

# 비정렬 오일러 코드를 이용한 2자유도계 시스템의 유체유발 진동해석

<sup>0</sup>김동현\*, 박영민\*\*, 이 인\*\*, 권오준\*\*

## Flow-Induced Vibration Analysis of 2-DOF System Using Unstructured Euler Code

Dong-Hyun Kim\* and In Lee\*

### ABSTRACT

In this study, a fluid/structure coupled analysis system using computational fluid dynamics and computational structural dynamics has been developed. The unsteady flow fields are predicted using unstructured Euler code. Coupled time-integration method (CTIM) was applied to computer simulation of the flow-induced vibration phenomena. To investigate the interaction effect of shock motions, 2-DOF airfoil systems have been studied in the subsonic and transonic flow region. Also, aeroelastic analyses for the airfoil with an arbitrary object are performed to show the analysis capability and interference effects for the complex geometries. The present results show the flutter stabilities and characteristics of aeroelastic responses with moving shock effects.

### 1. 서 론

산업화 초기 대부분의 유체유발 진동(flow induced vibration, FIV) 현상들은 설계시 부차적인 사항으로 간주되는 경향이 있었다. 하지만, 기존에 발생된 여러 사고 사례들과 구조의 경량화 및 고안정성 설계 조건들이 대두됨에 따라 그 중요성이 증가되어 활발한 연구가 수행되게 되었다. 그 결과 여러 가지 특징적인 현상에 대하여 전문용어도 새로이 생겨나게 되었다. 캐나다의 결빙된 송전선에서 일어나는 galloping, 선박의 케이블 견인식 수중청음기에서 발생하는 strum, 항공기 날개의 flutter, 열 교환기의 판다발에서 발생하는 fluid elastic instability 등은 같이 각각의 경우에 따라 구분되어 명명될 수 있는 유체/구조 연계 진동현상들이다. 근래에 들어 설계자들이 재료의 한계영역을 설계에 반영하고 있으며, 이러한 이유로 구조물들이 더욱 가벼워지고 유연해져 그 중요성이 점차적으로 증가되고 있는 실정이다.

유체에 둘러싸여 있는 구조물 등은 유체 유동에

의해 구조물에 주어지는 힘을 통하여 자연적으로 상호 연계되게 된다. 유체력은 구조를 변형시키고, 구조가 변형됨에 따라 유동에 대한 상대적인 방향이 달라져 유체력 또한 변하게 된다. 이례적으로 선체에 몰아치는 물의 난류유동처럼 구조물의 미소 변위와는 독립적으로 유체력이 작용하기도 하지만, 그 외의 대부분의 경우 결빙된 전력선의 경우와 같이 유체력은 구조물의 진동특성과 상대속도에 따라 다시 결정된다. 즉, 유체가 구조물에 힘을 가하는 것과 같이 구조물도 유체에 같은 크기의 방향이 반대인 반력을 유체에 가한다. 따라서 구조로부터 주어지는 힘은 웨이크의 와류(vorticity)와 동조될 수 있으며 이때 대변위(large-amplitude) 진동을 유발할 수 있다. 앞서 언급하였던 'galloping', 'flutter', 'strum', 'fluid elastic instability' 등은 서로간에 매우 다른 특징적인 현상들을 내포하고 있지만, 기본적으로 유동장과 구조물 사이의 상호작용에 의해 일어나는 물리 현상으로 묶을 수 있다[1].

비행체의 경우도 필연적으로 공기력과 구조물의 상호작용으로 인한 유체/구조 연계 진동현상에 현

\* 한국과학기술원 기계기술연구소

\*\* 한국과학기술원 기계공학과 (항공우주전공)

상에 직면하게 된다. 이러한 유체/구조 연계의 공력탄성학적 문제에는 정적불안정 현상인 다이버전스(divergence), 동적불안정 현상인 플러터(flutter), 돌풍에 대한 응답문제 그리고 비행 중 공력과 구조의 평형 상태를 다루는 하중재분포 문제 등이 있다. 이중에서도 플러터 현상은 공기의 비정상 흐름과 연계된 대표적인 유체유발 진동(Flow-Induced Vibration, FIV) 현상에 해당하며, 플러터의 발생가능성과 구체적인 진동응답의 특성 파악은 날개구조 설계에 있어 매우 중요한 공학적 문제이다. 피치(pitch)와 플러지(plunge) 자유도가 있는 2자유도계 시스템은 항공분야의 경우 3차원 날개의 동적 안정성에 대한 구조 단순화 모델로 전형적인 공탄성 해석에 있어 여러 연구논문들에서 다루어온 모델이다[2-6]. 특히, 구조 및 공력 설계변수들이 상호 연계되어 있는 유체/구조 연계 문제에 대한 수치해석 기법의 개발이나, 매개변수 영향에 대한 반복계산 연구에 있어 이상적인 모델이 된다. 2자유도계 시스템에 대한 공력탄성학적 연구는 항공분야 이외에도 토목, 원자력 등의 분야에서 활용되고 있다. 국내의 경우는 비교적 최근에 구조 비선형성을 추가로 고려한 연구[6-8]가 수행되어 있다. 본 연구에서는 향후 복잡한 형상에 대한 유체의 상호영향력 살펴보고자 비정렬 격자계의 비정상 오일러 코드와 연계하여 2차원 공탄성 해석 시스템의 개발을 수행하였다. 개발된 해석 시스템의 검증을 위해 기존의 해석 결과가 제시되어 있는 모델에 대한 비교를 수행하였다. 본 연구에서는 개발된 유체/구조 연계해석 시스템을 이용하여 매우 복잡한 형상에 대한 적용 가능성과 세부적인 물리적 진동 특성을 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 제시하고자 한다. 이를 위해 물체간의 상호간섭 효과가 있는 에어포일 형상에 대한 공탄성 해석을 수행하였으며, 물체간 상호 공력간섭 효과가 플러터 안정성에 미치는 영향을 살펴보았다.

## 2. 공탄성 해석을 위한 이론적 배경

### 2.1. 비정상 공력해석

상대운동을 해석하기 위한 비정상, 비점성, 압축성 유동장에 대한 오일러 방정식은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dV + \oint_{\partial\Omega} F(Q) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (1)$$

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

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, e_o]^T \quad (2)$$

$$F(Q) \cdot \vec{n} = \begin{pmatrix} \rho \bar{u} \\ \rho u \bar{u} + p n_x \\ \rho v \bar{u} + p n_y \\ e_o \bar{u} + p u_n \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\bar{u} = \vec{n} \cdot (u - u_g) \quad (4)$$

$$u_n = \vec{n} \cdot u \quad (5)$$

위 식에서  $Q$ ,  $u_g$ ,  $e_o$ ,  $\vec{n}$ 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  $\gamma$ 는 1.4 이다.

$$p = (\gamma - 1) \left[ e - \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right] \quad (6)$$

각각의 셀 표면을 통한 플럭스는 Roe의 flux-difference splitting[10] 기법을 이용하여 계산하였다. 계산에 필요한 2차의 공간 정확도는 Frink[11]의 방법을 이용하여 구현하였다. 이 방법은 우선 격자 중심에서의 1차 미분값을 삼각형의 기하학적 특성을 이용하여 격자점에 관한 정보 없이 구하고, 이를 이용하여 격자면에서의 유동변수 값들을 외삽으로 구하는 기법이다. 계산에 필요한 격자점에 대한 유동변수는 Holmes[12]가 인공 감쇠항 계산을 위하여 이용한 재구성(reconstruction)방법을 이용하였다. 이를 구하는 과정은 아래의 식으로 표현되는 가중평균(weighted-averaging) 형태이며 격자점을 공유하는 주위의 모든 격자 중심들의 정보를 이용하여 구하게 된다. 위의 식에서  $N$ 은 격자점 주위의 격자 수를 의미하며,  $\omega$ 는 가중치를 의미한다. 본 연구에서는 Lagrangian multiplier를 사용하여 구한다.

$$q_n = \frac{\sum_{i=1}^N w_{c,i} q_{c,i}}{\sum_{i=1}^N w_{c,i}} \quad (7)$$

위와 같은 방법을 이용하면 비선형 특성을 갖는 유동장에 대한 2차의 공간 정확도를 근사적으로 구현할 수 있다.

유한 체적법을 이용하여 식(1)을 시간에 대해 후방 차분하여 선형화하고 간단하게 행렬식으로 표

현하면 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$[A]^n \Delta(QV)^n = -R^n \quad (8)$$

$$[A]^n = \left[ \frac{I}{\Delta t} + \frac{1}{V} \frac{\partial R}{\partial Q} \right]^n \quad (9)$$

위 식에서  $\partial R / \partial Q$ 은 flux Jacobian을 나타낸다. 식 (8)의 해를 구하는 과정은 프로그램 구현이 쉽고 기억용량의 소모가 적은 Gauss-Seidel 반복 계산 방법을 이용하였다. Gauss-Seidel 계산 방법은 식 (9)의  $[A]$  행렬을 대각행렬과 비대각 행렬로 분할하여 반복계산을 통해 해를 얻는 방법으로서 식 (10)과 같은 형태의 계산을 통해 보존변수의 변화량을 얻는다.

$$[A]^n = [D]^n + [O]^n \quad (10)$$

$$[D]^n \Delta(QV)^{n,i+1} = -R_i^n - [O]^n \Delta(QV)^{n,i} \quad (11)$$

$$Q^{n,i+1} = \frac{(QV)^n + \Delta(QV)^{n,i+1}}{V^{n,i+1}} \quad (12)$$

위 식에서  $i$ 는 Gauss-Seidel 반복 회수를 의미한다. 본 논문에서는  $\Delta Q_{rms}$ 의 변화량이  $10^{-12}$  이하가 되면 수렴된 것으로 간주하였다.

## 2.2. 2자유도계 유체/구조 연계 해석

Fig.1은 피치(pitch)와 플런지(plunge) 자유도를 갖는 2자유도계 등가 에어포일 시스템의 개념도를 보여주고 있다. 이에 대한 유체/구조 연계 운동방정식을 유도하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$m\ddot{h} + S_a\ddot{\alpha} + g_h\dot{h} + k_h h = -L(t, h, \alpha) \quad (13)$$

$$S_a\ddot{h} + I_a\ddot{\alpha} + g_a\dot{\alpha} + k_a\alpha = M(t, h, \alpha) \quad (14)$$

여기서,  $m$ 은 에어포일 질량을, 상(上) 점은 시간에 대한 미분을,  $h$ 는 탄성축에서의 수직변위(아래 방향이 +)를,  $g_h$ 와  $g_a$ 는 피치와 플런지(방향에 대한 구조감쇠를,  $k_h$ 와  $k_a$ 는 피치와 플런지 축에 대한 스프링 강성을, 우변의  $L$ 과  $M$ 는 비정상 양력과 모멘트를 의미한다. 그리고  $I_a$ 는 에어포일의 피치 축에 대한 단위 폭 당 관성모멘트(moment of inertia)를,  $S_a$ 는 정적모멘트(static moment)를 의미

하며 정의는 다음과 같다.

$$S_a = m \cdot x_{cg} = \int_{\xi} x \rho dx, \quad I_a = \int_{\xi} x^2 \rho dx \quad (15)$$

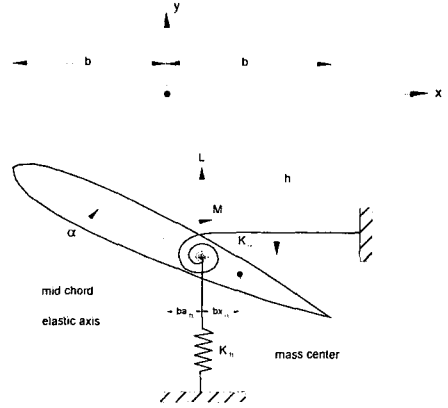


Fig. 1. Schematic diagram of two-degree-of-freedom aeroelastic system.

위 식(15)에서  $\rho$ 는 단위길이당 에어포일 질량을 의미한다. 식(13)-(14)를 무차원화 하기 위해 다음과 같은 정의를 도입하자.

$$\omega_h = \sqrt{\frac{k_h}{m}}, \quad \omega_\alpha = \sqrt{\frac{k_a}{m}}, \quad r_\alpha = \sqrt{\frac{I_a}{mb^2}} \quad (16)$$

$$x_\alpha = \frac{S_a}{bm}, \quad \mu = \frac{m}{\pi \rho b^2}, \quad U^* = \frac{U_\infty}{b\omega_\alpha}$$

$$\zeta_h = \frac{g_h}{2} \sqrt{mk_h}, \quad \zeta_\alpha = \frac{g_a}{2} \sqrt{I_a k_a}, \quad \tau = \frac{a_\infty t}{c}$$

위의 정의를 이용해 공탄성 방정식을 무차원화 한 후 정리하면 다음과 같이 행렬형태로 쓸 수 있다.

$$[M]\{u''(\tau)\} + [C]\{u'(\tau)\} + [K]\{u(\tau)\} = \{F(\tau)\} \quad (17)$$

여기서,

$$[M] = \frac{1}{M_\infty^2} \begin{bmatrix} 1 & x_\alpha \\ \frac{2x_\alpha}{r_\alpha^2} & 1 \end{bmatrix}$$

$$[C] = \frac{1}{M_\infty^2} \begin{bmatrix} 4\zeta_h \frac{\omega}{U^*} & 0 \\ 0 & 4\zeta_\alpha \frac{1}{U^*} \end{bmatrix}$$

$$[K] = \begin{bmatrix} 4\left(\frac{\bar{\omega}}{U^*}\right)^2 & 0 \\ 0 & 4\left(\frac{1}{U^*}\right)^2 \end{bmatrix}, \quad \{u(\tau)\} = \begin{Bmatrix} \xi(\tau) \\ \alpha(\tau) \end{Bmatrix}$$

위 식에서 프라임(')은 무차원 시간  $\tau = a_{\infty}t/c$  에 대한 미분을 의미한다. 본 연구에서는 식(19)의 수치적분을 위해 5차의 정확도를 가지는 Runge-Kutta 수치적분법을 적용하였으며, 세부적인 수치기법은 Ref.6-8을 참조하기 바란다.

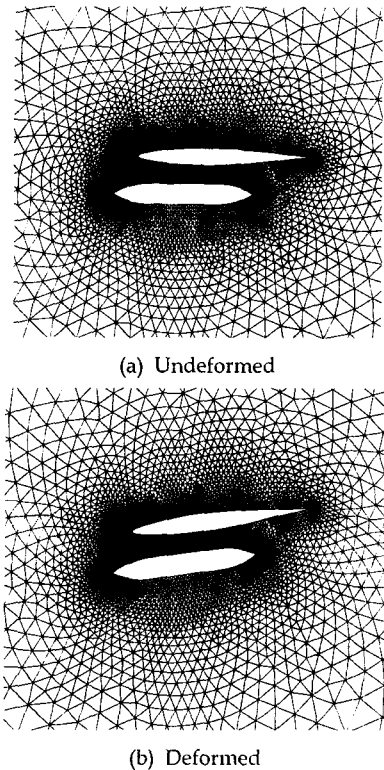


Fig. 2. Moving grid for the unsteady motion of airfoil with store.

### 2.3. 동적 이동격자 생성기법

본 연구에서는 비정상 공탄성 응답에 따른 동적 이동격자(dynamic moving grid, DMG) 생성을 위해 기존의 스프링 유추(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. Fig.2는 외부 장착물

이 있는 에어포일 형상에 대한 동적 이동격자의 예를 보여주고 있다. (a)는 초기 격자상태를 나타내며, (b)는 운동하는 순간을 포착하여 그림으로 출력한 예이다. 일반적으로 동적 격자생성기법을 이동물체 표면에서부터 바로 적용할 수도 있으나, 이렇게 되면 물체면에서 각 격자들의 큰 기하학적 변위로 인해 기하보존법칙(Geometric conservation law, GCL)에 위배되어 수치적인 오차를 초래할 수 있다. 유체/구조 연계해석의 경우 상호 물리적 정보가 동시에 연계되어 다음 단계에서의 해를 구하기 때문에 가능한 각 단계에서 정확한 해가 구해져야 한다. 특히, 물체면에서의 정확한 압력분포 산출은 우선적으로 중요한 요소라고 할 수 있는데, 이를 위해서는 동적격자 생성시 가능한 물체면에서의 격자변형이 최소가 되도록 해야한다. 이를 위해 본 연구에서는 물체(에어포일)의 코드방향 중심에서 반지름 1.0인 원 내부에 위치하는 격자 점들은 강체이동(rigid moving)으로 처리하였으며, 나머지 영역에 대해서는 스프링 재생성 기법을 적용하는 변형된 스프링 유추(Modified Spring Analogy, MSA) 기법을 적용하였다. 여기서, 강체이동 영역은 사용자 정의 상수로 지정할 수 있으며, 물체주위의 격자분포 상태에 따라 적절한 영역 조절이 가능하다. 이는 복잡한 기하형상에 대한 해석에서 수치안정성을 상당히 증대시켜 줄 수 있는 장점이 있다.

### 3. 해석결과 및 검토

비정렬 격자 사용의 가장 큰 장점은 역시 복잡한 형상의 용이한 해석에 있을 것이다. 본 절에서는 외부장착물이 있는 에어포일 형상에 대한 플러터 해석을 수행하고 진동 특성을 고찰해 보고자 한다. Fig.2에 제시되어 있는 형상에 대한 해석을 수행하였다. 에어포일은 NACA 64A010이며, 간섭부착물의 형상은 ogive-cylinder-ogive 형상으로 이루어져 있다.

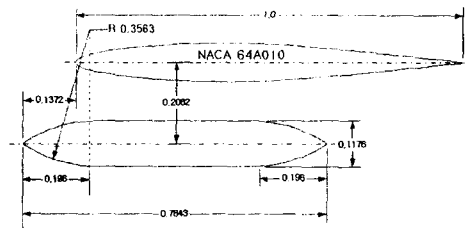


Fig. 3. Geometric configuration of present store model.

해석에 사용한 격자는 7206개의 셀과 3274개의 절점들로 구성되어 있으며, 에어포일과 장착물 표면에 220개의 절점들이 분포되었다. Fig.4는 정상 공력해석 결과를 보여주고 있다. 그림에서 외부 장착물 형상이 없는 경우의 압력계수 분포와 있는 경우의 압력계수 분포를 함께 비교해 보았다. 그림을 보면 에어포일만 있는 경우에 비해 상당히 특이한 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 마하 0.6에서도 에어포일 아래면과 장착물 사이에 강한 충격파가 관찰되고 있다.

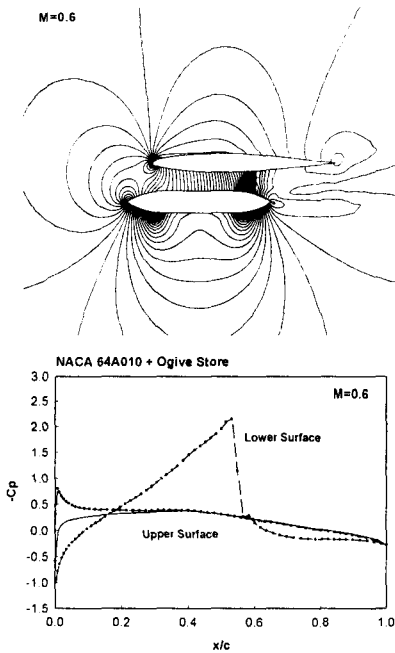


Fig. 4. Comparison of steady pressure distributions for the airfoil with store.

Fig.5에는 마하 0.4와 0.6에서 유체/구조 연계 진동 응답의 예를 제시하였다. 그림을 보면 특정 속도 영역에서 두 마하수 모두 비선형 제한주기운동 (Limit Cycle Oscillation, LCO) 특성을 보이고 있다. 제한주기운동이 최초로 발생하는 속도는 마하 0.4의 경우가 약  $U^*=13.5$  정도이며, 마하 0.6의 경우는  $U^*=12.4$  정도이었다. 특히, 마하 0.4의 경우는  $U^*=14.75$ 의 경우 불안정한 진동을 보이고 있으나, 마하 0.6의 경우는 비교적 안정적인 제한주기운동이 수반되고 있다. 특히, 천음속도 아닌 아음속 영역에서 장착물의 공력 간섭효과로 인한 비선형성으로 인해 제한주기운동 특성이 나타나고 있는 점

은 매우 특이하고도 중요한 현상으로 판단된다. Fig.6에서는 비선형 특성을 보다 세부적으로 관찰해 보기 위해 응답에 대한 위상도를 제시하였다.

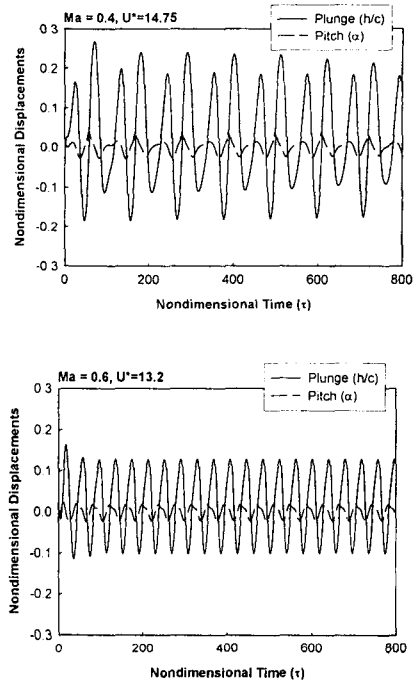


Fig. 5. Detailed aeroelastic responses for airfoil with store.

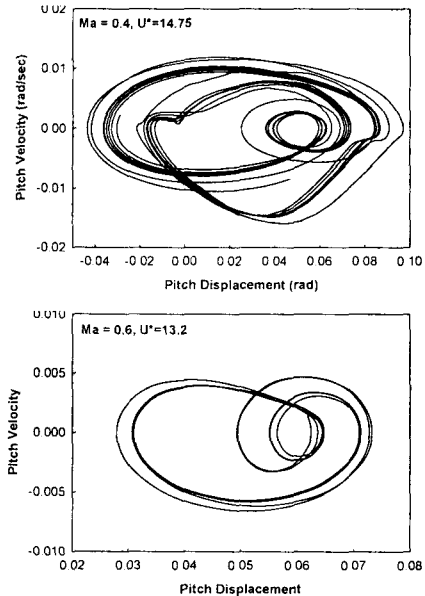


Fig. 6. Phase diagrams of nonlinear aeroelastic responses.

두 마하수 모두 비선형 제한주기 운동이 나타나고 있음을 볼 수 있다. 하지만,  $U^*=14.75$ 인 경우는 약간의 속도 증가에 대해 플러지와 피치자유도 모두 혼돈거동과 같은 복잡한 진동상태를 보이고 있으며, 응답의 진폭 또한 상당히 증대된 매우 불안정한 결과를 보여주고 있다. 마하 0.6에서  $U^*=13.2$ 인 경우 플러지 자유도에는 비선형성이 약하나 역시 피치 자유도에는 비교적 강한 비선형성이 나타남을 관찰하였다. 피치 자유도에 보다 불안정한 경향이 나타나는 이유는 날개 아래면과 장착물 윗면 사이에 발생하는 수직충격파로 인해 심한 압력변화가 유발되고, 이는 비정상 모멘트 계수의 급격한 변화를 초래하기 때문으로 판단된다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 비정렬 오일러 코드를 이용하여 2차원 비점성 유체/구조 연계해석을 위한 해석시스템을 개발하였다. 개발된 프로그램을 활용하여 비선형 충격파에 의한 간섭효과를 고려한 유체유발 진동 해석을 수행하였다. 복잡한 문제로의 응용 가능성을 보이기 위해 물체간 상호간섭 효과가 있는 2자유도계 시스템에 대한 해석을 수행하였으며, 응답 및 진동 불안정 특성을 고찰해 보았다. 본 연구의 결과를 통하여 공력간섭 효과가 제한주기운동과 같은 비선형 응답특성을 초래할 수 있음을 관찰하였다.

#### 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 감사 드립니다.

#### 참고 문헌

[1] Blevins, R. D., Flow-Induced Vibration, 2nd Ed., Van Nostrand Reinhold, 1990.  
 [2] Edwards J. W., Bennett R. M., Whitlow W. Jr., and Seidel D. A., "Time-Marching Transonic Flutter Solutions Including Angle-of-Attack Effects," *Journal of Aircraft*, Vol. 20, No. 11, November 1983, pp. 899-906.

[3] Wu, J. C., Kaza, K. R. V., and Sankar, L. N., "Technique for the Prediction of Airfoil Flutter Characteristics in Separated Flow," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 2, February 1989, pp. 168-177.  
 [4] Kousen, K. A., and Bendiksen, O. O., "Limit Cycle Phenomena in Computational Transonic Aeroelasticity," *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 6, November-December 1994, pp.  
 [5] Beran, P. S. and Morton, S. A., "A Continuation Method for the Calculation of Airfoil Flutter Boundaries," AIAA Paper-97-0574.  
 [6] Kim, D. H. and Lee, I., "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, 2000., pp. 859-880.  
 [7] 김동현, 최인호, 이 인, "구조 비선형성이 있는 2자유도계 에어포일의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제4호, 1998, pp. 73-82.  
 [8] 김동현, 이 인, "유격 비선형성이 천음속/초음속 플러터 경계에 미치는 영향에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제26권, 제9호, 1999, pp. 51-61.  
 [9] 최인호, 김동현, 이 인, "구조 비선형성에 의한 주파수비 변화가 2차원 익형의 공탄성 반응에 미치는 영향", 한국항공우주학회지, 제27권, 제5호, 1999, pp. 71-80.  
 [10] Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, 1981, pp. 357-372.  
 [11] Frink, N. T., "Upwind Schemes for Solving Euler Equations on Unstructured Tetrahedral Meshes," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 1, 1992.  
 [12] Holmes, D. G., and Cornell, S. D., "Solution of the 2D Navier-Stokes Equations on Unstructured Adaptive Grids," AIAA Paper 89-1932, Jun. 1989.