저면에 발생하는 강한 와류영향 때문이다. 약 0.12sec까지는 각 경우에 대해 거의 비슷한 경향성을 보이나 받음각 5°일 경우는 0.12sec에서부터 압력계수가 급격히 감소하는 것을 볼 수 있다. 이는 받음각의 효과로 전방기체와 모터의 전방 분출제트와의 상호작용이 거의 단절되어 전방기체 기저흐름(base flow)의 전형적인 압력분포 형태를 보인 결과로 해석된다.

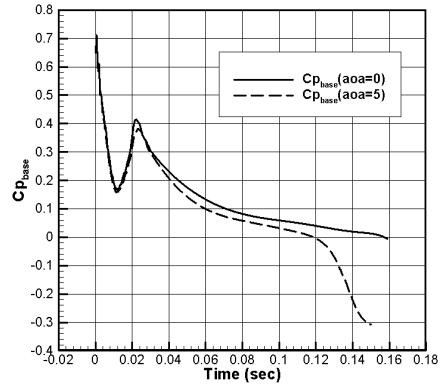


Fig. 13. 전방기체 기저면의 압력계수 변화

2.5 동역학적 거동 해석결과

Fig. 14에 시간에 따른 전방기체와 모터의 회전운동을 고려하지 않은 수평거리에 대한 각 기체의 상대적 이동거리와 기체간 분리 거리의 변화를 비교하여 나타내었다. Fig. 15는 시간에 따

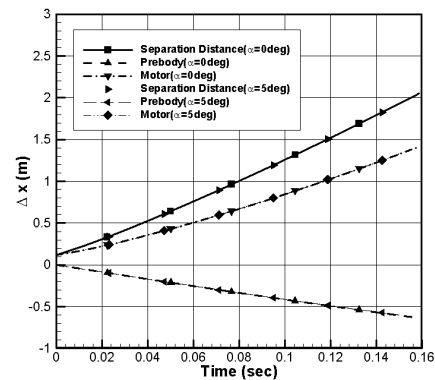


Fig. 14. 시간에 따른 분리거리의 변화

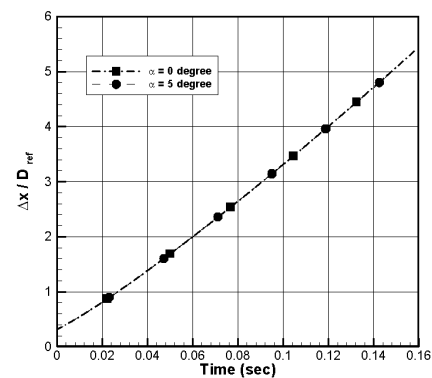


Fig. 15. D_{ref} 의 비로 나타낸 분리거리의 변화

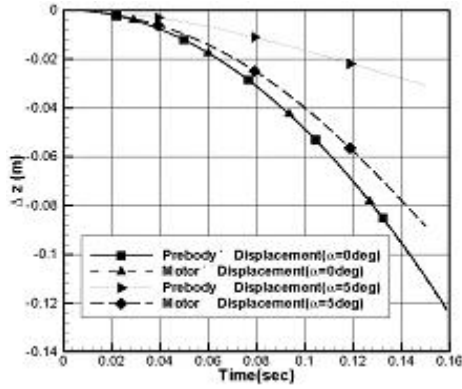


Fig. 16. 시간에 수직거리의 변화

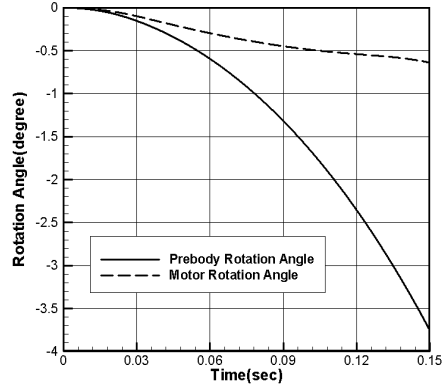


Fig. 18. 전방기체와 모터의 각변위 변화 (α = 5°)

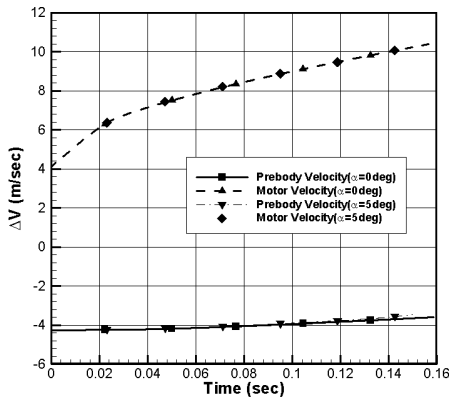


Fig. 17. 전방기체와 모터의 속도 변화 비교

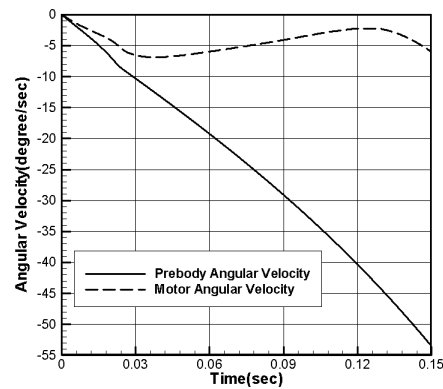


Fig. 19. 전방기체와 모터의 각속도 변화 (α = 5°)

른 분리거리의 변화를 D_{ref} 에 대한 비로 나타내어 비교한 그림이다. 각 경우에 대해 데이터가 거의 정확히 일치한다. 이는 단분리 과정에 있어 적어도 분리거리는 받음각 5° 이하에서는 받음각에 대한 영향이 거의 없음을 의미한다.

하지만 비행방향에 수직인 이동량은 다르게 나타난다. Fig. 16에 받음각 0°일 때와 받음각 5°일 경우 전방기체와 모터의 시간에 따른 수직방향의 이동량을 나타내었다.

Fig. 16에서 보면 받음각 0°일 경우 단분리 과정에서 전방기체와 모터의 수직방향 운동형태는 거의 같음을 알 수 있다. 그러나 받음각 5°일 경우에는 받음각의 영향으로 인해 전방기체와 후방체인 모터의 수직거리변화는 적지만 두 기체간의 수직 이동량 변화가 크게 다를 수 있다.

Fig. 17는 단분리 과정 동안 전방기체와 후방체인 모터의 상대 속도 변화를 각 경우에 대해 비교하여 나타내었다. 여기에서 나타난 속도는

수평속도 성분으로써 비교결과 받음각이 있는 경우와 없는 경우의 차이가 거의 없음을 알 수 있다.

후방체인 모터의 속도변화는 초기에 다소 큰 증가를 보이다 완만하게 증가하는 경향을 보인다. 이러한 경향성은 Fig. 7과 Fig. 8에서 나타난 모터의 추력 변화와 챔버의 압력 변화에 기인한 것으로 초기에 상대적으로 큰 챔버 압력이 모터의 전방 분출류의 강도를 강하게 하여 상대적으로 큰 역추력이 모터에 작용함으로써 모터의 속도를 다소 크게 증가시키다가 낮은 챔버 압력하의 일정한 역추력에서는 항력 증가에 의한 완만한 증가를 보이게 된다. 전방기체의 속도는 모터와의 분리에 의해 추력이 더 이상 작용하지 않는 상태에서 항력만이 작용하게 되므로 초기의 피스톤에 의한 상대속도보다 줄게 되나 모터의 전방 분출에 의한 기저면의 압력 증가로 그 감소량은 그다지 크지 않음을 알 수 있다.

Fig. 18은 단분리 과정동안 전방기체와 모터의 각 기체축이 시간에 따라 회전한 각도를 나타낸다. 이 그림에서 전방기체와 모터부분 모두 지속적으로 기수들림 현상이 나타나고 있음을 알 수 있다. 전방기체의 경우 단분리 과정이 진행됨에 따라 각변위의 기울기가 깊어져 기수들림 현상이 지속적으로 심화되고 있음을 알 수 있다.

Fig. 19는 전방기체와 모터의 시간에 따른 각속도 변화를 나타낸 그림이다. 전방기체의 경우 단분리 진행 후 0.12sec정도에서 각속도는 40°/sec의 기수들림 각속도를 나타내고 있으며 지속적으로 증가하는 경향을 보이고 있다. 이는 상당히 많은 양의 각속도 값으로서 단분리 과정에 있어 받음각의 변화나 다른 요란에 의해 기수들림 현상이 발생할 가능성을 보이고 있다. 어떤 방법을 이용하여 안정성을 제공하지 않는다면 비행체는 단분리시 정적 불안정성을 나타냄을 알 수 있다. 따라서 적절한 정적 안정성을 주는 방법이 강구되어야 한다. 일반적으로 사용하는 안정핀 부착을 전방기체에 장착하는 것을 추천한다.

III. 결 론

장거리 미사일의 단분리 시스템에 대한 비정상 공기역학적 해석과 전방기체와 모터의 동역학적 해석을 통해 단분리 시스템의 안정성을 검증하였다. 이를 해석하기 위해 초음속 장거리 미사일의 전방기체와 모터부분인 후방기체에 대해 12-zone를 갖는 Chimera 정렬격자계를 구성하고 병렬처리용 비정상 오일러 방정식을 풀 다음, 이 결과를 6자유도를 갖는 운동방정식과 연계하여 전후방체의 분리 거동을 해석하였다. 특히 받음각 0°와 외부 요란이 있을 경우를 상정한 받음각 5°도의 경우에 대해 각각 해석하여 원만한 단분리 가능성을 확인하고자 하였다. 본 연구를 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수가 있었다.

첫째, 단분리시 전방기체의 기저면 압력을 예측함으로써 장거리 미사일 시스템의 성능예측을 가능토록 하였다. 모터와 분리된 후 전방기체 기저면의 압력계수 변화는 미사일 본체인 비행거리에 영향을 주기 때문이다.

둘째, 후방체인 모터의 상하에 위치한 전방체 트분출은 안정적인 단분리에 크게 기여함을 알 수 있다. 전방 체트분출류는 모터의 추력을 감소 시킴과 동시에 이 에너지는 기저면의 압력을 증가시켜 전방기체를 추진방향으로 밀어 주는 추력으로 일부 전환됨으로써 분리를 용이하게 하였다. 전후방체의 회전운동을 고려하지 않고 단순

한 분리거리 만을 고려했을 때 받음각이 있는 경우와 없는 경우 모두 분리는 안정하게 이루어질 수 있다고 판단된다.

셋째, 요란이 있는 받음각 5°의 경우 그림 18과 19에서 보여 주듯이 분리 후 시간에 따른 각변위와 각속도 변화를 알아 본 결과 전방기체와 후방기체 모두 지속적인 기수들림 현상이 관찰되었다. 이는 적당한 크기의 안정핀의 부착이 강력하게 추천된다.

끝으로, 안정핀이 설계되면 안정핀을 부착한 추가적인 연구가 요구되며, 점성항을 고려한 보다 정확한 유동해석을 통한 단분리 시스템의 분리 거동해석에 관한 후속연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 연구 지원으로 수행되었습니다. 국방과학연구소 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Grant Palmer and Pieter Buning, "Three-Dimensional Computational Analysis of Complex Launch Vehicle Configurations", AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 1, Jan.-Feb. 1996, pp. 49~53.
- 2) Stephen Taylor and Johnson C. T. Wang, "Launch-Vehicle Simulations Using a Concurrent, Implicit Navier-Stokes Solver", AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 5, Sep.-Oct. 1996, pp.601~606.
- 3) J. L. Azevedo and P. Moraes Jr., "Code Validation for High-Speed Flow Simulation over Satellite Launch Vehicle", AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 5, Jan.-Feb. 1996, pp. 15~21.
- 4) Robert L. Meakin and Normam E. Suhs, "Unsteady Aerodynamic Simulation of Multiple Bodies in Relative Motion", AIAA 89-1996-CP, 1989.
- 5) Rajeev Lochan and V. Adimurthy, "Separation Dynamics of Strap-On Boosters in the Atmosphere", AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 20, No. 4, Jul.-Aug. 1997, pp. 633-639.
- 6) Lijewski, L. E., Suhs, N. E., "Time-Accurate

Computational Fluid Dynamics Approach to Transonic Store Separation Trajectory Prediction", Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 4, Jul.-Aug. 1994, pp. 886-891.

7) CFD-Research Corporation, CFD-FASTRAN User's Manual Version 2002.

8) Bonet, J. Peraire, J., "An Alternating

Digital Tree for 3D Geometric Searching and Intersection Problems", International Journal of Numerical Methods in Engineering Vol.31. 1991, pp. 1-17.

9) 권기범, 윤용현, 홍승규, "전방 분출이 있는 단분리 유동해석", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, pp. 815~820, 2004.