

전산구조진동/전산유체 기법을 연계한 저속 유동박리 유발 비선형 진동특성 연구

Nonlinear Characteristics of Flow Separation Induced Vibration at Low-Speed Using Coupled CSD and CFD technique

김동현**장태진***권혁준***이 인***

Dong-Hyun Kim, Tae-Jin Chang, Hyuk-Jun Kwon and In Lee

Key Words : Flow-induced vibration, Fluid-Structure interaction, Navier-Stokes, CFD, CSD, MAV, Nonlinear vibration, Flow separation, SIMPLE, SIP, CTIM

ABSTRACT

The fluid induced vibration (FIV) phenomena of a 2-D.O.F airfoil system have been investigated in low Reynolds number incompressible flow region. Unsteady flows with viscosity are computed using two-dimensional incompressible Navier-Stokes code. To validate developed Navier-Stokes code, steady and unsteady flow fields around airfoil are analyzed. The present fluid/structure interaction analysis is based on the most accurate computational approach with computational fluid dynamics (CFD) and computational structural dynamics (CSD) techniques. The highly nonlinear fluid/structure interaction phenomena due to severe flow separations have been analyzed for the low Reynolds region ($R_N=500\sim 5000$) that has a dominancy of flow viscosity. The effect of R_N on the fluid/structure coupled vibration instability of 2-DOF airfoil system is presented and the effect of initial angle of attack on the dynamic instability are also shown.

1. 서 론

물체 주위에 유동장이 존재할 경우 물체와 유동은 서로 영향을 주고 받게 된다. 유체력에 의해 물체에 변형이 생기고, 물체의 변형에 따라 물체 주위의 유동장도 변하게 된다. 이러한 일련의 과정이 그 진폭을 증가시키는 경향을 나타낼 경우, 그 구조물은 공기역학적으로 불안정하며, 매우 큰 진폭으로 진동하게 된다. 이와 같은 공력탄성학적 불안정성의 대표적인 예로는 항공기 날개에서 일어나는 플러터(flutter)와 토목구조물에서 일어나는 갤러핑(galloping)을 들 수 있다. 이러한 현상들은 오래 전부터 인류의 관심을 끌어 왔으며, 과학과 기술의 발달로 항공, 기계, 토목 등 여러 분야에서 유체력의 영향이 커짐에 따라 더욱 정확한 예측이 필요하게 되었고, 이를 위해 여러 가지 방법들이 제안되어 왔다. 20 세기 중반까진 풍동 등을 이용한 실험적인 방법이 주류를 이루었으나 이후, 전자계산기의 발달과 전산유체역학의 발전에 힘입어 수치 해석적인 기법이 각광을 받게 되었다. 특히

항공분야의 유체/구조 연계문제는 많은 반복계산이 필요하므로 얇은 형상의 물체에 대해서는 TSD 방정식을, 그리고 두터운 형상에 대해서는 Euler 방정식을 이용하여 간략화 하여 해석을 수행하여 왔다[1-3].

근래에 들어 활발히 연구되고 있는 미소비행체(MAV)의 경우에도 일반적인 항공기에 비하여 매우 낮은 영역인 $R_N = 1 \times 10^4 \sim 1 \times 10^5$ 정도의 영역에서 비행이 이루어지고 있으나[4] 이 영역은 층류에서 난류로 변하는 천이 영역을 포함하고 있어 아직까지 그 유동특성에 대하여 활발한 연구가 진행되고 있다. 따라서 본 연구에서는 잠자리의 비행영역 수준으로서 향후 지속적인 미소비행체의 개발 목표 영역에 해당하는 낮은 R_N 영역에 대한 해석을 수행하였다. 이를 위해 본 연구는 2 차원 비압축성 비정상 N/S 코드를 이용하여 층류영역에서의 유체와 구조물간의 상호작용에 따른 유체유발진동 특성을 고찰하였다. 이를 위해 층류영역에서 피치와 플러지의 2 자유도계 익형의 공탄성 시스템에 대한 해석을 수행하였으며, R_N 와 받음각이 유체/구조 연계 불안정성에 미치는 영향을 살펴보았다. 본 연구에서는 우선 초기 받음각이 0° 일 때 R_N 의 변화에 따른 플러터 안정성의 변화와, 고정된 R_N 에서 받음각의 변화에 따른 불안정 속도 및 진동 특성의 변화에 대한 연구를 수행하였다.

* 한국과학기술원 기계기술연구소
E-mail : dhk@asdl.kaist.ac.kr
Tel : (042) 869-5757, Fax : (042) 869-3710

** 서울대학교 기술정책대학원

*** 한국과학기술원 기계공학과 (항공우주공학전공)

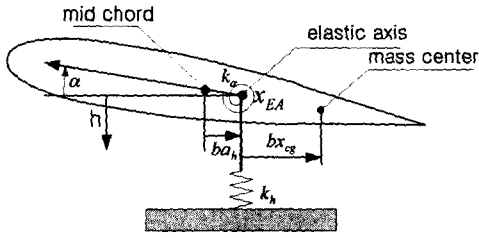


Fig. 1. Fluid/Structure Int. system of 2D.O.F airfoil model.

2. 이론적 배경

2.1 유체/구조 연계 진동 해석

본 연구에서는 위의 Fig.1 에서 보여지고 있는 2 자유도계의 2 차원 익형에 대하여 해석을 수행하였으며, 이 유체/구조 연계 시스템의 운동방정식은 다음의 식(1)과 같이 주어진다.

$$\begin{cases} m\ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + g_h \dot{h} + k_h h = -L \\ S_\alpha \ddot{h} + I_\alpha \ddot{\alpha} + g_\alpha \dot{\alpha} + k_\alpha \alpha = M \end{cases} \quad (1)$$

식(1)에 식(2)와 같은 정의들을 적용하면, 식(3)과 같이 무차원화 시킬 수 있으며 여기서 m 은 익형 모델의 단위 스패 당 질량을, c 는 시위길이를, b 는 반 시위길이를, I_α 는 단위 스패 당 관성모멘트를 그리고, u_∞ 와 ρ 는 각각 유동의 자유흐름 속도와 밀도를 나타낸다.

$$\begin{aligned} \omega_h &= \sqrt{\frac{k_h}{m}}, \quad \omega_\alpha = \sqrt{\frac{k_\alpha}{I_\alpha}}, \quad r_\alpha = \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}, \quad \mu = \frac{4m}{\pi\rho c^2}, \\ \tau &= \frac{tu_\infty}{c} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{h}^{*''} + \frac{1}{2}x_{cg}\alpha^{*''} + 4\zeta_h \frac{\bar{\omega}}{U^*} \dot{h}^{*'} + 4\left(\frac{\bar{\omega}}{U^*}\right)^2 h^{*'} &= -\frac{2C_l}{\pi\mu} \\ \frac{2x_{cg}}{\gamma_\alpha^2} \dot{h}^{*''} + \alpha^{*''} + 4\frac{\zeta_\alpha}{U^*} \dot{\alpha}^{*'} + 4\left(\frac{1}{U^*}\right)^2 \alpha^{*'} &= \frac{8C_m}{\pi\mu r_\alpha^2} \end{aligned} \quad (3)$$

여기서,

$$\begin{aligned} U^* &= \frac{U_\infty}{b\omega_\alpha}, \quad S_\alpha = mbx_{cg}, \quad \bar{\omega} = \frac{\omega_h}{\omega_\alpha}, \quad h^* = \frac{h}{c}, \\ x' &= \frac{\partial x}{\partial \tau} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} h^{*''} &= \left[4\left(\frac{\bar{\omega}}{U^*}\right) \left\{ \zeta_h \dot{h}^{*'} + \left(\frac{\bar{\omega}}{U^*}\right) h^{*'} \right\} + 2\frac{x_{cg}}{U^*} \left\{ \zeta_\alpha \alpha^{*'} + \frac{\alpha}{U^*} \right\} \right. \\ &\quad \left. + \frac{2}{\pi\mu} \left[C_l + \frac{2x_{cg}}{r_\alpha^2} C_m \right] \right] / \left\{ \left(\frac{x_{cg}}{r_\alpha}\right)^2 - 1 \right\} \\ \alpha^{*''} &= \left[-\frac{8x_{cg}}{r_\alpha^2} \left(\frac{\bar{\omega}}{U^*}\right) \left\{ \zeta_h \dot{h}^{*'} + \left(\frac{\bar{\omega}}{U^*}\right) h^{*'} \right\} \right. \\ &\quad \left. + \frac{4}{U^*} \left\{ \zeta_\alpha \alpha^{*'} + \frac{\alpha}{U^*} \right\} - \frac{4}{\pi\mu r_\alpha^2} (x_{cg} C_l + 2C_m) \right] \\ &\quad / \left\{ \left(\frac{x_{cg}}{r_\alpha}\right)^2 - 1 \right\} \end{aligned} \quad (5)$$

위 식(3)의 연립방정식으로부터 식(5)와 같이 플러지 변위와 받음각의 가속도를 구할 수 있다. 본 연구에서는 식(5)를 4 차의 Runge-Kutta 수치적분법에 적용하여 시간에 따른 익형의 운동을 구하였으며, 플러지 변위와 받음각의 가속도를 다음 식(6)과 같이 함수 $f(h^*, \alpha^*, \dot{h}^*, \alpha, x_{cg})$ 와 $g(h^*, \alpha^*, \dot{h}^*, \alpha, x_{cg})$ 로 하여 Runge-Kutta 수치적분법의 계수들을 정하였다.

$$\begin{aligned} h^{*''} &= f(h^*, \alpha^*, \dot{h}^*, \alpha, x_{cg}), \\ \alpha^{*''} &= g(h^*, \alpha^*, \dot{h}^*, \alpha, x_{cg}) \end{aligned} \quad (6)$$

이와 같은 방법은 시간영역에서의 수치적분 공탄성 해법인 연계시간적분법(Coupled Time Integration Method, CTIM)[5]에 해당된다. CTIM 은 식(1)과 (3)의 우변의 외력들을 비선형 CFD 코드를 이용하여 매 시간전진마다 실시간으로 연계되게 된다. CTIM 방법의 경우 구체적 동적 응답을 세부적으로 관찰할 수 있어 플러터 불안정 속도 및 동적 거동 특성을 비교적 명확히 파악할 수 있는 장점이 있다.

2.2 비정상 점성 공력 해석

비정상, 비압축성, 층류유동(laminar Flow)의 Navier-Stokes(N/S) 방정식을 제어체적에 대하여 벡터형으로 나타내면 다음과 같다.

연속방정식 (continuity equation)

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_\Omega \rho d\Omega + \int_S \rho \vec{v} \cdot d\vec{S} = 0 \quad (7)$$

운동량 방정식 (momentum equation)

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \bar{v} d\Omega + \int_S [\rho \bar{v} \cdot \bar{v} - \bar{T}] \cdot d\bar{S} = \int_{\Omega} \bar{S}_v d\Omega \quad (8)$$

여기서,

$$\bar{T} = -\left(p + \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \bar{v}\right) \bar{I} + 2\mu \bar{D} \quad (9a)$$

$$\bar{D} = \frac{1}{2} (\text{grad} \bar{v} + (\text{grad} \bar{v})^T) \quad (9b)$$

중점법(Mid-point rule)에 의해 식(7)과 식(8)의 적분항들은 식(10)과 식(11)과 같이 바꾸어 나타낼 수 있다.

$$\int_{\Omega} \phi d\Omega = \phi_P \Delta \Omega \quad (10)$$

$$\int_S \phi dS = \sum_c \phi_c S_c, \quad c = e, w, n, s, \dots \quad (11)$$

격자가 일그러진 경우 경계에서의 값을 보정하기 위해 식(12)과 같이 비직교성을 고려하여 제어체적 경계에서의 값을 더욱 정확하게 구하기 위해 선형보간법을 이용하여 계산하였다.

$$\phi_e = (1-\lambda)\phi_P + \lambda\phi_E + \left(\frac{\partial\phi}{\partial x}\right)_F (x_e - x_F) + \left(\frac{\partial\phi}{\partial y}\right)_F (y_e - y_F) \quad (12)$$

여기서,

$$\overline{Pe} : \overline{eE} = \overline{PF} : \overline{FE}$$

$$\lambda = \frac{\overline{Pe}}{\overline{Pe} + \overline{eE}}$$

$$x_F = (1-\lambda)x_P + \lambda x_E$$

$$y_F = (1-\lambda)y_P + \lambda y_E$$

$$\left(\frac{\partial\phi}{\partial x}\right)_F = (1-\lambda)\left(\frac{\partial\phi}{\partial x}\right)_P + \lambda\left(\frac{\partial\phi}{\partial x}\right)_E$$

$$\left(\frac{\partial\phi}{\partial y}\right)_F = (1-\lambda)\left(\frac{\partial\phi}{\partial y}\right)_P + \lambda\left(\frac{\partial\phi}{\partial y}\right)_E$$

식(12)는 제어체적 경계 중 e 경계면에서의 값을 유추하는 것은 나타내고 있으나, 그 값을 좀 더 정확하게 구하기 위해 이웃한 두 제어체적의 중심 E와 P 사이에서 점 F의 위치와 점 F에서의 값들을 유추하여, 제어체적 경계의 중심 e 점의

값을 가정하고 있다. 이것은 다시 중점법에 의해 그 경계면의 대표 값이 되며 e 경계면에 한정된 것이 아니라 e, w, n, s의 모든 경계에 적용된다. 그리고, Gauss's theorem에 의해 제어체적에서의 공간 미분값은 식(13)과 같이 구할 수 있다.

$$\int_{\Omega} \frac{\partial\phi}{\partial x_i} = \int_S \phi_i \cdot n dS \approx \sum_c \phi_c S_c^i, \quad c = e, w, n, s, \dots \quad (13)$$

여기서, S_c^i 는 c 경계면에서 법선벡터의 i 방향 성분과 직교하는 너비를 나타내고, 제어체적에서의 값들은 식(10)을 이용하여 식(13)을 제어체적의 넓이로 나눔으로써 구할 수 있다.

유동해석을 수행하기 위한 경계 조건으로는 상류와 벽면에서의 속도에는 1 차 경계조건(Dirichlet boundary condition)을, 출구에서의 속도 조건과 모든 경계에서의 압력조건은 2 차 경계조건(Neumann boundary condition)을 대입하였다. 경계에서의 속도조건을 살펴보면 입구에서는 주어졌 있으며, 벽면에서는 점착조건에 의해 벽면의 이동속도와 같은 속도를 갖고, 출구에서는 인접한 제어체적에서의 값을 취하는데, 전체영역에서의 연속방정식을 만족시키기 위해 입구에서의 유입량과 출구에서의 유출량의 비로써 출구속도를 보정해 준다. 압력은 경계에 인접한 제어체적에서의 압력과 압력 변화량으로부터 선형적으로 외삽하여 구하게 된다. 이런 방식으로 경계에서의 압력을 외삽으로 구하면, 경우에 따라 경계에 수직한 방향으로 매우 큰 속도성분이 발생할 수 있다. 이때, 경계에서의 압력을 다시 보정해 주거나 경계부근의 격자를 더 조밀하게 하여 이와 같은 현상을 방지할 수 있다. 압력의 경우 모든 경계조건이 2 차 경계 조건으로 주어졌으므로, 압력은 임의의 한 점에서의 값을 기준으로 하여 기준값에 대한 차이로 나타낸다. 기준값은 일반적으로 수치오차를 최소화 하기 위해 0 으로 주어지며, 이론적으로 C_l , C_d 에는 영향을 미치지 않는다.

비정상 문제를 계산할 때에는 시간에 대한 차분이 필요하다. 본 연구에서는 계산시작점 에 대해서는 전위 시간 정보의 부족으로 인하여 1 차 정확도를 갖는 Euler 음해법을 사용하였고, 그 다음부터는 2 차의 정확도를 갖는 음해법인 3 점 후방차분법을 사용하였다. 이를 다음 식(14)와 같이 나타낼 수 있다.

$$A_P \phi_i^{n+1} + A_N \phi_{i+1}^{n+1} + A_S \phi_{i-1}^{n+1} + A_E \phi_{i+nj}^{n+1} + A_W \phi_{i-nj}^{n+1} = \frac{2\rho}{\Delta t} \phi_i^n - \frac{\rho}{2\Delta t} \phi_i^{n-1} \quad (14)$$

본 식에서 3 점 후방차분법과 Euler 음해법을 혼합하여 사용하면, 안정한 상태에 대하여 더 큰 시간간격의 적용을 가능하게 해주며, 시간에 따른 해의 수렴률을 향상시킬 수 있다. 하지만, 이는 더 정확한 해는 아니며, 시간에 따른 변화량이 큰 계산에서는 시간 정확도가 떨어지게 된다.

비압축성 N/S 방정식의 경우 운동량 방정식으로부터 속도를 구한 후 압력은 연속방정식으로부터 구해야 하는데, 연속방정식에는 압력항이 포함되어 있지 않으므로 운동량방정식과의 결합이 필요하다. 압력을 구하는 방법으로는 운동량 방정식과 연속방정식을 직접적으로 연립시켜 보다 거대한 대수방정식 형태로 구하는 방법도 있으나, 계산상의 비효율성으로 본 연구에서는 압력 보정식을 만드는 SIMPLE(Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation) 해법을 사용하였다.

본 연구에서 사용한 식을 행렬 형태로 간단하게 나타내면, 식(15)와 같이 나타낼 수 있는데, N/S 방정식의 경우 행렬 A 가 비대칭의 성긴 행렬이 된다. 일반적으로 행렬 A 의 역행렬을 구하기 위해서는 LU 분해를 이용하게 되며, 행렬 A 가 성긴 행렬인 경우 반복계산 해법을 이용하는 것이 더욱 효율적이다. 그리고, N/S 방정식과 같이 비대칭 행렬인 경우는 ILU (Incomplete LU factorization)을 사용하게 되는데, Stone[6]은 전산 유체역학에 ILU 해법을 도입하면서 수렴속도가 더욱 증가된 SIP (Strongly Implicit Procedure) 해법을 고안하였다.

$$A\phi = Q \quad (15)$$

$$M\phi^{n+1} = N\phi^n + B \quad (16)$$

$$\begin{aligned} A\phi^n &= Q - \rho^n \\ \varepsilon^n &= \phi - \phi^n \\ A\varepsilon^n &= \rho^n \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{cases} A = M - N \\ B = Q \end{cases} \quad \text{or} \quad \begin{cases} PA = M - N \\ B = PQ \end{cases} \quad (18)$$

식(16)은 식(15)에서 행렬 A 의 역행렬을 반복계산 방법으로 구하기 변형시킨 형태이다. 각 반복 계산마다 식(17)과 같은 관계가 성립하는데 여기서, ρ^n 과 ε^n 은 각각 현재단계에서의 잔차와 오차를 나타내며, 구해진 해는 식(18)와 같은 결과를 보인다. 이와 같은 해법에서 식(18)의 행렬 M 이 행렬 A 를 잘 추정할수록 더 빨리 수렴된 해를 구하게 된다.

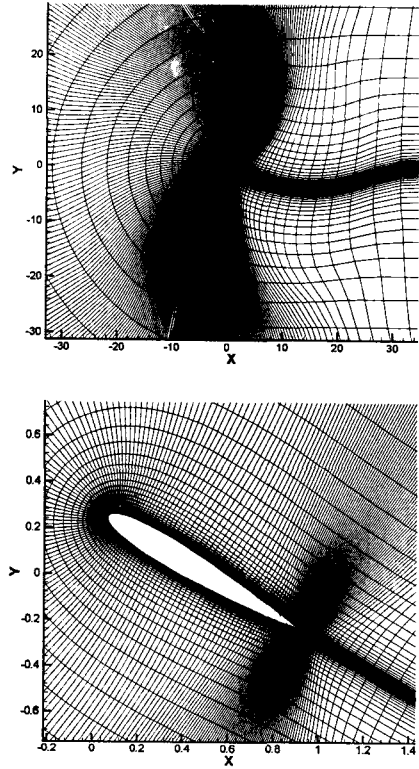


Fig. 2. Deformed N/S grid for 2-D airfoil (NACA0012)

3. 해석 결과 및 검토

유체/구조 연계해석은 Fig.1 같은 NACA0012 모델에 대하여 수행하였다. 날개는 강체로 가정되었고, 탄성축은 k_h 와 k_a 의 등가 스프링에 의하여 플런지와 받음각이 각각 지지되어 받음각 변형과 수직방향 운동이 일어날 수 있다. 계산에 사용된 격자계는 Fig.2 에서 제시되었으며, 등가 시스템에 관련된 구조 매개변수 값들은 Table 4.1 에 제시되어 있다.

익형의 받음각에 비례하여 양력계수와 모멘트계수가 변하는 것을 잘 알려져 있는 사실이다. 그러나 익형의 받음각이 빠르게 진동하는 경우 이것들은 더 이상 받음각에 비례하여 나타나지 않으며, 정적인 경우와는 다른 결과를 보이게 된다. 본 연구에서는 Fig.2 에서 보여지고 있는 NACA0012 익형이 $R_N = 1000$ 에서, 받음각 10° 에서 30° 까지 무차원화 주파수 1 로 가진되는 경우를 해석하였다. Fig.2 의 격자에서 익형 표면에서 수직한 방향으로 인접한 격자와의 거리는 1.0×10^{-4} 이다.

Table 1. Structural parameters for the NACA0012 typical section model

Parameter	Property
Airfoil	NACA0012
a_h	-0.25
x_α	0.25
r_α	0.629
$\bar{\omega}$	0.8
μ	36.15

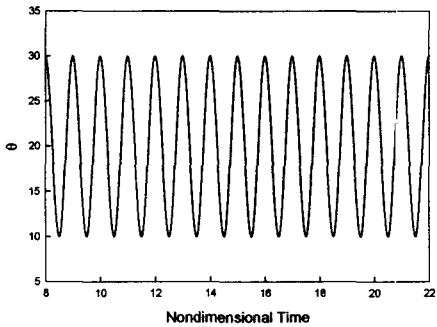


Fig. 3. Time history of the pitch angle of pitching airfoil at $R_N=1000$.

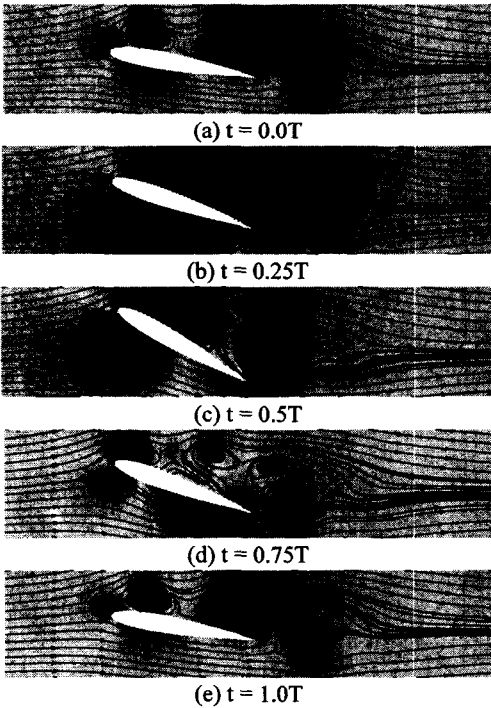


Fig. 4. Instantaneous stream line plots in one period of pitching airfoil at $R_N=1000$.

무차원화된 시간 전진에 따른 받음각의 변화는 Fig.3 과 같이 주어졌다. 이때, 한주기 동안의 시간에 대한 유선 및 압력장의 변화는 Fig.4 에서 보여지고 있다.

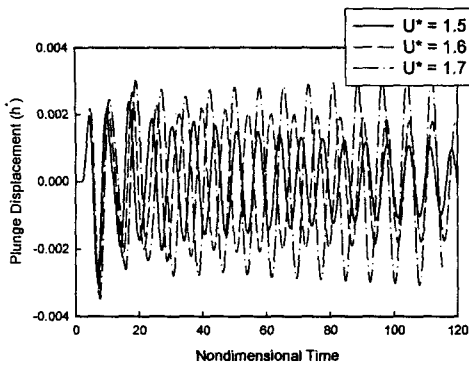
익형 모델에 대하여 일어나는 유체/구조 연계현상인 플러터의 해석은 두 가지의 방향으로 수행하였다. 첫번째로 R_N 을 바꾸어 가면서 플러터 경계가 어떻게 변하는지 관찰하였다. 그리고, 두번째로는 받음각의 변화에 따라 플러터 경계가 어떻게 변하는지 관찰하였다.

받음각이 비교적 높은 영역에서는 동실속이 일어나게 되며, 이에 따른 공기력의 진동이 실속 플러터의 주요한 원인이 될 것이다. 일반적으로 와류 흘림 주파수는 R_N 의 변화에 크게 영향을 받지 않으며, 비스듬한 평판의 경우 그 받음각의 변화에 따라 크게 변하게 된다. 따라서 본 연구에서 동실속이 발생하는 높은 받음각 영역에서 실속 플러터는 익형 모델의 와류 흘림 주파수와 밀접한 관계를 갖고 특정한 주파수 부근에서 일어날 것이며, 받음각에 따라 와류 흘림 주파수가 변화하므로 실속 플러터 발생 영역도 받음각의 변화에 따라 같이 변하게 될 것이라 예상된다. 또한, 낮은 받음각에서의 경우에서 보듯이 충분히 큰 환산속도가 주어지지 않은 경우에는 그 진폭이 크게 증가하지 못하게 되고, 동조화가 일어나는 주파수와 근접하여 진동할 경우에는 맥놀이처럼 공력 계수들이 진동하는 현상이 더욱 확연하게 나타날 것이다.

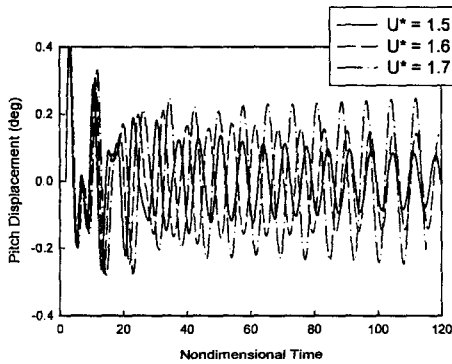
(1) R_N 이 변하는 경우

본 해석의 목적은 관성력이 변함에 따른 유체/구조 연계 불안정 경계의 변화를 관찰하기 위한 것이다. R_N 는 점성력에 대한 관성력의 크기를 나타낸 것으로서 관성력이 증가할수록 R_N 도 증가하게 된다. 관성력이 줄어들수록 경계층의 두께는 두꺼워지며 역압력 구배에 의한 유동박리가 일어나기 쉽고, 유동박리가 일어날 경우 양력계수는 크게 줄어들게 되며, 모멘트 계수 또한 변하게 되어 그 결과 플러터 경계도 변하게 된다.

Fig.5 에서는 $R_N = 3000$ 에서의 환산속도의 변화에 따른 플러터 변위와 받음각의 진동 응답을 나타내고 있으며, 이 경우에는 환산속도 1.5 와 1.6 에서 수렴하는 응답을 보이고 있으며, 1.7 에서는 발산하는 응답을 보이고 있다. 즉 플러터 경계는 환산속도 1.66 으로 구하여졌다.



(a) plunge displacement



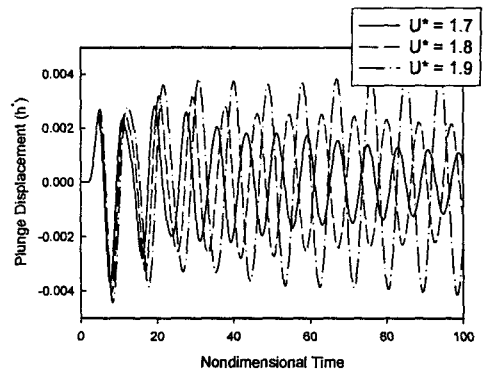
(b) pitch displacement

Fig. 5. Aeroelastic responses of airfoil ($R_N=3000$).

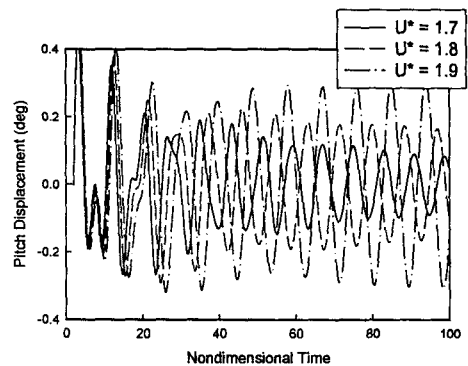
Fig.6 에서는 $R_N=5000$ 에 대해 해석을 수행한 결과를 제시하였다. 그림에서 환산속도 1.8 이하에서는 플러지 변위와 받음각이 수렴하는 결과를 보였으나, 환산속도 1.9 에서는 발산하는 결과를 보여 환산속도 1.86 에서 유체 유발 불안정 진동 현상이 발생할 것으로 예측된다. 앞의 결과로부터 낮은 R_N 영역에서는 R_N 이 증가함에 따라 진동응답이 발산하는 환산속도가 증가함을 알 수 있다. 본 연구와 같은 유체/구조 연계진동 시스템에 대하여 Euler 방정식을 이용하여 해석한 참고문헌[7]에서는 동일 조건에서의 환산속도 약 2.45 에서 진동 응답이 발산하는 결과를 보여주고 있다.

(2) 받음각이 변하는 경우

본 연구에서는 초기 받음각에 변화를 주어 동일한 R_N 에서 플러지 경계의 변화를 관찰하였다. 일반적으로 높은 받음각에서는 구조 감쇠가 없을 경우, 와류 흘림에 의해 공력계수의 급격한 변화로 지속적인 진동이 존재하게 된다.



(a) plunge displacement

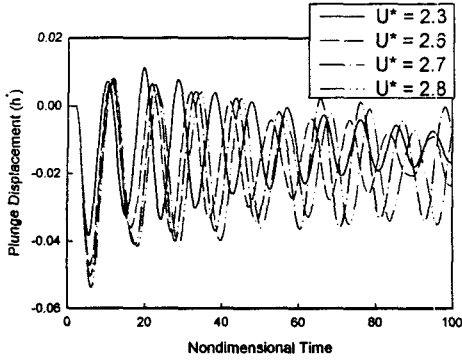


(b) pitch displacement

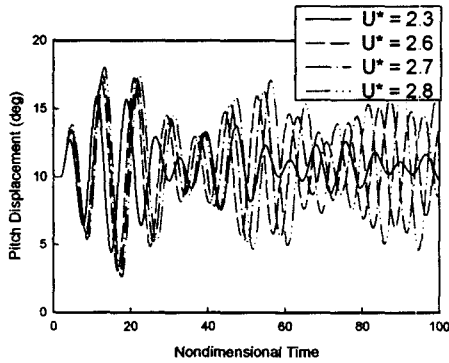
Fig. 6. Aeroelastic responses of airfoil ($R_N=5000$).

그리고, 대변위의 진동이 발생할 경우 구조물의 진동과 와류 흘림이 동조화 되어 동적 안정성에 치명적인 영향을 끼칠 수 있다.

본 연구에서는 R_N 를 3000 으로 고정하여 초기 받음각 $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 12.5^\circ, 15^\circ$ 에 대하여 해석을 수행하였으나 지면 관계상 10° 및 15° 에 대한 결과만을 수록하였다. 초기 받음각 0° 에 대한 결과는 앞서 수행한 해석에 의해 Fig.5 에 제시되어 있으며, 10° 및 15° 에 대한 결과는 Fig.6 과 Fig.7 에서 제시되어 있다. 이때 받음각이 증가함에 따라 불안정 진동을 유발하는 임계 유동 속도 증가하는 결과를 보여주고 있다. 또한 동실속이 일어나는 초기 받음각 $10^\circ, 15^\circ$ 와 같은 경우에는 구조감쇠가 존재하지 않을 경우 와류흘림에 의한 지속적인 가진으로 인하여 LCO 의 맥놀이를 보이는데 구조의 진동주기가 와류흘림 주기의 정수배와 가까워질수록 그 맥놀이는 더욱 강력해지며 어느 정도 이상 근접하게 되면 동조화가 일어난다. 또한 환산속도가 증가함에 따라 와류흘림과 구조물의 진동이 동조되어 불안정한 거동을 보이게 된다.



(a) plunge displacement



(b) pitch displacement

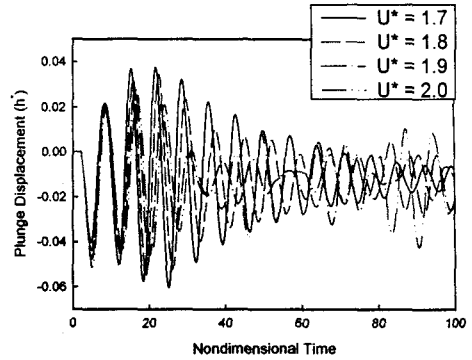
Fig. 6. Aeroelastic responses of airfoil ($\alpha_0 = 10^\circ$).

4. 결론

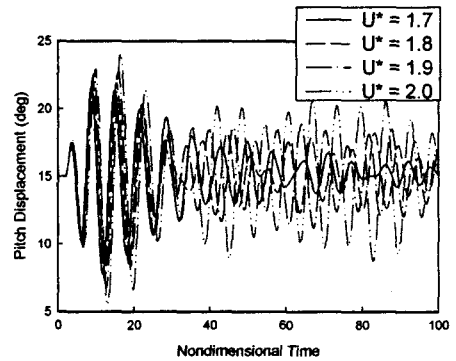
본 연구에서는 2D 층류 N/S 코드를 이용하여 2 자유도의 2 차원 익형 공탄성 시스템에 대하여 해석을 수행하였다. 그리고, 낮은 R_N 의 층류 점성 유동 내에서의 플러터 해석은 다음과 같은 두 가지 방향으로 수행하였다. 첫째로 받음각이 0° 인 경우 R_N 를 증가시키며 이에 따른 플러터 경계의 변화를 관찰하였다. 다음으로 R_N 을 3000으로 고정시키고 받음각을 변화시키며 플러터 경계와 플러터 특성의 변화에 대하여 비교하였다.

후기

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



(a) plunge displacement



(b) pitch displacement

Fig. 7. Aeroelastic responses of airfoil ($\alpha_0 = 15^\circ$).

참고문헌

- (1) 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.
- (2) 최인호, 김동현, 이인, "구조 비선형성에 의한 주파수비 변화가 2차원 익형의 공탄성 반응에 미치는 영향", *한국항공우주학회지*, 제27권, 제5호, 1999, pp. 71-80.
- (3) 김동현, 박영민, 이인, 권오준, "비정렬 오일러 코드를 이용한 2자유도계 에어포일의 유체/구조 연계해석", *한국항공우주학회지*, 제29권, 제4호, 2001.6, pp.8-19.
- (4) 윤광준, 이재우, 이영재, 변영환, "초소형 비행체(MAV)의 현황분석 및 개발 방향", *항공우주공학학회지*, 1998, 제26권 제7호, pp. 170-179.
- (5) 김동현, 이인, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개기 천음속 플러터 해석", *한국항공우주학회지*, 제26권, 제7호, 1998, pp. 85-95.
- (6) Stone, H. L., "Iterative solution of implicit approximations of multidimensional partial differential equations," *SIAM J. Numer. Anal.*, 1968, Vol.5, pp. 530-558.
- (7) 김동현, "조종면 및 외부장착물이 있는 날개의 천음속/초음속 플러터 해석," *한국과학기술원 박사학위논문*, 2000