

움직이는 격자를 이용한 비정상 단분리 유동해석

권기범¹, 윤용현¹, 홍승규²

UNSTEADY STAGING FLOW ANALYSIS USING MOVING GRID SYSTEM

K. B. Kwon, Y. H. Yoon and S. K. Hong

In this study, the numerical and dynamic simulation on staging problem including forward jet mechanism is conducted. The forward jet plays a vital role in staging, which jets out from aftbody. This staging environment needs full dynamic characteristics study and flow analysis for securing staging safety. Present study performs dynamic simulation of forebody and aftbody with flow analysis using the Chimera grid scheme which is usually used for moving body simulations. As a result, the separation mechanism using forward jet well works in staging for given initial conditions and reverse thrust, chamber pressure variation from experiments. Furthermore, it is found that the technique using forward jets for staging is excellent for securing the separation safety.

Key Words: 동역학적 모사(Dynamic Simulation), 단분리(Staging), 전방 분출(Forward Jet)

1. 서 론

장거리를 비행하는 미사일과 같은 비행체는 적절한 단분리 과정을 적용하여 비행거리에 대한 자유도를 증가시킬 수 있다. 단분리 과정에 적용되는 기계적 메카니즘(mechanical mechanism)은 무엇보다 안정적인 분리가 보장되도록 설계되어야 한다.

단분리 시스템의 설계에 있어 단분리의 안정성을 제공하는 기계적 메카니즘의 구성은 그 자체로 복잡하며 고차원의 기술을 필요로 한다. 뿐만 아니라, 단분리 시 형성되는 전방체와 후방체 주위의 유동현상은 단분리 메카니즘의 설계를 더욱 어렵게 한다. 단분리의 안정성을 보장하기 위해서는 무엇보다 단분리과정에서 발생하는 유동특성을 고려한 동역학적 시뮬레이션에 의한 정확한 해석이 반드시 선행되어야 한다.

본 연구에서 적용되는 단분리 메카니즘은 단분리 시 분리된 추력으로 사용하던 후방체의 제트분출을 후방체의 앞부분에 설치된 포트를 개방하여 제트류의 일부를 전방으로 분출시켜 전방체의 기저면을 밀어줌으로써 안정적인 단분리가 이

루어지도록 하는 형태이다. 이러한 전방분출을 이용한 안전한 단분리가 이루어지면 다음은 미사일이 단분리 후 원하는 목표지점까지 정확하게 도달할 수 있는 성능보장이 미사일 설계의 주요점이 된다. 따라서 전방분출이 있는 단분리 문제의 유동특성을 해석하고 이를 반영한 동력학적 시뮬레이션을 수행해야 한다. 이러한 선행 연구로써 전방체와 후방체가 분리되는 거리에 따른 정상(steady)유동해석을 통해 각 거리에 따른 유동장의 특성을 분석하고 전방체의 기저면에 작용하는 공기역학적 힘, 즉 압력계수 값을 산출하여 그 변화에 대한 연구를 수행한 바 있다[1-3].

본 연구에서는 장거리 비행체의 전방체와 후방체 메카니즘 과정에 대한 비정상 유동해석과 함께 전방체와 후방체의 동역학적 해석을 동시에 수행하여 실제적인 단분리 과정이 안정적으로 이루어지는가를 분석하고자 한다.

2. 본 론

2.1 격자구성

단분리 과정에 대한 비정상 유동해석과 함께 동역학적 시뮬레이션을 수행하기 위해서 Chimera 격자 시스템을 적용하였다. 즉, 움직이는 물체에 대한 전방체와 후방체에 대해 각각의 격자를 구성함으로써 결과적으로 전방체와 후방체의 격

접수일: 2005년 6월 7일, 심사완료일: 2005년 9월 9일.

1 정희원, 공군사관학교 항공우주공학과

2 정희원, 국방과학연구소

* Corresponding author E-mail: yoon@afa.ac.kr

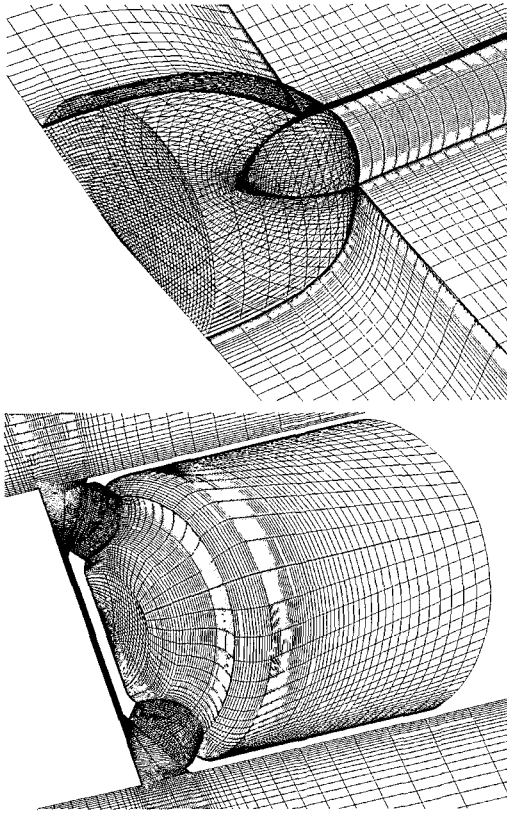


Fig. 1 전방체의 앞부분과 후방체의 분출구

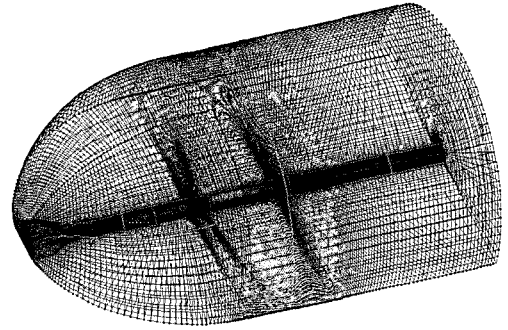


Fig. 2 Chimera 격자 Topology

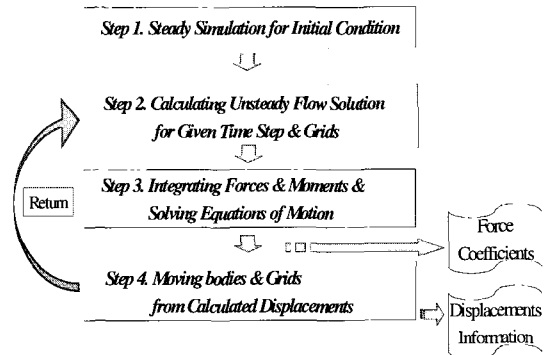


Fig. 3 동역학적 시뮬레이션 절차

자가 겹쳐지게 되는 격자 시스템이다. 이 격자시스템에서는 각 물체에 해당하는 격자들에 대해 독립적으로 유동해석이 수행되게 되며 이를 위해서는 각 격자 시스템별로 적절한 경계조건이 설정 되어야 하며 벽면조건을 위한 Hole-cutting 및 Interpolation를 수행하기 위해 참고문헌[4]의 ADT(Alternating Digital Tree)기법을 사용하였다. 또한 미사일 전방체의 맨 앞 부분의 격자밀집점으로 인한 특이점 처리와 후방체의 전방으로 분출되는 로켓 분출류의 격자구성은 Fig. 1과 같다.

전후방체 각각에 대한 Chimera 격자의 생성방법은 Half-O Topology를 사용하였다. 이를 Fig. 2에 나타내었다. 12개 블록으로 이루어진 총 격자수는 630,000여개이다.

2.2 해석 방법

동역학 시뮬레이션을 위해 먼저 주어진 초기 조건에서 정상 유동의 해를 계산한 다음, 이 결과를 동역학 시뮬레이션의 시간 $t = 0$ 일 때의 해로 놓고 운동방정식을 시간증분에 따라 적분하게 된다. 즉, 동역학 시뮬레이션을 위해서는 각 시간단계에서 계산된 유동해석 값에 의한 공기역학적 힘과 주어진 외부 힘, 전방 제트 분출로 인한 후방체 추력의 시간에

대한 변화 데이터 등을 운동방정식에 대입하고 시간적분을 통해 전방체와 후방체의 운동을 모사하게 된다. 이 절차를 Fig. 3에 정리하였다.

전방체와 후방체에 대한 단분리 과정의 동역학적 시뮬레이션을 위해 상용 소프트웨어인 CFD- FASTRAN 병렬처리 버전을 사용하였다.

해석을 위한 시뮬레이션 조건은 Table. 1과 같다.

Table. 1 Simulation Configurations

Test machine
Cluster(8 Nodes)
Flow initial conditions
Free-stream Mach No. : 1.5
Altitude : 2Km
Solver conditions
Roe's FDS scheme
First order spatial accuracy
Fully implicit point Jacobi iteration
CFL Number Ramping Strategy
Euler Solver

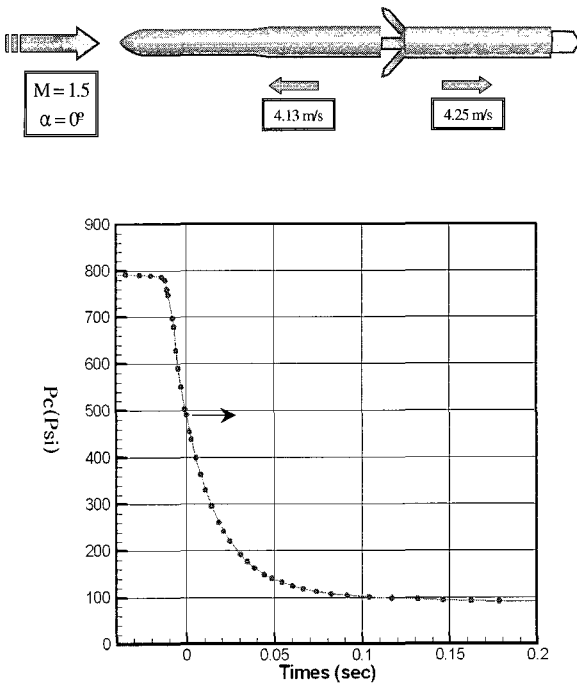


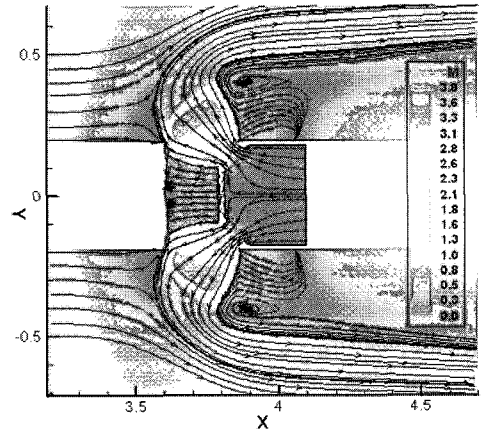
Fig. 4 시간에 따른 챔버압력 변화

초기 조건은 전방 분출을 위한 포트가 완전히 개방된 시점에서 각 물체의 역추력에 의한 초기 속도를 주었다. 이를 Fig. 4에 나타내었다. 로켓모터에 작용하는 시간에 따른 변화 데이터와 전방기체와 후방기체인 모터의 질량, 무게중심, 그리고 관성량은 Table. 2에서 주어졌고 힘의 관계식들을 통해 시뮬레이션 초기의 전방체와 후방체의 상대 속도를 구하였다.

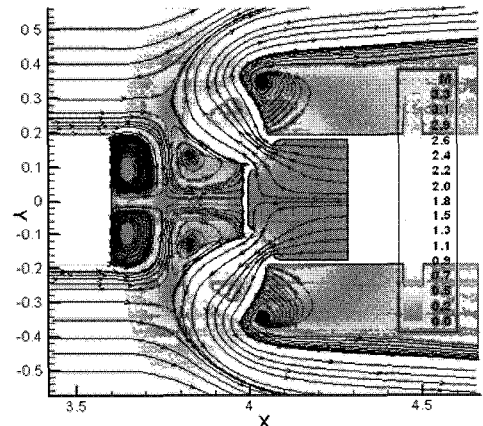
분리 시간에 따른 전방분출로 인한 후방체의 역추력과 후방체의 제트 분출의 원동력인 챔버 압력의 시간에 따른 변화 조건은 실험에 의한 값으로 Fig. 4에 나타내었다. $t = 0$ 이후의 값이 적용된다.

Table. 2 전방체와 후방체의 제원

구분	전방체	후방체
Mass(kg)	405	220
Center of Gravity(m) (from nose)	1.96	4.73
$I_{xx}(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	7	6
$I_{yy}, I_{zz}(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	385	110



(a) 0.5D



(b) 1.0D

Fig. 5 마하수 Contour와 유선

3. 해석 결과 및 토론

3.1 단분리 과정에서의 유동구조

단분리 과정에서의 유동 형태는 이전 연구[5-7]에서 해석된 바 있다. 선행연구에 의하면 통상 분리거리에 따른 유동장은 초기 Impinging stage의 특성을 가지는 것으로 모터의 전방포트로부터 분출된 제트가 직접적으로 전방기체의 기저면에 부딪치게 된다. 전방기체의 기저면에는 Jet core라는 압력이 높아지는 부분이 존재하게 되고 전방기체와 모터의 단분리의 안전성을 크게 높이는 역할을 한다. 분리거리가 $0.33D$ ($D = \text{body diameter}$) 정도 이후의 거리에서는 Cavity내부에 대칭면에 구속된 와류가 발생되나 다소 분리 거리가 커지게 되면 와류는 비행체의 대칭면에 수직한 평면으로 와류의 발생면이 90도 바뀌게 된다. 이는 모터의 포트로부터 분출되는 제트류에 의해

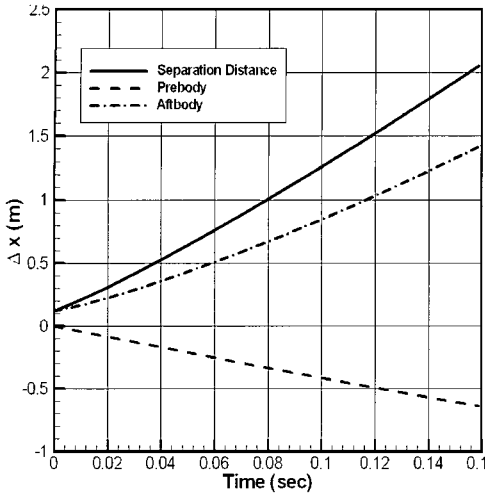


Fig. 6 시간에 따른 분리거리

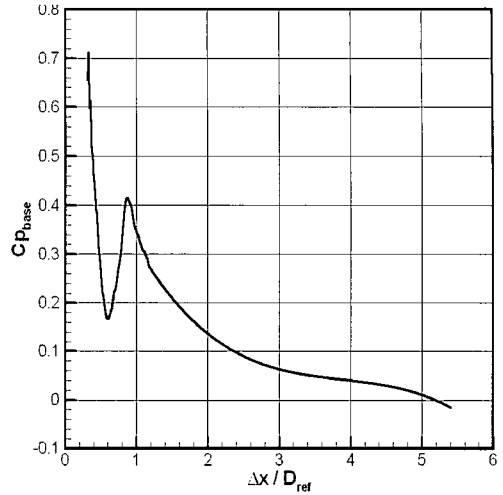


Fig. 7 분리 거리에 따른 압력계수

Cavity 내부의 유동이 상하로 빠져나가지 않고 좌우로 빠져나가게 되기 때문이다. 그러나 분리거리가 더욱 증가하여 Vortex Dominancy 영역에 도달하게 되면 다시 대칭면에서 와류가 발생하게 되고 이는 전방체와 모터의 단분리를 보다 용이하게 한다. 단, 이 때의 와류는 Impinging stage에서의 와류와는 반대 방향이 된다. 이러한 와류가 분리 거리가 1.0D일 때까지 가장 영향을 미치고 그 이후 분리거리에서는 정상적인 기저면 흐름에서 발생하는 항력이 작용한다. 0.5D와 1.0D에서 마하수 contour와 유선을 대칭면에 대해 Fig. 5에서 각각 나타내었다. 유동의 형태를 살펴보면 먼저 분리거리가 0.5D인 경우와 같이 상대적으로 짧은 경우 후방체로부터의 분출 제트가 전방체의 기저면에 부딪치게 됨으로써 기저면의 압력 상승을 가져와 결과적으로 전방체에 추력으로 작용하게 하고 있음을 알 수 있다. 분리 거리가 1.0D에서는 전방체 기저 영역에서 강한 속박 와류가 발생되고 있음을 알 수 있다. 와류는 분출된 제트와 외부 흐름에 의해 구속되는데 대칭축에서 전방체 기저면으로의 강한 상류방향 흐름을 유발함으로써 전방체 기저면의 중심 부분에 상당한 전압이 작용하게 된다. 이는 역시 단분리 과정을 이롭게 하는 역할을 한다.

3.2 동역학 시뮬레이션 결과

시간에 따른 전방체와 후방체의 변위와 분리 거리를 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6에서 비행방향으로의 전방체의 시간에 따른 변위는 후방체의 흐름방향으로의 시간에 따른 변위보다 2배 이상이 됨을 알 수 있다. 이는 본 연구에서 적용되는 전방 분출에 의한 단분리 메커니즘이 설계 목적에 적절하게 작동하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 7은 분리 거리에 따른 전방체 기저면의 압력계수값을 그린 것이다. 초기에 높은 후방체 챔버 압력에 의한 강한 전방 분출 제트가 직접적으로 전방체의 기저면에 부딪치게 됨으로써 높은 압력계수를 나타낸다. 시간이 지나 분리 거리가 증가하고 후방체 챔버 내부의 압력이 감소함에 따라 전방 분출 제트의 강도는 약해지고 더 이상 기저면에 직접적으로 닿지 않게 되면서 압력계수가 빠르게 낮아지고 있음을 알 수 있다. 또한 약 0.6D에서 압력계수가 다시 상승하는 것을 볼 수 있는데 이는 1.0D에서의 정상 해석에서 본 유동형태에서와 같이 전방체 기저면 바로 뒤에 발생하는 속박 와류에 의한 효과이다. 이러한 와류는 분리 거리가 증가함에 따라 점점 약해지면서 이 기저흐름(base flow)은 전방체의 항력으로 작용하게 된다.

4. 결론

단분리 과정에 대한 동역학적 시뮬레이션을 통해 단분리 과정의 동역학적 특성과 안정성, 유동장의 특성을 살펴보았다. 적용된 단분리 메커니즘은 전방체와 후방체의 안정적인 단분리가 보장되고 있음을 알 수 있으며 시간에 따른 전방체와 후방체의 변위 변화 결과로부터 후방체 추력의 일부분을 단분리시 전방으로 분출시키는 기술은 효과적이고 성공적인 단분리를 보장하는데 큰 역할을 하고 있음을 알 수 있었다. 특히 단분리 과정에서 전방체로부터 분리되는 후방체가 분리 거리에 따라 와류에 의한 전방체 기저면의 압력변화를 가져옴으로써 목표를 향해 발사된 전방체의 성능예측을 위한 중요한 공기역학적 특성을 해석할 수 있었다.

차후 받음각의 변화, 자유류 마하수의 변화, 고도의 변화 등 다양한 조건에서 단분리의 안정성이 보장될 수 있는지에 대한 연구가 필요하며 비정상 점성유동해석을 통한 보다 정확한 연구를 진행할 예정이다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 연구 지원으로 작성되었습니다. 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 권기범, 윤용현, 홍승규, 2004, “전방 분출이 있는 단분리 유동해석,” *한국전산유체공학회 추계학술대회*.
- [2] Robert L. Meakin and Norman E. Suhs, 1989, "Unsteady Aerodynamic Simulation of Multiple Bodies in Relative Motion." *AIAA 89-1996-CP*.
- [3] Rajeev Lochan and V. Adimurthy, 1997, "Separation Dynamics of Strap-on Boosters in the Atmosphere," *AIAA J. of Guidance and Dynamics*, Vol.20, No.4.
- [4] Bonet, J. and Peraire, J., 1991, "An Alternating Digital Tree for 3D Geometric Searching and Intersection Problems," *International Journal of Numerical Methods in Engineering*, Vol.31, p.1-17.
- [5] Grant Palmer and Pieter Buning, 1996, "Three-Dimensional Computational Analysis of Complex Launch Vehicle Configurations," *AIAA J. of Spacecraft and Rockets*, Vol.33, No.1.
- [6] Suhs, N.E., 1987, "Computations of Three- Dimensional Cavity Flow at Subsonic and Supersonic Mach Numbers," *AIAA Paper 87-1208*.
- [7] Donald P. Rizzetta, 1988, "Numerical Simulation of Supersonic Flow Over a Three-Dimensional Cavity," *AIAA J.*, Vol.26, No.7, p.799-807.