

증가 계수의 직접 계산법을 이용한 항공기 유동장 효과의 예측

김 유 진^{*1}, 권 장 혁²

PREDICTION OF AIRCRAFT FLOW FIELD EFFECT BY DIRECT CALCULATION OF INCREMENTAL COEFFICIENTS

Eugene Kim^{*1}, Jang Hyuk Kwon²

When new weapons are introduced, the target points estimation is one of the important objectives in the flight test as well as the safe separation. The prediction methods help to design the flight test schedule. However, the incremental aerodynamic coefficients in the aircraft flow field so-called BSE are difficult to predict. Generally, the semiempirical methods such as the grid methods, IFM and Flow TGP using database are used for estimation of BSE. However, these methods are quasi-steady methods using static aerodynamic loads. Nowadays the time-accurate CFD method is often used to predict the store separation event. In the current process, the incremental aerodynamic coefficients in BSE regime are calculated directly, and the elimination of delta coefficients is checked simultaneously. This stage can be used for the initial condition of Flow TGP with freestream database. Two dimensional supersonic and subsonic store separation problems have been simulated and incremental coefficients are calculated. The results show the time when the store gets out of BSE region.

Key Words: Unsteady calculation, BSE(Ballistic Separation Effect), Incremental coefficient

1. 서 론

기존의 항공기에 대해 새로운 장착물의 안전 분리 또는 무기의 분리로부터 목표지점 명중까지의 예측은 아주 중요한 요소가 된다. 특히 조종면이 없는 비유도탄(unguided bomb)의 경우 탄두의 궤적이 전적으로 조종사의 입력에 의존하게 되므로, 정확한 예측 모델이 반드시 필요하게 된다. 탄두의 궤적 특성은 그림 1과 같이 분리 직후 항공기 유동장과의 간섭을 받는 영역과 탄두 자체의 특성에 의한 영역으로 분리할 수 있다[1].

궤적오차(mis-distance)의 가장 큰 비중을 차지하는 항공기 유동장의 간섭은 Aircraft flow field effect 또는 BSE(Ballistic Separation Effect)라 부르며, 이 영역의 정확한 예측 모델이 전체 궤적의 정확도를 가장 크게 좌우할 수 있다.

궤적 모델의 생성을 위해 가장 좋은 접근 방법은 실제적인 비행시험(flight test)이다. 이는 항공기 날개의 공탄성 또는 탄

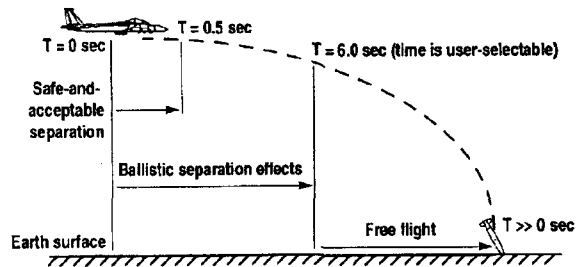


Fig. 1 Store separation and fly-out regimes[1]

두 사출 시스템이 미치는 반작용 등을 실제적으로 반영할 수 있는 유일한 방법이지만, 상당한 비용과 노력이 필요하다. 다른 실험적 접근으로는 풍동 내에 설치된 CTS(Captive Trajectory System) 또는 Free drop test 등이 있을 수 있다. 이 또한 상당한 실험적 비용을 요구하는 실정이다.

이와 같은 실험적 방법을 대체하거나 또는 실험계획(Design of experiment)을 위해 다양한 예측 기법들이 개발되어져 왔다. 크게 기존의 CTS 데이터를 이용하는 준경험적(semiempirical) 방법과 최근 들어 많이 사용되고 있는 CFD 기

1 학생회원, 한국과학기술원, 항공우주공학전공

2 종신회원, 한국과학기술원, 항공우주공학전공

* Corresponding author E-mail: jhkwon@kaist.ac.kr

법이 있다. 전자의 경우 크게 Grid method, IFM(Influence Function Method), Flow TGP(Trajectory Generation Program)등의 접근 방법이 있으며, 가장 큰 장점은 하나의 database set이 완성되면, 다양한 분리 조건에 대한 궤적 생성이 가능하다는 장점이 있다. 그러나 이와 같은 기법들은 정적공력(static aerodynamic load)의 삼간을 통한 정적 기법이라는 단점이 있다[2].

중첩격자[3]등의 개발과 함께 CFD 기법은 상대운동을 모사하기에 적합하게 개발되어 왔다. 이는 실시간 공력의 계산과 탄두의 다자유도 운동방정식이 완벽히 결합되어진(fully coupled) 비정상 해석 기법이다. 그러나 이 기법 또한 적지 않은 계산시간으로 인해 분리 초기 거동 또는 안전분리의 확인을 위해 사용되어 왔다[4]. 이와는 별도로 정상상태 CFD해석을 통해 database를 구성하고, 이를 준경험적 방법에 적용한 예들이 있다[5].

실제적인 항공기 유동장에 놓여진 탄두의 공력 정보를 TGP가 이용하기도 하지만, 자유류 조건의 공력정보와 BSE를 고려한 증가계수들(incremental aerodynamic coefficients)의 조합으로 표현하기도 한다. 이러한 증가함수는 delta coefficient라고도 부르며, 풍동실험 등을 통해 항공기 유동장에서의 자세 및 위치에 대한 grid data를 형성하게 된다. 이러한 증가함수의 구성으로 BSE 효과를 반영하는 방법이 많이 사용되어 왔다[2,6]. 또한 CTS가 가지는 자세각의 한계를 증가함수의 외삽(extrapolation)으로 반영하기도 한다[6].

본 연구에서는 비정상 운동을 가장 잘 모사해 낼 수 있는 CFD기법을 이용하여 실시간으로 BSE를 도출해 내고, 항공기 유동장 영역의 정확한 판단 및 이후 자유류 조건의 공력 data를 이용하는 TGP의 초기 조건을 구성해내는 기법을 시도하였다. 이러한 기법을 적용하여 2차원 아음속/초음속 영역에서의 분리체의 운동을 모사하고, BSE의 판단 결과를 도출하였다.

2. 해석 기법

2.1 수치해석 기법

본 연구에서는 Euler 방정식을 지배방정식으로 하는 비점성 가정의 해석을 수행하였으며, 해석자는 격자중심의 유한체적법을 적용하고 있다. 일반 좌표계(ξ, η, t)로 변환된 지배방정식은 다음식과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} = 0 \quad (1)$$

$$Q = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + p \xi_x \\ \rho v U + p \xi_y \\ \rho U H + p U_g \end{bmatrix}, G = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + p \eta_x \\ \rho v V + p \eta_y \\ \rho V H + p U_g \end{bmatrix}$$

여기서 U 는 격자 경계에서의 각 방향의 상대속도로 $U_n = n_x u + n_y v - U_g$, ($n = \xi, \eta$) 와 같이 표현된다. 이때 U_g 는 격자의 이동을 표현하는 격자속도(grid velocity)이다.

격자면의 수치유속은 Roe's FDS 기법을 적용하였고, MUSCL(Monotone Upstream-Scheme for Conservation Laws)기법을 이용하여 보다 정확한 해상도를 구현하였다. 이 때, 충격파와 같이 급격한 변화 주위에서 수치진동의 억제체를 위해 minmod 제한자가 사용되었다. 시간전진을 위해 DADI(Diagonalized ADI) 내재적 기법이 적용되었으며, 비정상 계산을 위해서는 이중시간적분법(Dual-time stepping method)이 이용되었다. 중첩격자기법은 홀절단을 위해 Hole-map 알고리즘과 Zones of interference 알고리즘을 사용하였고, 최적의 삼간영역 구성을 위해 Cut-paste 알고리즘이 적용되었다. 기부자점의 탐색에는 Stencil-walk 기법과 Gradient search를 연속적으로 수행하는 Two step searching 알고리즘을 이용하였다. 중첩 격자 모듈과 유동해석자는 PC cluster에 적합하도록 병렬화 처리가 되어 있으며, 비정상 분리 유동에 대한 코드의 성능 검증 및 병렬효율은 참고문헌[7,8]에서 확인할 수 있다.

2.2 증가계수의 직접 계산법

그림 2는 대부분의 궤적생성 프로그램들의 접근 방법으로, BSE를 탄두의 자세 및 위치에 따른 증가함수로부터 반영하여 공력정보를 완성한다. 즉, 기본적으로 증가계수와 자유류 조건의 공력정보가 존재하는 상태에서 이들을 이용한 6자유도 운동방정식의 적분이 이루어지는 것이다[6].

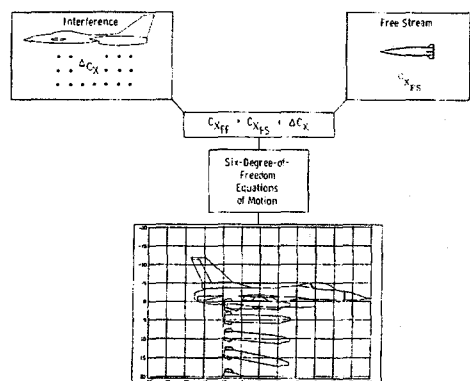


Fig. 2 Store separation and fly-out regimes[6]

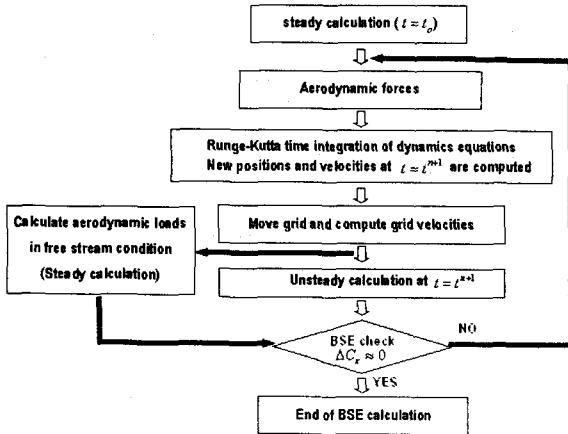


Fig. 3 Direct calculation of incremental coefficients

그러나 이와 같은 준경험적 방법들은 grid data에 의존한 증가계수의 외삽 또는 삽간을 통한 증가계수의 반응이 제적 계산에 오차를 발생시킬 수 있다.

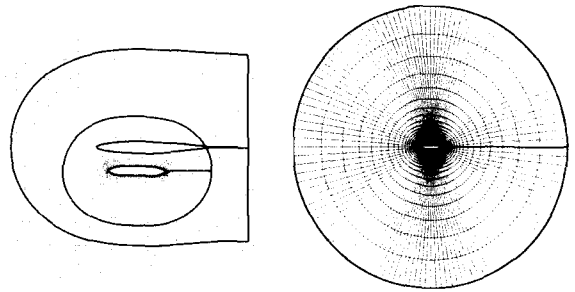
본 연구에서는 CFD기법이 가지는 가장 큰 장점중의 하나인 fully coupled method 특성을 이용하여 분리체의 6자유도 운동과 결합되어진 유동장의 비정상 해석과 동시에 자유류 조건에서의 탄두의 공력을 계산하였다. 계산되어진 두 공력 정보의 차이가 증가계수를 나타내며, 이 증가계수의 감쇄를 판단하여 BSE영역의 한계를 측정한다. 자세한 과정은 그림 3 과 같다. 항공기 영향을 고려한 해석에는 중첩격자를 이용한 비정상 해석 기법이 수행되었고, 자유류 조건의 해석에는 정상상태 해석을 수행하였다.

운동방정식의 적분을 통해 도출된 탄두의 자세 및 속도 및 각속도를 별개의 격자계에 적용하고, 자유류 조건에 대한 정상상태 해를 계산한다. 고도에 의한 영향은 계산에서 무시되었으며, 따라서 정상상태 계산을 위한 격자의 이동(translation)은 무시하며, 격자의 자세를 위한 회전(rotation)만을 주어진 Euler각에 따라 적용하였다. 식(1)의 지배방정식은 특별한 원천항(source term)을 필요치 않고도 격자속도의 적용으로 물체의 운동을 포함한 유동장을 해석할 수 있다.

두 해석과정은 PC 클러스터 환경에서 동시에 수행될 수 있으며, 계산시간의 단축을 위해 자유류 조건의 계산 및 증가계수의 측정은 매번의 시간전진마다 수행하지는 않았다. 또한 이전 단계의 계산 결과를 초기값으로 이용하여 빠른 수렴성을 확보하였다.

3. 결과 및 분석

3.1 아음속 유동장에서의 스토어의 분리



(a) Overset grid

(b) Grid for BSE check

Fig. 4 Grid system for case of store drop from airfoil

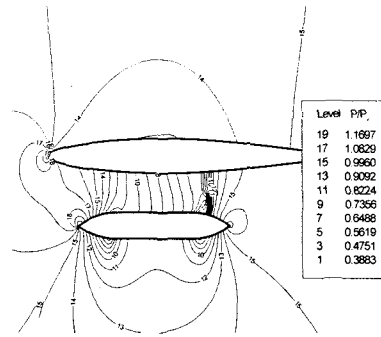


Fig. 5 Pressure distribution at initial position

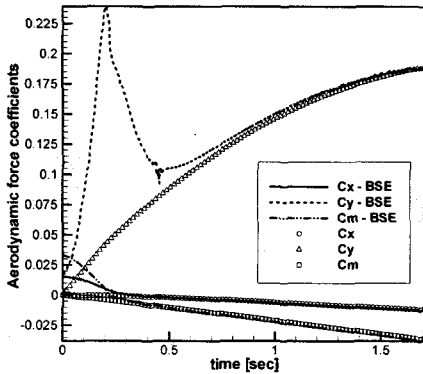
먼저 마하수 0.6 조건에서의 날개꼴(airfoil)로부터 분리되는 스토어의 계산을 수행하였다. 분리 조건은 자유낙하(free drop) 조건으로 설정되어 공력과 중력의 영향만 받는 것으로 고려되었다. 1.7초까지의 거동을 해석하였으며, 무차원 시간간격은 0.02로 설정되었다. 참고로 무차원 시간은 다음식과 같다.

$$t^* = t \sqrt{P_\infty / \rho_\infty} / L_{r,f} \quad (2)$$

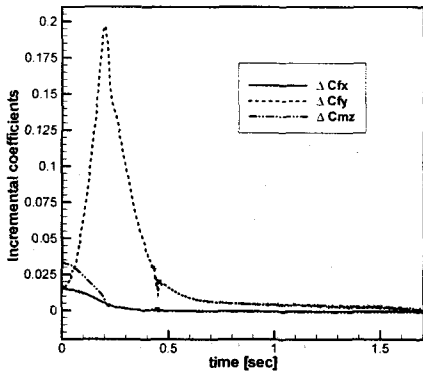
또한 40번의 시간전진마다 증가계수의 계산과 BSE의 측정을 수행하였다. 스토어의 물성치는 표 1에서 확인할 수 있다. 격자구성은 날개꼴을 고려한 격자, 후방격자, 스토어 격자로 세 개의 부격자들로 구성된 중첩격자와, 정상상태 해석을 위한 원방격계로 확장된 별개의 스토어격자로 구성되었으며 그림 4와 같다.

Table 1. Mass properties of store

Scale	Length 0.5m, Width 0.075m
Mass	10 kg
MOI	$I_{zz} = 10kg \cdot m^2$
C.G.	0.25m from the nose of store



(a) Aerodynamic force coefficients

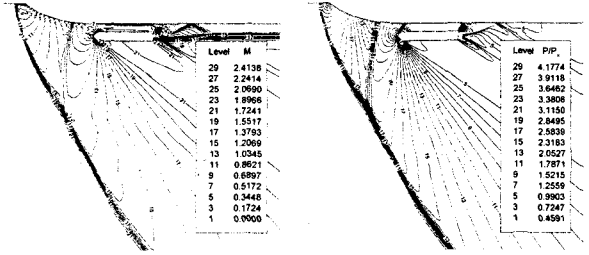


(b) Incremental coefficients

Fig. 6 Delta coefficients and BSE field

그림 5는 초기 위치에서의 압력분포를 보여주는 그림으로 날개꼴과 스토어 사이의 가속영역으로 인해 스토어 후방부에 발생한 충격파를 확인할 수 있다. 이와 같은 간섭은 스토어의 거동에 영향을 미치게 된다.

그림 6(a)은 날개꼴 유동장 내에서의 BSE를 고려한 공력과 자유류 조건에서 계산된 공력을 시간에 따라 보여주고 있으며 각각 선과 기호로 구분되어져 있다. (b)는 두 공력들의 차이를 보여주는 것으로 증가계수를 나타낸다. 참고로 +x방향은 유동의 방향, -y방향은 스토어의 낙하 방향이다. 증가계수의 크기는 y방향을 제외하고 0.25초 이후부터 크게 감소되었다. 낙하방향의 경우, 0.2초 이후부터 줄어들고 있지만, 다른 방향의 증가계수에 비해서는 비교적 크게 나타난다. 이는 낙하 방향의 공력이 다른 방향의 공력에 비해 큰 값을 가지고 있기 때문이다. 0.7초에서 측정된 낙하방향의 증가계수는 그때의 공력계수의 5%로 나타난다. 이 값은 이후 더욱 감소하고 있으며, BSE 충분히 감쇄되었다고 판단할 수 있는 값이라 생각된다.



(a) Mach number (b) Pressure

Fig. 7 Flow solution at initial position

3.2 초음속 유동장에서의 자탄두의 분리

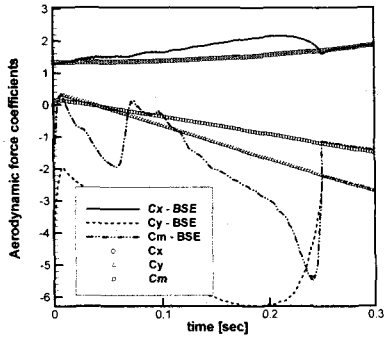
마하수 1.8 유동장에서 지면을 향해 강하하고 있는 다련장 로켓에서 분리되어지는 자탄두(submunition)의 유동장을 해석하였다. 모탄과 자탄두의 형태는 간략화 되었으며, 동역학적 물성치들은 표 2와 같다.

분사 시스템은 무게중심을 기준으로 앞뒤쪽에 방출력들이 작용하는 것으로 설정하였다. 이들은 초기 머리속임(nose down) 모멘트를 만들어내며 약 0.0078초 이후 자탄은 방출력으로부터 자유로워진다. 본 해석예제에서는 모탄의 진행방향, 즉 자유류 방향의 반대방향으로 중력이 작용하고 있다. 10번의 시간전진마다 증가계수의 계산이 수행되었으며, 무차원 시간간격은 0.05로 설정되어 약 0.3초까지 계산을 수행하였다. 격자는 O-type의 자탄 격자와 H-type의 모탄 격자로 구성되어 있으며, 아음속 유동장의 계산과 달리 원방경계의 확장이 필요치 않으므로 중첩격자 구성에 적용되었던 자탄의 격자를 정상상태 계산에 그대로 사용하였다. 그림 7은 초기 유동장을 보여주는 것으로, 모탄 전두부의 이격충격파(detached shock)과 더불어 다양한 충격파와 팽창파의 형상을 확인할 수 있다.

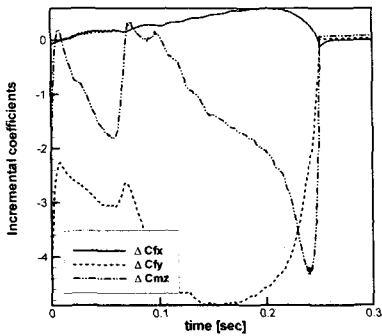
그림 8은 이전 절과 마찬가지로 모탄의 유동장을 고려한 조건과 자유류 조건에서 자탄에 미치는 공력의 변화를 시간에 따라 나타내고 있다. 충격파와 팽창파의 간섭등에 의해 아음속 해석의 경우보다 복잡한 형태를 보이고 있다. 그림(b)에서는 증가계수를 나타내고 있으며, 약 0.25초 이후 증가계수

Table 2. Dynamic conditions

Mass/Diameter	1kg / 0.14m
MOI	$I_{xx} = 0.41kg - m^2$
C.G.	0.43m from the nose of submunition depart from centerline of dispenser : 0.5m
Ejecting forces	Forward ejector : 1,000N, 0.15m fore of CG Aft ejector : 700N, 0.15m aft of CG Ejector stroke length : 0.05m



(a) Aerodynamic force coefficients



(b) Incremental coefficients

Fig. 8 Delta coefficients and BSE field

충격파가 자탄의 후면으로 밀려나게 되면서 자탄에 미치는 모탄 유동장 영향이 급격히 줄어들게 되는 것을 확인할 수 있다. 초음속 영역에서는 복잡한 유동 구조에도 불구하고 아음속 영역보다 더욱 명확한 BSE의 영향을 확인할 수 있다.

4. 결 론

2차원 아음속/초음속 분리 유동예제로부터 제안된 증가계수의 직접계산법의 타당성을 검토하였다. 중첩격자를 사용한 상대운동 모사기법을 적용한 CFD기법을 이용해 실시간 분리 유동 해석과 자유류 상태의 정상상태 해석을 수행하였다. 각각의 계산은 PC 클러스터를 이용하여 동시에 계산이 가능하도록 하였다. 두 계산 결과로 도출된 공력계수의 차이로부터 증가계수의 시간에 따른 변화를 관찰하였으며, 이로부터 BSE 영역의 한계를 측정할 수 있었다. 그러나 증가계수는 완전히 감쇄되어 없어지지 않고 미약하게 존재하고 있으며, 이는 두 계산방법의 수치적 오차로 생각되며, BSE영역의 측정을 위한 증가계수의 허용범위는 분리체의 운동 특성에 따라 그 크기를 판단하여야 할 것이다.

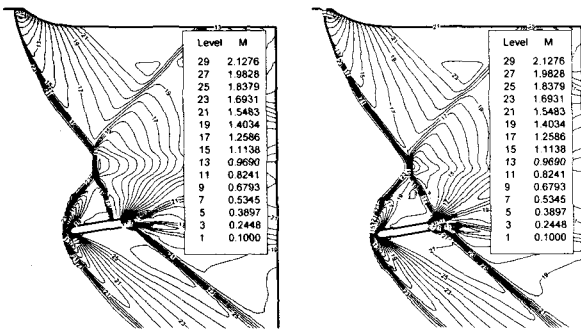
개발된 기법은 기존의 준경험적 방법보다 더 정확한 격자 계산에 도움이 될 것으로 생각되며, BSE영역 이후의 격자 계산 프로그램의 초기값으로 적용될 격자, 속도 그리고 공력값의 계산과 그 시작을 판단하는데 도움이 될 것으로 생각된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주산업(주)의 KT-1 Bomb 투하격체 해석 및 비행시험 최적화 방안연구 사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] H.P. Massengill, Jr., "A comparison of simulated and flight test ballistic trajectories for stores released from an aircraft in flight," *AIAA paper 1997-926*, Reno, NV, Jan. 6-9, 1997.
- [2] S. Davids and A. Cenko, "Grid Based Approach to Store Separation," *AIAA paper 2001-2418*, Anaheim, CA, June 11-14, 2001.
- [3] J.L. Steger and F.C. Dougherty and J.A. Benek, "A Chimera Grid Scheme," In *Advances in Grid Generation*, p. 59-69, *ASME FED-Vol.5*, NY, June 1985.
- [4] L.E. Lijewski and N.E. Suhs, "Time-Accurate Computational Fluid Dynamics Approach to Transonic Store Separation Trajectory Prediction," *Journal of Aircraft*, Vol.31, No.4,



(a) t=0.24916 sec.

(b) t=0.25414 sec.

Fig. 9 Temporal Mach contour

가 급격히 줄어들어 감쇄되는 것을 확인할 수 있다. 그림 9는 이와 같은 급격한 감쇄 이전과 이후의 순간적인 마하수 분포를 보여주는 것으로, (a)의 경우 모탄 전두부의 이격충격파와 자탄 전두부의 이격충격파간의 간섭으로 자탄의 뒷면에 충격파가 걸쳐 있음을 확인할 수 있다. 그러나 (b)에서는 이러한



July-Aug, 1994.

- [5] K.S. Dunworth, D.J. Atkins and J.M. Lee, "Incorporation of CFD Generated Aerodynamic Data in Store Separation Predictions," *AIAA paper 2005-846*, Reno, NV, Jan. 10-13, 2005.
- [6] M.F.E. Dillenius, S.C. Perkins Jr. and D. Nixon, "Tactical missile aerodynamics," Chapter 13, pp. 575-666, Corporate Author *American Institute of Aeronautics and Astronautics* 2nd ed., 1992.
- [7] S.H. Park, Y.S. Kim and J.H. Kwon, "Prediction of Damping Coefficients Using the Unsteady Euler Equations," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.40, No.3, 2003, p. 356-362.
- [8] E. Kim, S.H. Park and J.H. Kwon, "Parallel Performance Assessment of Moving Body Overset Grid Application on PC cluster," *International Conference on Parallel CFD 2006*, p. 357-359, Busan, Korea, May 15-18, 2006.