

# CFD/CSD 정밀 연계해석기법을 이용한 3 차원 곡면날개의 가상 플러터 시험

## Virtual Flutter Test of Spanwise Curved Wings Using CFD/CSD Coupled Dynamic Method

김동현\* · 오세원\*\* · 김현정\*\*

Dong-Hyun Kim, Se-Won Oh and Hyun-Jung Kim

**Key Words :** 곡면날개(Curved Wing), 가상 플러터 시험(Virtual Flutter Test), 천음속(Transonic), 비정렬 격자(Unstructured Grid), 연계해석기법(Coupled Method), 전산유체역학(CFD), 전산구조동역학(CSD)

### ABSTRACT

The coupled time-integration method with a staggered algorithm based on computational structural dynamics (CSD) finite element method (FEM) and computational fluid dynamics (CFD) has been developed in order to demonstrate physical vibration phenomena due to dynamic aeroelastic excitations. Virtual flutter tests for the spanwise curved wing model have been effectively conducted using the present advanced computational methods with high speed parallel processing technique. In addition, the present system can simultaneously give a recorded data file to generate virtual animation for the flutter safety test. The results for virtual flutter test are compared with the experimental data of wind tunnel test. It is shown from the results that the effect of spanwise curvature have a tendency to decrease the flutter dynamic pressure for the same flight condition.

### 1. 서 론

비행체 날개와 같은 탄성 구조물의 플러터 현상은 기본적으로 주위를 흘러가는 유동에 의한 공기력, 구조물의 탄성 복원력 및 운동에 의한 관성력이 동시에 연관되어 있는 매우 복잡한 진동 불안정 현상이다. 이런 이유로 구조물의 플러터 안정성을 검증하기 위한 풍동시험(wind-tunnel test)은 고성능 동적 풍동설비, 특수시설 및 관련 시험장비들이 요구된다. 게다가 진동현상이 수반된 풍동시험을 위한 등가축소모델을 제작하는 것은 그 자체가 많은 기술적 노하우를 필요로 하며 모델 제작에 고비용이 소요되게 된다. 따라서, 고성능 수치해석 기술을 활용하여 가상으로 플러터 실험을 수행하는 기술을 개발하고 응용하는 것은 매우 중요한 의미를 가지고, 설계 및 기술개발에 소요되는 기간 및 비용을 상당히 절감하는 효과를 가질 수 있다.

스팬 방향으로 곡률이 있는 곡면날개(Curved Fin 또는 Wrap-Around Fin: WAF)는 날개의 형상이 갖는 다양한 장점 때문에 군용 발사체에 많이 발용되어 왔다. 이는 발사 전엔 동체에 접착된 상태로 발사

관에 보관할 수 있어 다양한 군수 무기체계에서 효율적인 공간 이용이 가능하다. 하지만, 날개의 곡면 특성으로 인해 플러터 특성은 일반 날개에 비해 좋지 못할 수 있으며 설계시 이에 대한 세부적인 검토가 요구될 수 있다. 본 연구에서는 다년간의 연구경험[1-8]을 바탕으로 진보된 전산유체역학 및 전산구조동역학 기법을 시간영역에서 연계하여 스펜방향 곡면날개에 대한 가상 플러터 시험을 수행하였다. 또한 해석결과를 기존 풍동시험 결과[9]를 비교하여 본 연구의 타당성을 보였으며, 스펜방향 곡률이 플러터 안정성에 미치는 경향성을 살펴보았다.

### 2. 이론적 배경

임의 형상의 곡면 탄성체 날개에 대한 일반적인 진동현상을 모사하기 위해서는 x, y, z 방향의 동적변위가 모두 고려되어야 한다. 수치 효율성을 위해 모달좌표계(modal coordinate)를 도입하면 각 방향의 변위를 시간과 공간변수의 분리형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \{u(x, y, z, t)\} &= [\Phi_x(x, y, z)]\{q(t)\} \\ \{v(x, y, z, t)\} &= [\Phi_y(x, y, z)]\{q(t)\} \\ \{w(x, y, z, t)\} &= [\Phi_z(x, y, z)]\{q(t)\} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서,  $\{u\}$ ,  $\{v\}$ ,  $\{w\}$  는 물리영역에서의 구조진

\* 정희원, 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소  
\*\* 정희원, 국립경상대학교 기계항공공학부 대학원  
E-mail : dhk@gsnu.ac.kr  
Tel : (055) 751-6125, Fax : (055) 755-2081

동 변위를 나타내며,  $[\Phi_x], [\Phi_y], [\Phi_z]$ 는 각각 x, y, z 방향으로의 모달변환행렬(modal transformation matrix)을 의미한다.

Hamilton의 원리를 이용하여 3차원 탄성 날개에 대한 동적 공탄성 방정식(운동방정식)을 유도할 수 있다. 또한 구조감쇠를 고려한 m-자유도계 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계(generalized coordinate)에 대하여 다음과 같이 행렬 형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t, q, \dot{q})\} \quad (2)$$

여기서,  $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_m]$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector),  $[M_g]$ 는 일반화된 질량행렬,  $[C_g]$ 는 일반화된 감쇠행렬,  $[K_g]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며,  $\{Q(t)\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 공기력(generalized aerodynamic force, GAF) 벡터를 나타낸다. t는 물리영역에서의 실제 시간을 의미하며, 연계해석에 적용된 비정상 CFD 코드에서의 무차원화 시간과는 근본적으로 차이가 있음에 유의해야 한다. 일반공기력 벡터  $Q(t)$ 를 구하기 위해서는 다음과 같이 3차원 공력 형상에 대한 면적적분이 요구된다.

$$Q(t) = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c_r^2 \left[ -C_p(x, y, z, t)(n_x h(x, y, z)_{,i})_{,i} + n_y h(x, y, z)_{,y,i} + n_z h(x, y, z)_{,z,i} \right] \frac{dS}{c_r^2} \quad (3)$$

위 식에서 첨자  $i$ 는 영향(influence) 모드,  $h$ 는 고유 모드 벡터,  $dS$ 는 물체면 미소면적,  $c_r$ 는 참고길이(reference length),  $\rho_\infty$ 는 자유흐름 밀도,  $U_\infty$ 는 자유흐름 속도를 의미한다. 또한  $C_p$ 는 비행체 날개 및 동체 표면에서의 비정상 압력계수를 의미한다. 식(3)의 적분을 위해서 3차원 곡면날개 표면에서의 압력계수를 구하여야 하며, 서로 다른 구조/유체해석 시스템 사이의 복합 수치보간 기법이 요구된다. 본 연구에서는 비정상 공력해석을 위해 비정렬 3차원 오일러 코드를 확장 및 보완하여 연계하였다. 식(3)의 수치 적분을 효율적으로 수행하기 위하여 2n-차원의 상태벡터(state vector)형태로 변환하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\{\dot{x}(t)\} = [A]\{x(t)\} + [B]\{\Gamma(t)\} \quad (4)$$

여기서,

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

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

$$\{x(t)\} = \begin{Bmatrix} q(t) \\ \dot{q}(t) \end{Bmatrix}, \quad \{\Gamma(t)\} = \begin{Bmatrix} 0 \\ F_g(t) \end{Bmatrix}$$

식(4)를 적분하기 위해 다양한 수치기법이 활용될 수 있는데, 선형 구조모델의 경우는 매우 효율적이고 강건한 적분기법을 유도할 수 있다. 식(4)에 대해 라플라스(Laplace) 변환을 취하면 다음의 식과 같다.

$$s\{x(s)\} - x(0) = Ax(s) + B\Gamma(s) \quad (5)$$

위 식을  $x(s)$ 에 대해 정리하면,

$$\begin{aligned} \{x(s)\} &= (sI - A)^{-1}x(0) + (sI - A)^{-1}B\Gamma(s) \\ \{x(s)\} &= \Phi(s)x(0) + \Phi(s)B\Gamma(s) \end{aligned} \quad (6)$$

또는

$$\{x(t)\} = L^{-1}(sI - A)^{-1}x(0) + L^{-1}\{(sI - A)^{-1}B\Gamma(s)\} \quad (7)$$

여기서 상태전이행렬(state transition matrix)은 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$\begin{aligned} \{\Phi(t)\} &= L^{-1}\{(sI - A)^{-1}\} \\ &= L^{-1}\left[\frac{1}{(sI - A)}\right] = L^{-1}\left[\frac{\frac{1}{s}}{1 - \frac{A}{s}}\right] \\ &= L^{-1}\left[\frac{1}{s} \left\{ I + \frac{A}{s} + \frac{A^2}{s^2} + \frac{A^3}{s^3} + \dots \right\}\right] \\ &= L^{-1}\left[\frac{I}{s} + \frac{A}{s^2} + \frac{A^2}{s^3} + \frac{A^3}{s^4} + \dots\right] \\ &= I + At + \frac{(At)^2}{2!} + \frac{(At)^3}{3!} + \dots = e^{At} \end{aligned} \quad (8)$$

식(8)을 식(7)에 대입하고 라플라스 역변환을 취하여 정리하면 식(4)에 대한 엄밀해(analytical solution) 형태를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$x(t) = e^{[A]t} \{x(0)\} + \int_0^t e^{[A](t-\tau)} [B] \{\Gamma(\tau)\} d\tau \quad (9)$$

이제 식(9)는 적절한 이산화 과정을 통해 매우 효율적으로 수치 적분될 수 있다. 수치적분을 위해 계산시간 간격  $\Delta t$  ( $n\Delta t < t \leq (n+1)\Delta t$ )를 도입하면 식(9)는 다음과 같이 변형될 수 있다.

$$\{x(t)\}^{n+1} = e^{[A]\Delta t} \{x\}^n + e^{[A]\Delta t} \int_0^{\Delta t} e^{-[A]\tau} [B] \{\Gamma(\tau)\} d\tau \quad (10)$$

또한 임의의 미소 시간간격  $\Delta t$ 에 대해 일반화된 외력이 일정하다고 가정하면 적분항은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\int_0^{\Delta t} e^{-[A]\tau} [B] \{\Gamma(\tau)\} d\tau = (I - e^{-[A]\Delta t}) [A]^{-1} [B] \{\Gamma\}^n \quad (11)$$

식(11)을 식(10)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\{x\}^{n+1} = e^{[A]\Delta t} \{x\}^n + (e^{[A]\Delta t} - I) [A]^{-1} [B] \{\Gamma\}^n \quad (12)$$

본 연구에서는 식(12)의 실제적인 수치적분을 위해 다음과 같이 변형된 형태를 적용하였다.

$$\{x\}^{n+1} = [\Phi] \{x\}^n + \frac{1}{2} [\Theta] [B] \{3\{\Gamma\}^n - \{\Gamma\}^{n-1}\} \quad (13)$$

여기서,

$$[\Phi] = e^{[A]\Delta t}, \quad [\Theta] = (e^{[A]\Delta t} - I) [A]^{-1}$$

선형 구조에 대해 일반화된(normalized) 질량 및 강성행렬은 대각행렬이 되며, 실용적인 구조 비례감쇠 개념을 도입하면 감쇠행렬 또한 대각행렬이 된다. 따라서,  $i$  번째 모드에 대한 상태행렬  $[A]$ 는 다음과 같이 비연계된 형태로 나타낼 수 있다.

$$[A]_i = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_i/m_i & -c_i/m_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_i^2 & -2\zeta_i\omega_i \end{bmatrix} \quad (14)$$

여기서  $m_i$ ,  $k_i$ ,  $\omega_i$  그리고  $\zeta_i$  ( $g_i \approx 2\zeta_i$ )는 각각 임의의  $i$ -번째 모드에 대한 일반화된 질량요소, 강성요소, 고유진동수 및 구조 감쇠비(damping ratio)를 의미한다. 따라서, 행렬  $\Phi$  및  $\Theta$ 에 대한 정확한 해석해(analytical solution)가 존재하게 되며, 이를 활용하면 가상 플러터 실험을 위해 매우 빠르고 수치안정성이 강건한 해석이 가능하게 된다.

가상 플러터 시험을 위해서는 일반적으로 방대한 계산격자가 사용되게 된다. 따라서 풍동시험에 비하는 타당한 결과를 적절한 시간에 도출하기 위해서는 병렬처리가 필수적이며, 구조진동 문제와 비정상 유체역학 문제를 동시에 고려하여 수치해석을 수행해야 하기 때문에 많은 어려움이 가중되게 된다. 본 연구에서는 Cray 슈퍼컴퓨터와 같이 고가의 MIMD(Multiple Instruction Multiple Data Stream)형 병렬컴퓨터를 사용하지 않고, 고속 네트워크 기반의 분산메모리(shared memory) 개념 병렬컴퓨터를 활용하였다. 각 노드에 부가된 계산 영역 사이의 수치 데이터 통신은 표준 MPI(Message-Passing Interface) 라이브러리를 사용하였다. 영역분할법에 있어 중요한 요소는 분할된 영역내의 격자수를 거의 동일하게 하는 load balancing 과 분할된 영역간 통신 경계면을 최소화하여 노드간 데이터 통신에 소요되는 시간을 줄이는 것이다. 다양한 수치 기법을 구현할 수 있으나, 본 연구에서는 고효율성을 위해 미국 미네소타 대학의 전산과 교수인 Karypis 가 개발한 MeTis 라이브러리[10]를 사용하였다.

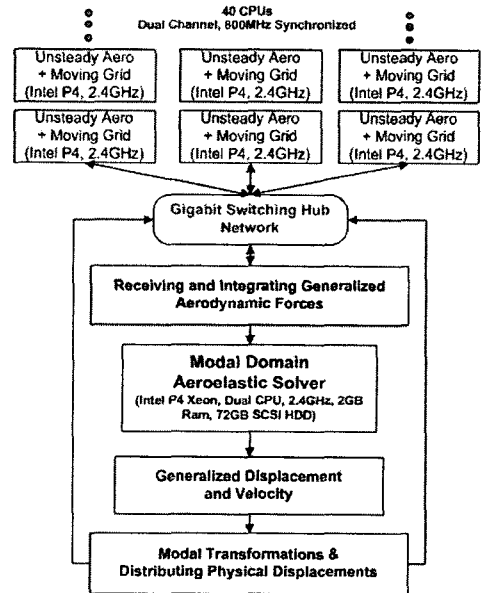


Fig. 1 Computational road map for the message passing concept with parallel coupled time-marching method.

Fig.1 에는 본 연구에서 적용한 효율적인 병렬 공탄성해석 체계와 병렬컴퓨터의 하드웨어 스펙을 도시하였다. 그림의 상부 부분은 병렬처리를 활용한 효율적인 유동해석을 위해 영역을 여러 개로 나누어 동시에 계산을 수행하는 개념도를

보여주고 있다. 비정상 공력해석을 통해 계산된 국부 압력 값들은 메인 컴퓨터로 모아져서 적분되게 되고 구조진동 해석을 위한 외력으로 적용되게 된다. 외력에 의한 구조변위가 구해지면 이는 다시 각각의 해석 영역으로 분산되게 되며, 다음 단계에서의 변형된 형상에 대한 유동해석을 위해 사용되게 된다. 병렬처리의 효율을 증가시키기 위해서 모든 서브 노드들의 하드웨어를 동기화 시켰으며, 1GBps 기반의 switching hub 를 활용한 고속 LAN 망으로 각각의 컴퓨터들이 연결되었다. 본 연구에서 적용한 해석 시스템은 이러한 일련의 모든 해석 과정들이 자동적으로 수행될 수 있도록 국내의 독자 기술로 구축되었다.

플러터 해석과 같이 물체의 운동과 변형이 발생하는 경우 원래 형상의 물체와 변형된 물체의 상대적인 변위 차이 때문에 격자의 일그러짐이 발생하게 되고 이는 특히 수치 안정성에 큰 영향을 미칠 수 있다. 본 연구에서는 비정상 공탄성 응답에 따른 동적 이동격자(dynamic moving grid, DMG) 생성을 위해 기본적으로 Refs.11-12 에서 활용했던 스프링 유사(spring analogy)기법을 변형하여 적용하였다. 이 기법은 기본적으로 물체의 이동에 따른 격자의 재생성을 스프링으로 연결된 구조시스템 지배방정식의 수렴 해를 반복계산을 통해 구함으로써 각 스프링 노드(격자점)들의 새로운 위치를 구하는 방법이다. 특히, 유체/구조 연계해석의 경우 상호 물리적 정보가 동시에 연계되어 다음 단계에서의 해를 구하기 때문에 가능한 각 단계에서 해가 정확히 구해져야 한다. 물체면에서의 정확한 압력분포 산출은 가장 중요한 요소라고 할 수 있는데, 이를 위해서 동적격자 생성시 가능한 물체 표면에 인접한 격자의 변형은 최소가 되도록 처리하였다.

유동해석을 위한 격자시스템을 스프링(또는 트러스) 연결구조로 고려한다면, 평형방정식에 따라 격자의 변형과 연관된 각 격자점에의 순수렴은 0이 되어야 한다. 따라서  $i$  격자점에 대해 비정상 시간스텝 진전과 물체의 진동 변형에 의한 모든 격자점들의 신규 변위(displacement) 벡터는 다음과 같이 나타낼 수 있다

$$\bar{\delta}_i^{n+1} = \frac{\sum_{j=1}^N a_{ij} \cdot \bar{\delta}_j^*}{\sum_{j=1}^N a_{ij}} \quad (15)$$

여기서,  $\bar{\delta}_i^{n+1} = \Delta x^{n+1} \bar{i} + \Delta y^{n+1} \bar{j} + \Delta z^{n+1} \bar{k}$  및  $a_{ij}$  는 각

각  $j$  격자점들에 연결되어 있는  $i$  격자점의 신규 변위벡터와 스프링 강성을 의미한다. 또한 \*는 반복 계산과정에서 구해지는 중간 변위 값을 의미한다. 기존의 방법은 스프링의 강성을 격자간 길이의 역수로만 고려하였으나, 본 연구에서는 경계면 근처에 위치한 셀(cell)들의 변형을 가능한 최소화하기 위해 다음과 같이 물체면에서 각 셀의 거리에 따라 스프링 강성이 변화될 수 있도록 하였다.

$$a_{ij} = \frac{1}{\{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2\}^{1/2} \cdot d_i^m} \quad (16)$$

위 식에서  $d_i$ 는 각 격자점과 이동 물체면 사이의 최단거리를 의미하고, 지수  $m$  은 물체면 주위 이동격자의 강성 조절지수에 해당한다.  $m$  은 필요에 따라 크게 가정할 수 있으며, 보통 2~3 정도를 사용하면 무난함을 경험하였다.

식(15)의 수치계산은 병렬연산을 통하여 각 영역(domain) 별로 Jacobi iteration 방법을 이용하였으며,  $t + \Delta t$  스텝에서 결정된 신규 격자의 위치는 다음 식에 의해 구해진다.

$$\begin{aligned} x_i^{n+1} &= x_i^n + \Delta x_i^{n+1} \\ y_i^{n+1} &= y_i^n + \Delta y_i^{n+1} \\ z_i^{n+1} &= z_i^n + \Delta z_i^{n+1} \end{aligned} \quad (17)$$

여기서, 본 연구와 같은 병렬연산에서는 식(15)가 각 영역별로 적용되어야 하며, 각 영역의 통신 경계면(communication boundary)에서는 영역별 독자적인 격자이동에 따른 어긋남이 발생할 수 있기 때문에 추가적인 처리가 필요하다. 이러한 문제를 해결하기 위해 이동격자 생성을 위한 병렬 반복연산의 각 단계에서 각 영역별 경계면에서의 격자점 좌표 정보를 상호 교환하여 처리할 수 있도록 하였다. 또한 반복 수치해법의 수렴조건으로는  $\max(|\bar{\delta}_i^{n+1} - \bar{\delta}_i^*|) < 10^{-6}$  인 조건을 적용하였다.

본 연구를 수행하기 위해서는 추가적으로 상이한 계산격자 체계를 바탕으로 하는 CFD 및 CSD 해석 데이터의 상호 교환이 요구된다. 이를 위해 반복 계산과정에서 자동적인 데이터 교환을 위한 곡면 날개 형상에 대한 표면보간(surface spline) 모델이 Ref.13-14 에서 제시한 방법을 응용하여 자체 개발 및 적용되었다.

### 3. 해석결과 및 검토

본 연구에서 고려한 해석 모델인 무곡률 평면

날개와 곡면날개의 기하학적 형상을 Fig.2 에 제시하였다. 해당 모델의 기하학적 형상 및 재질은 Ref.9 에서의 풍동실험 모델과 동일하게 설정하였다.

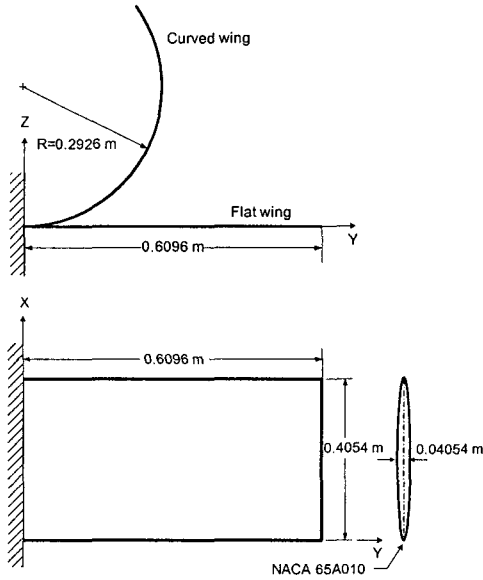


Fig. 2 Configuration to flat wing and curved wing

본 연구에서는 고유진동해석을 위해 상용 유한요소 프로그램인 MSC/PATRAN 을 활용하였다. Fig.3 는 구조진동 해석을 위한 서로 다른 곡률조건에 대한 유한요소 격자를 보여주고 있으며, 두 경우 모두 CQUAD4 요소가 동일하게 적용되었다.

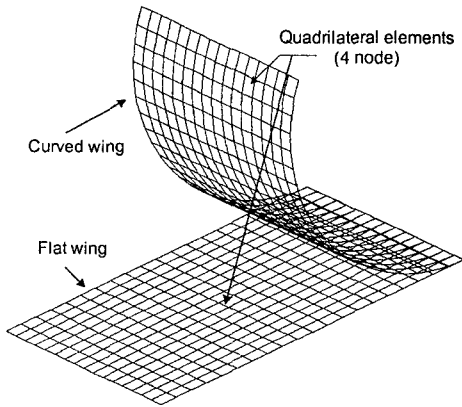
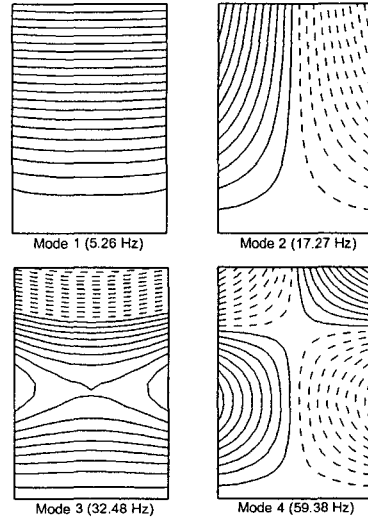
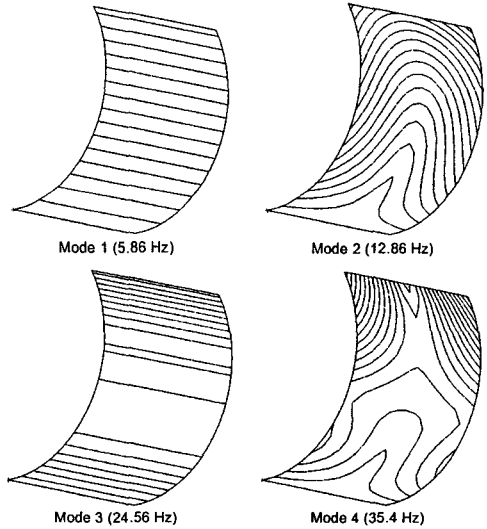


Fig. 3 Finite element models of flat wing and curved wing



(a) Flat wing



(b) Curved wing

Fig. 4 Natural mode shapes on flat wing

Fig.4 는 각각 두 가지 모델에 대해 고유진동 모드 형상을 보여주고 있다. 곡률이 없는 평판형 날개의 경우는 전형적인 특성을 보여주고 있는데, 첫 번째 모드는 1 차 굽힘모드를, 두 번째 모드는 1 차 비틀림 모드를, 세 번째 모드는 2 차 굽힘모드를, 4 번째 모드는 2 차 비틀림 모드를 나타내고 있다. 하지만, 곡률이 존재하는 경우는 첫 번째와 세 번째 모드가 굽힘모드와 비슷하나, 두 번째와 네 번째 모드는 비틀림과 굽힘모드가 혼합된 특이한 형상을 보이고 있다. 또한 이러한 곡면날개의 진동 특성은 날개의 가로세로비에 따라 다르게 나타날 수 있다.

평판형 날개는 날개 면에 수직한 방향이 동일하나 곡률이 있는 날개의 경우는 스패위치에 따라 면에 수직한 방향이 변하게 된다. 일반적으로 날개 구조의 플러터 현상은 날개 면에 수직한 방향의 고유모드가 지배적인 영향을 미치게 된다. 따라서 곡면 날개의 경우는 일반적인 직교 좌표계의 y 와 z 방향에 해당하는 고유모드 벡터를 모두 고려하여야 정확한 플러터 해석이 가능하다.

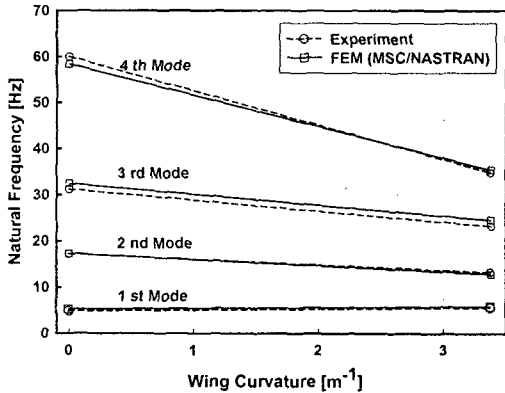
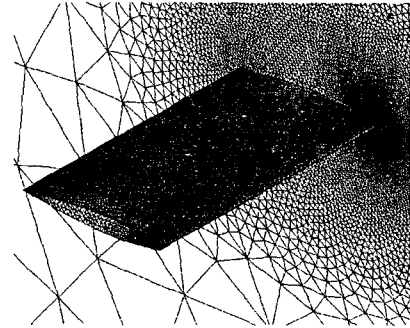


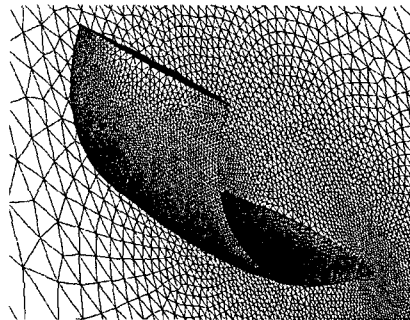
Fig. 5 Comparison of natural frequencies for the flat and the curved wing models

Fig.5 는 두 가지 모델에 대한 고유진동수를 비교한 결과이며, 진동실험 결과는 Ref.9 에 제시된 것을 비교한 것이다. 그림을 보면 유한요소 해석과 진동실험 결과가 잘 일치함을 알 수 있다. 여기서 한가지 특이한 점은 첫 번째 고유진동수의 경우는 곡률이 있는 경우가 없는 경우에 비해 오히려 약간 증가되는 경향을 보였으나, 나머지 고유진동수의 경우는 곡률이 있는 경우가 평판 날개보다 전반적으로 낮아지는 경향을 보인다는 점이다.

Fig.6 는 평면 및 곡면 날개의 가상 플러터 해석을 위한 3 차원 비정상 공력해석 격자를 보여주고 있다. 본 연구에서는 비정상 유동해석을 계산하기 위해 Euler 방정식을 바탕으로 한 CFD 기법을 적용하였다. 공력해석에서는 표면 압력분포가 가장 중요한 요소이기 때문에 계산의 효율성을 위해 물체 면에서 먼 부분은 가능한 밀집도를 완화시켜 생성하였고, 주로 날개 면에 격자의 조밀도가 집중되도록 처리 하였다. 유동해석용 3 차원 격자는 날개면과 원방경계 사이에 약 20 만개의 사면체(tetrahedron) 요소로 이루어져 있다. 원방 경계는 수치반사 교환효과를 최소로 위해 날개 뿌리에서의 코드길이를 기준으로 각 방향으로 약 10 배의 원거리에 위치하도록 설정되었다.



(a) Flat wing



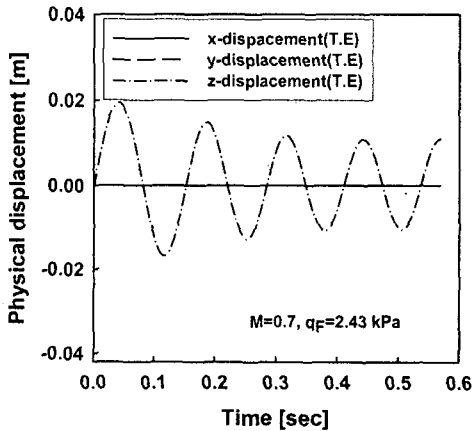
(b) Curved wing

Fig. 6 Unstructured grids used for unsteady CFD computations

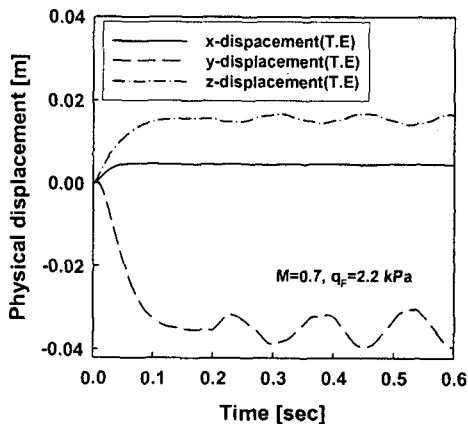
Fig.7 은 평판날개(a)와 곡면날개(b)에 대해 날개 끝단 뒷전에서 x, y, z 방향으로의 물리적인 동적 공탄성 진동응답을 제시한 것이다. 유동조건은 마하 0.7 이고 초기 받음각은 0°이며, 해면 고도에서의 밀도조건을 적용하였다. 3 차원 가상 플러터 시험에서 원하는 구조위치에서 가속도계 신호를 수집할 수 있는 것과 유사하게 본 연구에서 개발된 해석시스템은 지정된 구조 위치에서 변위, 속도 및 가속도 동적응답을 실시간으로 모니터링 할 수 있다. 전술한 바와 같이 평판형 날개의 경우는 날개 면에 수직한 z 방향으로의 동적 변위가 지배적으로 나타나고 있으며, x와 y 방향과 같은 면내 방향으로의 변위는 거의 나타나지 않고 있음을 볼 수 있다. 하지만, 곡면날개의 경우는 y 와 z 방향 모두 지배적인 변위응답을 나타내고 있다.

다양한 동압 조건에 대한 플러터 해석이 수행되었으나 지면관계상 각각 특정 동압 조건에 대한 동적 응답만을 제시하였다. 본 연구에서의 날개 모델은 대칭형 에어포일을 가지기 때문에 받음각이 없는 평판날개의 경우는 날개 위, 아래 면에 압력차가 존재하지 않아 초기 정적변형 효과가 나타나지 않는 상태에서 교란에 대한 동적 응답을 보이고 있다. 하지만, 곡면 날개의 경우는 윗면과

아랫면의 압력분포 차이가 존재하기 때문에 초기 정적공탄성 변형해석을 수행한 후 교란에 대한 동적 공탄성 응답해석이 수행되게 된다. 그림을 보면 곡면날개의 경우는 초기 0.2 초까지는 정적 공탄성 응답을 보이고 이후부터 동적응답이 나타나고 있음을 볼 수 있다. 물리적으로 y 방향의 응답 변위가 음의 값을 보이는 것은 날개가 수직 벽면 방향으로 굽힘 변형을 보이게 됨을 의미한다. 즉, 스펜방향으로 곡률을 가지는 날개는 비행 중에 그 곡률이 더욱 증가하는 경향성을 보이게 된다. 하지만, 이러한 경향성은 마하수 및 받음각에 따라 달라질 수 있음에 유의할 필요가 있다. 참고로 동압이 약 2.2 kPa 인 경우는 동적응답이 발산하는 결과를 보이고 있으며, 이는 날개 모델에 이미 플러터 상태가 유발되었음을 의미한다.



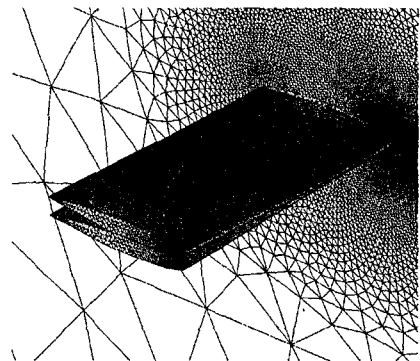
(a) Flat wing



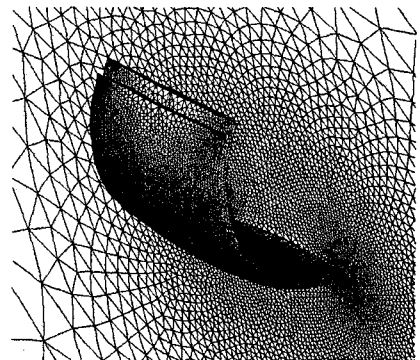
(b) Curved wing

Fig. 7 Dynamic aeroelastic responses at the trailing edge of wing tip

Fig.8 은 평판날개와 곡면날개 모델에 대해 Fig.7 에서와 같은 유동조건에서 플러터 모드 형상을 보여주고 있다. 본 결과는 플러터 현상에 대한 가상 동영상을 제작하기 위해 시간의 진행에 따라 저장된 데이터에서 서로 다른 응답시간에서의 변형 형상을 동시에 출력한 것이다. 그림을 보면 평판형 날개의 경우는 굽힘모드와 비틀림 모드가 다소 혼합된 응답특성을 보이고 있으나, 곡면 날개의 경우는 굽힘모드가 지배적인 응답특성을 보이고 있다.



(a) Flat wing



(b) Curved wing

Fig. 8 Selected drawings of flutter mode shapes

Table 1 Comparison of flutter dynamic pressure and flutter frequency

Model	Experiment		Present(Euler)	
	$q_F$ [kPa]	$f_F$ [Hz]	$q_F$ [kPa]	$f_F$ [Hz]
Curved wing	2.38	9.4	2.16	9.1

Table 1 에서는 곡면날개 모델에 대해 가상 플러터 시험을 통해 얻어진 결과와 풍동시험 결과를 비교하였다. 그림을 보면 해석결과가 실험 결과를 잘 예측하고 있음을 알 수 있다. 다만, 가상 실험

에서 예측한 플러터 동압 값이 실험결과에 비해 약간 낮은 수치를 예측하고 있다. 이유는 구조 감쇠 값이 참고문헌에 제시되어 있지 않아 구조감쇠 효과를 무시하였기 때문으로 판단된다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 자체 개발된 해석시스템을 활용하여 스펜방향(spanwise) 곡률이 존재하는 3 차원 곡면날개에 대한 가상 플러터 시험을 수행하였다. 가상 플러터 시험을 위해서 구조 및 유체분야의 고등해석 기법인 유한요소법(FEM), 전산유체역학(CFD) 및 전산구조동역학(CSD) 해석기법들을 융합하여 적용하였다. 가상 플러터 시험에 대한 결과로 특정 구조위치에서의 동적응답과 3 차원 진동변형 형상들을 비교 제시하였으며, 풍동실험 결과와 비교하여 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었다. 또한 스펜방향으로 곡률이 존재하는 경우는 평판형 날개에 비해 플러터 불안정성이 보다 증가 되는 경향이 있음을 확인할 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 국립경상대학교 항공기부품기술연구소 및 BK21 사업의 일환과 스마트무기기술개발 사업의 연구비 부분지원으로 수행되었음.

#### 참 고 문 헌

(1) 김동현, 이 인, 1996, "비행체 날개의 천음속 플러터 해석", 제 6 차 유도무기학술대회, 국방과학연구소.  
 (2) 김동현, 이 인, 1998, "미소교란 방정식을 이용한 3 차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제 26 권, 제 7 호, pp. 85-95.  
 (3) Kim, D. H., and Lee, I., 2000, "Transonic and Low-Supersonic Aerodynamic Analysis of a Wing with Under-Pylon/Store," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, pp. 189-192.

(4) 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 Sound and Vibration*, Vol. 234, No. 5, pp. 859-880.  
 (5) 김종윤, 김동현, 이 인, 2002, "면내 곡률이 천음속 및 초음속 유체/구조 연계 진동안정성에 미치는 영향", 소음진동공학회지, 제 12 권 11 호, 2002, pp. 864-872.  
 (6) 장태진, 김동현, 이 인, 2002, "MAV 안정화 설계를 위한 저속 유체유발 비선형 진동특성 연구", 소음진동공학회지, 제 12 권 11 호, 2002, pp. 873-881.  
 (7) 김동현, "병렬처리 기법을 활용한 T-형 꼬리 날개의 진동 및 공탄성 특성연구", 한국군사기술학회지, Vol. 7, No. 3, 2004 년 9 월, pp. 149-156.  
 (8) Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon, O. J., 2005, "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/Pylon/Finned-Store Using Parallel Computing," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 1, pp.53-62.  
 (9) Rivera, J. A. Jr., 1989, "Experimental and Analytical Investigation of the Effect of Spanwise Curvature on Wing Flutter at Mach Number of 0.7," Langley Research Center, NASA TM 4096.  
 (10) Karypis G. and Vipin, K., 1998, Multilevel k-way Partitioning Scheme for Irregular Graphs, Technical Report #98-019, Department of Computer Science, University of Minnesota.  
 (11) Robinson, B. A., Batina, T. J., and Yang, H. T. Y., "Aeroelastic Analysis of Wings Using the Euler Equations with a Deformable Mesh," AIAA-90-1032-CP, pp. 1510-1518.  
 (12) Yang, S. M., Kim, D. H. and Lee, I., April 2001, "Transonic Steady and Unsteady Aerodynamics for Wings Using Three-Dimensional Euler Equations," *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol.10, No.1, pp.44-54.  
 (13) Appa, K., 1989, "Finite-Surface Spline," *Journal of Aircraft*, Vol. 36, No. 5, pp. 459-496.  
 (14) Smith, M., Cesnik C. E. S., Hodges, D. H. and Moran, K. J., "An Evaluation of Computational Algorithms to Interface Between CFD and CSD Methodologies," AIAA Paper 96-1400-CP, pp. 745-755.