

CFD/CSD 통합 연계기법을 이용한 횡방향 곡률이 있는 날개의 가상 플러터 시험

Virtual Flutter Test of a Spanwise Curved Wing Using CFD/CSD Integrated Coupling Method

김 동 현† · 오 세 원* · 이 정 진**

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

(2005년 11월 10일 접수 ; 2006년 3월 10일 심사완료)

Key Words : Curved Wing(곡면날개), Virtual Flutter Test(가상 플러터 시험), Parallel Processing(병렬처리), Integrated Coupling Method(통합연계기법), CFD(전산유체역학), CSD(전산구조동역학)

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 method 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 주위를 흘러가는 유동에 의한 외부 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 시험을 수행하는 기술을 개발하고 응용하는 것은 매우 중요한 의미를 가지고, 설계 및 기술개발에 소요되는 기간 및 비용을 상당히 절감하는 효과를 가질 수 있다.

횡(스팬) 방향으로 곡률이 있는 곡면날개(curved fin 또는 wrap-around fin : WAF)는 날개의 형상이 갖는 다양한 장점 때문에 군용 발사체에 많이 활용되어 왔다. 이는 발사 전에는 동체에 접힌 상태로 발사관에 보관할 수 있어 다양한 군수 무기체계에서 효율적인 공간 이용이 가능하다. 하지

† 책임저자; 정희원, 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

E-mail : dhk@gsnu.ac.kr

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

* 정희원, 국립경상대학교 대학원 기계항공공학부

** 항공우주연구원 스마트무인기사업단

만, 날개의 곡면 특성으로 인해 플러터 특성은 일반 날개에 비해 좋지 못할 수 있으며 설계시 이에 대한 세부적인 검토가 요구될 수 있다.

공기역학적 특성 관점에서 볼 때 횡방향 곡면 날개를 장착한 발사체는 받음각이 없을 때에도 롤모멘트(roll moment)가 발생하며, 마하수가 증가함에 따라 롤모멘트의 크기 및 방향이 변할 수 있는 것으로 알려져 있다⁽¹⁾. 기존의 단순 공력실험⁽²⁻⁶⁾이나 해석⁽⁷⁻¹⁰⁾과는 달리 해석의 어려움으로 인해 3차원 횡방향 곡면날개에 대한 플러터 연구사례는 거의 없는 편이다. 한국에서도 전산공탄성 해석기술에 관련된 많은 기술발전이 있었는데, 곡면날개가 부착된 발사체 형상에 대해 오일러 코드와 주파수영역 해석기법을 이용하여 비정상 공력 및 플러터 특성연구를 효과적으로 수행한 사례가 있다⁽¹⁰⁾. 하지만, 주파수영역 플러터 해석기법은 플러터 불안정 속도 자체를 찾기 위한 효과적인 계산은 가능하지만, 이 연구에서 제안한 시간영역 해석기법과 같이 다양한 동압 조건에서의 실제 물리적인 공탄성 변형 및 진동특성 등을 동시에 가시화 하는 것은 불가능한 단점이 있다.

국내외 기존 연구사례 조사결과 그 중요성에도 불구하고 3차원 횡방향 곡면 날개의 동적 플러터 해석을 시간영역에서 수행한 발표사례는 아직 없는 것으로 조사되었다. 따라서, 이 연구에서는 다년간의 연구경험⁽¹¹⁻¹⁶⁾을 바탕으로 진보된 전산유체역학, 전산구조동역학 및 전문 수치해석 기법들을 통합 보완하여 시간영역에서 횡방향 곡면날개의 공탄성 불안정 현상을 가상적으로 시험할 수 있는 해석 프로그램을 개발하였다. 또한 해석프로그램의 검증 을 위해 기존의 풍동시험 결과⁽¹⁷⁾와 비교하여 개발된 프로그램의 타당성을 입증하였다.

2. 이론적 배경

Hamilton의 원리를 이용하여 구조 비선형성 및 감쇠를 고려한 탄성체의 운동방정식은 다음과 같이 전형적인 행렬형태로 나타낼 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K(u)]\{u\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (1)$$

여기서, $[M]$ 은 질량행렬, $[C]$ 는 감쇠행렬,

$[K(u)]$ 는 일반화된 좌표계에서의 구조변위 $\{u\}$ 의 함수인 비선형 강성행렬이며, $\{F\}$ 는 외력 벡터로 유동박리 등이 연계된 고 받음각 유동의 경우나 충격파와 연계된 천음속 흐름의 경우 일반적으로 비선형 외력 항이 된다. 공탄성 해석에서의 구조적 비선형성의 예는 조종면 연결부의 유격(freeplay)이나 히스테리시스(hysteresis) 등과 같이 특정부위에 집중된 비선형성과 헬리콥터 회전익의 대변형 효과에 의한 기하학적 비선형 문제가 있다. 구조적 비선형성을 무시할 수 있는 경우는 전형적인 모드 접근법(modal approach)을 사용하여 효율적인 계산을 수행할 수 있다.

구조비선형성을 무시한 선형 탄성날개에 대한 운동방정식을 유도하면 다음과 같이 표현될 수 있다.

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

위 식에서 총 n -자유도의 변위계 $u_i(t)$ ($i=1, 2, \dots, n$)에 대하여, 고유모드 벡터들로 이루어진 상수 변환행렬(transformation matrix)을 $[\phi]$ 로 정의하면, 일반화된 좌표계(generalized coordinate) $q_i(t)$ ($i=1, 2, \dots, m$)에 대하여 다음과 같은 선형변환을 정의할 수 있다.

$$\{u(t)\} = [\phi]\{q(t)\} \quad (3)$$

이 연구에서는 플러터 해석을 위한 비정상 공력 해석에 일반적인 3차원 CFD 해석기법을 적용하였다. 따라서 흐름에 수직한 변위뿐만 아니라 흐름방향과 횡방향의 모든 고유모드 형상들이 해석에 적용되게 된다. 또한 고유 모드 벡터로 이루어진 변환행렬 $[\phi]$ 는 상수이므로 다음과 같은 관계가 성립된다.

$$\{\dot{u}(t)\} = [\phi]\{\dot{q}(t)\} \quad \{\ddot{u}(t)\} = [\phi]\{\ddot{q}(t)\} \quad (4)$$

따라서, m -자유도계로 감축된 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계(generalized coordinate)에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 표현될 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}\} + [K_g]\{q\} = \{Q(t, q, \dot{q})\} \quad (5)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_m]$ 는 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. t 는 물리영역에서의 실제 시간을 의미하며, 연계해석에 적용된 비정상 CFD코드에서의 무차원화 시간과는 근본적으로 차이가 있음에 유의해야 한다. 일반화된 공기력 벡터 $Q(t)$ 를 구하기 위해서는 다음과 같이 3차원 공력 형상에 대한 면적적분이 요구된다.

$$Q(t)_i = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c_r^2 \int [-C_p(x, y, z, t)(n_x h(x, y, z)_{x,i} + n_y h(x, y, z)_{y,i} + n_z h(x, y, z)_{z,i}) \frac{dS}{c_r^2}] \quad (6)$$

위 식에서 하첨자 'i'는 i-번째 고유모드를 의미하며, h 는 고유모드 벡터, dS 는 물체면적, c_r 는 기준시위길이 (reference chord length), ρ_∞ 는 자유흐름 밀도, U_∞ 는 자유흐름 속도를 의미한다. n 은 표면에 수직인 방향으로의 단위벡터를, 하첨자는 방향 코사인 성분을 의미하며, C_p 는 물체 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. 이 연구에서는 비정상 공력해석을 위해 3차원 오일러 코드를 연계하여 개발하였다.

식 (5)의 수치적분을 효율적으로 수행하기 위하여 $2m$ -차원의 상태벡터 (state vector) 형태로 변환하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

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

여기서,

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

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

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

식 (7)를 적분하기 위해 다양한 수치기법이 활용될 수 있는데, 선형 구조모델의 경우는 매우 효율적이고 강건한 적분기법을 유도할 수 있다. 식 (7)에 대해 라플라스(Laplace) 변환을 취하면 다음의 식과 같다.

$$s\{x(s)\} - x(0) = Ax(s) + B\Gamma(s) \quad (8)$$

위 식을 $x(s)$ 에 대해 정리하면,

$$\begin{aligned} \{x(s)\} &= (sI - A)^{-1}x(0) + (sI - A)^{-1}B\Gamma(s) \\ \{x(s)\} &= \Phi(s)x(0) + \Phi(s)B\Gamma(s) \end{aligned} \quad (9)$$

또는

$$\{x(t)\} = L^{-1}(sI - A)^{-1}x(0) + L^{-1}[(sI - A)^{-1}B\Gamma(s)] \quad (10)$$

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

$$\begin{aligned} \{\Phi(t)\} &= L^{-1}[(sI - A)^{-1}] \\ &= L^{-1}\left[\frac{1}{(sI - A)}\right] = L^{-1}\left[\frac{\frac{1}{s}}{1 - \frac{A}{s}}\right] \\ &= L^{-1}\left[\frac{1}{s}\left\{I + \frac{A}{s} + \frac{A^2}{s^2} + \frac{A^3}{s^3} + \dots\right\}\right] \\ &= L^{-1}\left[\frac{I}{s} + \frac{A}{s^2} + \frac{A^2}{s^3} + \frac{A^3}{s^4} + \dots\right] \\ &= I + At + \frac{(At)^2}{2!} + \frac{(At)^3}{3!} + \dots = e^{At} \end{aligned} \quad (11)$$

식 (11)을 식 (10)에 대입하고 라플라스 역변환을 취하여 정리하면 식 (7)에 대한 엄밀해 (analytical solution) 형태를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$x(t) = e^{[A]t}\{x(0)\} + \int_0^t e^{[A](t-\tau)}[B]\{\Gamma(\tau)\}d\tau \quad (12)$$

이제 위 식은 적절한 이산화 과정을 통해 매우 효율적으로 수치적분 될 수 있다. 이를 위해 미소 계산시간 간격 $\Delta t (n\Delta t < t \leq (n+1)\Delta t)$ 를 도입하면 식 (12)는 다음과 같이 변형될 수 있다.

$$\{x(t)\}^{n+1} = e^{[A]\Delta t} \{x\}^n + e^{[A]\Delta t} \int_0^{\Delta t} e^{-[A]\tau} [B]\{\Gamma(\tau)\}d\tau \quad (13)$$

또한 임의의 미소 시간간격 Δt 구간에서는 일반화 된 외력이 일정하다고 가정하면 적분항은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\int_0^{\Delta t} e^{-[A]\tau} [B]\{\Gamma(\tau)\}d\tau = (I - e^{-[A]\Delta t}) [A]^{-1} [B]\{\Gamma\}^n \quad (14)$$

식 (14)을 식 (13)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\{x\}^{n+1} = e^{[A]\Delta t} \{x\}^n + (e^{[A]\Delta t} - I)[A]^{-1} [B]\{\Gamma\}^n \quad (15)$$

이 연구에서는 식 (15)의 실제적인 수치적분을 위해 다음과 같이 변형된 형태를 적용하였다.

$$\{x\}^{n+1} = [\Phi]\{x\}^n + \frac{1}{2}[\Theta][B]\{3\{\Gamma\}^n - \{\Gamma\}^{n-1}\} \quad (16)$$

여기서,

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

선형 구조에 대해 정규화된(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.

$$[A_i] = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_i/m_i & -c_i/m_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_i^2 & -2\zeta_i\omega_i \end{bmatrix} \quad (17)$$

여기서 m_i, k_i, ω_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 Φ 및 Θ 에 대한 정확한 해석해(analytical solution)가 존재하게 되며, 이를 활용하면 매우 효율적인 수치적분이 가능하다⁽¹⁶⁾.

가상플러터 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. 이 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 분산 컴퓨터에 부가된 계산 영역 사이의 수치 데이터 통신을 위해 표준 MPI(message-passing interface) 라이브러리를 활용하였다. 영역분할법에 있어 중요한 요소는 분할된 영역내의 격자수를 거의 동일하게 하는 load balancing과 분할된 영역간 통신 경계면을 최소화하여 노드간 데이터 통신에 소요되는 시간을 줄이는 것이다. 다양한 수치 기법을 구현할 수 있으나, 이 연구에서는 고효율성을 위해 미국 미네소타 대학의 전산과 교수인 Karypis가 개발한 MeTis 라이브러

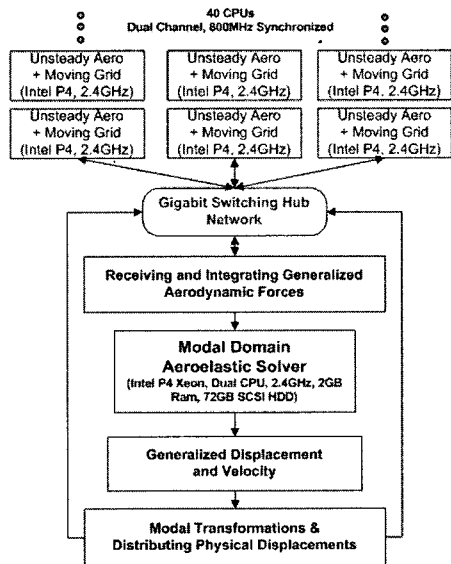


Fig. 1 Computational road map for the message passing concept with parallel coupled time-marching method.

리⁽¹⁸⁾를 사용하였다.

Fig. 1에는 이 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, 1 GBps기반의 switching hub를 활용한 고속 LAN망으로 각각의 컴퓨터들이 연결되었다. 이 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. 이 연구에서는 비정상 공탄성 응답에 따른 동적 이동격자(dynamic moving grid, DMG) 생성을 위해 일반적인 스프링 유사(spring analogy)기법을 개선하여 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.

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

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

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 각각 j 격자점들에 연결되어 있는 i 격자점의 신규 변위벡터와 스프링 강성을 의미한다. 또한 *는 반복 계산과정에서 구해지는 중간 변위 값을 의미한다.

유체/구조 연계해석의 경우 상호 물리적 정보가 동시에 연계되어 다음 단계에서의 해를 구하기 때문에 가능한 각 단계에서 해가 정확히 구해져야 한다. 특히, 물체면에서의 정확한 압력분포 산출은 이 연구와 같은 유체-구조 연계해석에서 매우 중요한 요소라고 할 수 있다. 이를 위해서 날개의 구조변형 효과를 반영한 공간 동적격자 생성시 날개 면에 인접한 격자의 변형을 최소화 할 수 있도록 알고리즘을 수정하였다. 기존의 방법^(19,20)은 스프링의 강성을 단순히 격자간 길이의 역수만으로 고려하였다. 하지만, 본 연구에서는 경계면 근처에 위치한 격자들의 변형을 가능한 최소화하기 위해 다음과 같이 스프링 강성이 변화될 수 있도록 수정하였으며, 병렬 연산이 되도록 확장하였다.

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

위 식에서 d_i 는 각 격자점과 이동 물체면 사이의 최단거리를 의미하고, 지수 m 은 물체면 주위 이동격자의 강성 조절지수에 해당한다. 기존의 평면형 날개와는 달리, 곡면날개의 경우는 격자의 변형이 면에 수직한 방향뿐만 아니라 횡방향으로도 크게 발생할 수 있다. 따라서, 기존의 방법을 그대로 사용할 경우 수치 불안정성이 초래되는 경향을 보였다. 곡면날개의 경우 비교적 형상이 단순함에도 불구하고, 곡면형상에 기인한 수평 및 수직방향 공탄성 변형이 동시에 발생하는 특성이 있다. 따라서, 식 (16)의 수치알고리즘 적용시 날개면 근처에서 가상스프링의 강성도를 평면형 날개의 경우보다 1.5배 이상 증가시켜 적용하였다. 또한 보다 우수한 수치안정성을 위해 이러한 복합 변형특성을 사전에 감안하여 영역 분할 개념으로 공간격자 분포를 사전에 조절하여 생성하였다.

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

음 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, 이 연구와 같은 병렬연산에서는 식 (15) 가각 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.

이 연구를 수행하기 위해서는 추가적으로 상이한 계산격자 체계를 바탕으로 하는 CFD 및 CSD 해석 데이터의 상호 교환이 요구된다. 이 연구에서 고려한 날개 모델은 횡방향으로 곡률이 존재하기 때문에 일반적인 무한평판 보간법(infinite plate spline, IPS)으로는 유체-구조 보간이 곤란하다. 따라서 이

연구에서는 곡면형상에도 적용 가능한 얇은평판 보간법(thin plate spline, TPS)을 적용하였다^(21,22).

3. 해석결과 및 검토

이 연구에서 가상 플러터 풍동시험에 고려한 모델인 평면날개와 곡면날개의 기하학적 형상을 Fig. 2에 제시하였다. 해당 모델의 기하학적 형상 및 구조재질은 참고문헌의 풍동시험 모델⁽¹⁷⁾과 동일하게 설정하였다. 이 연구에서는 곡면날개 구조의 고유진동 해석을 위해 상용 유한요소 프로그램인 MSC/NASTRAN을 활용하였다. Fig. 3은 구조진동 해석을 위한 서로 다른 곡률조건에 대한 유한요소 격자를 보여주고 있으며, 두 경우 모두 수렴성이 충분한 개수의 CQUAD4 요소가 동일하게 적용되었다.

Fig. 4는 각각 두 가지 모델에 대해 고유진동 모드 형상을 보여주고 있다. 곡률이 없는 평면형 날개의 경우는 전형적인 특성을 보여주고 있는데, 첫 번째 모드는 1차 굽힘 모드를, 두 번째 모드는 1차 비틀림 모드를, 세 번째 모드는 2차 굽힘모드를, 4번째 모드는 2차 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. 하지만 이러한 곡면날개의 진동 특성은 날개의 가로세로비에 따라 다르게 나타날 수 있음에 유의할 필요가 있다.

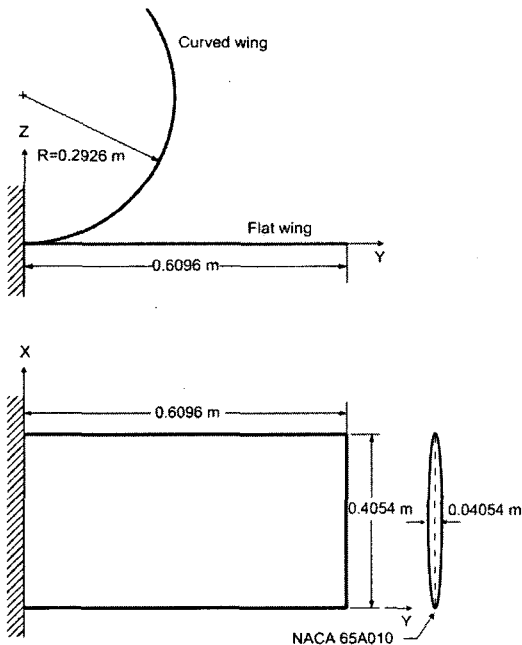


Fig. 2 Configuration to flat wing and curved wing

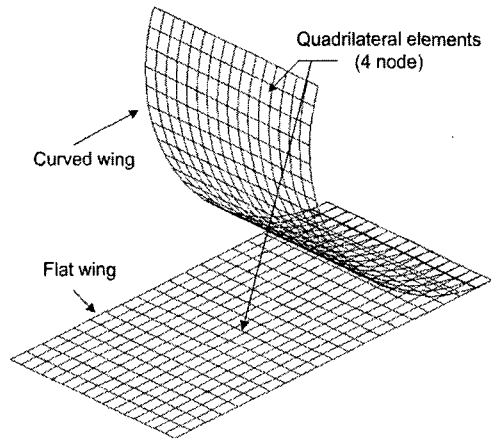


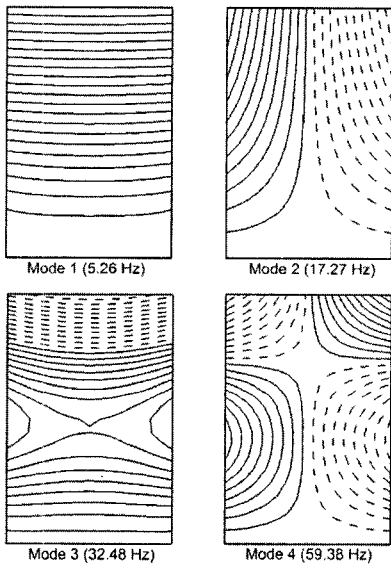
Fig. 3 Finite element models of flat wing and curved wing

평면형 날개는 날개 면에 수직한 방향이 동일하나 곡률이 있는 날개의 경우는 스패위치에 따라 면에 수직한 방향이 변하게 된다. 일반적으로 날개구조의 플러터 현상은 날개 면에 수직한 방향의 고유모드가 지배적인 영향을 미치게 된다. 따라서 곡면 날개의 경우는 일반적인 직교 좌표계의 y와 z방향에 해당하는 고유모드 벡터를 모두 고려하여야 정확한 플러터 해석이 가능하다. 평면형 날개는 날개 면에 수직

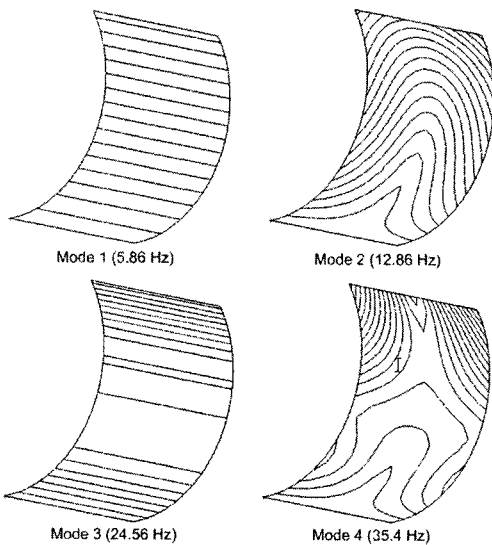
한 방향이 동일하나 곡률이 있는 날개의 경우는 스패위치에 따라 면에 수직한 방향이 변하게 된다. 일반적으로 날개구조의 플러터 현상은 날개 면에 수직한 방향의 고유모드가 지배적인 영향을 미치게 된다. 따라서 곡면 날개의 경우는 일반적인 직교 좌표계의 y와 z방향에 해당하는 고유모드 벡터를 모두 고려하여야 정확한 플러터 해석이 가능하다.

Fig. 5에서는 곡률의 변화에 따른 고유진동수를 비교하였으며, 진동실험은 Ref. 11에서 수행한 결과이다. 그림을 보면 유한요소 해석과 진동실험 결과가 거의 잘 일치함을 알 수 있다. 여기서 한가지 특이한 사항은 첫 번째 고유진동수의 경우는 곡률이 있는 경우가 오히려 약간 증가되는 경향을 보였으나, 나머지 고유모드들의 경우는 곡률이 증가함에 따라 전반적으로 고유진동수가 낮아지는 경향을 보인다. 또한 날개의 전형적인 플러터 불안정 현상은 굽힘 모드와 비틀림 모드가 상호 작용하여 발생하는 경향이 있는데⁽¹⁰⁾, 그림을 보면 곡률이 증가할수록 굽힘과 비틀림 모드의 고유진동수 간격이 점차 가까워 짐을 알 수 있다. 따라서 이러한 고유진동수 변화와 Fig. 4와 같은 고유모드 형상 변화로 곡률이 있는 날개의 플러터 특성은 달라지게 된다.

Fig. 6는 평면 및 곡면날개의 가상 플러터 해석을 위한 3차원 비정상 공력해석 격자를 보여주고 있다. 이 연구에서는 비정상 유동하중을 계산하기 위해 Euler방정식을 바탕으로 한 CFD기법을 적용하였다. 공력해석에서는 표면 압력분포가 가장 중요한 요소이기 때문에 계산의 효율성을 위해 물체 면에서



(a) Flat wing



(b) Curved wing (R=0.293 m)

Fig. 4 Natural mode shapes on flat wing

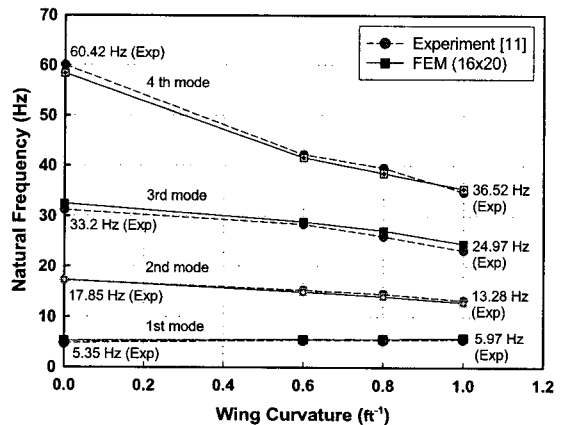
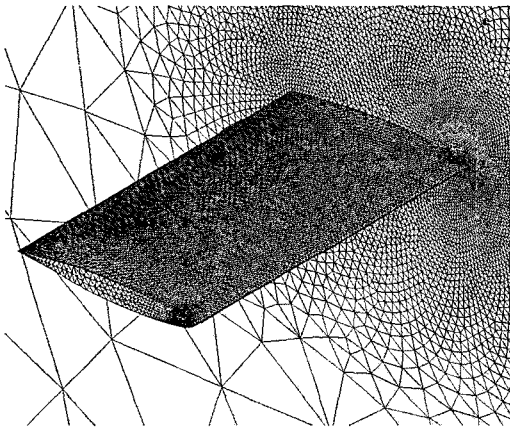


Fig. 5 Comparison of natural frequencies for the flat and the curved wing models

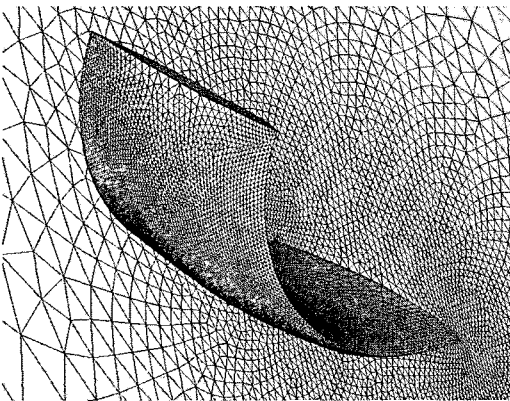
면 부분은 가능한 밀집도를 완화시켜 생성하였고, 주로 날개 면에 격자의 조밀도가 집중되도록 처리하였다. 유동해석용 3차원 격자는 날개면과 원방경계 사이에 약 20만개의 사면체(tetrahedron) 요소로 이루어져 있다. 원방 경계는 수치반사 교란효과를 최소로 위해 날개 뿌리에서의 시위길이를 기준으로 각 방향으로 약 10배의 원거리에 위치하도록 설정되었다.

Fig. 7은 마하 0.7에서 곡면 날개의 윗면과 아랫면에서의 압력분포를 보여주고 있다. 단면이 대칭형 에어포일임에도 불구하고 곡면날개의 경우는 받음각 0도에서 날개 위, 아래 면에서 압력계수 분포의 차이를 보이고 있다. 이러한 경향성은 기존의 연구문헌에서도 유사하게 나타나는 결과로 곡면날개를 갖는 발사체는 받음각 0도에서도 롤모멘트가 발생하며, 그 방향은 대개 아음속 영역에서는 곡률 중심

방향이며, 초음속 영역에서는 곡률 중심과 반대방향 특성을 보이는 것으로 보고하고 있다^(7~10). 이의 원인은 형상과 관련된 유동의 물리적 특성 때문인데, 전형적인 노즐유동 특성과 비교하여 설명이 가능하다. 압축성 유체역학의 전형적인 특성상 아음속에서는 단면이 줄어드는 형상에서 유동이 가속되어 압력이 떨어지게 되나, 초음속 유동에서는 팽창 충격파의 특성으로 오히려 단면이 증가되는 형상에서 유동이 가속되게 되는 성질이 있다. 곡면 날개의 경우 날개 위, 아래 면이 거의 동일한 투영면적을 가짐에도 불구하고, 앞전과 뒷전을 제외하고는 두께가 있는 부분에서 날개 위, 아래면의 실제 스펙방향 길이와 면적은 동일하지 않다. 따라서 아음속의 경우 표면 근처를 흐르는 유체의 입장에서 보았을 때 곡



(a) Flat wing



(b) Curved wing

Fig. 6 Unstructured grids used for unsteady CFD computations

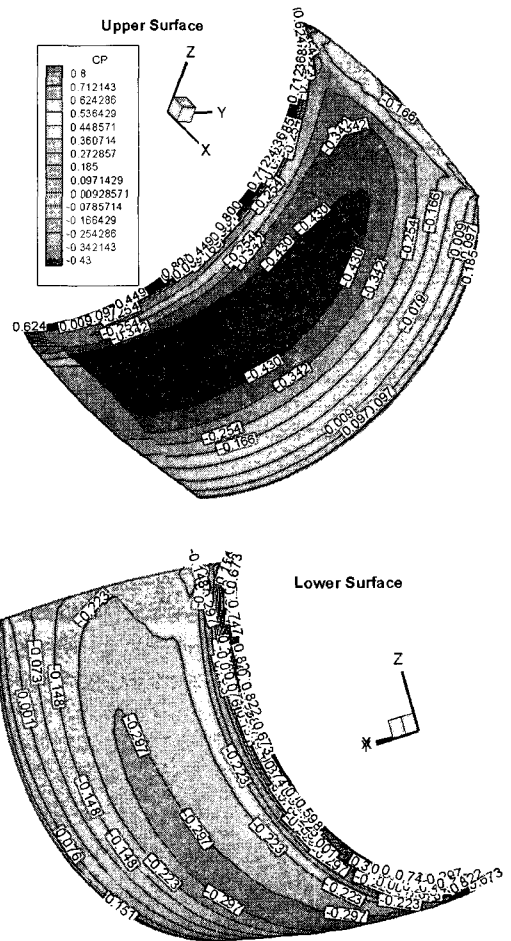


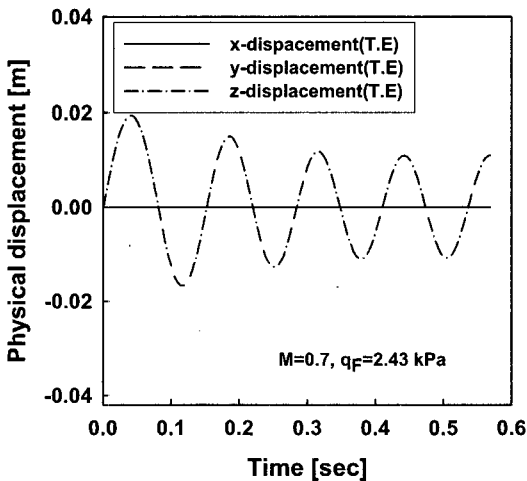
Fig. 7 Comparison of surface pressure distribution (M=0.7, upper surface vs. lower surface)

면의 안쪽 부분(날개 윗면)에서는 등가단면적 감소로 인해 상대적으로 바깥쪽 부분보다 평균유속이 더 빨라질 수 있으며, 이 때문에 곡면 날개의 위아래 면에서 압력차가 유발되게 된다.

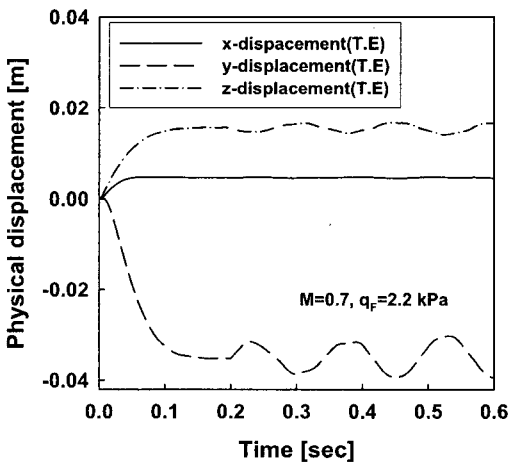
Fig. 8은 평면날개(a)와 곡면날개(b)에 대해 날개 끝단 뒷전에서 x, y, z방향으로의 물리적인 공탄성 응답 결과를 보여주고 있다. 참고로 이러한 특정지점에서의 물리적인 응답을 얻을 수 있듯이 이 연구에서 개발된 시스템은 전체구조 요소 및 유동요소에 대한 유체유발 진동응답 및 비정상 압력 등을 저장할 수 있으며, 후처리 과정을 통하여 비정상 유체흐름과 진동현상을 복합적으로 관찰할 수 있는 3차원

가상시험 동영상 생성할 수 있다. 하지만 기존의 주파수 영역해석기법⁽¹⁰⁻¹²⁾으로는 이러한 가상시험 동영상을 생성할 수 없다. 유동조건은 마하 0.7이고 초기 받음각은 0°이며, 해면 고도에서의 밀도조건을 적용하였다. 3차원 가상 플러터 시험에서도 원하는 구조위치에서 가속도계 신호를 수집할 수 있는 것과 유사하게 이 연구에서 개발된 해석시스템은 원하는 구조 위치에서 변위, 속도 및 가속도 응답을 실시간으로 모니터링 할 수 있다. 전술한 바와 같이 평면형 날개의 경우는 날개 면에 수직인 z방향으로의 동적 변위가 지배적으로 나타나고 있으며, x와 y 방향과 같은 면내 방향으로의 변위는 거의 나타나지 않고 있음을 볼 수 있다. 하지만, 곡면날개의 경우는 y와 z방향 모두 지배적인 변위응답을 나타내고 있다.

다양한 동압 조건에 대한 플러터 해석이 수행되었으나 지면관계상 각각 특정 동압 조건에 대한 동적 응답만을 제시하였다. 이 연구에서의 날개 모델은 대칭형 에어포일을 가지기 때문에 받음각이 없는 평면날개의 경우는 날개 위, 아래 면에 압력차가 존재하지 않아 초기 정적변형 효과가 나타나지 않는 상태에서 초기교란에 대한 동적 응답을 보이고 있다. 하지만, 곡면 날개의 경우는 전술한 바와 같이 윗면과 아랫면에서 공기력의 차이가 존재할 수 있기 때문에 초기 정적 공탄성 변형해석을 수행하여 평형상태를 구한 후 교란에 대한 동적 공탄성 응답해석을 수행하였다. 그림을 보면 곡면날개의 경우는 초기 0.2초까지는 정적 공탄성 응답을 보이고 있으며, 이후 시간부터 동적응답을 나타내고 있다. 물리적으로 y방향의 응답 변위가 음의 값을 보이는 것은 날개가 수직 벽면 방향으로 굽힘 변형을 보이게 됨을 의미한다. 따라서, 스캔방향으로 곡률을 가지는 날개는 아음속 영역에서 곡률의 안쪽방향으로 휘어져서 진동응답을 나타내게 됨을 관찰할 수 있다. 참고로 동압이 약 2.2 kPa인 경우는 동적응답이 발산하는 결과를 보이고 있으며, 이는 물리적으로 이미 플러터 상태가 유발되었음을 의미한다. 거의 동일한 무게의 일반 평면날개의 경우는 2.43 kPa의 동압에서 플러터 현상이 유발되었는데, 이는 이 연구에서 고려한 모델의 경우 곡면날개의 경우가 플러터 안정성이 보다 취약한 특성을 보임을 의미한다.



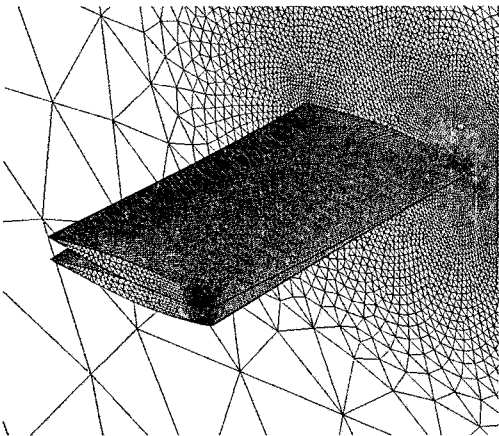
(a) Flat wing



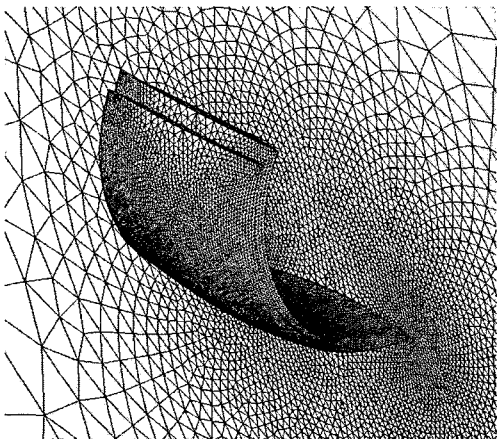
(b) Curved wing

Fig. 8 Dynamic aeroelastic responses at the trailing edge of wing tip

Fig. 9는 평면날개와 곡면날개 모델에 대해 Fig. 8에서와 같은 유동조건에서 플러터 모드 형상을 보여



(a) Flat wing



(b) Curved wing

Fig. 9 Selected drawings of flutter mode shapes

주고 있다. 이 결과는 플러터 현상에 대한 가상 동영상 제작을 위해 시간의 진행에 따라 저장된 데이터에서 서로 다른 응답시간에서의 변형 형상을 출력한 것이다. 논문으로 제시할 수는 없었지만, 실시간으로 저장된 데이터를 이용하여 다양한 관찰 각도에서 플러터 진동현상에 대한 물리적인 동영상 자료를 제작하여 가시화 할 수 있었다. 참고로 이 논문과 관련된 가상시험 동영상 자료의 예를 연구실 홈페이지(<http://sdcae.gsnu.ac.kr/>)에 research(연구활동) 메뉴의 동영상 자료실에 업로드 하였으니 관심 있는 분들은 참고하기 바란다. 마지막으로 Table 1에는 곡면날개 형상에 대해 이 연구에서 수행한 가상 플러터 시험 결과와 기존의 풍동시험 결과를 비교하였다. 표를 보면 해석결과가 실험 결과를 비교적 잘 예측하고 있음을 알 수 있다.

Table 1 Comparison of flutter dynamic pressure and flutter frequency

Model	Experiment		Present	
	q_F [kPa]	f_F [Hz]	q_F [kPa]	f_F [Hz]
Curved wing	2.38	9.4	2.16	9.1

4. 결 론

이 연구에서는 자체 개발한 해석시스템을 보완 및 활용하여 횡방향(spanwise)으로 곡률이 존재하는 3차원 곡면날개 형상에 대해 정적공탄성 변형 효과를 고려한 동적 시간영역 플러터 해석(일종의 가상 플러터 시험)을 성공적으로 수행하였다. 이 해석을 위해 구조 및 유체분야의 고등해석 기법인 유한요소법(FEM), 전산유체역학(CFD) 및 전산구조동역학(CSD) 해석기법들을 융합하여 적용하였다. 횡방향 곡률이 존재하는 경우는 하나의 양력면에서 수평 및 수직방향으로 동시에 큰 공탄성 변형이 유발될 수 있기 때문에 수치안정성을 위해 보다 강건한 동적이동격자 생성기법의 적용이 요구되었다. 이 연구에서 수행한 가상시험결과가 기존의 실제 풍동시험 결과와 비교하여 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었으며, 고려한 모델의 경우 곡률이 있는 경우가 없는 경우에 비해 더 취약한 플러터 특성을 보였다.

후 기

이 연구는 국립경상대학교 NURI/BK사업 및 스마트무인기기술개발 사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사를 표하는 바입니다.

참 고 문 헌

- (1) Winchenbach, G. L., Buff, R. S., Whyte, R. H. and Hathaway, W. H., 1986, "Subsonic and Transonic Aerodynamics of a Wraparound Fin Configuration," *Journal of Guidance and Control*, Vol. 9, No. 6, pp. 627~632.
- (2) Dahlke, C. W., 1971, *Experimental Investigation of Several Wraparound Fins on Bodies of Revolution from Mach 0.3 to 1.3*, US

Army Missile Command, Data Report No. DR-TM-71-12.

(3) Dahlke, C. W., 1976, "The Aerodynamic Characteristics of Wrap-around Fins at Mach Numbers of 0.3 to 3.0," US Army Missile Command, TR RD-77-4.

(4) Fournier, R. H., 1977, Supersonic Aerodynamic Characteristics of a Series of Wrap-around-fin, NASA-TM-X-3461, L-11153, NASA Langley Research Center, Hampton, VA.

(5) Washington, W. D., 1983, "Experimental Investigation of Rolling Moment for a Body-wing-tail Missile Configuration with Wrap Around Wings and Straight Tails at Supersonic Speeds," AIAA Paper 83-2081.

(6) Abate, G. L. and Berner, C., 1994, "Wind Tunnel Measurements of Wrap Around Fins at Mach 2.06," AIAA Paper 94-3499.

(7) Vitale, L. R. E., Abate, G. L., Winchenbach, G. L. and Riner, W., 1992, "Aerodynamic Test and Analysis of a Missile Configuration with Curved Fins," AIAA Paper 92-4495.

(8) Edge, H. L., 1994, "Computation of the Roll Moment for a Projectile with Wrap-around Fins," Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 31, No. 4, pp. 615~620.

(9) Yaniv, S., 1996, "Navier-stokes Calculations for Rotating Configurations: Implementation for Rockets," Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 33, No. 5, pp. 756~758.

(10) Peak, S. K., 1998, Flutter Analysis of Launch Vehicle Curved Fin Considering Roll Motion, Ph. D Thesis, KAIST.

(11) Kim, D. H. and Lee, I., 1996, "Transonic Flutter Analysis for a Flight Vehicle Wing," The 6th Symposium on Guidance Weapon Technology of Korea, pp. 337~346.

(12) Kim, D. H. and Lee, I., 1998, "Transonic Flutter Analysis for 3D Wing using Transonic Small Disturbance Equation," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 26, No.4, pp. 85~95.

(13) 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.

(14) Kim, J. Y., Kim, D. H. and Lee, I., 2002, "Planform Curvature Effects on the Stability of Coupled Flow/Structure Vibration," Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 12, No. 11, pp. 866~872.

(15) Kim, D. H., Kwon, H. J., Lee, I. and Paek, S. K., 2003, "Virtual Flutter Test of a Full Configuration Aircraft with Pylon/External Stores," KSAS International Journal, Vol.4, No.1, pp. 34~44.

(16) 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.

(17) 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.

(18) 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.

(19) 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.

(20) 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.

(21) Appa, K., 1989, "Finite-surface Spline," Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 5, pp. 459~496.

(22) 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.