

받음각 효과를 고려한 발사체 날개단면의 초음속극초음속 비선형 유체유발진동해석

Nonlinear Flow-Induced Vibration Analysis of Typical Section in Supersonic and Hypersonic Flows with Angle-of-Attack Effect

김 유 성* 김 동 현** 윤 명 훈*
Yu-Sung, Kim Dong-Hyun, Kim Myung-Hoon, Yoon

ABSTRACT

In this study, nonlinear flow-induced vibration(flutter) analyses of a 2-DOF launch vehicle airfoil have been conducted in supersonic and hypersonic flow regimes. Advanced aeroelastic analysis system based on computational fluid dynamics and computational structural dynamics is successfully developed and applied to the present analyses. Nonlinear unsteady aerodynamic analyses considering strong shock wave motions are conducted using inviscid Euler equations. Aeroelastic governing equations for the 2-DOF airfoil system is solved by the coupled integration method with interactive CFD and CSD computation procedures. Typical wedge type airfoil shapes with initial angle-of-attacks are considered to investigate the nonlinear flutter characteristics in supersonic($1 < M < 5$) and hypersonic flows($M > 5$). Also, the comparison of detailed aeroelastic responses are practically presented as numerical results.

주요기술용어(주제어) : Supersonic(초음속), Hypersonic(극초음속), Flow-Induced Vibration(유체유발 진동), Wedge Airfoil(쐐기형 에어포일), Coupled-Time Integration(연계시간적분), Dynamic Moving Grid(동적이동격자), Fluid-Structure Integration(유체-구조 상호작용)

1. 서론

지구상의 모든 비행체 구조는 자신이 유발한 비행 속도 때문에 필연적으로 외부 공기흐름과의 상호작용에 노출되게 된다. 이에 대한 전문연구를 수행하는 학

문분야는 공력 탄성학(aeroelasticity)으로 명명되며 전형적으로 다이버전스(divergence), 하중 재분포(road distribution), 조종면 역전(control surface reversal) 현상과 같은 정적인 문제와 플러터(flutter)나 퍼펫팅(buffeting)과 같은 동적인 중요 문제들로 구성되어 있다^[1~3]. 물리적인 면에서 플러터현상은 일반 기계 역학분야에서 전형적인 유체유발진동(flow-induced vibration) 현상에 해당된다^[4]. 특히, 플러터 현상은 비행체 구조물의 날개 전체가 불안정하게 진동하여 파손되는 일반적 의미의 플러터 현상과 동체나 날

† 2007년 8월 7일 접수~2007년 10월 18일 게재승인

* 국립경상대학교 기계항공공학부

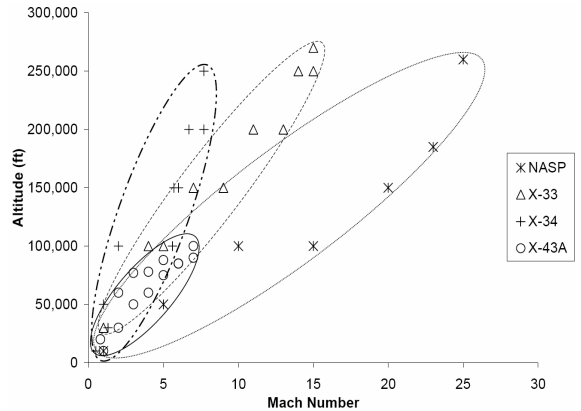
** 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품연구소
주저자 이메일 : dhk@gnu.ac.kr

개의 표면(skin) 구조 중 일부에만 불안정한 피로 파손을 초래하는 패널플러터(panel flutter) 현상으로 세부 분류된다. 또한 고속 비행체의 경우에는 공력가열 현상을 추가로 고려하여 공력 열탄성학(aerothermoelasticity)이라는 용어를 사용하는 경우가 있다.

일반적으로 초음속($1 < M < 5$) 및 극초음속($M > 5$) 영역을 비행하는 비행체의 공력탄성학적 문제는 주로 비행체 구조의 평면이나 곡면 표면 패널의 불안정한 제한주기 진동현상과 관련된 패널플러터(panel flutter) 현상에 대한 연구에 많은 관련 연구들이 수행되어 왔다. 이미, 인류는 2차 세계대전 당시부터 독일에서 개발된 V-2 로켓의 초기 비행시험과정에서 패널 플러터 문제로 여러 번 실패한 사례를 경험하였기 때문에 그 중요성을 오래 전부터 인지하고 있었다. 특히, 초음속 항공기나 우주 비행체 구조물의 외부 표면패널(exterior surface panel)은 공력하중뿐만 아니라 음향, 진동 및 열 하중이 복합된 경우에 대해서도 충분히 견딜 수 있어야 함은 잘 알려진 사항이며, 외부 패널 자체의 진동문제는 전술한 학문분야 중 패널 플러터 현상과 밀접하게 관계된 것이다. 패널 플러터 현상은 형상의 단순함 때문에 피스톤 공력이론(piston aerodynamic theory)과 같이 비교적 단순한 공기역학 이론을 적용하여도 꽤 만족할 만한 성과를 얻을 수 있기 때문에 이미 전 세계적으로 방대한 연구가 수행되어 왔다.

본 연구는 초음속 및 극초음속 영역에서 고전적인 패널 플러터 현상이 아닌 날개의 거시적인 플러터 현상과 관계된 것이다. 이 경우에는 날개 단면 형상과 마하수 따라 충격파 상호간섭 영향이 상당히 달라지기 때문에 플러터 해석시 이러한 비선형 충격파의 영향을 정확하게 고려할 수 있는 전산유체역학(CFD) 해석기법을 연계하여 플러터 현상을 해석할 필요성이 있다.

그림 1은 최근 미국에서 개발된 각종 극초음속 비행체의 비행영역을 보여주고 있는데, 대부분은 높은 고도에서 마하 15이하의 영역을 비행하는 것으로 나타나 있다^[5]. 현재까지도 극초음속 영역에서 CFD기법을 직접 연계하여 유체유발진동 문제를 다룬 연구문헌은 찾아보기가 쉽지 않다. 최근 Thuruthimattan^[5]



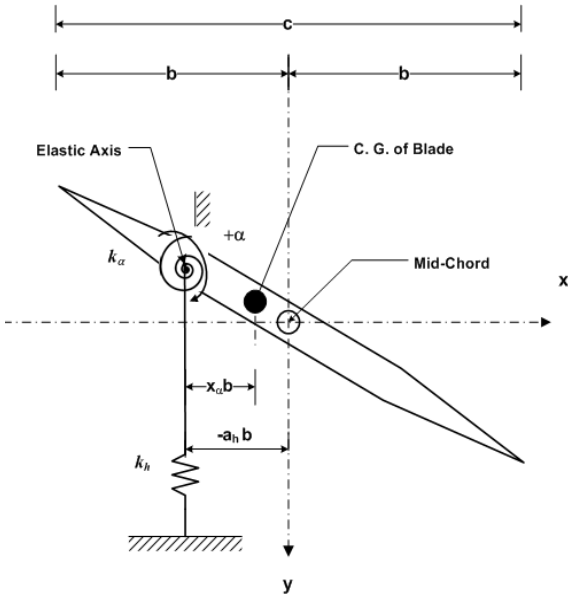
[그림 1] Expected operating envelope for several modern hypersonic vehicles

등은 받음각을 고려하지 않은 2자유도계 췌기형 에어포일 시스템에 대한 극초음속 플러터 해석을 수행하고 특성을 분석하였다. 이들은 3차 피스톤 이론, Euler 및 Navier-Stokes 공력이론에 근거한 비정상 CFD 해석기법을 적용하였으며 마하 7, 10 및 15에서의 플러터해석결과를 제시한 사례가 있다. 하지만, 극초음속 점성 유동해석에서 적용한 CFD 3D 코드의 Spalart-Allmaras 난류모델에 대한 공력 검증결과는 제시되지 않은 점은 유의할 필요가 있다. 국내의 경우는 초음속 영역에서의 일부 연구^[6,7] 외에 극초음속 플러터 해석결과를 보고한 사례는 찾아보기 힘들었다. 따라서 본 연구에서는 전산유체역학(CFD) 및 전산구조동역학(CSD) 기법을 동시 연계한 해석 시스템을 구축하고, 초기 받음각 효과를 고려한 췌기형 에어포일의 극초음속 플러터 응답 특성을 고찰해 보고자 한다. 본 연구의 해석과정에 대한 흐름도는 참고문헌 [8]을 참고하기 바란다.

2. 이론적 배경

가. 2자유도계 유체/구조 연계

피치(pitch)와 플러지(plunge) 자유도를 갖는 2 자유도계 에어포일 시스템(그림 2)에 대한 운동방정식을 탄성축에 대해 유도하면 다음과 같이 나타낼 수 있다



[그림 2] 2-DOF wedge airfoil system

$$\begin{aligned} m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + g_h\dot{h} + k_h h &= -L(t, h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}) \\ S_\alpha\ddot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + g_\alpha\dot{\alpha} + k_\alpha\alpha &= M_{e.a}(t, h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, a 와 h 는 탄성축 위치에서의 플런지(아래 방향이 +)와 피치(시계방향) 변위를, g_h 와 g_α 는 플런지와 피치 방향에 대한 구조감쇠를, k_h 와 k_α 는 플런지와 피치에 대한 탄성축에서의 스프링 강성을, $S_\alpha = m x_{c.g.} = \int_c \rho x dx$ 는 탄성축에 대한 단위 폭당 질량관성모멘트(mass moment of inertia)를, m 은 단위 폭당 에어포일 질량을 의미한다. 그리고 우변의 L 과 $M_{e.a}$ 는 유동에 기인한 비정상 양력과 탄성축에 대한 모멘트를 의미한다. 구조진동 관점에서 식 (1)은 기본적으로 선형방정식에 해당하지만, 유체/구조 연계 진동현상 관점에서는 충격파에 기인한 비선형 특성을 보일 수 있다.

2자유도계 유체/구조 연계 운동방정식 (1)을 정리하면 다음과 같이 행렬형태로 쓸 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{F(t)\} \quad (2)$$

여기서,

$$\begin{aligned} [M] &= \begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} & [C] &= \begin{bmatrix} g_h & 0 \\ 0 & g_\alpha \end{bmatrix} \\ [K] &= \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix} & u(t) &= \begin{bmatrix} h(t) \\ \alpha(t) \end{bmatrix} \\ F(t) &= \begin{bmatrix} -L(t, u, \dot{u}) \\ M_{e.a}(t, u, \dot{u}) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

다양한 매개변수에 대한 물리적인 유체유발 진동 응답 연구수행을 위해 다음과 같이 무차원 변수들을 정의하였다.

$$\begin{aligned} \omega_h &= \sqrt{\frac{k_h}{m}}, & \omega_\alpha &= \sqrt{\frac{k_\alpha}{I_\alpha}} \\ r_\alpha &= \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}, & x_\alpha &= \frac{S_\alpha}{bm} \\ \zeta_\alpha &= \frac{g_h}{2} \sqrt{mk_h}, & \zeta_\alpha &= \frac{g_\alpha}{2} \sqrt{I_\alpha k_\alpha} \\ \mu &= \frac{m}{\pi \rho b^2}, & U^* &= \frac{U_\infty}{b\omega_\alpha} \end{aligned} \quad (3)$$

본 연구에서는 식 (2)의 수치적분을 위해 안정적인 직접적분법(direct integration) 중 하나인 내제적(implicit) Newmark 방법을 연계하여 적용하였다.

나. 비정상 유동해석

초음속 및 극초음속 플러터 해석을 위한 비정상 공력 이론으로 Euler 방정식을 적용하였다. 물체의 상대 운동을 고려한 비정상 압축성 유동장에 대한 오일러 방정식은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_\Omega Q dV + \oint_{\partial\Omega} F(Q) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (4)$$

여기서, F 와 Q 는 각각 보존변수 및 비점성 플럭스를 의미하며 아래와 같이 표현된다.

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, e_0]^T \quad (5)$$

$$F(Q) \cdot \vec{n} = \begin{bmatrix} \rho \bar{u} \\ \rho u \bar{u} + p n_x \\ \rho v \bar{u} + p n_y \\ e_0 \bar{u} + p u_n \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\vec{u} = \vec{n} \cdot (u - u_g) \quad (7)$$

$$u_n = \vec{n} \cdot u \quad (8)$$

위 식에서 Q , u_g , e_0 , \vec{n} 은 각각 보존변수, 격자속도, 단위체적당 전에너지(total energy) 및 물체 표면에 수직인 단위벡터를 의미한다. 또한 이상기체 가정을 적용하면 다음과 같은 압력관계식을 얻을 수 있으며, 공기의 경우 비열비 γ 는 1.4이다.

$$p = (\gamma - 1) \left[e_0 - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right] \quad (9)$$

공간에 대한 차분은 유한체적법을 적용하였으며, 시간에 대한 차분은 계산효율과 시간정확도 향상을 위해 내재적 방식의 dual-time stepping 기법을 적용하였다. 또한 각각의 셀 표면을 통한 플럭스는 Roe의 flux-difference splitting 기법을 이용하여 계산하였다.^[9]

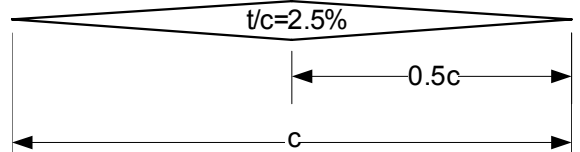
3. 해석결과 및 검토

본 연구에서는 초음속 및 극초음속 영역에서 전형적인 췌기형 에어포일의 유체유발 진동특성을 파악하기 위해 비정상 오일러(Euler) 방정식을 연계한 해석을 수행하였다. 극초음속 영역에서는 유동의 운동에너지가 매우 크기 때문에 에어포일 형상의 경우 오일러 방정식에 근거한 해석이 고받음각 영역에서도 오히려 점성효과를 고려한 Navier-Stokes 방정식을 사용한 경우보다 보다 오히려 실험결과에 더 근접하는 경향을 보일 수 있다. 또한 기존의 일반적인 난류모델링 기법은 초음속 및 극초음속 영역에서 수정이 필요하다.

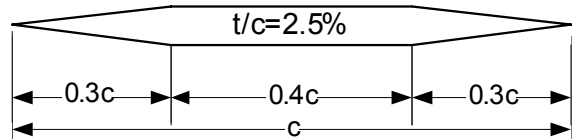
그림 3과 같은 피치(pitch) 및 플런지(plunge) 자유도를 갖는 2가지 에어포일 형상에 대한 유체유발 진동해석을 수행하였다. 해석에 고려한 에어포일 형상은 일반적인 미사일 날개에 사용하는 대표적인 형상에 해당하며, 두께 비는 2.5%를 가정하였다.

그림 4는 초음속 및 극초음속 유체유발 진동해석을

위한 에어포일의 Euler 격자계이다. 에어포일 표면에서의 격자수는 200개이며, 총 격자수는 19,767개이다. 비정상 유동해석을 위한 유동조건은 초음속 영역인 마하 4와 극초음속 영역인 마하 7을 가정하여 해석을 수행하였으며, 받음각의 영향을 고려하여 0°, 3°, 6°,

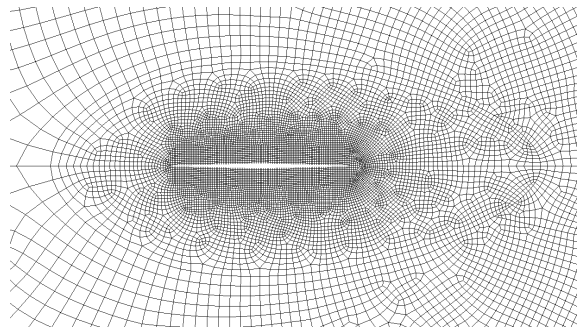


(a) Type A

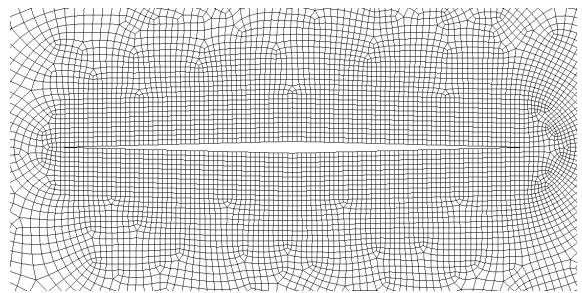


(b) Type B

[그림 3] Typical missile airfoil shapes



(a) CFD grid around wedge type airfoil



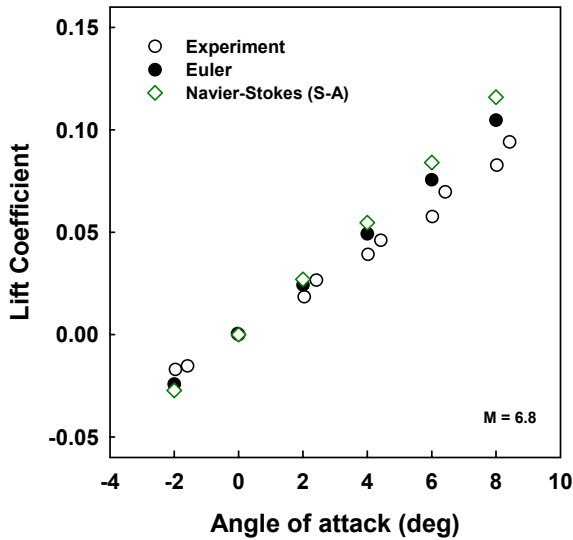
(b) Zoomed view

[그림 4] Aerodynamic grid for Euler CFD solution

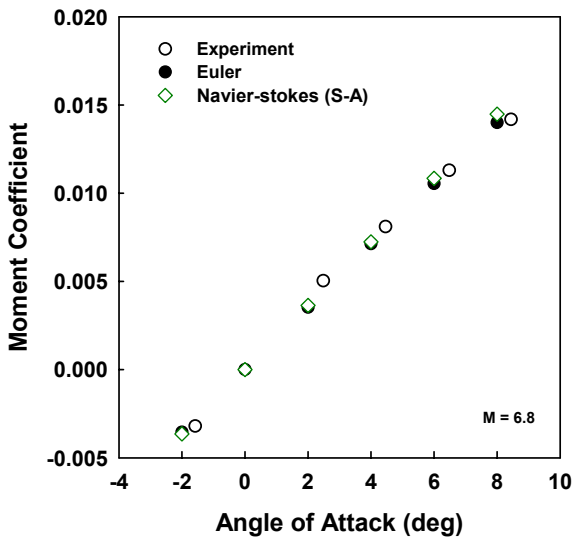
9°에 대하여 정적 공탄성 해석을 수행 후 동적 공탄성 응답을 검토하였다. 비정상 유동해석을 위한 유동 조건은 전압(total pressure)이 101,325Pa이고 전온도(total temperature)는 288.15K이다. 비정상 유동해석 및 정적 공탄성 해석을 위한 시간스텝(time step)은 0.001s로 지정하였고, sub-iteration은 50, 총 1초 동

안의 응답특성을 확인하였다.

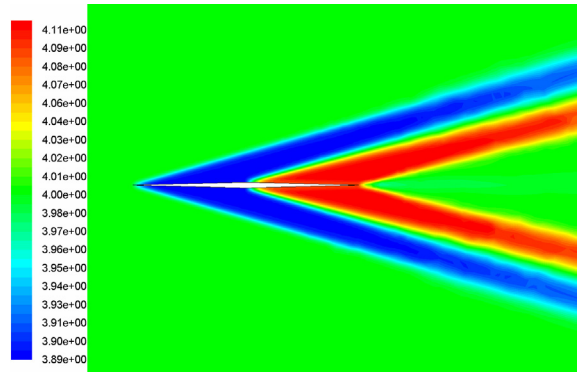
그림 5는 초음속 및 극초음속 영역에서 양력 및 모멘트 계수를 실험결과와 정상 공력해석 결과와 비교하였다. 유동조건은 마하수 6.8인 경우, 시위가 4in



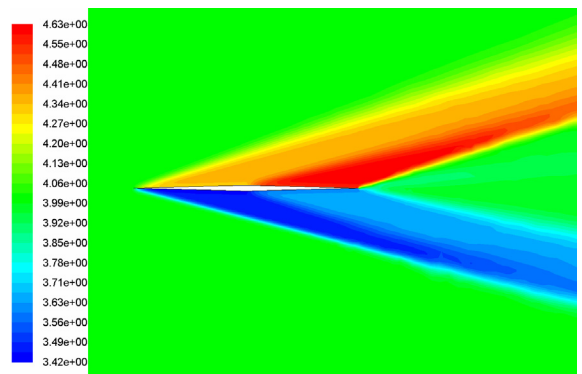
(a) Lift coefficients



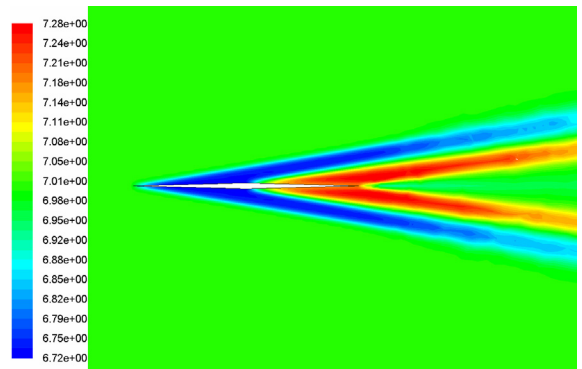
(b) Moment coefficients



(a) M=4.0, $\alpha=0\text{deg}$

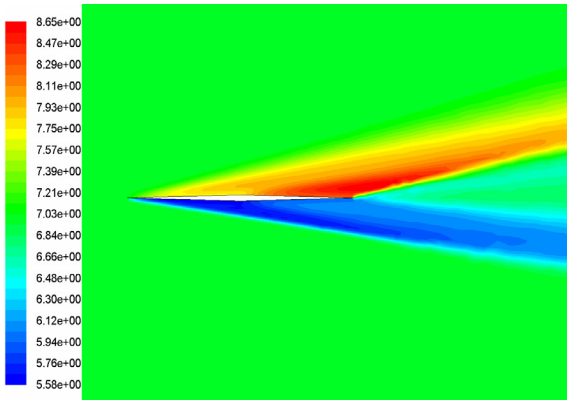


(b) M=4.0, $\alpha=6\text{deg}$



(c) M=7.0, $\alpha=0\text{deg}$

[그림 5] Comparison of lift and moment coefficients

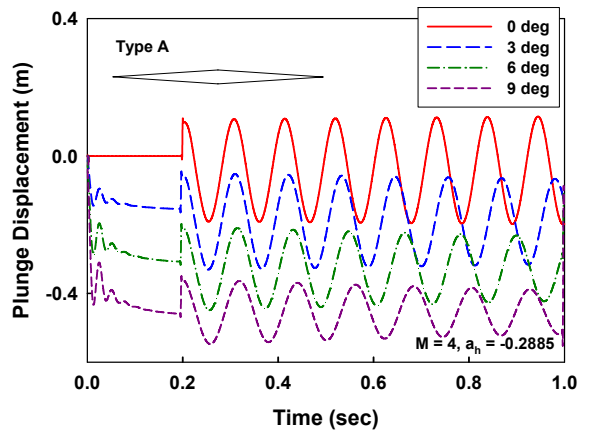


(d) $M=7.0$, $\alpha=6\text{deg}$

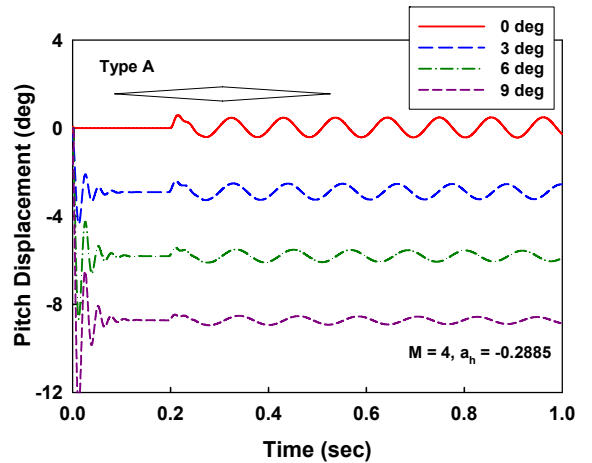
[그림 6] Comparison of steady Mach contours

(10.16cm)일 때의 유동해석 결과를 나타낸 것이다. 실험은 대기조건이 헬륨인 경우 유동흐름의 Reynolds 수는 4.8×10^6 일 때, 대기가 공기 조건에서 유동의 상사성을 이용하여 해석을 수행하였다. 오일러 유동해석 결과가 극초음속 영역에서 양력계수와 모멘트 계수가 실험결과를 잘 예측할 수 있음을 볼 수 있다. S-A 난류모델을 적용한 Navier-Stokes 해석의 경우는 실험결과를 잘 예측하고 있으나, 오히려 고받음각 영역에서는 오일러 해석결과에 비해 보다 큰 차이를 보이고 있는 것을 확인하였다.

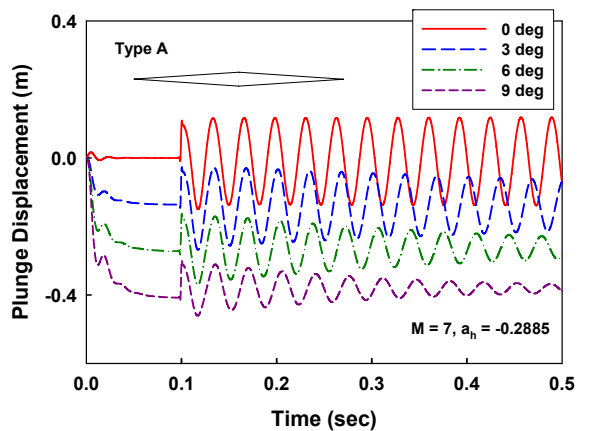
플러터 해석에 적용한 모델의 구조파라미터는 $a_h = -0.2885$, $x_a = 0.2$, $\gamma_a = 0.5$, $\bar{\omega} = 0.4$, $\mu = 13.47$ 이다. 여기에서 $\bar{\omega}$ 는 굽힘모드와 비틀림모드의 고유진동수 비를 의미한다. 마하수 4.0에서 에어포일의 받음각이 0° 일 때 플러지 운동과 피치 운동 변위의 중립응답을 나타내는 U^* 는 Type A의 경우 35.8, Type B의 경우 33.0으로 나타났으며, 마하수 7.0에서 중립응답을 나타내는 U^* 는 Type A의 경우 18.3, Type B의 경우 11.8로 나타났다. 그림 6은 마하수 4.0 및 7.0일 때 Type A에 대한 에어포일 주변의 마하수분포를 보여주고 있다. 초음속 및 극초음속 영역에서 받음각에 따라 마하수 분포를 나타내었다. 초음속 및 극초음속 영역에서 받음각이 존재하는 경우는 에어포일 위, 아래 면에서 속도차가 크게 발생하는 것을 볼 수 있다. 이는 또한 에어포일 위, 아래 면에서 물리적인 양력 차이를 유발하게 된다.



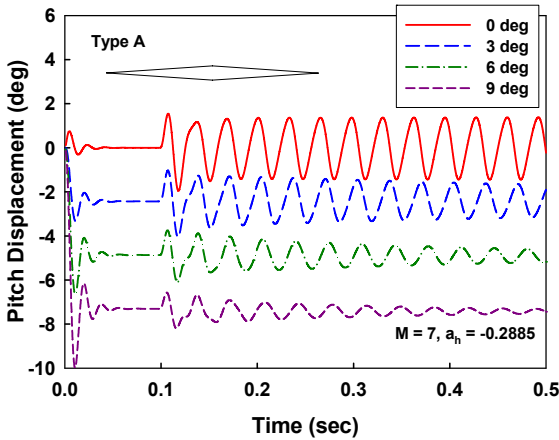
(a) Plunge Displacement($M=4.0$)



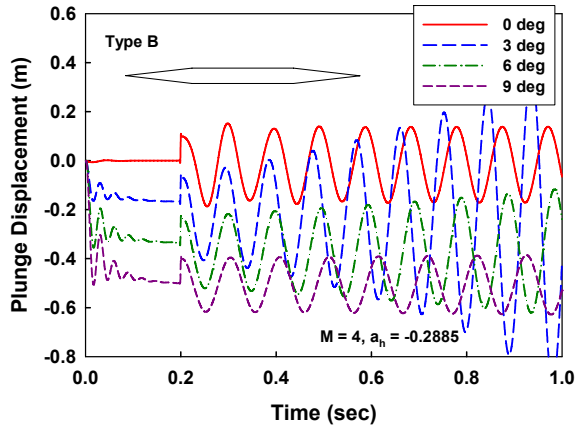
(b) Pitch Displacement($M=4.0$)



(c) Plunge Displacement($M=7.0$)



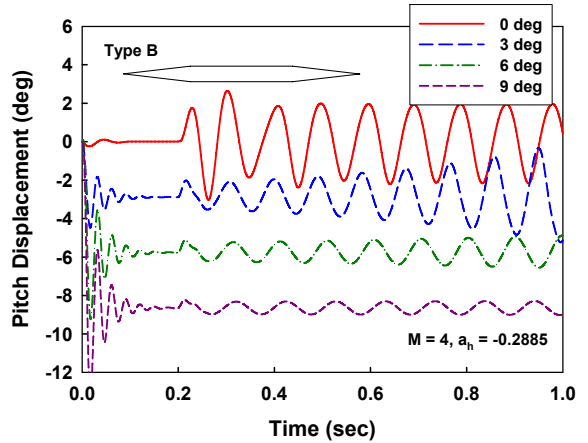
(d) Pitch Displacement(M=7.0)



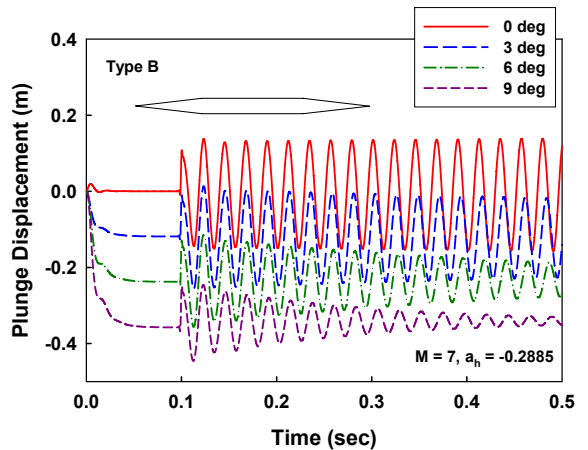
(a) Plunge Displacement(M=4.0)

[그림 7] Comparison of aeroelastic responses for different initial angle-of-attacks in supersonic and hypersonic flows(Type A)

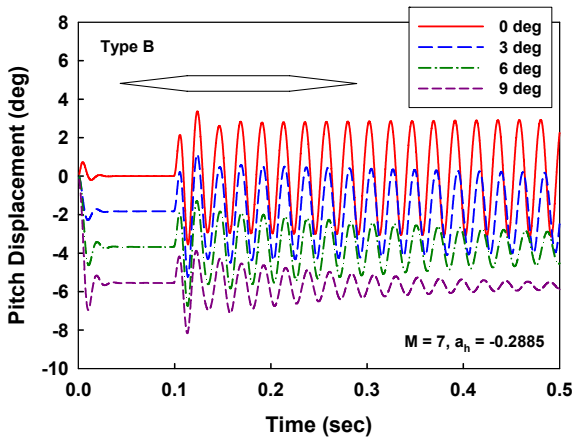
초기 받음각을 고려한 유체유발 진동해석을 수행하기 위하여 에어포일의 받음각이 0°일 때 중립응답을 나타내는 경우를 기준으로 받음각을 변화시켜가면서 그 응답특성을 확인하였다. 그림 7은 Type A 에어포일 단면에 대한 플런지(plunge) 및 피치(pitch) 방향 변위응답을 나타낸 결과이고, 그림 8은 Type B 에어포일 단면의 플런지(plunge) 및 피치(pitch) 방향 변위응답을 나타낸 결과이다. M=4.0의 초음속 흐름인 경우 Type A일 때, 받음각에 따라 플런지의 변화를 살펴보면 받음각이 커질수록 플런지 방향의 변위응답 진폭이 점차 줄어드는 것을 확인 할 수 있다. 또한 그 응답이 받음각이 0°인 경우 중립응답을 나타내었으나, 받음각이 커질수록 그 응답이 오히려 안정한 특성을 나타내었다. 그리고 피치 방향의 변위는 받음각이 증가할수록 응답의 진폭이 줄어드는 것을 확인하였다. 그러나 Type B인 경우에는 받음각 0°인 경우 중립응답을 나타내었지만, 받음각 3°, 6°에서는 에어포일 위, 아래 면의 비대칭 충격과 간섭효과로 인해 발산응답을 나타내었고, 받음각 9°에서는 다시 중립응답을 나타내었다. 그리고 극초음속 영역에서는 Type A, B 에어포일 모두 받음각이 증가할수록 플런지 방향 및 피치방향 응답이 안정해지는 경향성을 나타내었다.



(b) Pitch Displacement(M=4.0)



(c) Plunge Displacement(M=7.0)



(d) Pitch Displacement(M=7.0)

[그림 8] Comparison of aeroelastic responses for different initial angle-of-attacks in supersonic and hypersonic flows(Type B)

4. 결론

본 연구에서는 서로 다른 형상의 발사체 에어포일 형상에 대해 초음속 및 극초음속 영역에서 비선형 플러터 해석을 수행하고 특성을 분석하였다. 이를 위해 진보된 전산유체역학과 구조진동 해석기법을 시간영역에서 동시에 연계하여 독자적인 해석시스템을 구축 및 검증하여 활용하였다. 본 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다. 초음속 및 극초음속 유동영역에서는 동일한 두께 비율에 대해 에어포일의 형상 변화 및 초기 받음각에 따른 플러터 응답을 고찰하였다. 본 연구를 통하여 마하 4.0의 초음속인 경우 Type A일 때, 받음각이 커질수록 플러터 방향 및 피치방향 응답이 안정함을 나타내었으며, Type B의 경우에는 받음각에 따라 오히려 불안정한 플러터 특성을 나타낼 수 있음을 발견하였다. 마하 7.0의 극초음속 유동인 경우는, 두 가지 에어포일 모두 받음각이 증가할수록 플러터 응답이 안정한 경향을 보였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 기초연구과제(계약번호 : UD060023AD) 및 NURI/2단계 BK21사업의 일환으로 수행되었다.

참 고 문 헌

- [1] Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman, R. L., Aeroelasticity, Dover Publications, 1996.
- [2] Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., Principles of Aeroelasticity, Dover Publications, 1962.
- [3] Dowell, E. H. etc., A Modern Course in Aeroelasticity, 3rd Revised and Enlarged Ed., Kluwer Academic Publications, 1995.
- [4] Blevins, R. D., Flow-Induced Vibration, 2nd Ed., Van Nostrand Reinhold, ISBN 0-442-20651-8, 1990.
- [5] Thuruthimattam, B. J., Friedmann, J. J., McNamara, J. J. and Powell, K. G., "Modeling Approach to Hypersonic Aeroelasticity", Proceedings of IMECE'02, ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, New Orleans, Louisiana, November 17~22, 2002.
- [6] Kim, D. H. and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Aeroelastic Analysis of a Two-Degree-of-Freedom Airfoil with a Freeplay Non-Linearity", Journal of Sound and Vibration, Vol. 234, No. 5, pp. 859~880, 2000.
- [7] Kim, D. H. and Lee, I., "Nonlinear Aeroelastic Instability of a Supersonic Missile Wing with Pitch Axis Freeplay", KSAS International Journal, Vol. 4, No. 1, pp. 53~62, May 2003.
- [8] Kim, D. H., Oh, S. W., Kim, Y. S. and Kim, D. M., "Nonlinear Aeroelastic Simulation of Stator-Rotor Cascade Considering Relative Motion and Flow Viscosity Effect", IFASD 2007.
- [9] FLUENT User's Manual V.6.3, FLUENT Inc., 2006.