

피칭운동을 고려한 우주발사체 형상의 천음속 비정상 유동해석

김동현,^{*1} 김요한,² 김동환,² 윤세현,³ 김광수,³ 장영순,³ 김수현⁴

UNSTEADY AERODYNAMIC ANALISES OF SPACE ROCKET CONFIGURATION CONSIDERING PITCHING MOTION

D.H. Kim,^{*1} Y.H. Kim,² D.H. Kim,² S.H. Yoon,³ G.S. Kim,³ Y.H. Jang³ and S.H. Kim⁴

In this study, steady and unsteady aerodynamic analyses of a huge rocket configuration have been conducted in a transonic flow region. The launch vehicle structural response are coupled with the transonic flow state transitions at the nose of the payload fairing. Before performing the coupled fluid-structure transonic aeroelastic simulations transonic aerodynamic characteristics are investigated for the pitching motions of the rocket at finite angle-of-attack. An unsteady CFD analysis method with a moving grid technique based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with the k-w SST transition turbulence model is applied to accurately predict the transonic loads of the rocket at pitching motion. It is shown that the fluctuating amplitude of the lateral aerodynamic loads imposed on the rocket due to the pitching motion can be significantly increased in the transonic flow region.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 우주발사체(Space Rocket), 천음속(Transonic), 비정상유동(Unsteady Flow), 피칭운동(pitching motion), 플러터(Flutter), 버즈(Buzz)

1. 서 론

2차 세계대전을 거친 후 자유진영과 공산진영의 대립으로 인한 냉전시대의 시작은 당시 막대한 군비경쟁을 초래하였다. 현재의 대표적인 항공우주 선진국(미국, 러시아, 중국, 유럽 등)의 형성은 사실 이러한 냉전시대를 거치면서 강대국의 위상과 자국 방위의 심각성에 대한 인식으로 막대한 자금을 투입하여 지속적인 기술개발 및 인력을 양성한 성과로 이루어진 것이다. 후발 주자인 이웃 일본의 경우도 지속적인 연구개발과 다양한 실패 경험을 통해 1990년대 중반에서야 우주개발의 서막을 알리는 H-2 로켓을 성공한 후 2000년대에 들어서서 H-2A 및 H-2B 등을 성공적으로 발사하고 있다. 중국의

경우도 이미 1950년대에 구소련에서 집중적인 기술이전과 지속적인 투자를 통해 최근에는 유인우주선의 성공적 발사와 가까운 미래에 달 탐사 및 화성 탐사 계획까지 발표하고 있어 우주발사체 분야에 있어서는 미국이나 러시아에 버금가는 자체 기술력을 확보한 것으로 판단된다.

우주개발의 선도국인 미국은 이미 1964년에 NASA의 주관으로 우주발사체 설계와 관련된 5개의 세부 기술 분야에 대해 설계기준(design criteria) 개발에 대한 보고서를 발간한 사례가 있다[1]. 이중 Volume III - Structure 부분의 Section 1은 공력탄성학(aeroelasticity) 현상과 관련된 플러터(flutter), 버즈(buzz) 및 다이버전스(divergence)[2] 방지 설계에 대한 내용을 우선적으로 다루고 있는데, 이는 미국의 우주발사체 설계개발 경험에서 관련 내용이 매우 중요하게 다루어야 하는 사안임을 보여주는 부분이다.

NASA의 설계기준에 따르면 우주비행체(space vehicle)는 발사과정 중 겪게 되는 모든 비행 마하수 조건에 대해 최대 동압(dynamic pressure) 수준의 1.32배 영역(Fig. 1)까지 플러터, 버즈 및 다이버전스 현상이 발생하지 않도록 설계하고, 안정성 해석(analysis) 또는 시험(test)을 수행하여 관련 검증 보고서를 제출하도록 규정하고 있다. 공력탄성학적 안전성 검증과

접수일: 2010년 11월 10일, 심사완료일: 2011년 3월 14일,

게재확정일: 2011년 3월 18일.

(본 논문의 일부는 2010년도 한국전산유체공학회 추계학술대회에 발표되었음)

1 정회원, 국립경상대학교 항공우주시스템공학부 및 항공기부품 연구소

2 정회원, 국립경상대학교 항공우주시스템공학부 대학원

3 한국항공우주연구원

4 씨에이코리아(주)

* Corresponding author, E-mail: dhk@gnu.ac.kr

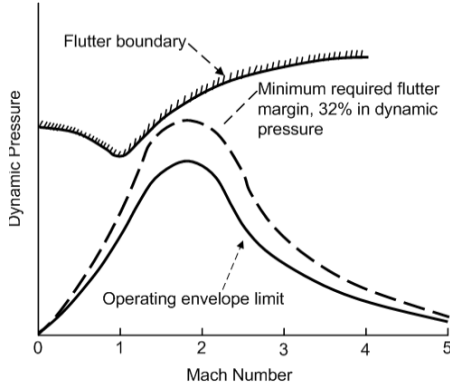


Fig. 1 Launch and exit phase of flight

정에는 정적 및 천이 열효과, 하중조건, 조종 구동시스템의 동역학, 시스템 내성(tolerance), misalignment 및 유격(freeplay)에 대한 영향을 고려할 필요성이 있음을 지시하고 있다. 또한 이러한 설계 검증에는 정상 운용조건뿐만 아니라 정상 운용조건을 중단했을 경우에 대해서도 검토해야 함을 지적하고 있다. 또 하나 중요한 점은 개발 비행시험 동안에는 적어도 한 대 이상의 발사체에 플러터 또는 천음속 버즈 현상을 감지(detecting) 하기 위한 기기 장치(instrumentation)를 반드시 장착해야 함을 규정하고 있다.

Ref. 1의 규정에 따르면 플러터 및 다이버전스 해석에는 대칭(symmetric) 및 반대칭(antisymmetric) 굽힘(bending), 비틀림(torsion), 코드 굽힘(chord bending), 양력면(lifting surface)과 조종면(control surface)의 회전 및 동체의 굽힘과 비틀림과 같은 모든 중요한 자유도를 고려하여 정교하게 해석해야 함을 지시하고 있다. 플러터와 다이버전스 해석을 위한 비정상 공기역학 하중(unsteady aerodynamic forces)들은 아음속, 천음속, 초음속 및 극초음속 영역에 대해 가능한 정확한 방법을 사용하여 각 속도영역에 적합한 이론을 적용해야 함을 언급하고 있다. 그리고 적용한 플러터 해석기법이 부정확하거나 또는 해석결과 설계된 발사체의 플러터 안정성 마진(margin)이 거의 없는 경우에는 모델시험(model test) 또는 부품시험(component test)을 비행 중 예상되는 최대 동압의 1.32배 수준까지 반드시 수행해야 함을 지적하고 있다. 물론 이러한 시험에는 공력가열 현상에 기인하여 유발될 수 있는 강성저하 효과 등이 고려되어야 한다.

특히, 천음속 영역($0.8 < M < 1.2$)에서는 $\omega b / U_\infty < 0.3$ 인 경우 조종면의 버즈(buzz) 현상의 발생 가능성 여부에 대해서 풍동시험을 권장하고 있다. 여기서 b 는 조종면의 semichord, ω 는 조종면의 회전 주파수 그리고 U_∞ 는 비행속도를 의미한다. 참고로 NASA의 설계 규정을 제정할 당시에는 CFD N/S 코드 및 FEM 기법을 연계한 정밀 공탄성 해석

시스템이 개발되기 이전이다. 따라서, 당시에는 충격과 및 유동점성 효과가 밀접하게 관계되어 있는 조종면 버즈 현상 등을 실험결과 없이 수치해석 기법으로 예측할 수 있는 방법이 존재하지 않는 시절이었기 때문에 막대한 비용이 소요되는 천음속 풍동시험이 유일한 해결책이었다.

만약 버즈 현상이 관찰되면 조종면의 비틀림 또는 회전축 강성의 증가, 감쇠기(damper)의 적용 또는 공력 형상을 설계 변경하는 방법으로 불안정한 버즈 현상을 방지하여야 한다.

천음속 비행영역은 그 지배방정식 본래의 비선형성 때문에 간략화 된다 해도 해석이 매우 어렵다. 이런 비선형성 때문에, 기체의 미세한 형상변화나 기류의 변화가 반드시 기체 주변의 유동에 적은 변화만을 일으키는 것은 아니다. 특별히 플러터 해석의 경우, 비선형 문제에서 국부적인 충격파나 충격과 강도의 변형은 기체의 미세한 진동에 의해서도 심각한 문제를 야기할 수 있다. 강한 수직 충격파(normal shock wave) 하단부의 경계층은 매우 복잡한 유동의 박리현상을 일으키며, 충격파의 위치와 강도에 따라 그 정도가 변화하게 된다. 일반적으로 대형 발사체는 추진 방향에 대해 받음각이 0도에 가까우나 대류권 상부 성층권에 있는 제트스트림(jet stream) 영역(서에서 동으로 흐름, 고도 10km 부근에서 제일 강함)을 통과하는 경우에는 상당히 큰 상대 받음각을 경험할 수 있다. 제트스트림은 보통 위도 30~40도 사이 중위도 지방의 상공에서 불지만 서쪽에서 동쪽으로 똑바로 부는 것이 아니고 남북 방향으로 굽이치면서 불며 그 파장은 3천~6천 km 정도 나 된다.

따라서 본 연구에서는 대형 우주발사체의 받음각 효과를 고려하여 천음속 영역에서 플러터 또는 버즈 공탄성 정밀해석에 적합한 CFD 전산해석 기법을 검토하였으며, 발사체의 피칭 운동에 따른 비정상 공력하중 특성을 연구하였다. 향후 기 개발된 CFD/FEM/CSD 기반의 범용 유체-구조 연계 정밀해석 프로그램[3-4]을 기반으로 대형 우주발사체 형상의 천음속 및 초음속 공탄성 안정성을 가상시험(virtual test) 할 수 있는 시스템을 확장하여 구축하고 있다.

2. 유동해석 기법

비정상 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes (N/S) 유동해석 지배 방정식은 다음과 같은 보존형(conservation form) 벡터관계식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\tau_{ij} + R_{ij}] \quad (2)$$

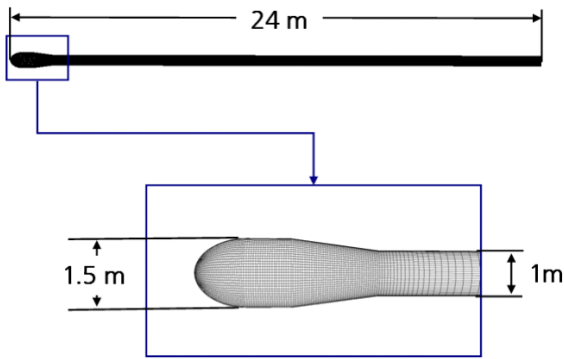


Fig. 2 Geometry configuration of the Atlas-Able IV model

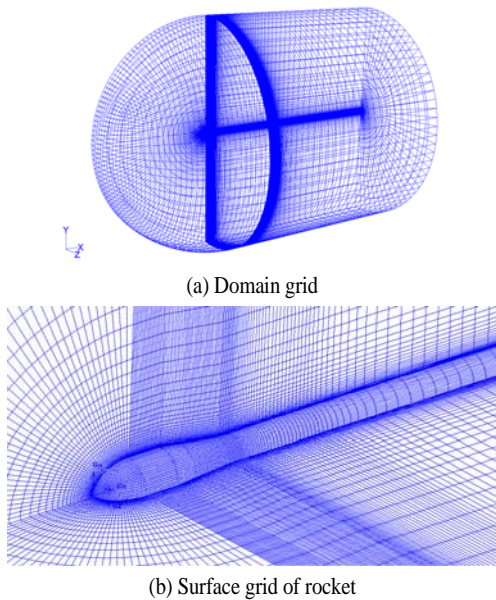


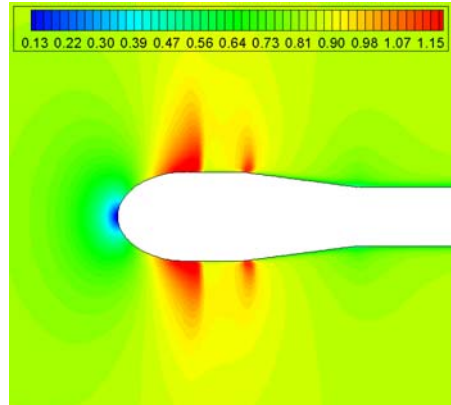
Fig. 3 Computational grid for the Atlas-Able IV model

여기서, 점성 응력 텐서(viscous stress tensor)와 변형 텐서(deformation tensor)는 다음과 같이 정의 된다.

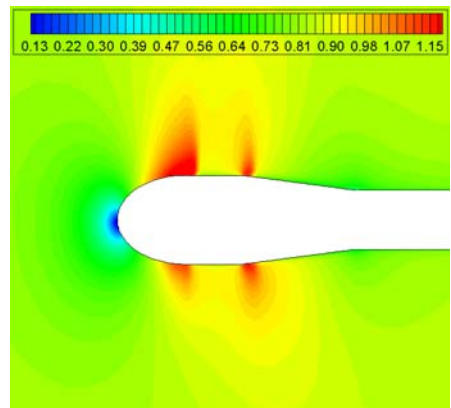
$$\tau_{ij} = 2\mu \left[S_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right]$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right]$$

또한 난류 레이놀즈 응력 텐서(turbulence Reynolds stress tensor)인 R_{ij} 는 다음의 Boussinesq 가설에 따라서 근사화 될 수 있다.



(a) $\alpha = 0$ deg



(b) $\alpha = 6$ deg

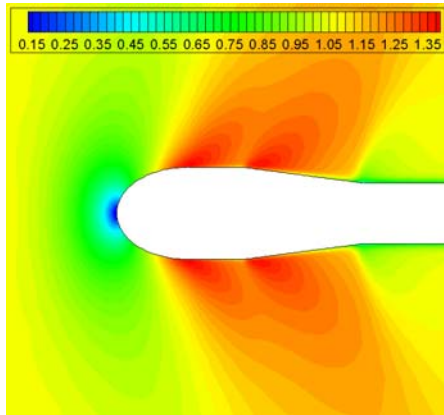
Fig. 4 Longitudinal sectional Mach contour for the Atlas-Able IV configuration at M = 0.85

$$R_{ij} \cong \mu_T \left[S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] - \frac{2}{3} (pk) \delta_{ij} \quad (3)$$

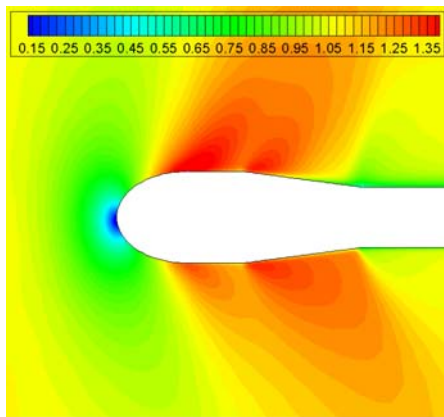
본 연구에서는 식 (1)-(3)을 수치적으로 풀기위해 유한체적법을 적용하였으며, RANS 방정식의 이산화를 위해 2차의 풍상기법(2nd order upwind scheme)을 적용하였다. 또한 충격파와 연계된 압축성 유동박리 효과를 고려하기 위해 2차 방정식 난류모델인 $k-\omega$ SST 모델을 적용하였다.

3. 해석결과 및 검토

본 연구에서는 우선 압축성 난류점성 유동해석 기법의 정확도 분석을 위해 미국의 Atlas-Able IV 우주 발사체의 3차원 형상에 대한 유동해석을 수행하고 관련 실험결과와 비교하였다. 본 해석에서 고려한 Atlas-Able IV 발사체의 기본적인 형



(a) $\alpha = 0 \text{ deg}$

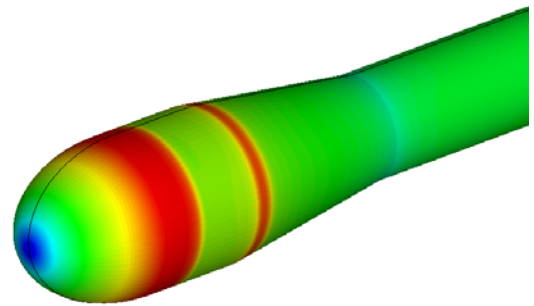
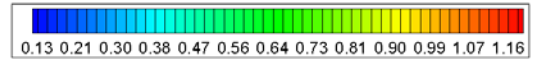


(b) $\alpha = 6 \text{ deg}$

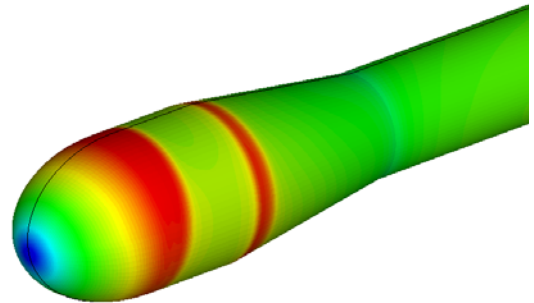
Fig. 5 Longitudinal sectional Mach contour for the Atlas-Able IV configuration at $M = 1.1$

상은 Fig. 2와 같다.

Fig. 3은 본 연구에서 발사체 형상의 CFD 유동해석을 위해 생성한 3차원 격자계를 보여주고 있다. 유체의 점성효과를 충분히 고려하기 위하여 발사체 주변에 경계층 격자를 밀집시켜 유동해석을 수행하였다. 총 격자수는 307,200개 이며, 발사체의 표면의 격자의 수는 6,400개 이다. 정상상태 유동해석 조건은 실험결과와 비교하기 위해 Ref.5의 풍동시험 조건과 유사하게 설정하였으며, 받음각 조건은 0 deg와 6 deg에 대해서 각각 수행하였다. 실험모델의 레이놀즈수는 1.2637×10^6 이며, 마하수는 0.85이다. 본 해석에서는 해수면 밀도 조건을 가정하였으며, 풍동시험 조건과 레이놀즈수를 일치시키기 위해 모델의 스케일을 축소하여 해석을 수행하였다. 본 연구에서는 정상 3차원 CFD 유동해석을 위해 Fluent (Ver.6.3)을 활용하였으며[6], $k-\omega SST$ 난류모델에 transition 옵션을 추가로 추가하였다. 비정상 유동해석의 경우에는 피칭운동을 추가하기 위해 자체 프로그램을 작성 및 연동하여 적용하였다. 참고로



(a) $\alpha = 0 \text{ deg}$



(b) $\alpha = 6 \text{ deg}$

Fig.6 Surface Mach contours for the Atlas-Able VI model at $M=0.85$



Fig. 7 . Stream line plot at $M=0.85$ and $\alpha = 6^\circ$

본 해석에는 Intel Core i7 950 Quad 3.06 Hz CPU에 12 GB RAM과 1TB HDD 신형 서버를 사용하였다. 정상 유동해석은 1개의 CPU 사용기준으로 약 10-4 수렴까지 500번 반복계산을 수행하였는데 30분 정도가 소요되었다.

Figs. 4-5는 천음속 영역인 마하 0.85 및 마하 1.1에서 각각 받음각 0 deg와 6 deg 조건에 대해 정상 유동해석을 수행한

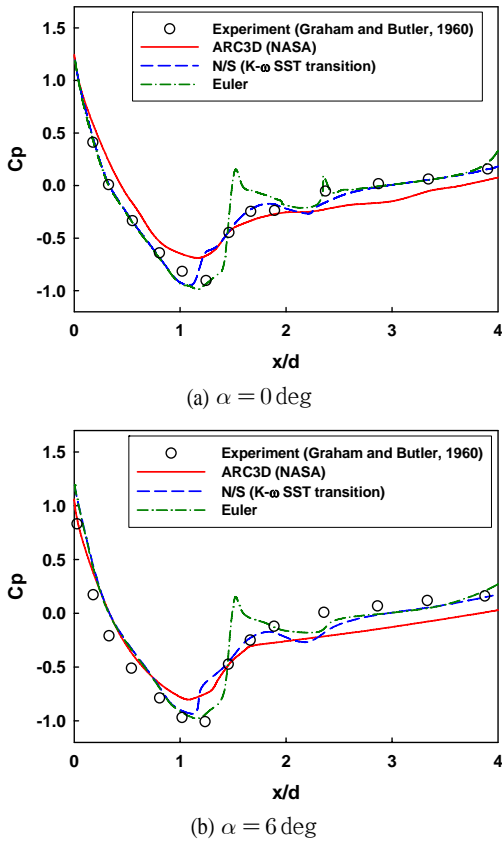


Fig. 8 Comparison of pressure coefficients between experiment and computations for the Atlas-Able IV model at $M=0.85$

결과를 보여주고 있다. Figs. 4-5는 길이 방향으로 수직 단면과 발사체 동체 표면에서의 마하수 분포를, Fig. 6는 발사체 동체 표면에서 마하수 분포를 보여주고 있다. 그림의 탄두부를 관찰해 보면 마하 0.85인 강한 천음속 영역의 경우 두 지점에서 수직 충격파가 발생되고 있음을 볼 수 있으며, 마하 1.1의 경우는 주로 경사충격파가 관찰되고 있다.

또한 받음각이 존재하는 경우는 탄두부 위/아래 면에서 서로 다른 세기의 수직 충격파가 나타나게 된다. Fig. 4를 보면 탄두부 전방에서 1차 수직충격파가 발생한 유동속도가 감소된 후 탄두 후반부를 지나면서 확장형(expansion) 충격파가 생겨 유동이 가속되어 초음속 영역에 진입하면서 2차 수직충격파가 발생한 라인을 명확하게 확인할 수 있다.

Fig. 7은 마하 0.85에서 받음각이 있는 경우의 스트림 라인의 예를 보여주고 있다. 받음각 효과에 의해 유선이 발사체 하단면을 돌아 뒤쪽으로 고속으로 말아 돌아가는 형태임을 알 수 있다. Fig. 8은 마하 0.85에서 0 deg 및 6 deg 받음각에 대해 발사체 동체 표면의 압력계수를 기존의 실험 및 해석 결과와 비교한 것이다. 결과를 보면 $k-\omega \text{ SST}$ 모델을

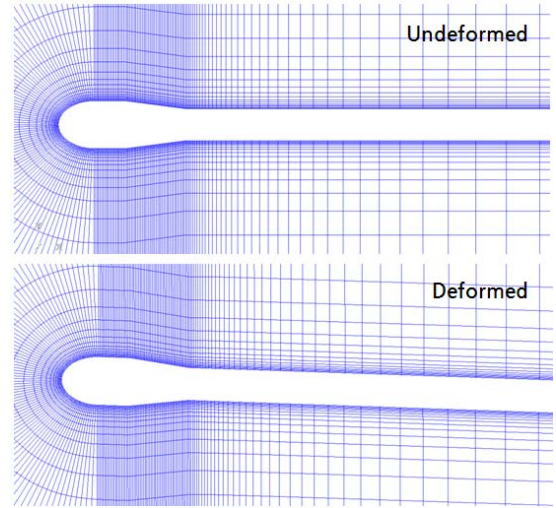


Fig.9 Undeformed and deformed grid due to pitching motion

적용한 본 연구의 해석방법이 NASA에서 개발한 ARC3D Navier-Stokes 코드를 적용한 결과보다 실험결과에 보다 근접함을 알 수 있다. 참고로 ARC3D 코드는 Baldwin-Lomax 난류 모델을 포함하고 있다. 유동점성 효과를 무시한 본 연구에서의 오일러 코드 해석결과는 충격파 하단부의 유동박리 효과를 고려할 수 없기 때문에 충격파 이후 압력계수 증가가 완만하지 못하고 경사도가 보다 급격하게 나타나며 실험결과와 차이를 보이고 있다. 향후의 공탄성 안정성 해석에서 대형 우주발사체의 천음속 유동특성에 대한 민감도를 간접적으로 관찰해 보기 위해 피칭운동을 하는 경우를 고려해 보았다. Fig.9은 초기 유동해석 격자와 발사체의 무게 중심을 기준으로 피칭 운동을 한 이후의 격자를 보여주고 있다. 피칭운동을 고려하기 위해 본 연구에서는 동적변형격자(dynamic deformation grid) 기법을 적용하였다. 비정상 유동해석 조건은 고도 12km에서의 비행조건을 가정하였다.

동체의 피칭 운동은 $\alpha(t) = \alpha_o + \alpha_m \sin(\omega t)$ 로 가정하였으며, $\alpha(t)$ 는 발사체의 피칭 각도이며 α_o 는 초기 받음각, α_m 는 피칭 진폭을 나타낸다. 본 해석에서 α_o 는 각각 0 deg와 6 deg를 α_m 은 2 deg를 고려하였다. 물리적인 피칭운동(pitching motion) 진동수는 무차원 진동수 ($k_b = \omega \times b / U_\infty$)의 정의에서 구해질 수 있다. 여기서 ω 는 진동수, b 는 동체 총 길이의 절반이며 U_∞ 는 속도이다. 본 연구에서는 무차원 진동수로 $k_b = 0.2$ 를 가정하였다. 이는 Ref.1에서도 중요하게 다루고 있지만 천음속 영역에서는 물체 표면에 강한 수직충격파가 발생하게 되고, 일반적으로 $k_b < 0.3$ 경우에는 수직충격파에 움직임에 기인한 공기역학적인 비선형 효과가 매우

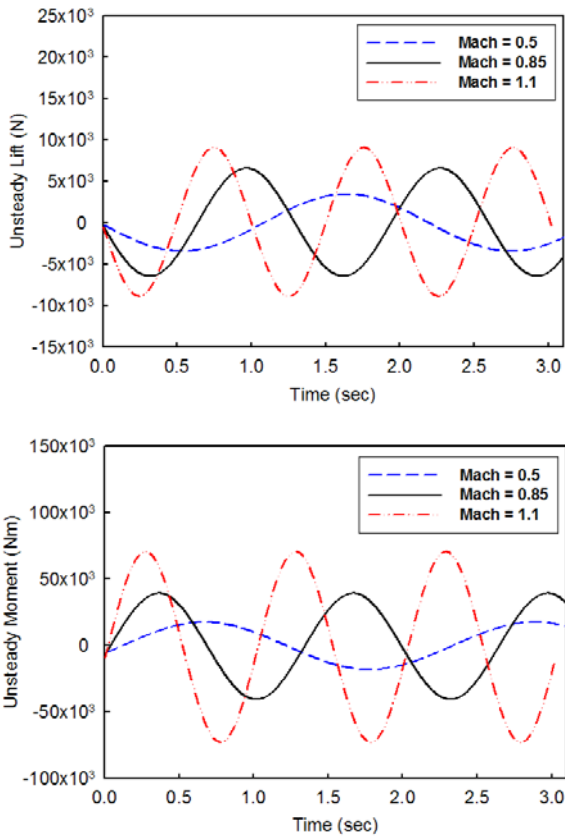


Fig. 10 Unsteady lift and moment forces due to pitching motion ($\alpha_o = 0^\circ, \alpha_m = 2^\circ, k_b = 0.2$)

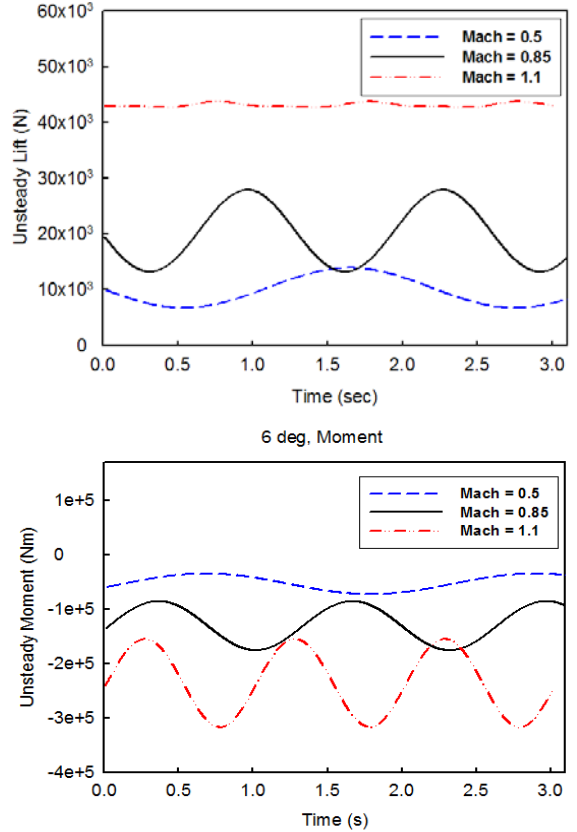


Fig. 11 Unsteady lift and moment forces due to pitching motion ($\alpha_o = 6^\circ, \alpha_m = 2^\circ, k_b = 0.2$)

강해지기 때문이다.

Figs. 10-11은 발사체의 피칭운동에 기인하여 유발되는 대표적인 비정상 공력하중(양력 및 모멘트) 응답을 보여주고 있다. 본 해석에서는 안정적인 비정상 시간적분을 위해 음해법 (impicite method)에 이중시간전진기법(dual-time stepping technique)을 적용하였다. 해석에 수행한 시간간격(time step)은 한 주기의 운동을 약 200번의 비정상 시간스텝으로 전진하도록 0.0065sec를 부가하였으며, 각 시간스텝에서의 시간정확도 증진을 위해 최대 30회의 sub-iteration을 설정하였다.

Fig. 10의 초기 받음각 0도에서 피칭운동 하는 경우의 해석결과를 보면 천음속 영역에서 양력 및 모멘트 계수의 진폭 변화가 보다 심하게 나타남을 확인할 수 있다. Fig. 11은 동일 조건에서 초기 받음각 6 deg인 경우에 피칭운동을 하는 조건으로 보다 특이한 사항이 관찰되었다. 이 경우에는 초기받음각 효과로 인해 초기 평균 양력 및 모멘트 하중이 상당히 증가하게 되는데, 받음각이 없는 경우에 비해 마하 1.1의 경우

비정상 양력하중의 변동폭은 상당히 감소되었으나, 마하 0.85의 경우는 생성된 수직충격파의 특성에 기인하여 동적 공력하중의 변동폭이 오히려 증가된 결과를 보여주고 있다. 하지만 비정상 모멘트의 경우는 변동폭은 마하 1.1에서 가장 크게 나타남을 확인할 수 있다. 양력하중은 우주발사체와 같이 세장비가 긴 동체에 대해 안정성을 취약하게 하는 동적 굽힘하중을 유발하는 성분을 가장 많이 포함하고 있는 것이며, 이의 변동폭이 상대적으로 크다는 것은 비행중인 발사체에 매우 심각한 굽힘 진동 현상을 초래하여 공력탄성학적인 불안정성을 초래할 가능성이 크다는 것을 의미한다.

최근까지도 국내에서는 관련 해석 기술의 고난이도로 인해 압축성 충격파와 유동점성 효과 및 동체의 굽힘진동 효과를 고려한 3차원 대형 발사체의 비선형 천음속 공탄성 해석을 실제적으로 수행한 사례는 거의 없다. 향후에는 이 연구를 바탕으로 대형 우주발사체에 대한 천음속 공탄성 해석시스템을 구축하고 관련 응용연구 결과를 도출할 예정이다.

4. 결 론

참고문헌

본 논문에서는 대형 우주발사체 로켓 형상에 대해 CFD기법을 적용하여 충격과 및 점성효과를 고려한 정상/비정상 유동해석을 수행하였다. 천음속 유동해석에 $k-\omega SST$ 난류모델을 적용하여 기존에 실용적으로 활용하던 Baldwin-Lomax 모델에 비해 실험결과에 보다 일치하는 결과를 얻을 수 있었다. 또한 피칭운동을 하는 발사체의 경우 동적 유동하중의 변동 폭이 천음속 영역에서 가장 민감하게 증가할 수 있음을 보였다. 이러한 현상은 천음속 영역에서 발사체의 공력탄성학적 안정성이 가장 취약할 수 있음을 보여주는 것이며, 향후 대형 우주발사체 형상에 대한 천음속 공탄성 해석시스템을 개발하여 구축하고 관련 응용 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회가 지원하고 한국항공우주연구원 이 주관하는 DRC 사업 및 방위사업청과 국방과학연구소 지원으로 수행되었습니다. (계약번호 UD070041AD)

[1] 1964, "Flutter, Buzz, and Divergence," NASA SP-8003, NASA Space Vehicle Design Criteria.

[2] 1962, Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. I., Aeroelasticity, John Wiley & Sons, Inc.

[3] 2009, 김동현, 김유성, Yang, G. W., 정규강, 민대기, "3차원 축류압축기 블레이드의 유체유발진동해석," 한국소음진동학회지, 제19권, 제6호, pp.551~559.

[4] 2009, 김동현, 김유성, 황미현, 박강균, "충격과 및 유동점성 효과를 고려한 항공기 날개-동체 형상에 대한 공탄성 응답," 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, pp.984-991.

[5] 1960, Graham, F.J., and Butler. C.B., "Static Pressure Distribution on a 0.07 Scale Aerodynamic Model of the Atlas-Able IV at Free-Stream Mach Numbers from 0.50 to 1.60," AEDC-TN-60-128.

[6] 2006, FLUENT 6.3 User's Guide., Fluent Inc.

[7] 1988, Azevedo, J.L.F., "Transonic Aeroelastic Analysis of Launch Vehicle Configurations," NASA CR-4186.