

끝단 장착물이 있는 항공기 날개의

천음속/초음속 플러터 해석

⁰김동현*, 이 인*

Transonic/Supersonic Flutter Analysis of a Fighter Wing with Tip-Store

Dong-Hyun Kim* and In Lee*

ABSTRACT

In this study, a nonlinear aeroelastic analysis system for the fighter wing with tip-store has been developed additionally in the transonic and supersonic flow region. The unsteady CFD code based on the transonic small disturbance theory has been incorporated to consider the numerical capability for the aerodynamic nonlinear effects. The coupled time-integration method is used to observe the detailed nonlinear aeroelastic responses for elastic wings in their flight condition. A conservative wing-box model of a fighter wing with tip-store is modeled by MSC/PATRAN and the corresponding free vibration analysis has been performed by MSC/NASTRAN. The results of flutter analyses are presented in the subsonic, transonic and supersonic flow regime.

1. 서 론

비행체의 대표적인 동적 불안정 현상에 해당하는 플러터(flutter)는 공기력, 탄성력, 관성력 등이 동시에 복합된 자연공학 현상으로, 특히 비행체의 고유진동 특성 및 날개 주위의 비정상 유동장 특성과 밀접한 관련을 가지고 있다. 비행중인 항공기에 플러터(flutter)와 같은 심각한 동적 불안정 현상이 유발되면 날개, 꼬리날개 및 조종면 등의 핵심 구조물에 심각한 영구 손상이나 직접적인 추락의 원인이 되는 파손을 초래할 수 있기 때문에 항공기의 설계과정이나 비행시험 전 반드시 플러터 안정성 여부를 예측해 보아야 한다. 일반적으로 천음속(transonic) 영역은 마하수 $0.8 < M < 1.3$ 정도의 속도 영역으로 정의되고 있으며, 이 속도 영역에서는 비행체 주위에 아음속(subsonic)과 초음속(supersonic) 영역의 유동특성이 자연적으로 공존하게 된다. 특히, 이러한 천음속 영역에서는 독특하게도 비행체의 플러터 속도가 급감하는 “천음속

강하(transonic dip)” 현상이 발생되며, 대표적인 동적 불안정 진동현상의 하나인 제한주기운동(Limit Cycle Oscillation, LCO)이 유발될 가능성이 높아 매우 중요한 진동 공학적 특성이 존재하는 영역이다. 이러한 이유로 천음속 영역은 타 속도 영역에 비하여 플러터 발생 및 파괴 파괴 위험성이 가장 높은 영역으로 고려되며, 고속 비행체 설계시 천음속 영역에서의 플러터 안정성 예측 및 동적응답 특성해석은 필수적인 연구분야로 인식되고 있다. 본 논문에서는 기존의 평판형 날개에 대한 학문적 연구와 해석 프로그램 개발에 이어 날개의 끝단에 장착물이 있는 보다 실제적인 구조 모델에 대한 실용적인 연구를 수행하고자 한다. 이 미, Ref.2~4에서 천음속 및 초음속 영역에서의 효율적인 비선형 비정상 공력해석 코드 개발 및 검증이 수행되었으며, Ref.5에서는 비교적 단순한 해석 연구용 날개 구조에 대한 플러터 해석 시스템 개발 및 검증이 수행되었다. Ref.6에서는 개발된 해석시스템을 풍동실험 수행된 3가지 날개 모델들의 실험결과와 비교하여 잘 일치하는 결과를 얻었다. 본 연구에서는 끝단 장착물이 있는 날개에 대

* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

하여 매우 실제적인 wing-box 구조모델링 및 진동 해석이 수행되었으며, 아음속, 천음속 및 초음속 영역에서 플러터 해석이 수행되었다.

2. 공탄성 해석을 위한 이론적 배경

2.1. 비정상 비선형 공력 해석

계산영역(computational domain)에서의 일반화된 비정상 TSD방정식은 다음과 같이 보존형으로 나타낼 수 있다[1].

$$\begin{aligned}
 & -\frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{M^2}{\xi_x} \phi_t + 2M^2 \phi_{\xi} \right] + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[(1-M^2) \xi_x \phi_{\xi} + F \xi_x^2 \phi_{\xi}^2 + \right. \\
 & \left. G (\xi_y \phi_{\xi} + \phi_{\eta})^2 + \frac{\xi_y}{\xi_x} (\xi_y \phi_{\xi} + \phi_{\eta}) + H \xi_y \phi_{\xi} (\xi_y \phi_{\xi} + \phi_{\eta}) \right] \\
 & + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{1}{\xi_x} (\xi_y \phi_{\xi} + \phi_{\eta}) + H \phi_{\xi} (\xi_y \phi_{\xi} + \phi_{\eta}) \right] \quad (1) \\
 & + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\frac{1}{\xi_x} \phi_t \right] = 0
 \end{aligned}$$

여기서, ξ, η, ζ 는 각각 계산 영역에서의 무차원 좌표들로 물리영역에서의 x, y, z 방향에 대응하는 직교 좌표들이다. 위 식에서 각 계수들의 정의는 다음과 같다.

$$F = -\frac{1}{2}(\gamma+1)M^2, \quad G = \frac{1}{2}(\gamma-3)M^2, \quad H = -(\gamma-1)M^2 \quad (2)$$

위 식에서 ϕ 는 미소교란 포텐셜을, $\tau (=tc_r/U)$ 는 무차원 시간을 M 은 자유흐름의 유입 마하수를, γ 는 비열비를 나타낸다. 각 변수들은 무차원화 되었는데, ϕ 는 $c_r U$ 에 의해, x, y, z 는 c_r 에 의해, t 는 c_r/U 에 의해 무차원화 되었으며, c_r 과 U 는 각각 날개에 대한 기준 코드길이(reference chord length)와 유입류의 자유흐름 속도를 의미한다. 본 연구에서 적용한 비정상 비선형 TSD코드의 보다 자세한 이론적 접근 방법들과 공력해석 및 검증 결과들은 Ref.2.4를 참조하기 바란다.

2.2. Wing-Box 구조 진동 해석

항공기의 내력해석과 초기 치수화를 위한 유한 요소 모델은 일차적으로 항공기 주요 체결부 및 구조물에 작용하는 내부하중이나 응력 수준을 설계자가 용이하게 판단할 수 있도록 구성되어야 한다. 이를 위하여 가능한 굽힘 강성을 포함하고 있는 일반 보(beam) 요소나 평판(plate) 요소의 사용

을 배제하고, 대신 1차원 막대(bar)요소나 2차원 멤브레인(membrane) 혹은 전단패널(shear panel)요소와 같이 하중전달 구조가 명확하고 단순한 요소들을 사용하는 것이 바람직하다. 상자형 날개구조의 경우 다양한 부재들이 조합됨으로 인해 기존 순수 연구용의 평판형 날개모델에 비하여 기하학적 형상이 복잡하다. 본 연구에서는 3차원 유한요소 구조 모델링을 위해 MSC/PATRAN이 주로 활용되었으며, 형성된 모델에 대한 구조진동 해석에는 MSC/NASTRAN (Ver.70.5)을 적용하였다. Fig.1에서와 같이 날개 구조는 전방 및 후방 스파(spar) 이외에 내부에 10개의 추가 스파들로 구성되어 있다.

Table 1 Element properties of fighter wing

Structure	Element	Property Value (Bay)			
		1	2	3	4
Skin		Thickness (in)			
	CTRMEM	0.25	0.18	0.13	0.12
	CQDMEM	0.25	0.18	0.13	0.12
Front/Rear Spar Web	CSHEAR	0.135	0.12	0.09	0.05
Inner Spar Web	CSHEAR	0.075	0.065	0.05	0.03
Rib	CSHEAR	0.08	0.08	0.08	0.08
Front/Rear Spar Cap		Area (sq. in)			
	CROD	1.75	1.35	0.60	0.08
Inner Spar Cap	CROD	1.00	0.75	0.60	0.08
Spar Stiffner	CROD	0.05	0.05	0.05	0.05

유한요소 해석에 사용한 각 부재의 요소 및 기하학적 물성치는 Table 1에 제시되어 있다. 구조재질은 알루미늄으로 가정하였으며, 관련 물성치는 $E=1 \times 10^7$ psi, $\nu=0.33$, 밀도는 0.1 lb/in^3 이다. 본 구조모델의 경우 날개 상자부의 순수 구조무게는 518lb로 나타났다. 이외에도 주날개에는 조종면 구동장치, 내부연료 및 연료계통, 등 비구조(non structural) 요소 질량들을 포함하게 된다. 이는 항공기 버전에 따라 다소 차이가 있을 수 있는 사항으로, 본 연구에서는 약 3000lb의 비구조 질량을 날개의 주요 절점에 부가하였다. 끝단 발사기(launcher)의 무게는 72lb를 무게 중심에서 피치축에 대한 회전 질량 관성모멘트는 53000 in-lb를 가정하였다. 끝단에 장착된 공대공 미사일 모델의 경우는 무게 197lb에 회전 질량 관성모멘트는 220000 in-lb를 가정하였다. 끝단 발사기와 미사일은 보

(beam) 요소로 모델링 되었으며, 날개에 비해 상대적으로 큰 강성을 가지도록 설정되었다. 본 모델의 경우 F-16 전투기의 날개를 근거로 하여 설정된 것이며, 날개의 공력형상은 앞전의 후퇴각이 40°, 가로세로비(AR) 3.0, 테이퍼비(TR) 0.228이다. F-16 날개의 경우 초기 비틀림각이 없으며, 스펠 전체에 대하여 균일한 에어포일로 설계되었다. 또한 날개 뿌리부에서 끝단까지 4%의 균일 두께비(thickness ratio)를 취하고 있다.

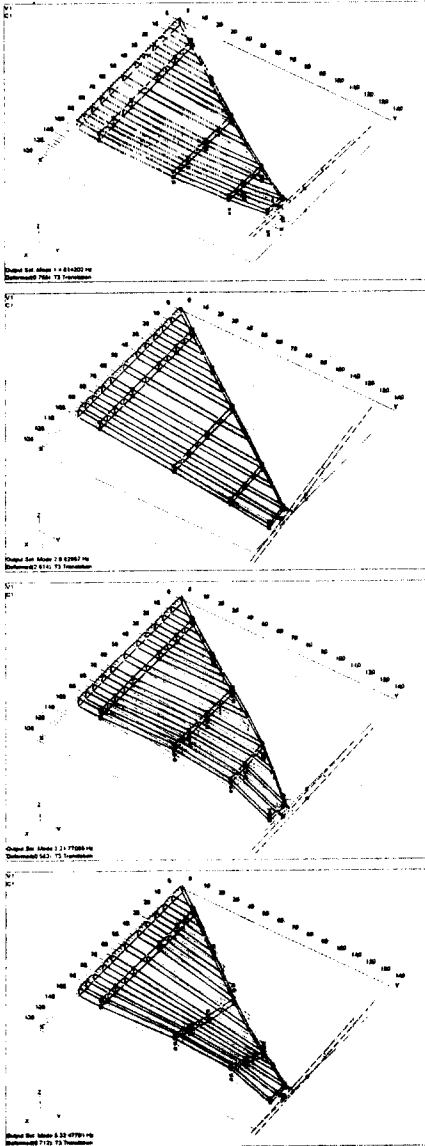


Fig. 1 First four fundamental mode shapes.

Fig.1에는 유한요소해석을 통하여 얻어진 3차원 고유모드 형상을 보여주고 있다. 그림은 끝단에 미사일이 부착된 경우이다. 진동수들은 면내(inplane) 모드를 제외하고 첫 번째 모드부터 차례로 4.81Hz(B), 9.83Hz(M/P), 21.77(B), 32.48(B/T)이다. 단순 날개의 경우에 비해 특이한 사항은 두 번째 모드에 미사일의 피칭모드(M/P)가 나타난다는 점이다. 단순날개의 경우는 5.76Hz(B), 22.62(B/T), 27.55(B/T), 42.66(B/T)으로 나타났다. 원래는 네 번째에 41.28Hz의 면내(x-y) 모드가 포함되어 있었으나 플러터 해석에서는 제외되었다. 끝단에 장착물이 있는 경우는 추가 질량효과로 인해 전체적인 고유진동수가 떨어지는 경향을 보이고 있다.

2.3. 플러터 방정식

Hamilton의 원리를 이용하여 3차원 탄성 날개에 대한 동적 공탄성 방정식(운동방정식)을 유도하면, 구조적 감쇠를 고려한 n-자유도계 시스템의 운동 방정식은 일반화된 좌표계(generalized coordinate)에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (4)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector)를, $[M_g]$ 는 일반화된 질량행렬을, $[C_g]$ 는 일반화된 감쇠행렬을, $[K_g]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며, $\{Q(t)\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 공기력(Generalized Aerodynamic Force, GAF) 벡터를 나타내고 있다. t는 물리영역에서의 실제 시간을 의미하며, 비정상 CFD코드를 공탄성 프로그램과 연계할 때 무차원 시간($\tau = tc_r/U$)과의 차원(dimension) 전이에 세심한 주의가 요구된다. 본 연구에서 식(4)의 각 행렬은 다음과 같이 정의된다.

$$[M_g] = [\phi]^T [M] [\phi] \quad (5)$$

$$[C_g] = [\phi]^T [C] [\phi] \quad (6)$$

$$[K_g] = [\phi]^T [K] [\phi] \quad (7)$$

$$\{Q(t)\} = [\phi]^T \{F(t)\} \quad (8)$$

$$Q_i(t) = \frac{1}{2} \rho U^2 c_r^2 \int_s h_i(x, y) \Delta C_p(x, y, t) \frac{dS}{c_r} \quad (9)$$

3. 해석결과 및 검토

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드를 의미하며, h 는 고유 모드 벡터를, S 는 날개의 투영면적을, c_r 는 날개뿌리에서의 코드길이를, ρ 는 자유흐름 밀도를, U 는 자유흐름 속도를 의미한다. 그리고 $[\psi]$ 는 고유모드 벡터들로 이루어진 변환행렬이며, ΔC_p 는 날개 위, 아래 면에서 압력계수 차를 의미한다. 지배 운동방정식인 식(4)의 동적 공탄성 방정식에 대한 해는 주파수 영역과 시간영역에서 구해질 수 있다. 본 연구에서는 고차의 시간정확도를 위해 5차의 Runge-Kutta 수치적분법을 적용하였다. 이는 시간영역에서의 수치적분 공탄성 해법인 연계시간적분법(Coupled Time-Integration Method, CTIM)[6-7]에 해당한다. CTIM은 식(4) 또는 식(10)의 지배 운동방정식에서 우변의 외력 계산에 비정상 CFD코드가 매 시간 스텝 과정에서 실시간으로 연계되게 된다. 자세한 수치해석 기법 및 해석시스템에 대한 검증은 Ref.5-6을 참조하기 바란다. 만약, DLM이나 DPM과 같이 주파수 영역에서의 선형 공력해석 기법을 식(4)에 적용하는 경우에는, Ref.8-9에서 활용한 유리함수근사(Rational Function Approximation, RFA) 기법을 적용하여 주파수 영역에서의 비정상 공력을 시간영역으로 전환하여 구체적 응답해석을 수행할 수 있다.

본 절에서는 끝단 장착물이 있는 날개에 대한 정상 및 비정상 공력비교와 플러터 해석결과만을 대표적으로 제시하고자 한다. Fig.2은 끝단에 장착물이 있는 미국 Northrop사 F-5 날개에 대한 풍동 모델의 평면형상 및 TSD 해석격자의 예를 보여주고 있다. 해의 정확도를 높이기 위해 격자생성시 주로 고려된 사항은 미사일 앞전, 발사기(launcher) 앞전, 날개 앞전 및 뒷전으로의 밀집분포와 미사일을 중심으로 좌우 대칭의 유연 격자분포이다. 본 연구에서는 미사일 편의 영향은 상대적으로 미소한 것으로 보아 고려하지 않았다.

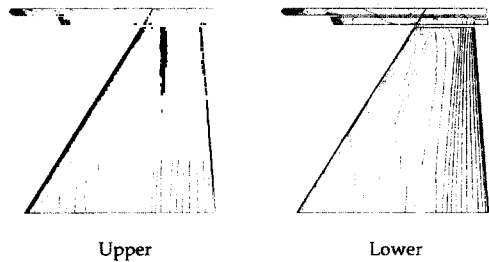


Fig. 3 Surface steady-pressure contours for the F-5 wing with a tip missile ($M=0.9$, $\alpha_o=0.5^\circ$).

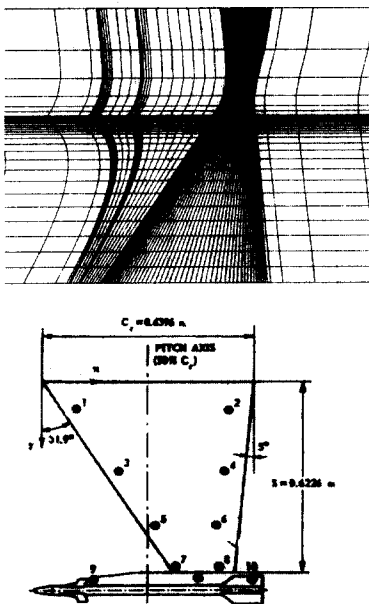


Fig. 2 Physical x-y grid and F-5 wing plan form.

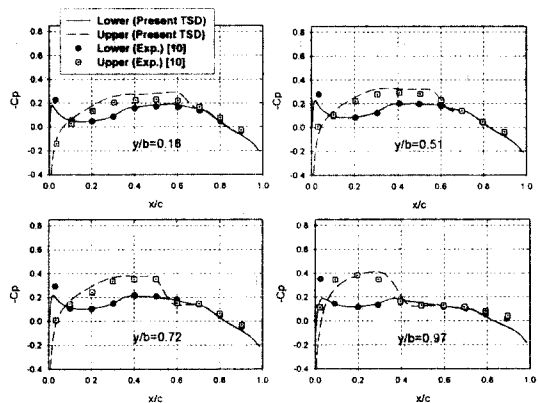


Fig. 4 Surface steady-pressure comparisons between theory and experiment for the F-5 wing with a tip missile ($M=0.9$, $\alpha_o=0.5^\circ$).

Fig.3-4는 플러터 해석시스템에 포함되어 있는 천음속 공력해석 모듈의 검증을 위해 Ref.10의 풍동실험 결과와 비교를 수행한 것이다. Fig.3은 자유흐름 마하수 0.9, 받음각 0.5° 의 유동조건에 대

해 각 스패 위치에서의 정상압력 분포를 보여주고 있다. F-5날개의 단면은 비대칭 NACA 65A004.8 에어포일이며 해석결과와 실험결과가 잘 일치하고 있다. 날개 윗면 끝단 약 40% 코드지점에서 강한 충격파가 관찰되고 있다. Fig.4는 마하수 0.9에서 날개 뿌리의 50%코드를 중심으로 강제 조화운동 ($\alpha = \alpha_o + \alpha_m \cdot \sin(k \tau)$)을 하는 경우의 비정상 압력계수를 실험결과와 비교한 것이다. 본 해석결과가 실험결과를 대체로 잘 예측함을 알 수 있다. 하지만 50% 코드 부근에서의 충격파 발생 지역 및 날개 끝단의 앞전 부근에서는 실험결과와 다소 차이를 보이고 있다. 이는 강한 충격파와 연계된 유동박리 현상이 주요인일 것으로 판단된다.

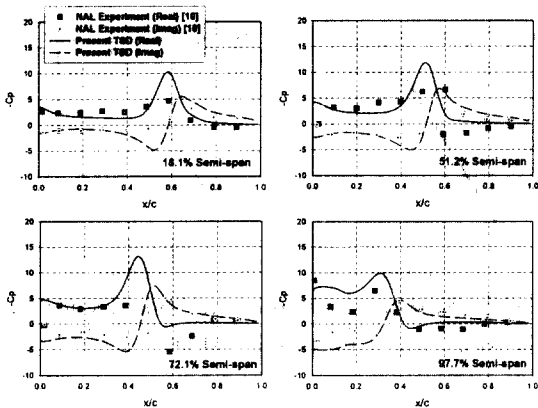


Fig. 5 Unsteady upper-surface comparisons between theory and experiment for the F-5 wing with a tip missile ($M=0.9$, $\alpha_o=0.0^\circ$, $\alpha_m=0.11^\circ$, $k_b=0.275$).

Fig.6은 본 연구에서 설정한 상자구조 전투기 날개에 대하여 해석적으로 예측한 플러터 임계속도 선도를 보여주고 있다. 플러터 해석을 위한 비행고도를 5000 ft로 가정하였으며, 이때 적용된 대기의 표준 밀도비는 0.862이다. 고전적인 평판형 날개의 플러터 해석 결과에서 볼 수 있는 바와 같이 마하수 1근처에서 플러터 속도가 급감하는 “천음속 강하(Transonic Dip)” 현상이 뚜렷이 관찰되고 있다. 또한 마하수 1.0을 전후로 플러터 진동수가 급증하면서 지배적인 플러터 모드가 변화되고 있음을 알 수 있다. 또한 끝단에 장착물이 있는 경우와 없는 경우를 비교해 보면, 오히려 장착물이 있는 경우가 좀 더 플러터 안정성이 높음을 알 수 있다. 이는 끝단 장착물이 부착되는 경우 추가 질량에 의한 관성효과가 발사기 및 미사일의 공력 증가효과 보다 더 지배적인 영향을 미치고 있음을 의미하는

것이다.

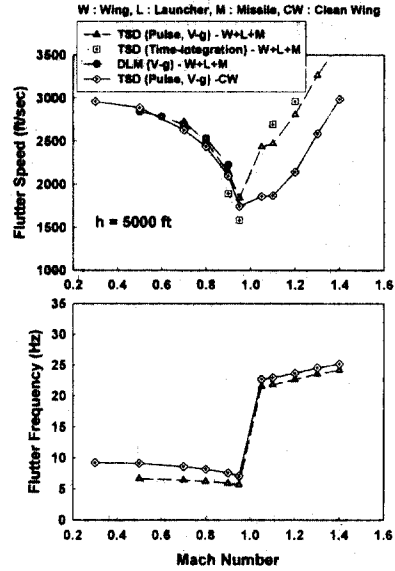


Fig. 6 Flutter velocity and frequency vs. Mach number.

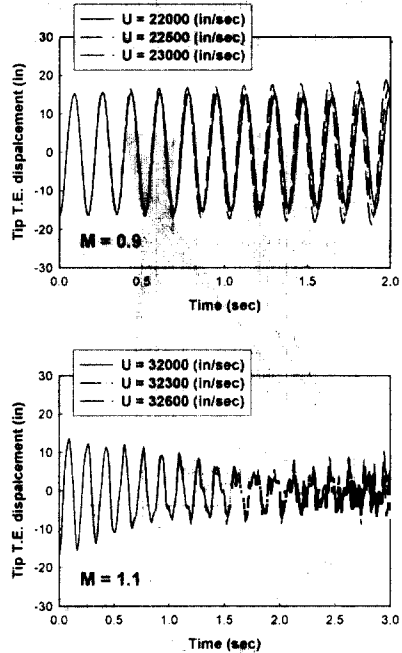


Fig. 7 Calculated aeroelastic responses at trailing edge of wing tip.

또한 Fig.6의 결과에서 천음속 영역에서는 에어

포일 두께효과에 의해 충격파와 연계된 유동장의 비선형성이 강하게 나타나기 때문에 연계시간적분법의 경우가 보다 보수적인 임계 플러터 속도를 예측하고 있음을 알 수 있다. 한편, 초음속 영역으로 비행 속도가 증가하면 오히려 임계 플러터 속도가 급증하는 현상을 볼 수 있는데, 이는 공력탄성학적 안정성에 있어 매우 전형적인 현상이다. 이러한 현상의 대표적인 원인은 초음속 유동장의 경우 받음각에 대한 공력계수의 민감도가 급감하는 특성이 있기 때문이다. 즉, 초음속의 경우 동압 자체는 클 수 있지만 변위에 대한 공력계수의 민감도 저하 영향이 오히려 더 크기 때문에 날개의 공력탄성학적 진동변위에 따른 주변 유동장 자체의 교란 영향은 오히려 미약한 상태가 된다. 이런 경우 외부 유동장으로부터 구조 진동을 유발할 수 있는 전이 가진 운동에너지는 오히려 아음속 영역보다도 미약하다고 볼 수 있다. 게다가 고속비행으로 인해 유지되는 큰 동압 상태는 오히려 진동을 저해하는 구조 감쇠요인으로 작용하게 된다. Fig.7은 마하수 0.9 및 1.1에 대하여 연계시간적분법(CTIM)으로 해석한 공탄성 응답의 예를 보여주고 있다. 결과로 날개 끝단(tip)에서의 실제 공력탄성학적 응답을 보여주고 있다. 천음속 영역의 경우는 경우에 따라 제한주기운동(Limit Cycle Oscillation, LCO)이 유발될 수 있기 때문에, CTIM방법의 경우 일반적으로 최소 중립 응답을 보이는 속도를 플러터 임계 속도로 추정하게 된다. 마하수 1.1의 경우는 지배적인 플러터 모드의 변화로 인해 플러터 진동수가 상당히 증대되었음을 관찰할 수 있으며, 오히려 응답의 비선형성이 증대된 경향을 보이고 있다.

4. 결론

본 연구를 통하여 기존의 평판형 날개에 대한 공탄성 연구에 이어 끝단에 외부장착물이 있는 날개에 대한 공탄성해석 시스템이 보완 개발되었다. 끝단에 외부 장착물이 있는 보다 실제적인 wing-box 날개 구조모형을 설정하여 유한요소 고유진동 해석을 수행하였다. 아음속, 천음속 및 초음속 영역에 대하여 플러터 해석을 수행하였으며, wing-box 구조의 경우도 전형적인 천음속 강화현상이 나타남을 확인하였다. 또한 끝단에 장착물이 있는 경우는 각 속도영역에서 플러터 안정성을 다소 증대시키는 경향이 있음을 관찰하였다.

참고 문헌

- [1] Batina, J. T., "An Efficient Algorithm for solution of the Unsteady Transonic Small Disturbance Equation," AIAA Paper-87-0109, 1987.
- [2] 김동현, 지선구, 이 인, 권장혁, "미소교란 방정식을 이용한 천음속 유동장 해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제2호, 1998, pp. 1~9.
- [3] 김동현, 이 인, "조종면 및 외부장착물이 있는 전투기 날개의 천음속/초음속 비정상 유동장 해석", 한국항공우주공학회, 춘계학술대회 논문초록집, 1999년 4월, pp. 155-159.
- [4] Kim, D. H. and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Aerodynamic Analysis of a Wing with Under Pylon/Store," AIAA: *Journal of Aircraft*, January-February 2000, pp. 189-192.
- [5] 김동현, 이 인, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제4호, 1998, pp. 73~82.
- [6] 김동현, 권혁준, 이 인, "3차원 날개의 플러터 해석 결과와 풍동시험 결과의 비교연구", 한국항공우주학회지, 제28권, 제3호, 2000, pp. 53~63.
- [7] Kim, D. H. and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Flutter Analysis of a Typical Section with Freeplay Nonlinearities," Accepted for publication in the *Journal of Sound and Vibration*, September 1999.
- [8] Tiffany, S. H. and Adams, W. M., Jr., "Nonlinear Programming Extensions to Rational Function Approximation of Unsteady Aerodynamics," AIAA Paper 87-0854, 1987.
- [9] Abel, I., "An Analytical Technique for Predicting the Characteristics of a Flexible Wing Equipped with an Active Flutter-Suppression System and Comparison with Wind-Tunnel Data," NASA TP 1367, February 1979.
- [10] Tijdeman, H. Jr., et al., *Transonic Wind Tunnel Tests on an Oscillating Wing with External Stores; Parts I-IV*, NLR-TR-78106 or AFFDL-TR-78-194, 1978.