

유동점성효과를 고려한 우주발사체 형상의 천음속 공탄성해석

Aeroelastic Analyses of Space Rocket Configuration Considering Viscosity Effects

김요한* · 김동현†

Yo-Han Kim and Dong-Hyun Kim

Key Words : Aeroelasticity (공력탄성학), Space Rocket (우주발사체), Computational Fluid Dynamics (전산유체역학), 플러터(Flutter), 천음속(Transonic)

ABSTRACT

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. The developed fluid-structure coupled analysis system is applied for aeroelastic computations combining computational structural dynamics(CSD), finite element method(FEM) and computational fluid dynamics(CFD) in the time domain. It can give very accurate and useful engineering data on the structural dynamic design of advanced flight vehicles. For the nonlinear unsteady aerodynamics in high transonic flow region, Navier-Stokes equations using the structured grid system have been applied to the rocket configurations. Also, it is typically shown that the current computation approach can yield realistic and practical results for rocket design and test engineers.

1. 서 론

2차 세계대전을 거친 후 자유진영과 공산진영의 대립으로 인한 냉전시대의 시작은 당시 막대한 군비 경쟁을 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 1990

년대 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]. 이 중 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 중

* 경상대학교 기계항공공학부 대학원

† 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품연구소

E-mail : dhk@gnu.ac.kr

Tel : 055-755-2083 , Fax : 055-755-2081

요하게 다루어야 하는 사안임을 보여주는 부분이다.

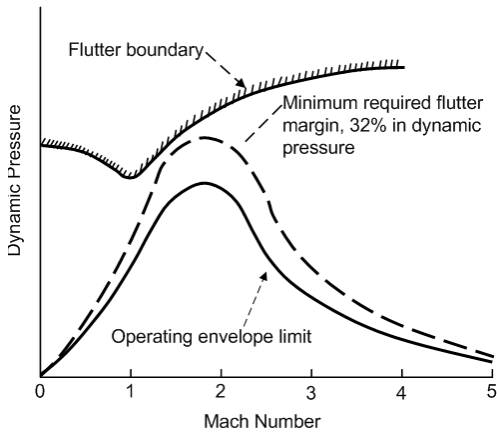


Fig. 1 Launch and exit phase of flight.

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 검증과정에는 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) 하기위한 기기장치(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 지지하고 있다. 플러터와 다이버전스 해석을 위한 비정상 공기역학 하중(unsteady aerodynamic forces)들은 아음속, 천음속, 초음속 및 극초음속 영

역에 대해 가능한 정확한 방법을 사용하여 각 속도 영역에 적합한 이론을 적용해야 함을 언급하고 있다. 그리고 적용한 필터 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 충격파 및 유동접성 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 충격파 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 경험 할 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 필터더 또는 버즈 공탄성 정밀해석에 적합한 CFD 전산해석 기법을 검토하였으며, 개발된 CFD/FEM/CSD 기반의 범용 유체-구조 연계 정밀해석 프로그램인 FSIPRO3D[3-4]를 기반으로 우주발사체 형상에 대한 천음속 공탄성을 수행하였다.

2. 이론적 배경

2.1 일반화 공탄성 방정식

물리영역에서 구조 비선형성 및 감쇠를 고려한 탄성체의 운동방정식은 구조적 비선형성을 무시할 수 있는 경우 모드 접근법(modal approach)을 사용하여 자유도를 획기적으로 줄여 효율적인 계산을 수행할 수 있다. Hamilton의 정리를 이용하여 구조비선형성을 무시한 선형 탄성체에 대한 운동방정식을 유도하면, 구조적 감쇠를 고려한 n-자유도계 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (1)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector)를, $[M_g]$ 은 일반화된 질량행렬, $[C_g]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_g]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며, $\{Q(t)\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 공기력 벡터를 나타내며 다음과 같다.

$$Q(t)_i = \frac{1}{2} \rho U^2 c_i^2 \int_s \psi_i(x, y, z, t) \Delta C_p(x, y, z, t) \frac{dS}{c_i^2} \quad (2)$$

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드를 의미하며, ψ 는 고유모드 벡터를, S는 날개의 투영면적, ρ 는 자유흐름 밀도를, ΔC_p 는 날개 위, 아래 면

에서 압력계수 차를 의미한다.

지배 운동방정식인 식(1)의 동적 공탄성 방정식에 대한 해는 비정상 비선형 CFD코드와 연계하여 주파수 영역과 시간영역에서 구해질 수 있다. 유동장의 비선형성이 강한 경우는 기존의 주파수 영역 해석방법으로 안정성 판단이 곤란한 경우가 발생할 수 있다. 하지만, 연계시간적분법의 경우 구체적 동적 응답을 실제적으로 관찰할 수 있어 비선형 거동특성을 물리적으로 파악할 수 있는 중요한 장점이 있다.

2.2 비정상 Navier-Stokes 방정식

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

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) = 0 \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = \\ - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\tau_{ij} + R_{ij}] \end{aligned} \quad (4)$$

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

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

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

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

$$R_{ij} \cong \mu_T [S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}] - \frac{2}{3} (pk) \delta_{ij} \quad (5)$$

본 연구에서는 식(3)~(4)을 수치적으로 풀기위해 유한체적법을 적용하였으며, RANS 방정식의 이산화를 위해 2차의 풍상기법(2nd order upwind scheme)을 적용하였다. 또한 충격파와 연계된 압축성 유동 박리 효과를 고려하기 위해 2차 방정식 난류모델인

$k-\omega SST$ 모델을 적용하였다.

3. 해석 결과 및 검토

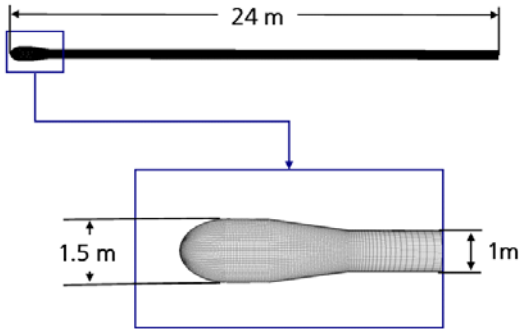


Fig. 2 Geometry configuration of Atlas-Able IV.

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 형상은 Fig. 2와 같다.

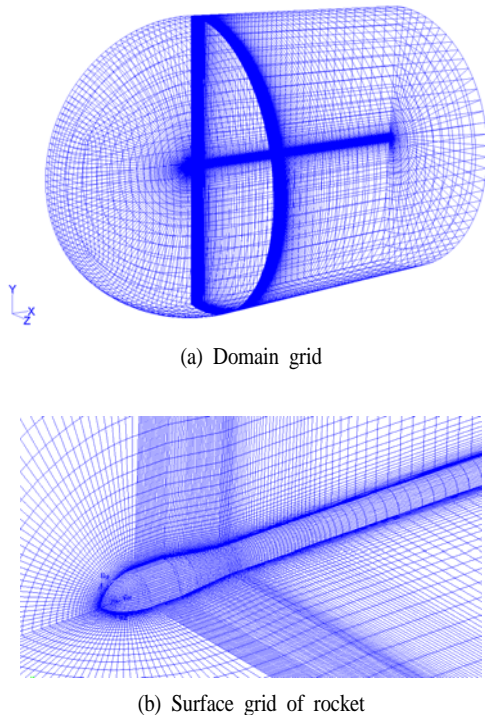


Fig. 3 Computational grid for the Atlas-Able IV model.

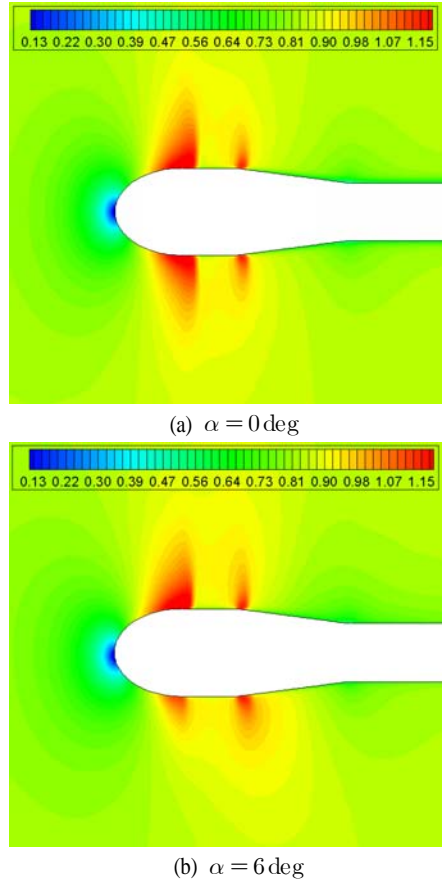


Fig. 4 Longitudinal sectional Mach contour for the Atlas-Able IV configuration at $M = 0.85$.

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 307,200개이며, 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 부가하였다.

참고로 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.4는 천음속 영역인 마하 0.85 에서 받음각 0 deg와 6 deg 조건에 대해 정상 유동해석을 수행한 결과를 보여주고 있다. Figs.4는 길이 방향으로 수직 단면과 발사체 동체 표면에서의 마하수 분포를, Fig.5는 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 있다.

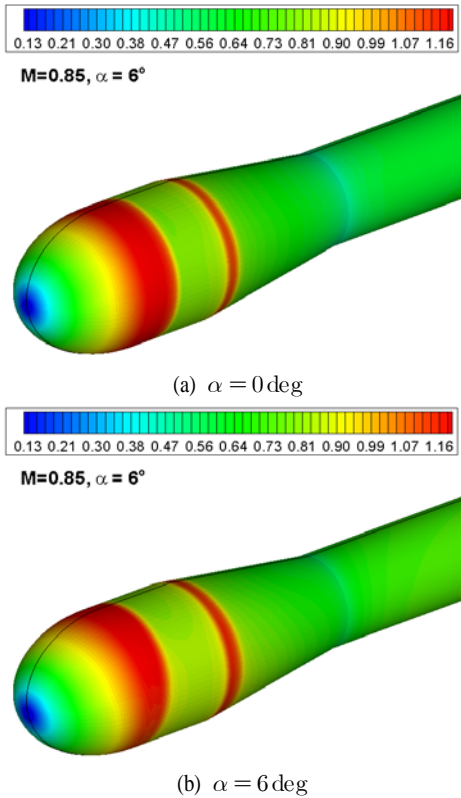


Fig. 5 Surface Mach contours for the Atlas-Able VI model at M=0.85.



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

또한 받음각이 존재하는 경우는 탄두부 위/아래 면에서 서로 다른 세기의 수직 충격파가 나타나게 된다. Fig.6은 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.7은 마하 0.85에서 받음각이 있는 경우와 없는 경우에 대해서 표면 압력분포를 실험결과와 비교해 보았다. 본 연구에서의 방법이 기존의 실험결과(ARC3D)에 비해 표면의 압력분포를 더 잘 예측하였음을 확인할 수 있다.

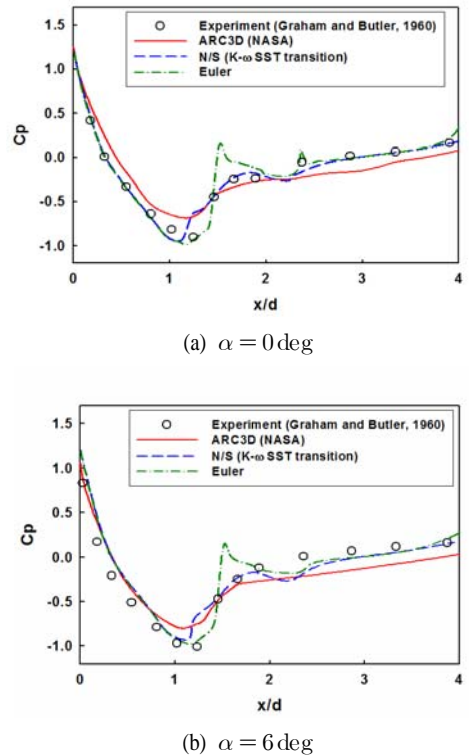


Fig. 7 Comparison of pressure coefficients between experiment

and computations for the Atlas-Able IV model at M=0.85.

Fig.8는 공탄성 해석을 수행하기 위한 구조격자를 나타내며, 2차원 shell요소를 사용하여 생성하였다. 총 노드 개수는 1226개이고, 총 유한요소 수는 1224 개이다. 로켓의 동체 끝부분은 고정(Clamp)되어 있는 것으로 가정하였으며, 구조의 물성치는 Fig.9 과 같이 3개의 부분으로 나누어 적용하였으며, Table 1 에 나타내었다.



Fig. 8 Finite element model for the Atlas-Able IV model.

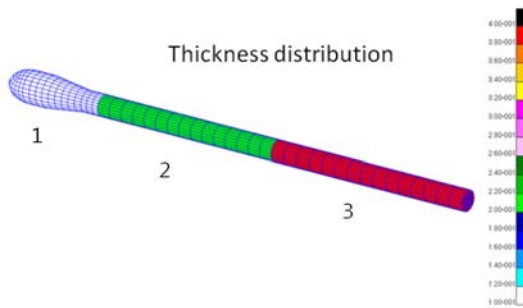
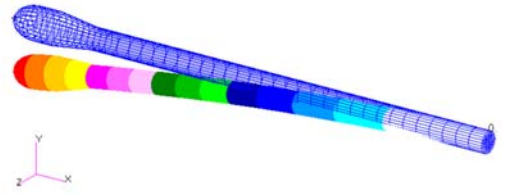


Fig. 9 Thickness distribution for the Atlas-Able IV model.

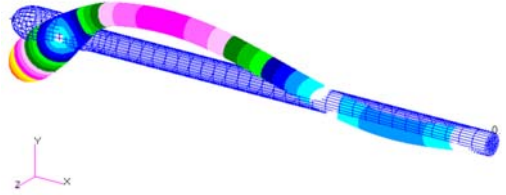
계산된 고유진동수와 모드형상은 Fig.10 에 나타나있다. 본 고유진동결과를 이용하여 공탄성해석을 위한 구조모델과 공력모델의 보간이 이루어지며, 본 해석에서의 보간 오차는 5%미만으로 나타났다.

Table 1 Material properties for the model.

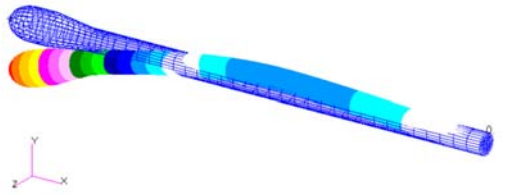
No.	Young modulus(Pa)	Poison ratio	Density (kg/m ³)
1	4.5e10	0.3	388.6
2	1.0e11	0.3	1021
3	1.1e11	0.3	8620.7



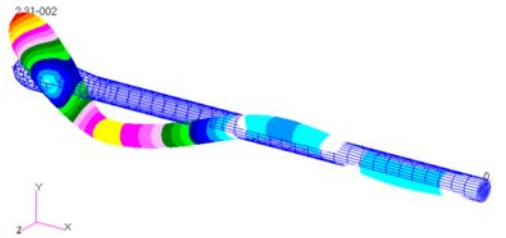
Model1: 5.05 Hz



Mode2: 11.64 Hz



Mode3: 38.67 Hz



Mode4: 55.37 Hz

Fig. 10 Natural vibration mode shapes for the model.

공탄성 해석은 대표적으로 Sealevel조건에 대해서 천음속 영역 마하 0.85에 대해서 받음각 6 deg 조건에 대하여 수행하였다. Fig.11와 같이 시간영역에 대한 일반화된 변위를 Mode 1~4까지 출력해 보았다. 이는 일반화된 변위응답의 수렴성을 통해, 본 운행 조건에 대한 우주발사체 모델의 공력탄성학적인 안정성을 수치적으로 확인 할 수 있었다. 이는 Fig.1의 기준을 바탕으로 지정된 해석조건이며, 다른 마하수에 대해서도 해석을 수행하였고 동일하게 안정한 응답을 확인 하였다.

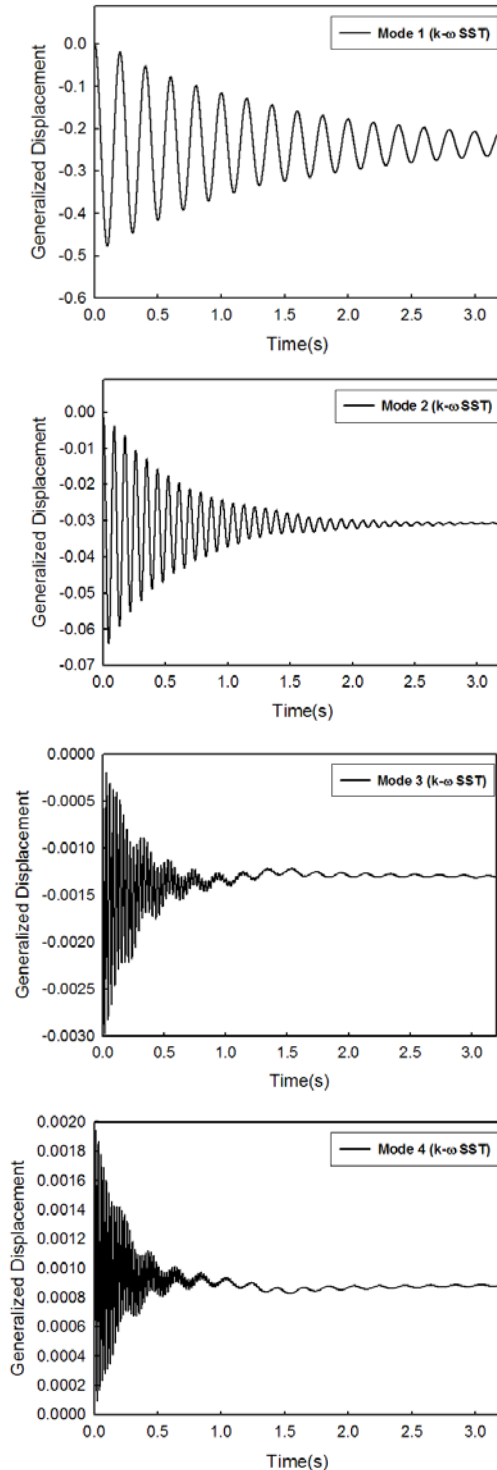


Fig. 11 Generalized displacements for the model (M=0.85, AOA = 6 deg).

4. 결 론

본 논문에서는 대형 우주발사체 로켓 형상에 대해 공탄성 응답해석을 수행하였다. 이를 위하여 CFD기법을 적용한 정상/비정상 유동해석을 수행하였다. 천음속 유동해석에 $k-\omega SST$ transition 난류 모델을 적용하여 실험결과에 보다 일치하는 결과를 얻었고, 유동해석 절차에 대한 검증을 수행하였다. 또한, 유동점성효과를 고려한 동적 공탄성 해석 기법의 구현으로 운항 조건에 대하여 공력탄성학적인 구조 안정성을 수치적으로 나타내었다. 향후 이러한 해석적 기법은 설계 시 보다 정확한 성능해석 및 데이터 확보를 가능하게 해 줄 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회가 지원하고 한국항공우주연구원 연구원이 주관하는 DRC 사업 및 방위사업청과 국방과학연구소 지원 과제(UD070041AD)의 일부로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- (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, "충격파 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 Inc., FLUENT 6.3 User's Guide.

(7) 1988, Azevedo, J. L. F., Transonic Aeroelastic Analysis of Launch Vehicle Configurations, NASA CR-4186.