

MAV 안정화 설계를 위한 저속 유체유발 비선형 진동특성 연구

Nonlinear Characteristics of Low-speed Flow Induced Vibration for the Safety Design of Micro Air Vehicle

장 태 진* · 김 동 현† · 이 인**

Tae-Jin Chang, Dong-Hyun Kim and In Lee

(2002년 7월 13일 접수 : 2002년 10월 9일 심사완료)

Key Words : MAV, Flow-induced Vibration(유체유발진동), Fluid-structure Interaction(유체 구조 상호작용), Navier-stokes, CFD, CSD, Nonlinear Vibration(비선형 진동), Flow Separation(유동박리), SIMPLE, SIP, CTIM

ABSTRACT

The fluid induced vibration (FIV) phenomena of an equivalent airfoil system of MAV have been investigated in low Reynolds number flow region. Unsteady flows with viscosity are computed using two-dimensional incompressible Navier-Stokes equations. The present fluid/structure interaction analysis is based on one of 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 that has a dominance of flow viscosity. The effects of Reynolds number and initial angle of attack on the fluid/structure coupled vibration instability are shown and the qualitative trend of FIV phenomenon is investigated.

1. 서 론

초소형 비행체 관련 연구는 미국 DARPA(defense advanced research projects agency) 주관하에 21세기의 신무기체계 개념 실현 가능성과 필요한 요소 기술을 분석하기 위해 수행되고 있다. 이는 일반적으로 크기 15 cm 미만의 무게 100 g 이하의 무인 비행체로 정의된다. 최근 국내에서도 초소형 비행체(MAV)와 관련된 연구 및 분석들이 수행되고 있다.⁽¹⁻⁴⁾ 초소형

비행체의 비행 방법은 일반적인 고정익과 회전익 그리고 새나 곤충처럼 날개 자체를 움직이는 방법 등이 있다. 또한 대부분의 비행 방법들은 기본적으로 플런지(plunge)와 피치(pitch) 운동의 조합으로 이루어지게 된다. MAV설계에 있어 중요하게 요구되는 사항 중 하나는 정교한 정찰활동을 위해 교란된 외부 환경에 대하여도 안정적인 저속비행 성능을 구현하는 것이다. 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 구조의 진폭을 증가시키는 경향을 나타낼 경우, 진동 및 공기역학적으로 매우 불안정한 상태가 초래될 수 있다. 공학분야에서 유체유발 진동(flow-induced vibration, FIV) 불안정성의 대표적인 예로는 주로 항공기 날개에서 일

† 책임저자, 정회원, 경상대학교 기계항공공학부
E-mail : dhk@nongae.gsnu.ac.kr

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

* 서울대학교 기술정책대학원

** 정회원, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주전공

어나는 플러터(flutter) 및 제한주기진동(limit cycle oscillation) 현상과 현수교와 같은 토목구조물에서 주로 발생하는 갈러핑(galloping) 현상 등을 들 수 있다.⁽⁵⁾ 이러한 현상들은 오래 전부터 관심을 끌어 왔으며, 고전적으로는 기계/항공, 토목, 원자력 분야와 최근에는 MEMS 분야의 micro passive valve(MPV) 및 미세 스위치 설계분야 등에서 전자기장 및 열전도 효과와 더불어 복합물리(multi-physics) 문제로 대두되고 있다.

컴퓨터를 이용하여 설계된 비행체의 비행 중 진동 특성과 구조변형을 고려한 공력효율을 가상으로 예측하는 것은 효율적인 비행체 설계를 위해서 매우 중요하다. 일반적인 크기의 고속 비행체의 경우는 레이놀즈 수가 크기 때문에 점성의 영향을 무시하여도 FIV 불안정 조건을 비교적 정확하게 예측할 수 있다. 특히 2자유도계 등가시스템의 경우 다양한 구조 및 유체 파라미터 변화에 대해 날개 진동특성 파악이 용이한 장점이 있다. 고속비행체의 경우는 국내에서도 이미 이에 대한 관련 연구들이 다수 수행되어 왔다.⁽⁶⁻⁸⁾

근래에 들어 활발히 연구되고 있는 미소비행체(MAV)의 경우는 일반적인 항공기에 비하여 매우 낮은 영역인 $R_N=10000\sim 100000$ 정도에서 비행이 이루어지는 것으로 알려져 있다. 미래에는 점차 가볍고 소형화되는 설계가 지향되고 있으며, 더 낮은 레이놀즈 수 영역과 비행방식에 따른 구조물 변형에 의한 영향이 중요해질 것으로 판단된다. 본 연구에서는 MAV 날개의 효율적인 FIV 특성파악을 위해 피치와 플러지 자유도를 갖는 등가시스템으로 고려하였다. 정밀한 특성파악을 위해 전산구조진동 및 전산유체역학 기법을 동시에 적용하였으며, R_N 와 받음각이 유체/구조 연계 불안정성에 미치는 영향을 살펴보았다.

2. 이론적 배경

2.1 유체/구조 연계 진동 해석

본 연구에서는 위의 Fig. 1에서 보여지고 있는 2자유도계의 2차원 익형에 대하여 해석을 수행하였다. 그림에 제시된 유체/구조 연계 시스템의 운동방정식은 다음의 식 (1)과 같이 주어진다.⁽⁷⁻⁹⁾

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

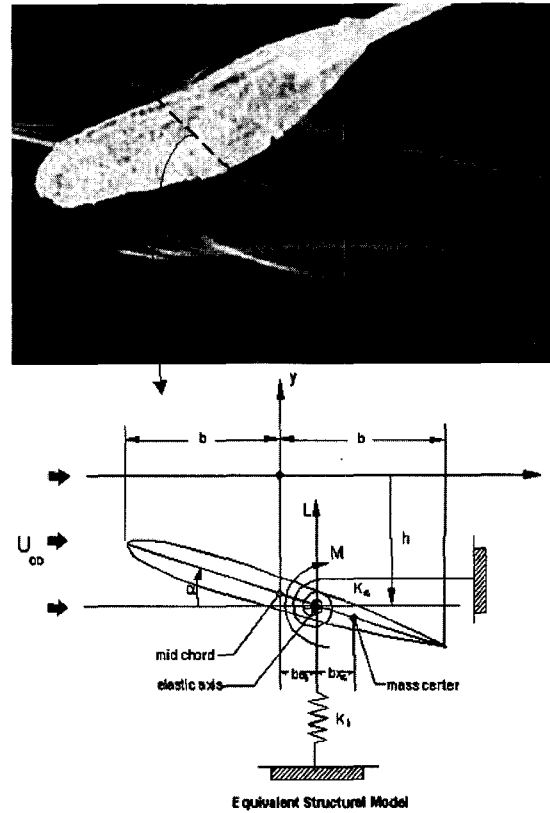


Fig. 1 Schematic diagram of two-degree-of-freedom fluid-structure interaction system

여기서, m 은 익형 모델의 단위 스패 당 질량을, I_α 는 단위 스패 당 관성모멘트를 그리고 $S_\alpha = mbx_{cg}$ 로 정의되며 질량에 대한 정적 모멘트를 의미한다. 또한 k_h 와 k_α 는 플러지와 피치 자유도에 대한 날개의 등가강성을, g_h 와 g_α 는 플러지와 피치 자유도에 대한 구조감쇠를 나타내며, L 과 M 은 비정상 양력과 모멘트를 의미한다. 구조진동적 관점만 고려해 볼 때 식 (1)은 기본적으로 선형방정식에 해당하나, 유체-구조 연계 진동 관점에서는 비선형 특성을 보일 수 있다. 왜냐하면 유동박리가 고려되는 비정상 점성 유동의 경우 고받음각에서 구조진동 변위 및 속도에 대해 공력 비선형 특성을 보이게 되며, 동시에 진동 변위 및 속도 응답과 함께 시간에 대해 지속적으로 되먹임(feedback) 되기 때문이다.

매개변수에 대한 민감도 연구를 용이하게 수행하기 위해 다음과 같이 무차원 변수들을 정의하자.

$$\begin{aligned}\omega_h &= \sqrt{\frac{k_h}{m}}, \quad \omega_\alpha = \sqrt{\frac{k_\alpha}{I_\alpha}}, \quad r_\alpha = \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}} \\ \zeta_h &= \frac{g_h}{2\sqrt{mk_h}}, \quad \zeta_\alpha = \frac{g_\alpha}{2\sqrt{I_\alpha k_\alpha}}, \quad \mu = \frac{4m}{\pi\rho_\infty c^2} \\ \tau &= \frac{tU_\infty}{c}, \quad \bar{\omega} = \frac{\omega_h}{\omega_\alpha}, \quad h^* = \frac{h}{c}, \quad U^* = \frac{U_\infty}{b\omega_\alpha}\end{aligned}\quad (2)$$

여기서, c 는 시위(chord) 길이, b 는 1/2시위길이를 U_∞ 와 ρ_∞ 는 각각 유동의 자유흐름 속도와 밀도를 나타낸다. 위의 식 (2)를 이용하여 식 (1)을 무차원화 하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

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

여기서, 상첨자 프라임(')은 무차원 시간(τ)에 대한 미분을 의미한다. 우변의 양력 및 모멘트 계수는 2.2절의 비정상 유동해석을 통해 구해지게 된다. 주어진 변형형상에 대해 CFD기법을 이용한 비정상 유동 해석에서 매 시간간격에서의 비정상 압력계수들이 에어포일 표면에 대해 구해지는데, 이를 적분하면 비정상 양력 및 모멘트 계수를 매우 정확하게 계산할 수 있다. 위 식 (3)의 연립방정식으로부터 아래와 같이 플러지 변위와 피치 변위에 대한 가속도를 구할 수 있다.

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

본 연구에서는 4차의 Runge-Kutta 수치 적분법을 적용하여 시간 전진에 따른 익형의 유체유발 운동 변위 및 속도들을 구하였으며, 플러지 변위와 받음각의 가속도를 다음과 같이 함수 $f(h^*, \alpha', h^*, \alpha, x_{cg})$ 와 $g(h^*, \alpha', h^*, \alpha, x_{cg})$ 로 하여 Runge-Kutta 수치 적분법에 필요한 계수들을 결정하였다.

$$\begin{aligned}h^{*''} &= f(h^*, \alpha', h^*, \alpha, x_{cg}) \\ \alpha^{*'} &= (h^*, \alpha', h^*, \alpha, x_{cg})\end{aligned}\quad (5)$$

이와 같은 방법은 시간영역에서의 수치적분 공탄성 해법인 연계시간적분법(coupled time integration method, CTIM)⁽⁷⁻⁸⁾에 해당된다. CTIM은 식 (1)과 (3)의 우변에 위치한 유체 유동에 의한 외력들을 비선형 CFD코드를 이용하여 매 시간 스텝마다 실시간으로 연계하여 계산하기 때문에 복잡한 연계(連繫) 물리현상들이 매우 정확하게 반영될 수 있다. CTIM 방법의 경우 구체적 동적 응답을 세부적으로 관찰할 수 있어 비선형 진동특성들을 명확히 파악할 수 있으며, 이를 컴퓨터 상에서 가상현실로 구현할 수 있는 장점이 있다.

2.2 비정상 점성 유동해석

비정상 비압축성 Navier-Stokes(N/S) 방정식을 제어체적에 대하여 벡터형으로 나타내면 다음과 같이 쓸 수 있다.

연속방정식 (continuity equation)

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_\Omega \rho d\Omega + \int_S \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} = 0\quad (6)$$

운동량 방정식 (momentum equation)

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_\Omega \rho \vec{V} d\Omega + \int_S [\rho \vec{V} \cdot \vec{V} - \vec{T}] \cdot d\vec{S} = \int_\Omega \vec{S}_v d\Omega\quad (7)$$

여기서,

$$\vec{T} = -\left(p + \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \right) \vec{I} + 2\mu \vec{D}\quad (8)$$

$$\vec{D} = \frac{1}{2} (\text{grad} \vec{V} + (\text{grad} \vec{V})^T)\quad (9)$$

중점법(mid-point rule)에 의해 식 (6)과 식 (7)의 적분항들은 식 (10)와 식 (11)과 같이 바꾸어 나타낼 수 있다.

$$\int_{\Omega} \varphi d\Omega = \varphi_P \Delta \Omega \quad (10)$$

$$\int_S \varphi dS = \sum_c \varphi_c S_c, \quad c = e, w, n, s, \Lambda \quad (11)$$

유체/구조 연계해석에 구조변형 효과를 고려하게 되면 격자가 일그러지는 경우가 발생하게 된다. 이 경우 비직교성을 고려하여 제어체적 경계에서의 값을 더욱 정확하게 보정하기 위해 식 (12)와 같이 선형보간법을 이용하였다.

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

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 것을 나타내고 있으나, 그 값을 좀 더 정확하게 구하기 위해 이웃한 두 제어체적의 중심 E 와 P 사이에서 점 F 의 위치와 점 F 에서의 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, s 의 모든 경계에 적용된다. 제어체적면의 정의에 대해서는 참고문헌 (9)를 참고하기 바란다. 또한, Gauss's theorem에 의해 제어체적에서의 공간 미분값은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\int_{\Omega} \frac{\partial\phi}{\partial x_i} = \int_S \varphi i_i \cdot ndS \approx \sum_c \varphi_c S_c^i \quad (13)$$

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 1차 경계조건(dirichlet boundary condition)을, 출구에서의 속도 조건과 모든 경계에서의 압력조건은 2차 경계조건(neumann boundary condition)을 부가하였다. 에어포일 면에 대해서는 기본적으로 식 (2)에서 구해진 변형형상에 대해 flow-tangency 조건이 만족되도록 적용하였다. 또한 식 (2)에서 구할 수 있는 에어포일의 운동에 대한 순간 속도 정보가 비정상 유동해석을 위한 제어체적 계산에 반영되었다.

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

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

본 식에서 3점 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 방정

식의 경우 행렬 A 가 비대칭의 성긴 행렬이 된다. 일반적으로 행렬 A 의 역행렬을 구하기 위해서는 LU분해를 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, 본 연구에서는 수렴속도가 더욱 증가된 SIP(strongly implicit procedure) 해법을 적용하였다.

$$A\phi = Q \tag{15}$$

$$M\phi^{n+1} = N\phi^n + B \tag{16}$$

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

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

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

3. 해석 결과 및 검토

FIV 정밀해석은 크게 랜덤 진동해석 부분과 비정상 유동해석 부분으로 구성되며, 실제 물리현상에서와 같이 두 개의 서로 다른 시스템이 동시에 연계되어 수행되게 된다. 지면관계상 본 논문에서는 유동해석 검증 부분은 생략하였으며 세부 내용들은 참고문헌 (9)에 상세히 기술되어 있다.

Fig. 2는 Navier-Stokes유동해석을 위한 변형 유동격자의 예를 보여주고 있다. 초기 격자 생성에서 익형 표면에 수직 방향으로 인접한 격자와의 최소 무차원 거리는 1.0×10^{-4} 로 설정하였다. MAV날개의 경우 기본적으로 플런지와 피칭 운동의 조합으로 표현될 수 있는데, 그림은 진동 과정 중의 한 상태를 도식적으로 나타낸 것으로 보편된다. 중요한 점은 임의의 운동에 대하여도 외부 유동격자가 꼬임이 없이 지속적으로 부

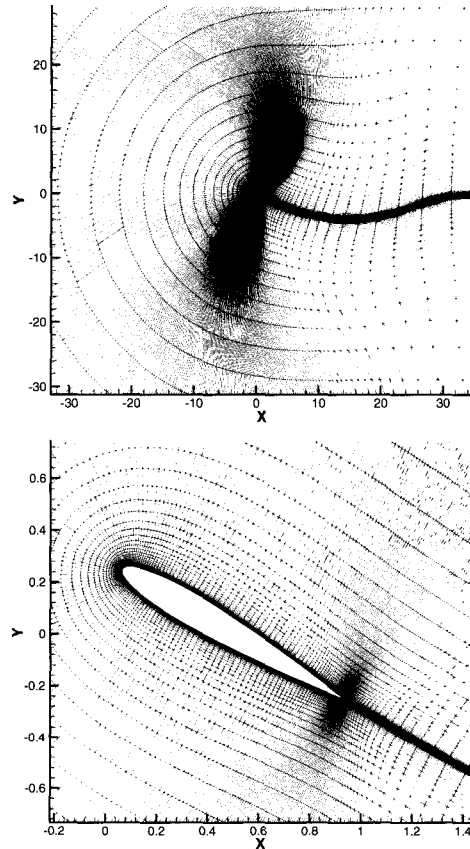


Fig. 2 Deformed N/S grid for an airfoil (NACA 0012)

Table 1 Structural parameters of the typical section model

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

드러운 분포를 유지하여야 안정된 해를 얻을 수 있다.

탄성축은 k_h 와 k_α 의 등가 스프링에 의하여 플런지와 받음각이 각각 지지되어 받음각 변형과 수직방향 운동이 일어날 수 있다. 본 연구에서 고려한 MAV 날개 2자유도계 등가시스템(Fig. 1)에 관련된 구조 및 무차원 유동 매개변수들은 Table 1에 제시되어 있다. 각 변수들의 정의는 식 (2)를 참조하기 바란다.

익형의 받음각에 비례하여 양력계수와 모멘트계수

가 변하는 것을 잘 알려져 있는 사실이다. 그러나 익형의 받음각이 빠르게 진동하는 경우 이것들은 더 이상 받음각에 선형적으로 비례하여 나타나지 않으며, 정적인 경우와는 다른 결과를 보이게 된다.

Figs. 3, 4는 $R_N=1000$ 에서, 받음각 10° 에서 30° 까지 무차원 진동수 ($k_b = \omega c/U_\infty$) 1.0으로 강제 조화가진시킨 경우의 비정상 유동해석 결과들을 보여주고 있다. 양력계수는 약 $-0.3 \sim 2.3$ 정도로 진동하고 있으며, 항력계수는 약 $-0.25 \sim 1.25$ 정도이다. 받음각 변화와 비교해 보았을 때, 받음각의 증감과 양력 및 항력계수의 증감 사이에는 위상차가 존재함을 확인할 수 있다. 여기서 중요한 점은 양의 고받음각 범위에서 진동 함에도 불구하고 양력계수가 음의 값을 나타낼 수 있다는 점이다. 한 주기(T) 동안의 시간에 대한 유선 및 압력장의 순간 변화들을 Fig. 4에 나타내었으며, 낮은 레이놀즈 수에서 지배적인 점성효과로 인한 유동박리 현상들을 관찰할 수 있다.

받음각이 비교적 큰 영역에서는 동실속 현상이 유발되게 되며, 이에 따른 외부 유동의 진동이 실속 플

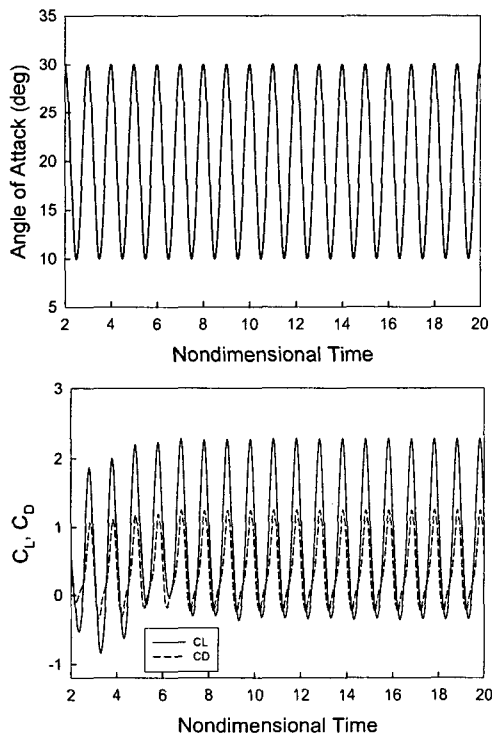


Fig. 3 Time histories of the pitch angle and unsteady aerodynamic forces at $R_N=1000$

러터(불안정 FIV)의 주요한 원인으로 작용하게 된다. 일반적으로 와류 홀림 주파수는 R_N 의 변화에 크게 영향을 받지 않으며, 비스듬한 평판의 경우 그 받음각의 변화에 따라 크게 변하게 된다. 따라서 동실속이 발생하는 높은 받음각 영역에서의 실속 플러터 현상은 와류 홀림 주파수와 밀접한 관계를 갖게 된다. 또한 받음각에 따라 와류 홀림 주파수가 변화하므로 실속 플러터 발생 영역도 받음각의 변화에 따라 변하게 될 것이다. 낮은 받음각 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 수 있다.

본 연구에서는 유동박리를 포함한 FIV 불안정 현상 파악을 위해 다음과 같은 수치실험을 수행하였다. 우선 R_N 을 바꾸어 가면서 안정성에 미치는 영향을 관찰하였으며, 그 다음 받음각 변화에 따른 진동 특성

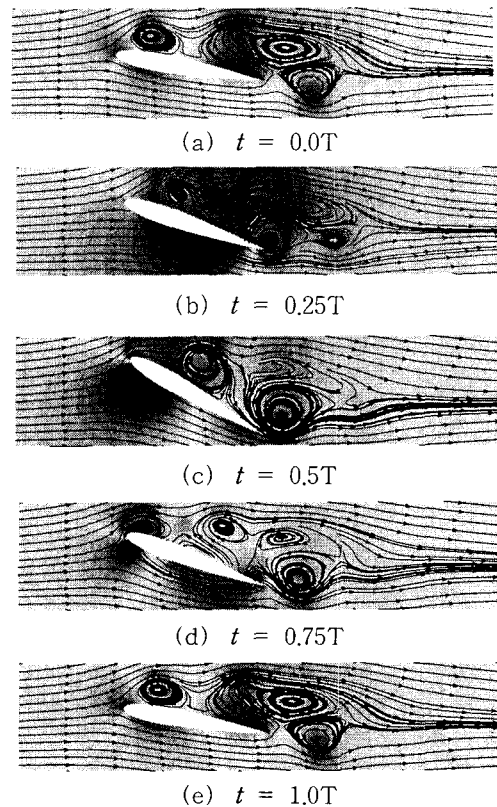


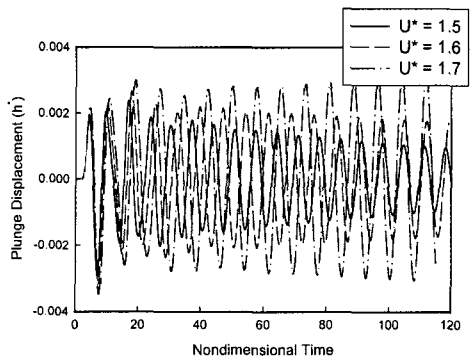
Fig. 4 Instantaneous pressure and stream line plots for one period of pitching airfoil at $R_N=1000$

을 살펴보았다.

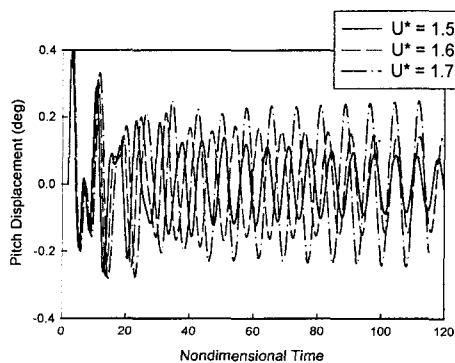
(1) R_N 이 변하는 경우

레이놀즈 수 $R_N (= \rho_\infty U_\infty c / \mu_\infty)$ 는 물리적으로 점성력에 대한 관성력의 크기를 나타낸 것으로서 관성력이 증가할수록 R_N 도 증가하게 된다. 본 절에서는 동일한 유체 내에서 관성력의 변화에 따른 유체/구조 연계 불안정 경계의 변화를 관찰하고자 한다. 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. 5는 $R_N=3000$ 에서 무차원 환산속도(U^*) 변화에 따른 플러지 및 피치 변위 진동응답을 보여주고 있다. 이 경우 $U^*=1.5$ 와 1.6 에서는 진동이 안정적으로 수렴하는 응답 특성을 보이고 있으며, 1.7 에서는 발산하는 응답을 보이고 있다. 응답에 대한 감쇠 값을 구하여 내삽한 결과 불안정 FIV 환산속도는 1.66 으로 구해졌다.



(a) Plunge displacement



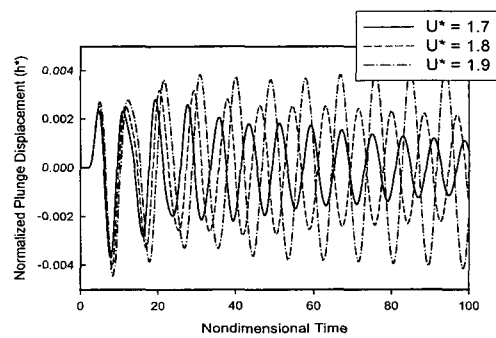
(b) Pitch displacement

Fig. 5 FIV responses at $R_N=3000$ and $\alpha_0=0^\circ$

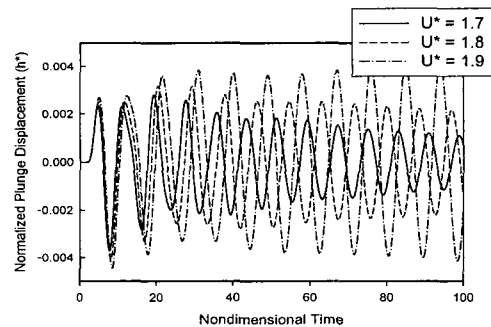
Fig. 6은 $R_N=5000$ 에 대한 연구 결과이다. 그림에서 $U^*=1.8$ 이하에서는 진동 응답이 안정적으로 수렴하는 결과를 보이고 있으나, $U^*=1.9$ 에서는 발산하는 결과를 보이고 있다. 감쇠계수를 구해 0이 되는 중립 안정 속도를 구하면 약 $U^*=1.86$ 에서 불안정 FIV 현상이 유발됨을 알 수 있었다. 결과로부터 낮은 R_N 영역에서는 R_N 이 증가함에 따라 진동응답이 발산하게 되는 불안정 환산속도가 증가하는 경향을 보임을 알 수 있다. 본 연구결과로부터 비행체 날개의 상대 관성력이 낮아지는 경우는 동일 속도에서 비행 진동 안정성은 더 나빠질 수 있음을 예측할 수 있다.

(2) 받음각이 변하는 경우

본 절에서는 일정한 R_N 에서 초기 받음각의 변화에 따른 불안정 FIV 경계의 변화를 고찰하였다. 일반적으로 구조 감쇠를 무시할 수 있거나 미소한 경우 높은 받음각 조건에서는 와류 홀림에 의한 공력 계수의 급격한 변화로 인해 제한주기운동(limit cycle oscillation, LCO)과 같은 지속적인 진동상태가 유발될 수 있다. 이러한 진동현상이 큰 변위의 발생될 경우에

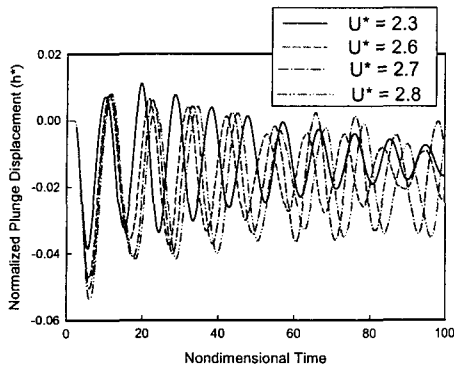


(a) Plunge displacement

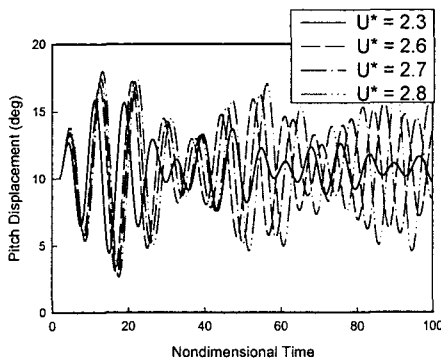


(b) Pitch displacement

Fig. 6 Unsteady FIV responses at $R_N=5000$ and $\alpha_0=0^\circ$

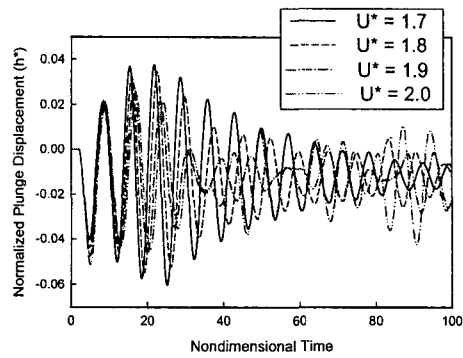


(a) Plunge displacement

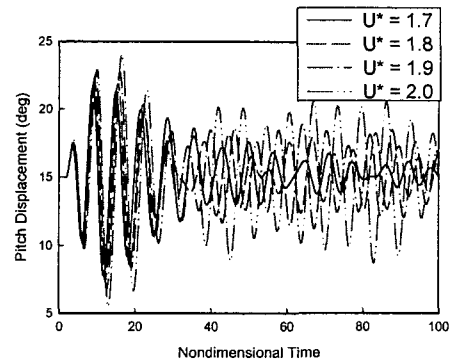


(b) Pitch displacement

Fig. 7 Unsteady FIV responses at $\alpha_0 = 10^\circ$



(a) Plunge displacement



(b) Pitch displacement

Fig. 8 Unsteady FIV responses at $\alpha_0 = 15^\circ$

는 구조물의 진동과 와류 홀림이 동조화되어 동적 비행 안정성에 나쁜 영향으로 작용할 수 있다.

$R_N = 3000$ 인 경우에 대해 다양한 초기 받음각($0^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 12.5^\circ, 15^\circ$)에서 연구를 수행하였다. 하지만, 지면관계상 10° 와 15° 에 대한 결과만을 Figs. 7, 8에서 제시하고자 한다. 초기 받음각 0° 에 대한 결과는 앞서 언급한 결과에 의해 Fig. 5에 제시되어 있다. 결과에서 받음각이 증가함에 따라 불안정 진동을 유발하는 임계 유동속도 또한 증가하는 경향을 보여주고 있다. 이는 저 레이놀즈 수 비행영역에서 받음각 증가가 비행체 진동현상에 긍정적으로 작용할 수 있음을 시사하는 것이다. 하지만 동실속이 일어날 수 있는 초기 받음각 10° 및 15° 의 조건에서는 와류홀림에 의한 지속적인 가진 현상으로 인하여 다소 불안정한 맥놀이 LCO 현상을 관찰할 수 있다. 구조의 진동주기가 와류홀림 주기의 정수배와 가까워질수록 그 맥놀이는 더욱 강력해지며 어느 정도 이상 근접하게 되면 동조화 현상이 발생하게 된다. 이는 비행역학 안정성 측면에서는 바람직하지 못한 현상이다.

4. 결 론

본 연구에서는 전산구조진동(CSD) 및 전산유체역학(CFD) 기법을 연계하여 저속 MAV 날개에 대한 유체유발 진동(flow-induced vibration, FIV) 특성을 고찰하였다. 본 연구를 통해 저속, 경량 MAV 설계에 있어 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 레이놀즈 수가 작아질수록 상대적인 점성력의 영향이 커지게 되어 FIV 진동안정성을 저하시키는 경향을 보였다. 하지만 효과가 심각할 정도는 아니었다.

(2) MAV의 비행방식은 여러 가지로 구현될 수 있다. 비행방식에 따라 날개의 평균 상대 받음각이 작거나 클 수 있는데, 낮은 레이놀즈 수에서는 받음각의 효과가 경우에 따라 FIV 진동안정성에 오히려 긍정적인 경향을 보일 수 있음을 관찰하였다.

(3) 하지만 고받음각 비행의 경우는 구조 및 유동의 동조화 현상이 발생할 수 있다. 또한 비행역학 측면에서는 바람직하지 못한 주기적 맥놀이 진동특성이 유발될 수 있음을 관찰하였다.

후 기

본 연구는 2000년도 과학기술부의 국가지정연구실 (national research lab., NRL) 사업지원(과제번호: 2000-N-NL-01-C-250) 및 2002년도 두뇌한국 21사업에 의해 수행된 연구 결과이며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) 윤광준, 이재우, 이영재, 변영환, 1998, "초소형 비행체(MAV)의 현황분석 및 개발 방향," 항공우주 공학회지, 제 26 권 제 7 호, pp. 170~179.
- (2) 류태규, 정인재, 2000, "고정익 초소형 비행체 형상 설계 및 검증", 한국항공우주학회지, 제 28 권, 제 4 호, pp. 136~142.
- (3) 안 준, 2000, "초소형 항공기(MAV)의 개발 현황 및 전망", 한국항공우주학회지, 제 28 권, 제 7 호, pp. 145~154.
- (4) 이기학, 김규홍, 이경태, 2001, "MAV/UAV 연구개발에서의 저레이놀즈 수 공기역학 응용과 연구

방향(I)". 한국항공우주학회지, 제 29 권, 제 6 호, pp. 157~172.

(5) Blevins, R. D., 1990, Flow-induced Vibration, Second Edition, Von Nostrand Reinhold.

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

(7) 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.

(8) 김동현, 박영민, 이 인, 권오준, 2001, "비정렬 오일러 코드를 이용한 2자유도계 시스템의 유체/구조 연계해석", 한국소음진동공학회, 춘계학술대회논문집, 2001년 5월.

(9) 장태진, 2002, 2차원 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 유체유발 진동해석, 한국과학기술원, 석사학위논문.