

# 면내 곡률이 천음속 및 초음속 유체/구조 연계 진동 안정성에 미치는 영향

## Planform Curvature Effects on the Stability of Coupled Flow/Structure Vibration

김 종 윤\* · 김 동 현\*\* · 이 인†

Jong-Yun Kim, Dong-Hyun Kim and In Lee

(2002년 7월 3일 접수 : 2002년 9월 26일 심사완료)

**Key Words** : TSD(Transonic Small-disturbance Code, 천음속 미소교란 이론), Transonic(천음속), Flutter(플러터), Aeroelasticity(공탄성), DLM(Doublet Lattice Method)

### ABSTRACT

In this study, the effect of planform curvature on the stability of coupled flow/structure vibration is examined in transonic and supersonic flow regions. The aeroelastic analysis for the frequency and time domain is performed to obtain the flutter solution. The doublet lattice method(DLM) in subsonic flow is used to calculate unsteady aerodynamics in the frequency domain. For all speed range, the time domain nonlinear unsteady transonic small disturbance code has been incorporated into the coupled-time integration aeroelastic analysis (CTIA). Two curved wings with experimental data have been considered in this paper. MSC/NASTRAN is used for natural free vibration analyses of wing models. Predicted flutter dynamic pressures and frequencies are compared with experimental data in subsonic and transonic flow regions.

### 1. 서 론

최근에는 장거리 항공 여행이 중요하게 증가되어 초음속 영역에서의 초고속 민간수송기(high speed civil transport, HSCT)와 같은 비행체에 많은 관심을 갖게 되었다.<sup>(1)</sup> 그 결과 NASA와 몇몇 선진 항공업체들은 이미 마하수 3 이상의 순항 초고속 민간수송기의 설계 개발을 추진해 오고 있다.<sup>(2)</sup> 이 설계 과정에서 면내 곡률을 갖는 곡면 날개에 대한 개념을 도입하게 되었는데, 그 이유는 곡면 날개는 윗면의 와류에 의해 비행체의 동력학적 성능을 향상시키고, 곡

선의 날개 끝단이 유도 항력의 특성을 더욱 좋게 하는 것으로 알려져 있기 때문이다.

면내 곡률을 갖는 곡면 날개에 대한 적용 경험이 적기 때문에 플러터(flutter) 실험 결과가 거의 없었다. 최근 NASA에서는 천음속 영역에서 곡면 날개의 면내 곡률이 플러터 특성에 미치는 효과에 대한 연구를 수행하였으며, 천음속 풍동(transonic dynamic tunnel, TDT)에서 곡률을 갖는 곡면 날개에 대하여 직접 실험을 수행하였다. 비행체의 대표적인 유체/구조 연계 진동 불안정 현상에 해당하는 플러터는 공기력, 탄성력, 관성력 등이 동시에 복합된 자연공학 현상으로, 특히 비행체의 고유 진동 특성 및 날개 주위의 비정상 유동장 특성과 밀접한 관련을 가지고 있다. 본 연구에서는 앞전과 뒷전 곡률 반지름을 갖는 곡면 날개들의 플러터 특성을 여러 비행 마하수에 걸쳐 살펴보기 위하여, 아음속 영역에서의 해석 결과를 플러터 풍동 실험 결과와 비교하였으며, 천음속 및 초음

† 책임저자, 정회원, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주전공  
E-mail : inlee@asdl.kaist.ac.kr

Tel : (042) 869-3717, Fax : (042) 869-3710

\* 정회원, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주전공

\*\* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부

속 영역까지 확대하여 연구를 수행하였다.

## 2. 유체/구조 연계 해석의 이론적 배경

본 절에서는 아음속, 천음속 및 초음속 영역에서의 효율적인 유체/구조 연계불안정 (플러터) 해석기법에 대한 이론적 내용들을 간략히 소개하고자 한다.

### 2.1 유체/구조 연계 방정식

(1) 시간영역(time domain) 방정식

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

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

여기서,  $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위 벡터(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.  $t$ 는 물리영역에서의 실제 시간을 의미한다. 본 연구에서 식 (1)의 각 행렬은 다음과 같이 정의된다.

$$[M_g] = [\phi]^T [M] [\phi] \quad (2)$$

$$[C_g] = [\phi]^T [C] [\phi] \quad (3)$$

$$[K_g] = [\phi]^T [K] [\phi] \quad (4)$$

$$\{Q(t)\} = [\phi]^T \{F(t)\} \quad (5)$$

$$Q(t)_i = \frac{1}{2} \rho U^2 c_r^2 \int_S h_i(x, y) \Delta C_p(x, y, t) \frac{dS}{c_r} \quad (6)$$

위 식에서  $[M]$ 은 질량행렬,  $[C]$ 는 감쇠행렬,  $[K]$ 는 강성행렬,  $\{F(t)\}$ 는 공기력 벡터를 의미한다. 또한, 첨자 'i'는 영향(influence) 모드를,  $h$ 는 고유 모드 벡터를,  $S$ 는 날개의 투영 면적을,  $c_r$ 는 날개뿌리

에서의 코드길이를,  $\rho$ 는 자유흐름 밀도를,  $U$ 는 자유흐름 속도를 의미한다. 그리고  $[\phi]$ 는 고유모드 벡터들로 이루어진 변환행렬이며,  $\Delta C_p$ 는 날개 위, 아래 면에서 압력계수 차를 의미한다.

식 (1)의 수치 적분을 용이하게 하기 위하여  $2n$ 차원의 상태벡터(state vector)형태로 변환하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\{\dot{x}(t)\} = [A]\{x(t)\} + [B]\{u(t)\} \quad (7)$$

여기서,

$$[A] = \begin{bmatrix} [0] & [I] \\ -[M_g]^{-1}[K_g] & -[M_g]^{-1}[C_g] \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$[B] = \begin{bmatrix} [0] \\ [M_g]^{-1} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\{x(t)\} = \begin{Bmatrix} \{q(t)\} \\ \{\dot{q}(t)\} \end{Bmatrix}, \quad \{u(t)\} = \begin{Bmatrix} \{0\} \\ \{Q(t)\} \end{Bmatrix} \quad (10)$$

위의 식 (7)은 다양한 기법으로 시간 적분 될 수 있으며, 본 연구에서는 고차의 시간 정확도를 위해 5차의 Runge-Kutta 수치 적분법을 적용하였다. 이는 시간 영역에서의 수치적분 유체/구조 연계 해법인 연계 시간적분법(coupled time-integration method, CTIM)에<sup>(3,4)</sup> 해당한다. CTIM은 식 (1) 또는 2.3절의 식 (17)의 지배 운동방정식에서 우변의 외력 계산에 비정상 CFD코드가 매 시간 스텝 과정에서 실시간으로 연계되게 된다. 만약, DLM이나 DPM과 같이 주파수 영역에서의 선형 공력해석 기법을 식 (7)에 적용하는 경우에는, 참고문헌 (5)에서 활용한 유리함수근사(rational function approximation, RFA) 기법을 적용하여 주파수 영역에서의 비정상 공력을 시간 영역으로 전환하여 구체적 응답해석을 수행할 수 있다.

(2) 주파수영역(frequency domain) 방정식

날개가 단순 조화진동을 한다고 가정하고 구조적 감쇠를 무시하는 경우, 시간영역에서의 운동 방정식 (1)은 주파수 영역에서의 운동 방정식으로 변환될 수 있다. 플러터 해석에  $V-g$  방법을 적용하기 위하여, 강성 행렬에  $1+ig$ 를 곱하여 구조적 인공감쇠,  $g$ 를 도입하면, 아래와 같이  $\lambda$ 를 고유치로 갖는 복소고유치 문제가 된다.

$$\left[ \left( \frac{k_b}{b} \right)^2 [K_g] + \frac{1}{2} \rho [Q(M, ik_b)] - \lambda [M_g] \right] \{q\} = \{0\} \quad (11)$$

여기서,

$$k_b = \frac{\omega b}{U_\infty}, \quad \lambda = \frac{1+ig}{U_\infty^2} \quad (12)$$

위 식에서  $k_b$ 는 환산진동수(reduced frequency)를,  $b$ 는 날개 뿌리 시위(chord) 길이의 절반을 의미한다. 구조가 중립적 안정을 유지하기 위해 필요한 감쇠 값이  $g$ 이므로,  $g$  값이 0인 경우는 중립적 안정에 있는 경우이다. 따라서, 각  $k_b$ 에 대해 계산된 일반화된 공력영향계수 행렬(GAIC,  $[Q(M, ik_b)]$ )을 대입하여 식 (11)의 해를 연속적으로 구하면,  $g$  값이 0인 경우를 내삽(interpolation)하여 구하면 다음과 같이 플러터 해를 구할 수 있다.

$$g = \frac{\text{Im}(\lambda)}{\text{Re}(\lambda)}, \quad U_f = \frac{1}{\sqrt{\text{Re}(\lambda)}}, \quad \omega_f = k_b \frac{U_f}{b} \quad (13)$$

식 (11)에서  $[Q]$  행렬은 구조의 고유진동모드 형상에 대하여 비정상 공력해석 코드와 연계하여 구하게 된다. 이를 기존의 DLM 및 DPM 등의 주파수 영역 해석 코드로 계산하는 경우에는 각 환산진동수의 범위는 0~1.0 정도이며, 이 때 계산을 위한 각 환산진동수들은 입력 데이터 형식으로 해석자가 직접 관심진동수들을 조밀하게 지정하거나 또는, 일정 간격으로 등분하여 지정하게 된다. 하지만, 전형적으로 시간영역에서의 비정상 비선형 CFD코드와 연계하여 구하는 경우에는, 푸리에 변환(fourier transform)이 필요한 충격전이법(pulse transfer method, PTM)이나<sup>(6)</sup>, 조화진동법(harmonic oscillation method, HOM)<sup>(7)</sup> 등의 수치해석기법들이 적용될 수 있다. 한편으로는 주파수 영역으로 시간 선형화를 시킨 유동 지배방정식을 CFD기법으로 수치 계산하여 FFT과정 없이  $[Q]$  행렬을 직접 구하려는 연구도 시도되고 있다.

(3) 표면보간법(surface spline method)

유체/구조 복합 연계 문제는 기본적으로 유체와 구조가 동시에 고려되는 문제를 다루게 된다. 유체 모

델과 구조 모델의 용이성과 효율 증대를 위하여 서로 독립적인 좌표계를 사용하는데, 진동 해석을 위한 FEM 구조 격자와 공력해석을 위한 CFD 격자간의 공력계수 및 변위 데이터의 상호 교환이 필요하다. 본 연구에서는 MSC/NASTRAN모듈에서도 적용하고 있는 무한평판의 처짐 방정식을 이용한 표면보간(surface spline) 방법<sup>(8)</sup> 적용하였다. 참고로, 주파수 영역해석 기법이든 시간 영역해석 기법이든 플러터 해석에 통상적인 모달접근법을 적용하는 경우, 표면보간법은 생성된 공력격자에 대하여 한 번만 수행하게 된다. 이는 FEM 구조 격자계에서 구해진 고유모드 벡터를 공력 격자계로 전환하는 과정이 날개면 공력 격자 생성이 이루어지는 단계에서만 요구되기 때문이다.

2.2 아음속 비정상 선형 공력이론

아음속 영역에서 평면 날개의 변형교란에 기인한 날개면 수직 속도성분(downwash)의 무차원화된 복소 진폭,  $w$ 와 관계된 압력분포는 특이적분 형태로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$w(x, s) = \frac{1}{8\pi} \sum_{n=1}^N \iint_{S_n} K(x, \xi, s, \sigma) \Delta p(\xi, \sigma) d\xi d\sigma \quad (14)$$

여기서,  $\xi$ 는 흐름방향 좌표를,  $\sigma$ 는 스펜방향 접선 좌표를,  $K$ 는 진동하는 양력면에 대한 아음속 핵함수(kernel function)를,  $p$ 는 압력계수의 복소 진폭을 의미한다.  $(x, s)$ 는  $n$ 번째 양력면  $S_n$ 의 직교좌표이며,  $N$ 은 공력 패널 요소의 개수이다. 또한, 압력은 임의 공력 요소의 1/4 시위선의 중점(sending point)에서의 압력이고, 속도는 3/4 시위선 중점(receiving point)에서의 수직 방향 속도이다. 본 연구에서의 아음속 핵함수는 Rodden<sup>(9)</sup> 등이 제안한 식을 적용하였으며, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$K = e^{(-i\omega x_0/U_\infty)} \left[ K_1 \frac{T_1}{r^2} + K_2 \frac{T_2^*}{r^4} \right] \quad (15)$$

여기서,  $x_0$ 는 보내는 점(sending point)과 받는 점(receiving point) 사이의  $x$ 방향 거리이며,  $w$ 는 진

동수,  $U_\infty$ 는 자유류의 속도이다. 주요 관련 계수들은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} T_1 &= \cos(\gamma_r - \gamma_s), \\ T_2 &= \frac{1}{r^2}(z_0 \cos \gamma_r - y_0 \sin \gamma_r)(z_0 \cos \gamma_s - y_0 \sin \gamma_s), \\ T_2^* &= T_2 r^2, \quad r = (y_0^2 + z_0^2)^{1/2} \end{aligned} \quad (16)$$

위 식에서  $y_0, z_0$ 는 보내는 점과 받는 점 사이의  $y, z$  방향의 거리이다. 한편,  $\gamma_r$ 과  $\gamma_s$ 는 각각 보내는 점과 받는 점에서의 상반각(dihedral angle)을 의미한다. 식 (15)의  $K_1, K_2$ 와 관련된 세부적인 수식, 수치적분기법 및 경계조건 등은 참고문헌 (9~10)에 설명되어 있다.

### 2.3 천음속 비정상 비선형 공력이론

계산영역(computational domain)에서의 일반화된 비정상 천음속 미소교란(transonic small disturbance, TSD) 방정식은 다음과 같이 보존형으로 나타낼 수 있다.<sup>(3)</sup>

$$\begin{aligned} -\frac{\partial}{\partial t} \left[ \frac{A}{\xi} \phi_\xi + B \phi_\xi \right] + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[ E \xi_x \phi_\xi + F \xi_x^2 \phi_\xi^2 \right. \\ \left. + G (\xi_y \phi_\xi + \phi_\eta)^2 + \frac{\xi_y}{\xi_x} (\xi_y \phi_\xi + \phi_\eta) + H \xi_y \phi_\xi (\xi_y \phi_\xi + \phi_\eta) \right] \\ + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[ \frac{1}{\xi} (\xi_y \phi_\xi + \phi_\eta) + H \phi_\xi (\xi_y \phi_\xi + \phi_\eta) \right] + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[ \frac{1}{\xi} \phi_\zeta \right] = 0 \end{aligned} \quad (17)$$

여기서,  $\xi, \eta, \zeta$ 는 각각 계산 영역에서의 무차원 좌표들로 물리영역에서의  $x, y, z$  방향에 대응하는 직교 좌표들이다. 위 식의 각 계수들은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} A &= M^2, \quad B = 2M^2, \quad E = 1 - M^2 \\ F &= -\frac{1}{2}(\gamma + 1)M^2, \quad G = \frac{1}{2}(\gamma - 3)M^2 \\ H &= -(\gamma - 1)M^2 \end{aligned} \quad (18)$$

위 식에서  $\phi$ 는 미소교란 포텐셜을,  $\tau (= tc_r/U)$ 는

무차원 시간을,  $M$ 은 자유흐름의 유입 마하수를,  $\gamma$ 는 비열비를 나타낸다. 각 변수들은 무차원화되었는데,  $\phi$ 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 자유흐름 속도를 의미한다. 단, 한 가지 유념할 사항은 CFD코드를 유체/구조 연계 프로그램과 통합하는 경우 무차원화 개념에 세심한 주의가 필요하다는 점이다. 많은 경우 해석상의 여러 장점으로 인해 CFD코드들의 변수들은 무차원화 된다. 하지만, 유체/구조 연계 방정식은 구조의 실제 물리 차원을 가지고 있는 경우가 대부분이기 때문에 시간 적분과정에서 두 개의 서로 다른 시간체계가 동시에 공존하게 되어 상호 연계 시 물리적 보존성이 정확히 유지될 수 있도록 유의해야 한다. 본 연구에서 적용한 비정상 비선형 TSD코드의 보다 자세한 이론적 접근 방법들과 검증 결과들은 참고문헌 (11~12)에 소개되어 있다.

### 3. 해석 결과 및 검토

본 연구에서는 기존의 연구들을 통하여 새롭게 통합 개발된 플러터 해석 시스템을 적용하여 면내 곡률이 플러터 안정성에 미치는 영향을 아음속 및 초음속 영역에서 고찰하였다.

#### 3.1 Small Curvature Wing (SCW) Model

앞전 곡률 반지름이  $R_{LE} = 200$  in인 날개 모델과 다음 절의 앞전 곡률 반지름이  $R_{LE} = 80$  in인 날개 모델은 초고속 민간수송기(HSCT) 개발과 관련되어 NASA langley research center의 천음속 풍동(transonic dynamics tunnel, TDT)에서 비교적 최근에 실험이 수행된 모델이다. 이 실험 모델은 두께가 0.188 in인 알루미늄 재료의 코어부에 에어포일 형상을 위해 발사(balsa) 나무 재료의 형상부가 추가로 부착되었다. 발사의 경우는 강성의 영향을 최소화하기 위하여 3인치 스팬(span) 위치마다 코드방향으로 절단되어 있다. 날개의 단면은 3%-양볼록(biconvex)형상이며, 뒷전 곡률의 반지름은 곡면 날개의 면적이  $900 \text{ in}^2$ 이 되도록 정하였다. 세부적인 기하학적 형상들은 Fig. 1에 제시하였다.

Fig. 2는 진동 해석을 위한 MSC/NASTRAN 유한

요소 모델을 보여주고 있다. 알루미늄 및 발사 나무의 물성치는 참고문헌 (13)에서 수행한 고유진동 실험을 통하여 실측 무게 및 첫 번째 비틀림 진동수가 일치하도록 보정된 값이 적용되었다. 보정된 물성치들은 Table 1과 같다. 날개의 구조모델링은 CQUAD4 요소가 사용되었으며, 모델의 공력형상 때문에 알루미늄과 발사 구조의 각 요소에서 서로 다른 두께들이 적용되었다.

Fig. 3에는 MSC/NASTRAN 유한요소 해석을 통하여 얻은 고유모드 형상과 고유 진동수를 표기하였다. Fig. 4는 참고문헌 (13)의 진동 실험에 의해 구한 값과 유한요소해석에 의해 얻어진 값 중에 1차부터 5차까지의 결과를 비교한 것이다. 유한요소해석에 의한 값이 진동 실험에 의한 값과 매우 유사한 것을 알 수 있다.

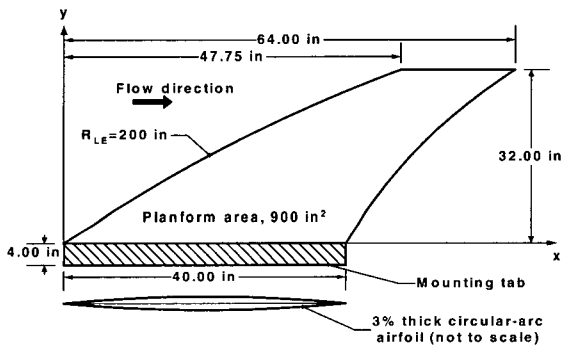


Fig. 1 Configuration of the SCW model

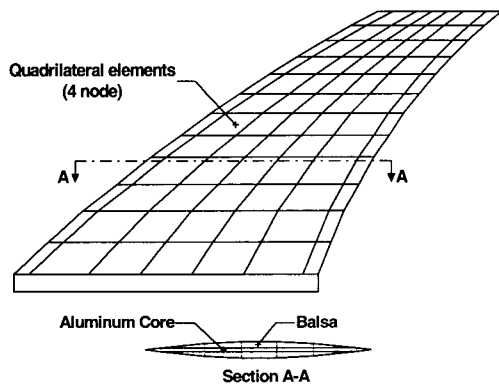


Fig. 2 Finite element model for the SCW model

Table 1 Material properties of the SCW model

Part	Material	$\rho$ (lb · sec <sup>2</sup> /in <sup>4</sup> )	$E$ (psi)	$\nu$
Core	Aluminum	0.000262	1.05e <sup>7</sup>	0.333
Foam	Balsa	1.5460e <sup>-5</sup>	1.60e <sup>5</sup>	0.05

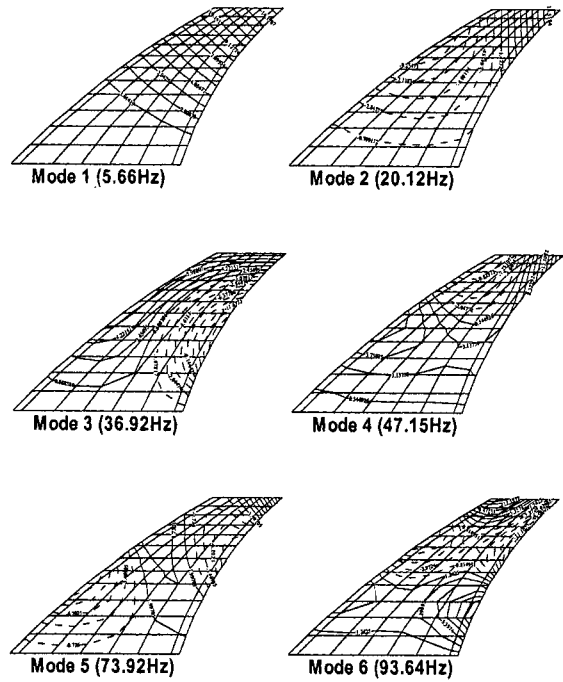


Fig. 3 Free vibration modes shapes of the SCW model

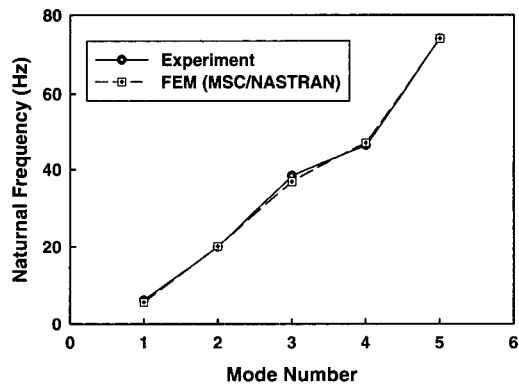


Fig. 4 Comparison of lowest five natural frequencies of the SCW model

본 모델의 공력을 구하는 프로그램에 사용된 전체 격자의 크기는  $75(x) \times 35(y) \times 40(z)$ 이다. 그리고 날개면의 격자의 크기는  $50 \times 17$ 이다. Fig. 5는 마하수 0.97과 1.10에서의 날개 뒷면에서의 정상 등압력 분포를 보여주고 있는데 압력 선도가 밀집된 모습에서 충격파의 위치를 관찰할 수 있다.

본 모델의 플러터 해석에는 앞의 유한요소해석을 통하여 구한 6개의 모드를 고려하였다. 본 연구에서와 같이 해석적 비교연구를 위한 비교적 단순한 실험용

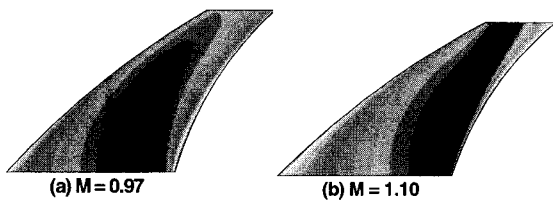


Fig. 5 Steady pressure distributions of the SCW model

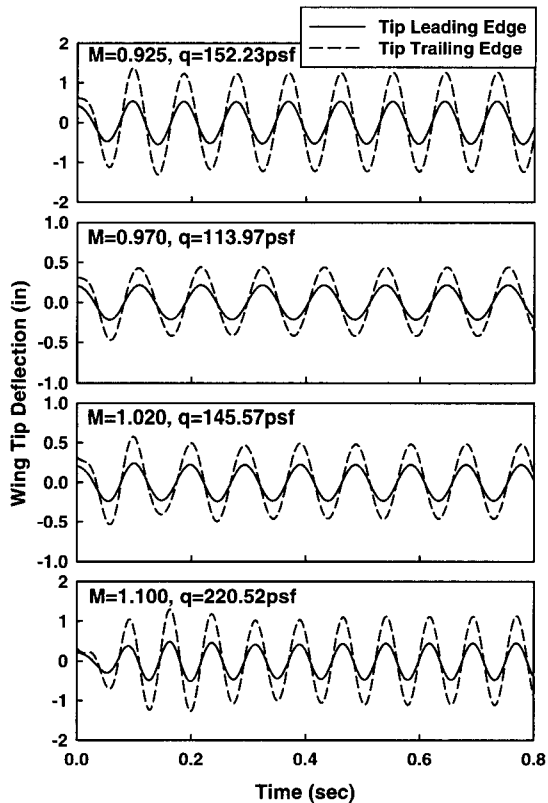


Fig. 6 Neutral time responses and dynamic pressures for several Mach numbers (SCW model)

구조 모델의 경우에는 저차 4~5개의 모드만을 고려하여도 충분히 정확한 플러터 해석 결과를 얻을 수 있는 것으로 알려져 있다. Fig. 6은 마하수 0.925, 0.970, 1.020, 1.100의 각 플러터 고도(동압)에 근접한 위치에서 날개 끝단의 앞전과 뒷전에서의 물리적 응답 변위를 그린 것이다. 앞전보다는 뒷전의 변위가 크게 나타나고 있으며, 이는 플러터 발생 시 전형적인 현상으로 풍동실험 및 비행실험 영상자료에서도 관찰할 수 있다.

Fig. 7은 Fig. 6과 같은 응답 해석을 통하여 구한 플러터 동압과 진동수를 실험에 의한 값과 비교하여 보여주고 있다. DLM 및 TSD코드와 연계한 유체/구조 연계 해석이 수행되었으며, 본 모델의 초음속 영역에 대해서는 풍동 실험 결과가 제시되어 있지 않다. 아음속 부분에서의 플러터 동압은 DLM 결과가 실험 값이나 TSD코드 결과에 비해 다소 높은 값을 보이지만, 대부분 유사한 값을 보이고 있다. 플러터 진동수는 실험 결과와 다른 해석 코드의 결과가 매우 일치하고 있다.

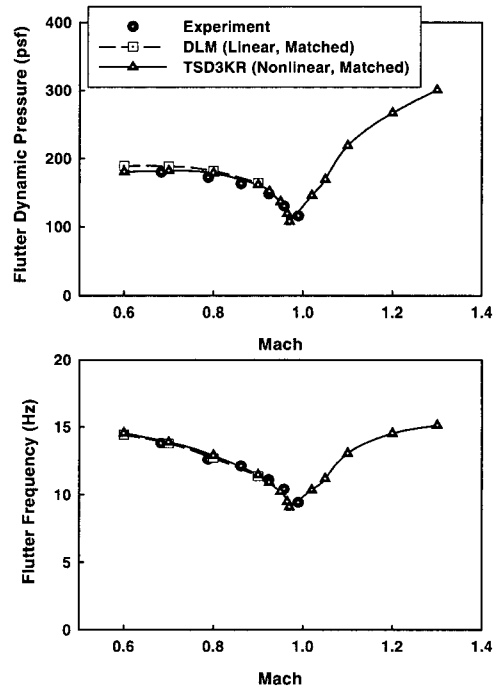


Fig. 7 Comparison of the flutter dynamic pressures and frequencies for the SCW model

### 3.2 Large Curvature Wing (LCW) Model

3.1절의 앞전 곡률 반지름이  $R_{LE}=200$  in인 날개와 마찬가지로, 앞전 곡률 반지름이  $R_{LE}=80$  in인 날개도 NASA langley research center의 천음속 풍동 (transonic dynamics tunnel, TDT)에서 실험이 수행된 모델이다. 날개 뿌리와 날개 끝단의 크기는 3.1절의 모델과 같고 앞전과 뒷전의 곡률 반지름만이 다르다. 앞전 곡률 반지름은 80 in이고 면적이  $900\text{ in}^2$ 이 되도록 뒷전의 곡률 반지름을 정하였다. MSC/NASTRAN에 의한 진동 해석을 위한 알루미늄 및 발사 나무의 물성치는 3.1절과 같이 고유 진동 실험을 통하여 실측 무게 및 첫 번째 비틀림 진동수가 일치하도록 보정된 값이 적용되었다. 보정된 물성치들은 Table 2와 같다.

MSC/NASTRAN 유한요소 해석을 통하여 얻은 고유 모드 형상과 고유 진동수는 Fig. 8과 같다. 본 모델의 공력을 구하기 위한 공력 격자의 전체 크기는  $75(x) \times 26(y) \times 40(z)$ 이고, 날개면만의 크기는  $50 \times 18$ 이다. Fig. 9는 전체 격자에서 날개면 부분을

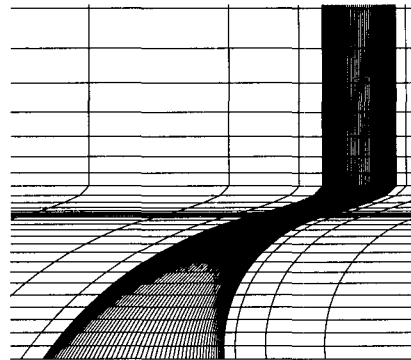


Fig. 9 TSD3KR grid for the LCW model

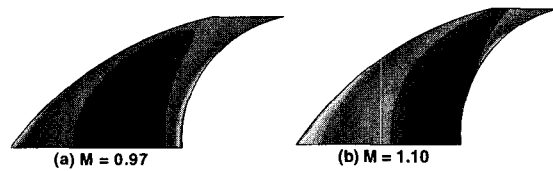


Fig. 10 Steady pressure distributions of the LCW model

Table 2 Material properties of the LCW model

Part	Material	$\rho(\text{lb} \cdot \text{sec}^2/\text{in}^4)$	$E(\text{psi})$	$\nu$
Core	Aluminum	0.000262	1.05e7	0.333
Foam	Balsa	2.15e-5	1.85e5	0.05

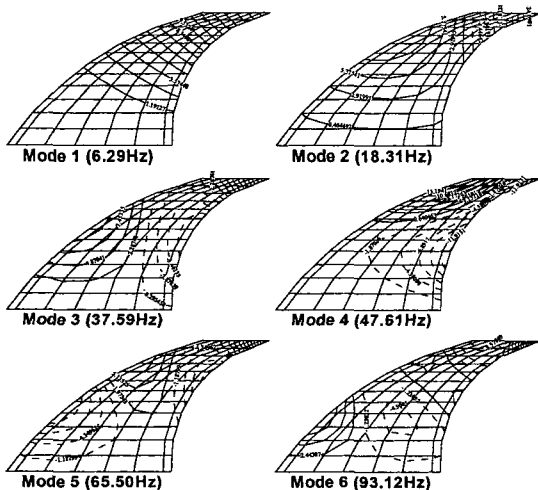


Fig. 8 Free vibration mode shapes of the LCW model

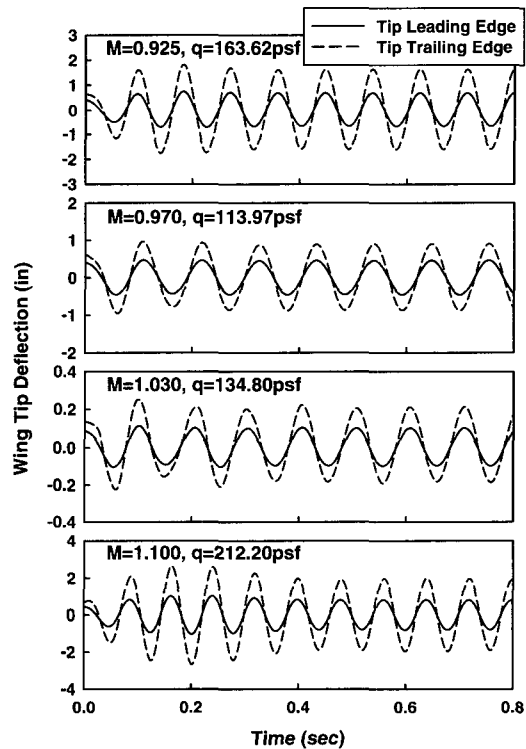


Fig. 11 Neutral time responses and dynamic pressures for several mach numbers (LCW model)

확대한 그림이다. Fig. 10을 보면 SCW모델에 대한 것과 마찬가지로 날개면 후방 쪽에 수직충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다.

3.1절의 SCW모델과 마찬가지로 유한요소 진동해석을 통해 구한 6개의 저차 고유모드를 고려하여 플러터 안정성을 예측해 보았다. Fig. 11은 마하수 0.925, 0.970, 1.030, 1.100에서 각각의 플러터 발생 고도(동압)에 근접한 조건을 찾아서 날개 끝단 진동응답을 그린 것이다. 모든 응답이 중립 응답(neutral response)에 가까운 결과를 보이고 있고, 플러터 발생 시 전형적인 현상인 앞전보다 뒷전의 변위가 큰 모습을 보이고 있다.

Fig. 12는 Fig. 11과 같은 유체/구조 연계 실시간 천이응답 해석을 통하여 구한 플러터 동압 및 진동수를 실험치와 비교한 결과를 보여주고 있다. 3.1절과 같이 DLM 및 TSD코드와 연계한 유체/구조 연계 해석이 수행되었다. 본 모델에 대하여도 초음속 영역에서의 플러터 풍동실험 결과는 제시되어 있지 않다. 아음속 영역에서는 풍동실험 결과가 DLM이나 TSD 코드로 예측한 결과보다 높은 경향을 보임을 알 수

있다. 이는 실제 유동조건에서는 앞전 곡률 반지름의 감소로 인해 점성효과에 의한 유동박리 현상으로 외력에 해당하는 평균 공력하중 분포의 감소를 초래하기 때문인 것으로 판단된다. 하지만, 플러터 진동수는 SCW 모델과 마찬가지로 풍동실험 결과와 해석 결과가 매우 잘 일치하고 있다.

Fig. 7과 Fig. 12의 해석 및 실험 결과를 검토해 볼 때, 면내 곡률의 영향이 비행체 날개의 플러터 안정성에 미치는 영향은 다음과 같이 정리할 수 있다. 실험 결과를 볼 때 마하수가 1보다 작은 영역에서는 면내 곡률이 플러터 안정성을 증가시키는 경향을 보이고 있다. 참고로, 마하 1은 음속에 해당하며, 고도에 따라 달라질 수 있다. 해면고도에서 약 1224 km/h 정도에 해당하는 속도이다. 하지만 마하 1.2이상의 초음속 영역에서는 면내곡률의 영향이 오히려 플러터 안정성을 저하시킬 수 있음을 알 수 있었다. 일반적으로 고속비행체 날개의 경우 마하 1을 기준으로 하여 유체유발 진동특성이 달라지는 특성을 보일 수 있기 때문에 설계 시 세심한 주의가 요구된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 아음속, 천음속 및 초음속 영역에서 날개의 면내 곡률 영향이 플러터 안정성에 미치는 영향을 살펴보았다. 이를 위해 실제 풍동 실험을 수행된 모델들에 대한 플러터 해석이 수행되었다. 유체/구조 연계 지배방정식에 대한 해법으로 시간영역 및 주파수영역 해석 기법들이 효율적으로 개발 및 적용되었다. 또한 이를 위해 유한요소법(FEM), 전산구조진동(CSD), 비정상 선형 패널이론 및 비선형 전산유체역학(CFD) 기법 등이 연계 활용되었다. 연구 모델은 크게 large curvature wing(LCW)과 small curvature wing(SCW) 모델의 두 가지 경우를 고려하였다. 본 연구를 통하여 면내 곡률의 영향은 마하수가 1보다 작은 속도영역에서는 플러터 안정성을 증가시키는 경향을 보이나, 마하수가 1보다 큰 초음속 영역에서는 오히려 안정성이 감소될 수 있음을 알 수 있었다. 또한 비선형 CFD해석 코드와 연계한 해석결과가 수직충격파의 강한 상호작용이 있는 천음속 영역에서 실험 결과를 잘 예측할 수 있음을 확인하였다. SCW 모델의 경우는 해석 결과가 실험 결과를 매우 잘 예측하고 있으며, 면내 곡률이 상대적으로 심한

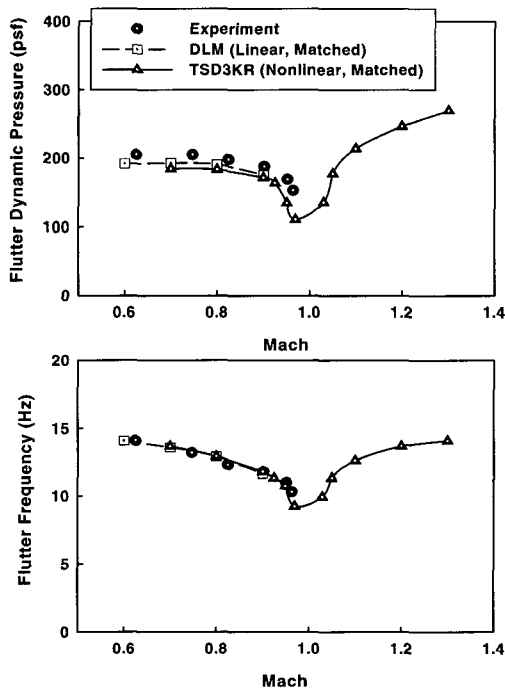


Fig. 12 Comparison of the flutter dynamic pressures and frequencies for the LCW model



LCW 모델의 경우는 해석 결과가 실험 결과보다 보다 보수적인 플러터 조건을 예측하고 있다. 이를 통하여 정밀 연계 수치해석 기법이 고속 비행체 설계를 위한 유체/구조 연계 진동 불안정성(플러터) 예측에 효율적으로 적용될 수 있음을 알 수 있다.

### 후 기

본 연구는 2000년도 과학기술부의 국가지정연구실(national research lab.) 사업지원(과제번호: 2000-N-NL-01-C-250)에 의해 수행된 연구 결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

(1) Douglas Aircraft Co., 1989, "New Commercial Programs: Steady of High-speed Civil Transports," NASA CR-4235.

(2) Boeing Commercial Airplane Co., 1979, "Advanced Concept Studies for Supersonic Vehicles," NASA CR-159028.

(3) 김동현, 이인, 1999, "유격 비선형성이 천음속/초음속 플러터 경계에 미치는 영향에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 제 27 권, 제 2 호, pp. 51~61.

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

(5) 최인호, 김동현, 이인, 1999, "구조적 비선형성에 의한 주파수비 변화가 2자유도계 익형의 공탄성 반응에 미치는 영향," 한국항공우주학회지, 제 27 권, 제 5 호, pp. 71~80.

(6) Yang, S. M., Kim, D. H. and Lee, I., 2001, "Transonic Steady and Unsteady Aerodynamics for Wings Using Three-dimensional Euler Equations," Computational Fluid Dynamics Journal, Vol. 10, No. 1, pp. 44~54.

(7) 김동현, 한지훈, 이인, 김승호, 1998, "등가 구조 모델을 이용한 항공기 날개의 천음속 플러터 해석," 한국항공우주학회지, 제 27 권, 제 1 호, pp. 20~30.

(8) Harder, R. L., February 1972, "Interpolation Using Surface Splines," Journal of Aircraft, Vol. 9, pp. 189~191.

(9) Rodden, W. P., Giesing, J. P. and Kalman, T. P., 1972, "Refinement of the Nonplanar Aspects of the Subsonic Doublet-lattice Lifting Surface Method," Journal of Aircraft, Vol. 9, No. 1, pp. 69~73.

(10) 김승호, 1994, 구조적 비선형성이 있는 비행체 조종날개의 공탄성 해석, 한국과학기술원 항공우주공학 박사학위 논문.

(11) 김동현, 지선구, 이인, 권장혁, 1998, "미소교란 방정식을 이용한 천음속 유동장 해석," 한국항공우주학회지, 제 26 권, 제 2 호, pp. 1~9.

(12) Kim, D. H. and Lee, I., January-february 2000, "Transonic and Low-supersonic Aerodynamic Analysis of a Wing with Under Pylon/Store," Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 1, pp. 189~191.

(13) Keller, D. F., Sanford, M. C. and Pinkerton, T. L., 1991, "Planform Curvature Effects on Flutter Characteristics of a Wing with 56° Leading-edge Sweep and Panel Aspect Ratio of 1.14," NASA TP 3116.