

유도무기 날개 단면형상에 따른 초음속 및 극초음속 플러터 특성

Supersonic and Hypersonic Flutter Characteristics for Various Typical Section Shapes of Missile Fin

김 동 현* · 김 유 성* · 김 요 한* · 오 일 권**

Dong-Hyun Kim, Yu-Sung Kim, Yo-Han Kim and Il-Kwon Oh

(2007년 11월 19일 접수 ; 2008년 3월 31일 심사완료)

Key Words : Supersonic(초음속), Hypersonic(극초음속), Fluid-structure Interaction(유체-구조 상호작용), Flutter(플러터), Dynamic Moving Grid(동적 이동격자)

ABSTRACT

In this study, supersonic and hypersonic flutter characteristics have been analyzed for the various typical section shapes of missile fin configurations. Nonlinear flutter analyses are conducted considering the effect of moving shock waves. Computational fluid dynamic method is applied to accurately predict unsteady aerodynamic loads due to structural motions for the solution of aeroelastic governing equations. Commonly used typical section shapes of supersonic and hypersonic launch vehicles are considered in the present numerical study. Detailed flutter responses for four different typical section models are presented and the flutter characteristics are physically investigated.

1. 서 론

지구상의 모든 비행체 구조는 자신이 유발한 비행 속도 때문에 필연적으로 외부 공기흐름과의 상호작용에 노출되게 된다. 이에 대한 전문연구를 수행하는 학문분야는 공력탄성학(aeroelasticity)으로 명명되며 전형적으로 다이버전스(divergence), 하중재분포(road distribution), 조종면 역전(control surface reversal) 현상과 같은 정적인 문제와 플러터(flutter)나 버펫팅(buffeting)과 같은 동적인 중요 문제들로 구성되어 있다⁽¹⁻³⁾. 물리적인 면에서 플러터

현상은 일반 기계역학분야에서 전형적인 유체유발진동(flow-induced vibration) 현상에 해당된다⁽⁴⁾. 특히, 플러터 현상은 비행체 구조물의 날개 전체가 불안정하게 진동하여 파손되는 일반적 의미의 플러터 현상과 동체나 날개의 표면(skin) 구조 중 일부에만 불안정한 피로파손을 초래하는 패널플러터(panel flutter) 현상으로 세부 분류된다. 또한 고속 비행체의 경우에는 공력가열 현상을 추가로 고려하여 공력열탄성학(aerothermoelasticity)이라는 용어를 사용하는 경우가 있다.

일반적으로 초음속($1 < M < 5$) 및 극초음속($5 < M$) 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 왔었다. 이미, 인류는 2차 세계대전 당시부터 독일에서 개발된 V-2 로켓의 초기 비행시험과정에서

* 교신저자: 정희원, 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

E-mail : dhk@gnu.ac.kr

Tel : (055)751-6125, Fax : (055)755-2081

* 국립경상대학교 기계항공공학부

** 정희원, 전남대학교 기계시스템공학부

서 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 방대한 연구가 수행되어 왔다.

이 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 해석 시 이러한 비선형 충격파의 영향을 정확하게 고려할 수 있는 전산유체역학(CFD) 해석기법을 연계하여 플러터 현상을 해석할 필요성이 있다.

Fig. 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⁾ 등은 받음각을 고려하지 않은 2자유도 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 플러터 해석결과를 제시한 사례가 있다. 하지만, 극초음속 점성 유동해석에서 적용한 CFD 3D코드의 Spalart-Allmaras 난류모델에 대한 공력 검증결과가 제시되지 않은 점은 유의할 필요가 있다. 국내의 경우도 초음속 영역에서의 일부 연구^(6,7) 외에 극초음속 플러터 해석결과를 보고한 사례는 찾아보기 힘들다. 이 연구에서는 전산유체역학(CFD) 및 전산구조동역학(CSD) 기법을 연계하여 정밀해석 시스템을 구축하고, 이를 응용하여 고속 발사체의 에어포일 형상이 초음속 및 극초음속 영역에서 가지는 플러터 특성을 고찰해 보고자 한다.

2. 이론적 배경

2.1 2자유도계 유체/구조 연계

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

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

여기서, h 와 α 는 탄성축 위치에서의 플러지(아래방향이 +)와 피치(시계방향이 +) 변위를, g_h 와 g_α 는 플러지와 피치 방향에 대한 구조감쇠를, k_h 와 k_α 는

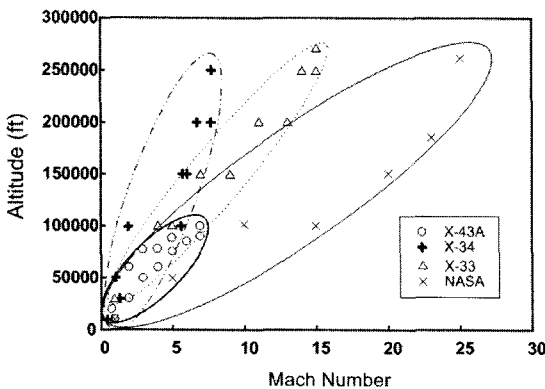


Fig. 1 Expected operating envelope for several modern hypersonic vehicles

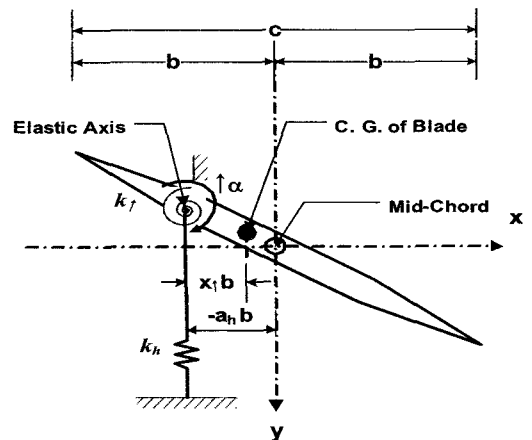


Fig. 2 2-DOF typical section model

플러지와 피치에 대한 탄성축에서의 스프링 강성을, $S_\alpha = mx_{c.g.} = \int x \rho dx$ 는 피치 축에 대한 단위 폭 당 정적모멘트(static moment)를, $I_\alpha = \int_e x^2 \rho_s dx$ 은 탄성축에 대한 단위 폭 당 질량관성모멘트(mass moment of inertia)를, m 은 단위 폭 당 익형의 질량을 의미한다. 그리고 우변의 L 과 $M_{e,\alpha}$ 는 유동에 기인한 비정상 양력과 탄성축에 대한 모멘트를 의미한다. 구조진동적 관점에서 식(1)은 기본적으로 선형방정식에 해당하지만, 유체/구조 연계 진동 관점에서 비선형 특성을 보일 수 있다.

식(2)와 같은 2자유도계 유체/구조 연계 시스템의 운동방정식을 정리하면 다음과 같이 행렬형태로 나타낼 수 있다.

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

여기서,

$$[M] = \begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix}, [C] = \begin{bmatrix} g_h & 0 \\ 0 & g_\alpha \end{bmatrix}, [K] = \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix}$$

$$u(t) = \begin{Bmatrix} h(t) \\ \alpha(t) \end{Bmatrix}, F(t) = \begin{Bmatrix} -L(t, u, \dot{u}) \\ M_{e,\alpha}(t, u, \dot{u}) \end{Bmatrix}$$

다양한 구조 매개변수에 대한 물리적인 유체유발 진동응답 연구를 용이하게 수행하기 위해 다음과 같이 무차원 변수들을 정의하였다.

$$w_h = \sqrt{\frac{k_h}{m}}, w_\alpha = \sqrt{\frac{k_\alpha}{I_\alpha}}, \bar{w} = \frac{w_h}{w_\alpha}$$

$$r_\alpha = \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}, x_\alpha = \frac{S_\alpha}{bm}$$

$$\zeta_h = \frac{g_h}{2} \sqrt{mk_h}, \zeta_\alpha = \frac{g_\alpha}{2} \sqrt{I_\alpha k_\alpha} \quad (3)$$

$$\mu = \frac{m}{\pi \rho_{air} b^2}, U^* = \frac{U_\infty}{bw_\alpha}$$

위 식에서 ρ_{air} 는 공기의 밀도를 의미한다. 또한 구조에너지는 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$E = \frac{1}{2} \{\dot{u}\}^T [M] \{\dot{u}\} + \frac{1}{2} \{u\}^T [K] \{u\} \quad (4)$$

이 연구에서는 지배방정식 식(2)의 연계 수치적분을 위해 내재적(implicit) 시간적분법인 Newmark 방법을 적용하였다. 한 가지 특이한 점은 이 연구의 방법과 같은 정교한 시간영역 플러터 해석에서는 구조진동 방정식 시간적분과정의 매 시간스텝에서 비정상 전산유체해석으로 구해진 천이 공력하중을 지속적으로 반영하여 계산을 수행해야 한다는 점이다⁽⁶⁾.

2.2 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.

$$\frac{d}{dt} \int_\Omega Q dV + \oint_{\partial\Omega} F(Q) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (5)$$

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

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, e_0]^T$$

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

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

$$u_n = \vec{n} \cdot u$$

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.

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right] \quad (7)$$

수치해석을 위한 공간차분은 유한체적법을 적용하였으며, 시간에 대한 차분은 계산효율과 시간정확도 향상을 위해 내재적 방식의 dual-time stepping 기

법을 적용하였다. 또한 각각의 셀 표면을 통한 플러스는 Roe의 flux-difference splitting 기법을 적용하였다⁽⁸⁾.

3. 해석결과 및 검토

이 연구에서는 초음속 및 극초음속 영역에서 썩기형 에어포일의 형상에 따른 유체유발 진동특성을 파악하기 위해 비정상 오일러(Euler) 방정식을 연계한 해석을 수행하였다. 극초음속 영역에서는 유동의 운동에너지가 매우 크기 때문에 오일러 방정식에 근거한 해석이 고받음각 영역에서도 오히려 점성효과를 고려한 Navier-Stokes(N-S) 방정식을 사용한 경우보다 보다 실험결과에 근접하는 경향을 보이고 있다. 또한, 기존의 일반적인 난류모델링 기법이 높은 초음속이나 극초음속 영역까지 유효하게 적용될 수 있다고 보기는 어렵다.

Fig. 3과 같은 피치(pitch) 및 플러지(plunge) 자유도를 갖는 2자유도계 에어포일 형상에 대한 유체유발 진동해석을 수행하였다. 해석에 고려한 에어포일 형상은 일반적인 미사일 날개에 사용하는 대표적

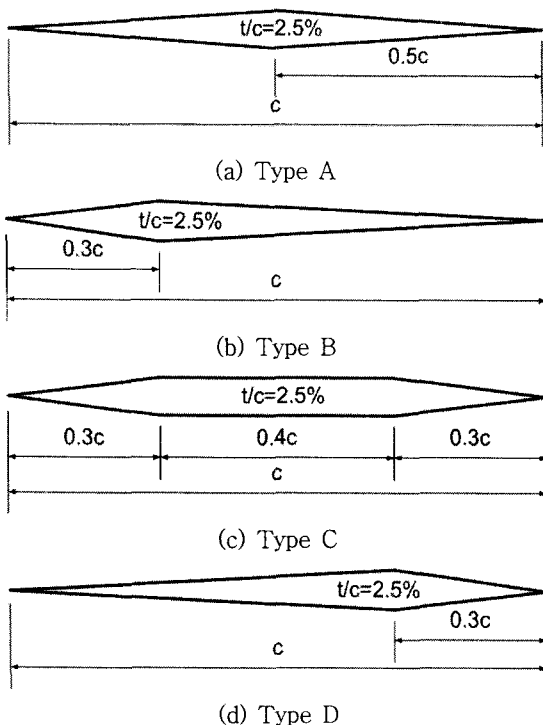


Fig. 3 Typical airfoil shapes for missile wing

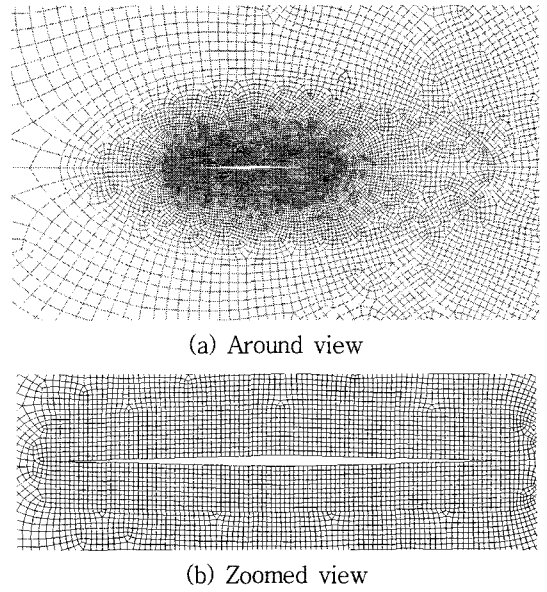


Fig. 4 Aerodynamic CFD grid

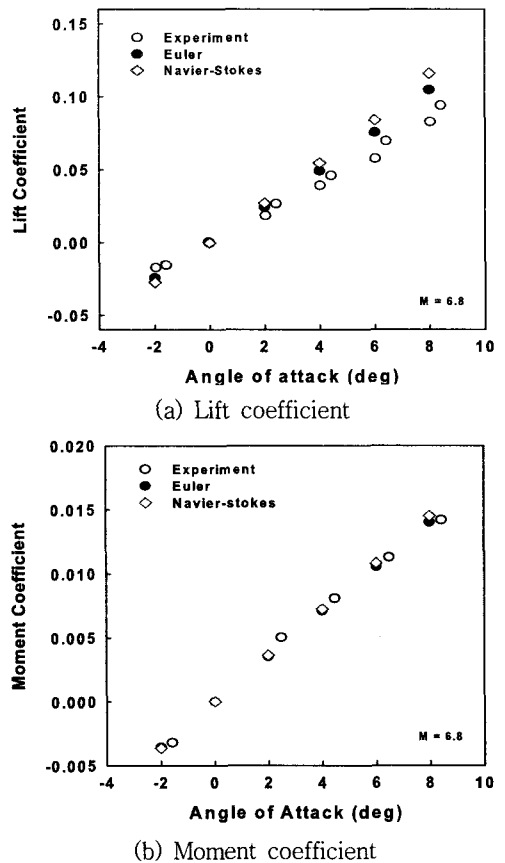


Fig. 5 Comparison of lift and moment coefficients (M=6.8)

인 형상에 해당하며, 두께비(thickness ratio)는 2.5%를 고려하였다.

Fig. 4는 초음속 및 극초음속 유체유발진동해석을 위해 생성한 에어포일 격자의 예를 보여주고 있다. 이 모델의 경우 에어포일 표면에서의 격자수는 200개이며, 총 격자수는 19767개이다. 비정상 유동해석을 위한 유동조건은 초음속 영역인 마하 4와 극초음속 영역인 마하 7을 대표적으로 가정하여 해석을 수행하였다. Type A 에어포일의 경우가 중립응답을 나타내는 경우를 기준으로 하여 서로 다른 에어포일 형상에 대한 공탄성 진동응답 특성을 비교하였다. 해석을 위한 시간스텝(time step)은 0.002 sec으로 지정하였고, sub-iteration 50회에 총 1 sec 동안의 공탄성 응답을 계산하였다.

Fig. 5에서는 초음속 및 극초음속 영역에서 양력 및 모멘트 계수를 기존의 풍동시험 결과⁽⁹⁾와 비교하였다. 결과는 다양한 받음각 조건에 대해 마하 6.8인 경우이며, Reynolds수는 4.8×10^6 이다. 해석 결과를 보면 오일러 및 N-S 유동해석 결과가 실험결

과를 비교적 잘 예측하고 있는데, 고받음각 조건에 대해서도 오히려 오일러 유동해석 결과가 좀 더 실험결과에 근접하고 있음을 볼 수 있다. 이는 극초음속 필터 해석에서 오일러 방정식을 적용하여도 충분함을 의미한다.

Fig. 6은 마하수 4.0일 때 Type A, B, C, D에 대한 에어포일 주변의 마하수 분포를 보여주고 있다. 초음속 영역에서 에어포일 형상에 따라 마하수 분포를 나타내었으며, 주로 에어포일의 형상이 반전되는 부분에서 경사 및 팽창 충격파의 영향으로 국부 마하수가 급변하는 것을 볼 수 있다. 또한 에어포일의 형상에 따라 최대 및 최소 국부 마하수가 서로 다르게 나타나고 있다.

이 연구에서는 Fig. 2와 같은 전형적인 2자유도 계 공탄성 모델에 대해 초음속 및 극초음속 유동 영역($M=4.0$ 및 $M=7.0$)에서 필터 특성을 고찰하였다. 등가 매개변수들은 3차원 날개 형상에 근거하여 결정되었으며 $r_a = 0.5$, $\bar{\omega} = 0.4$, $x_a = 0.2$, $a_{\eta} = -0.2885$, $\mu = 13.47$ 인 경우이며, $\zeta = 0.01$ 로 설

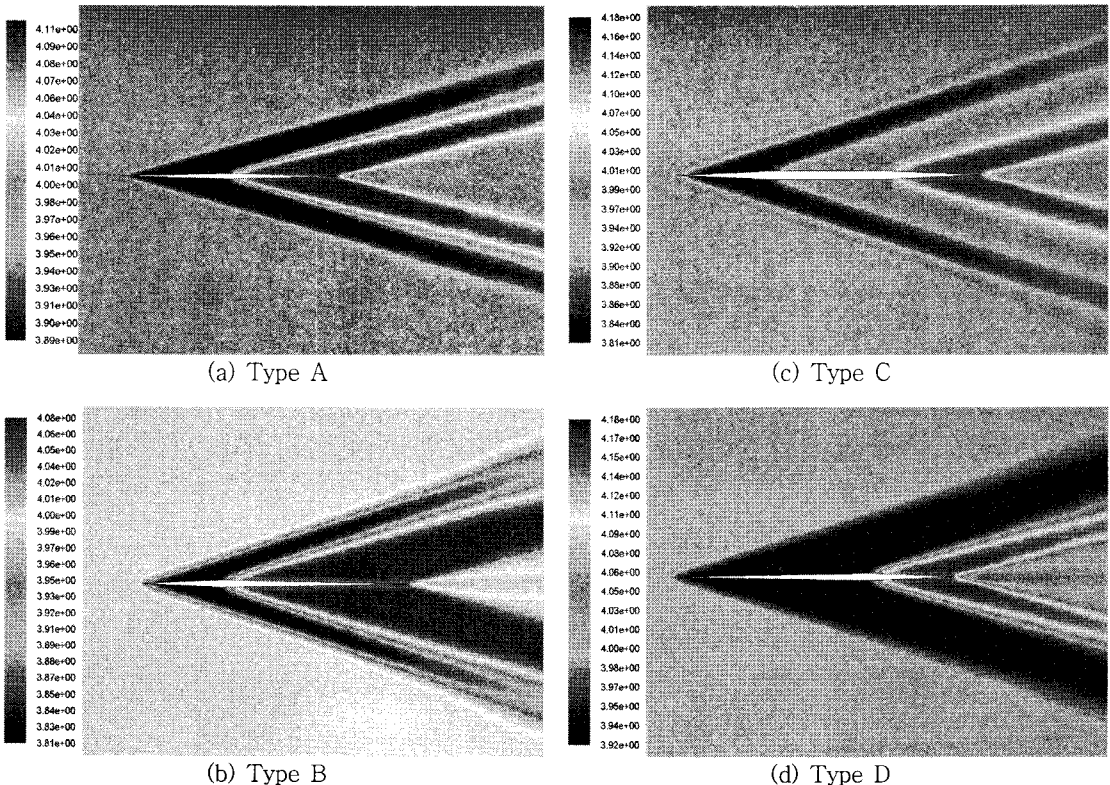


Fig. 6 Comparison of steady mach contours ($M=4.0$)

정하였다. 각각의 매개변수에 대한 정의는 식 (3)에 제시되어 있다. 상대적인 플러터 안정성을 나타내기 위해 우선 Type A 에어포일 형상에 대해 플러터 해석을 수행하고 플러터 발생 시작시점에 해당하는 무차원 속도와 응답을 구하였다. 그 다음 동일한 플러터 매개변수 조건에 대해 이때의 무차원 플러터 속도를 기준으로 다른 3가지 에어포일에 대한 플러터 응답을 구하여 Fig. 7에 제시하였다. 마하 4.0의 경우 Type A 에어포일이 받음각이 0°일 때 중립응답을 나타내는 U^* 는 35.8로 구해졌다. 응답을 보면 Type A, B 및 D의 경우는 거의 유사한 플러터 안정성을 보이는 반면 Type C의 경우는 상대적으로 이미 발산하는 불안정한 플러터 응답을 나타내었다.

Fig. 8은 동일한 조건에 대해 비행 마하수가 7.0인 경우에 대한 결과이다. 마하수 7.0인 경우 Type A 에어포일이 받음각이 0°일 때 중립응답을 나타내는 U^* 는 19.2로 마하 4.0의 경우보다 상당히 감소하였으며, 이는 동일한 날개 구조에 대해 상대적으로 매우 낮은 동압 수준에서 플러터가 유발될 수 있음을

의미하고 있다. 극초음속의 유동의 경우는 특이하게도 Type B의 경우가 가장 불안정한 특성을 보이고 있고, Type C 또한 피치자유도가 플러터 자유도에 비해 먼저 발산하는 경향을 보이고 있음을 볼 수 있다. 동일조건에서 플러터 응답의 감쇠 효과가 가장 큰 경우는 Type D 모델로 나타났다. 이상의 결과와 같이 초음속 및 극초음속 영역에서 플러터 특성은 에어포일의 형상에 따라 다르게 나타날 수 있으며, 양쪽 속도 영역에서 모두 좋은 플러터 특성을 보이는 에어포일 형상이 존재함을 알 수 있다. 마하 7.0에서의 이런 특이한 경향은 마하 4.0에서 Type A, B, D 모델이 거의 유사한 플러터 응답특성을 보이는 것과는 매우 대조적인 결과라고 할 수 있다. 마지막으로 극초음속 비행체를 설계할 때는 공력가열 효과로 인한 물성 및 강성저하에 의한 추가적인 영향이 더욱 심해지기 때문에 플러터 안정성이 매우 취약해 질 수 있다. 또한 공력가열 효과가 플러터 안정성에 미치는 영향에 대한 연구는 이 연구에 이어 차후에 수행할 예정이다.

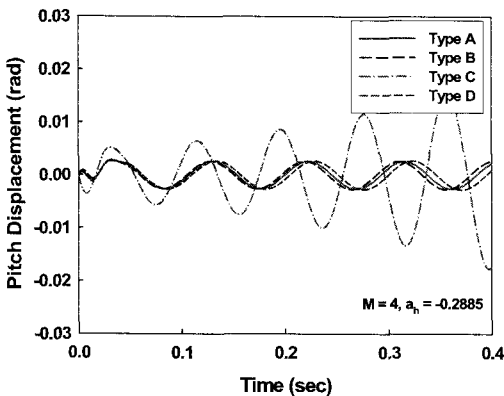
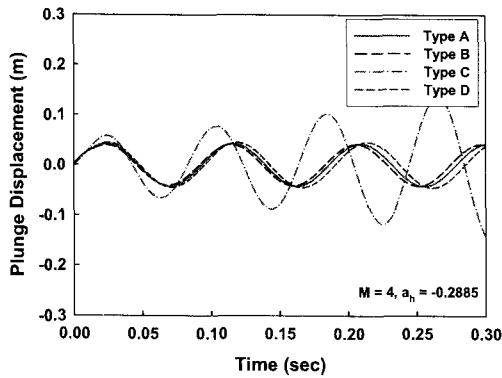


Fig. 7 Comparison of aeroelastic responses for different airfoil shapes at M=4.0

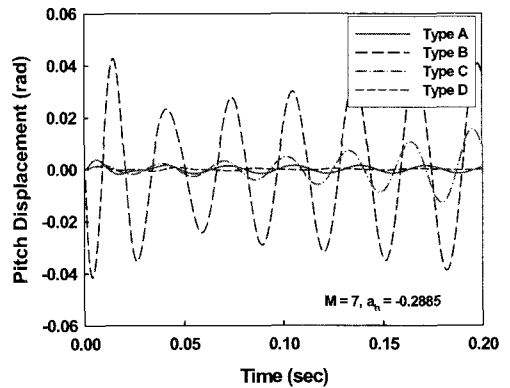
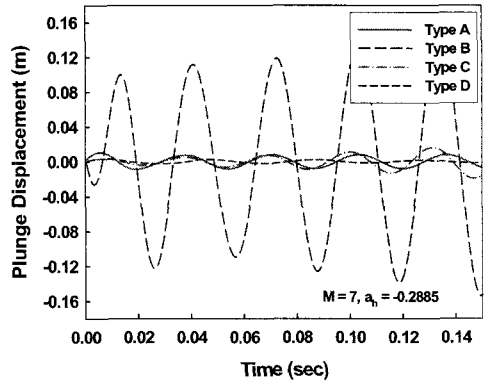


Fig. 8 Comparison of aeroelastic responses for different airfoil configurations at M=7.0

4. 결 론

이 연구에서는 초음속 및 극초음속 영역에서 발사체 에어포일 형상에 따른 비선형 플러터 해석을 수행하고 특성을 분석하였다. 이를 위해 비정상 전산 유체역학 기법과 전산구조진동해석 기법을 시간영역에서 동시에 병합한 해석시스템을 구축하여 활용하였다. 또한 초음속 및 극초음속 유동 영역에서 발사체 날개의 단면형상 변화가 플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰하였다. 마하 4.0의 초음속 영역과 마하 7.0의 극초음속 영역에서는 날개 단면형상에 따른 고유한 비정상 충격파 특성으로 인해 플러터 안정성이 상이하게 나타남을 확인하였다. 극초음속 영역에서의 플러터 발생 동압 수준은 초음속의 경우에 비해 경우에 따라 상당히 낮아질 수 있기 때문에 설계 과정에서 비정상 충격파의 공력비선형 효과를 고려하여 플러터 안정성을 보다 세밀하게 검토할 필요성이 있음을 알 수 있다.

후 기

이 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

(1) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman, R. L., 1996, *Aeroelasticity*, Dover Publications.

(2) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., 1962, *Principles of Aeroelasticity*, Dover Publications.

(3) Dowell, E. H. etc., 1995, *A Modern Course in Aeroelasticity*, 3rd Revised and Enlarged Ed., Kluwer Academic Publications.

(4) Blevins, R. D., 1990, *Flow-induced Vibration*, 2nd Ed., Van Nostrand Reinhold, ISBN 0-442-20651-8.

(5) Thuruthimattam, B. J., Friedmann, J. J., McNamara, J. J. and Powell, K. G., 2002, "Modeling Approach to Hypersonic Aeroelasticity", *Proceedings of IMECE'02, ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, New Orleans, Louisiana.

(6) Kim, D. H. and Lee, I., 2000, "Transonic and Low-supersonic Aeroelastic Analysis of a Two-degree-of-freedom Airfoil with a Freeplay Non-linearity", *Journal of the Sound and Vibration*, Vol. 234, No. 5, pp. 859~880.

(7) Kim, D. H. and Lee, I., 2003, "Nonlinear Aeroelastic Instability of a Supersonic Missile Wing with Pitch Axis Freeplay", *KSAS International Journal*, Vol. 4, No. 1, pp. 53~62.

(8) FLUENT User's Manual V.6.3, FLUENT Inc. 2006.

(9) Goetz, R. C., 1969, "Hypersonic Flutter Analysis Using Measured Static Aerodynamic Derivatives, and Comparison with Experiment", *NASA TN D-5233*.