

T-형 꼬리날개를 갖는 복합재 스마트 무인기의 아음속 플러터 해석

Subsonic Flutter Analysis of a Composite Smart UAV with T-tail Configuration

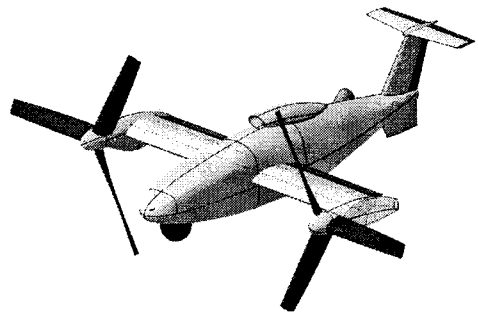
김동현*, 양용준, 김현정(국립경상대학교 기계항공공학부),
김성준, 최익현, 김성찬, 신정우(항공우주연구원)

1. 서 론

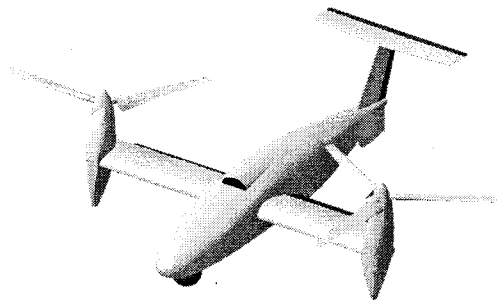
동적공탄성(dynamic aeroelasticity) 불안정 현상에서 기본적으로 검토되어야 하는 것은 항공기의 비행영역에 대한 플러터(flutter) 안정성 보장 여부이다. 플러터 안정성은 비행체 설계과정에서 반드시 검증되어야 하는 필수 인증항목에 해당되며, 비정상 공기력, 탄성력, 관성력이 상호 작용하여 유발될 수 있는 매우 위험한 진동 현상이다. 비행 중 플러터 현상이 발생하게 되면 극심한 진동현상으로 순식간에 심각한 구조 파손이 유발되어 추락 사고의 직접적인 요인이 될 수 있다. 또한 플러터 현상은 구조 레이아웃, 공력 형상, 시스템 배치, 조종면 구동장치 등 다양한 설계 요소와 관련이 있기 때문에 확실적인 설계 안전성을 확보하는 것이 매우 어렵다. 따라서 설계과정에서 검증된 해석절차 및 기법을 따라 플러터 안전성을 검토하여 관련 데이터들을 사전에 확보하는 것이 필요하다. 항공기(무인기 포함)의 인증을 위해서는 일반적으로 구조 설계 최대속도(dive speed, V_D) 보다 15~20% 확장된 비행속도 영역에 대해 공탄성 안정성을 입증하여야 한다. 참고로, 이러한 초과 비행영역에서의 실제 플러터 비행시험(flutter flight test)은 항공기 성능 제약과 위험성 때문에 불가능한 경우가 대부분이다. 하지만, 전산해석 기법의 활용은 임의의 속도 영역에 대하여도 플러터 비행 안정성 파악이 가능한 장점이 있다.

본 연구에서는 고정익/회전익 항공기의 장점을 함께 갖춘 복합재 무인기(Fig.1) 형상에 대해 항공기 모드에서의 플러터 안정성을 검토하고자 한다. 설계변경에 따른 실용적인 해석결과 도출을 위해 기존의 상용 유한요소 해석프로그램인 MSC/NASTRAN과 자체개발한 모듈 프로그램들을 병용하였다. 이를 바탕으로 T-형 꼬리날개

를 갖는 복합재 스마트 무인기의 동적 유한요소 모델링 및 플러터 해석을 수행하였으며 관련 특성을 분석하였다. 본 연구를 통하여 추후 설계 모델 및 상세설계 모델에 대한 기본적인 플러터 특성파악과 주요 설계변수의 영향, 구조 및 시스템 최적화를 위한 효율적인 응용연구가 가능할 것이다.



(a) Aircraft (Cruise) mode



(b) Helicopter (Take-off/Landing) mode

Fig. 1 Geometric configuration of the present SUAV model.

2. 이론적 배경

2.1 플러터 해석기법

Hamilton의 원리를 이용하여 3차원 탄성 날개에 대한 동적 공탄성 방정식(운동방정식)을 유도하면, 구조적 감쇠(damping)를 고려한 m-자유도계 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계(generalized coordinate)에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t, q, \dot{q})\} \quad (1)$$

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, $\{Q\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 공기력(Generalized Aerodynamic Force, GAF) 벡터를 나타낸다. 시간영역에서 동적공탄성 해석을 위해서는 천이진동에 따른 구조 변위와 속도를 되먹임(feedback)하여 각 시간 스텝에서 새로 일반공기력을 계산해야 하는 어려움이 있다. t 는 물리영역에서의 실제 시간을 의미한다. 일반화된 공기력 벡터 $\{Q\}$ 를 구하기 위해서는 다음과 같이 양력면 형상에 대해 비정상(unsteady) 공력 분포하중의 면적적분이 요구된다.

$$Q_i(t, q, \dot{q}) = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c_r^2 \int_S -c_p(x, y, z, t) (n_x h(x, y, z)_{x,i} + n_y h(x, y, z)_{y,i} + n_z h(x, y, z)_{z,i}) \frac{dS}{c_r^2} \quad (2)$$

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드, h 는 고유 모드 벡터, dS 는 물체면 미소면적, c_r 는 참고길이(reference length), ρ_∞ 는 자유흐름 밀도, U_∞ 는 자유흐름(free-stream)의 속도를 의미한다. 또한 c_p 는 비행체 표면에서의 비정상 압력 계수를 의미한다.

본 연구에서는 다양한 구조 설계변수에 대한 효율적인 플러터 특성 파악을 위해 주파수영역(frequency domain)에서의 플러터 해석기법을 적용하였다. 주파수영역에서의 대표적인 플러터 해석기법으로는 V-g방법이나 p-k방법 등이 유용하게 활용될 수 있다. 본 연구에서는 p-k방법을

적용하였는데 이는 물리적인 의미를 보다 잘 나타낼 수 있으며 상대적으로 사용이 편리한 방법에 해당한다[1]. 또한 p-k방법은 실제 시스템의 감쇠영향을 보다 잘 반영할 수 있고, 제어시스템의 전달함수 등과 연관지어 서보공탄성(aeroservoelasticity) 현상과 같은 부차적인 해석에도 적용할 수 있는 장점이 있다.

항공기 날개의 구조 감쇠효과를 무시하고 동적 모달변위(modal displacement)를 미소 감쇠의 조화운동으로 가정하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\{q(t)\} = \{\bar{q}\} e^{pt} \quad (3)$$

$$p = \omega(\gamma \pm i) \quad (4)$$

여기서, γ 는 과도 감쇠율 계수(Transient Decay Rate Coefficient, TDRC)를 의미하며, 일반적으로 구조감쇠 g 에 대해 $g = 2\gamma$ 로 정의된다. 위의 관계식을 이용하여 식(1)을 변환하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$([\bar{M}]p^2 + [\bar{C}]p + [\bar{K}])\{\bar{q}\} = 0 \quad (5)$$

위 식에서 등가 감쇠행렬 $[\bar{M}]$ 과 등가 강성행렬 $[\bar{K}]$ 에는 각각 아래와 같이 공기력 감쇠 및 강성이 포함되게 되며, 각 행렬의 정의는 다음과 같다.

$$[\bar{M}] = [M_g]$$

$$[\bar{C}] = [C_g] - \frac{1}{2} \rho_\infty b U_\infty^2 [Q_r(M, k_b)]/k_b \quad (6)$$

$$[\bar{K}] = [K_g] - \frac{1}{2} \rho_\infty b U_\infty^2 [Q_r(M, k_b)]$$

여기서, $[C_g]$ 는 일반화된 감쇠행렬로서 등가 점성 구조감쇠를 가정하는 경우 대각행렬이 되며, 제어시스템이 포함되는 경우는 비대각 항이 추가된다. $[K_g]$ 는 일반화된 구조강성 행렬로서 보통 대각화되며 강체운동 모드가 포함되면 특이(singular) 행렬이 된다. 또한 $[Q_r(M, k_b)]$ 와 $[Q_i(M, k_b)]$ 는 각각 일반화된 공기력 영향계수(generalized aerodynamic influence coefficient, GAIC)행렬의 실수부 및 허수부를 의미한다. 이는 마하수(M)와 환산진동수(reduced frequency, $k_b = \omega b / U_\infty$)의 함수이고 구조의 고유모드형상에 영향을 받는다. 본 연구에서는 효율적인 수

치해석을 위해 DLM(Doublet Lattice Method) 비정상 선형공력 이론을 적용하여 GAIC 행렬을 계산하였다.

위의 식(5)는 모두 실수이며, $k_b = \omega b / U_\infty = (b / U_\infty) \text{Im}(p)$ 이므로 ω 와 k_b 는 서로 독립적이지 않다. 수치계산상의 편의를 위해 식(5)를 상태공간(state-space) 형태로 변환하면 다음과 같이 행렬형태로 간단히 표현할 수 있다.

$$([Z] - p[I])\{\bar{r}\} = 0 \tag{7}$$

$$\{\bar{r}\} = \begin{Bmatrix} q \\ \dot{q} \end{Bmatrix} \tag{8}$$

여기서, $\{\bar{r}\}$ 은 모달변위와 속도벡터를 포함하며, $[Z]$ 는 비대칭 행렬로 다음과 같이 정의된다.

$$[Z] = \begin{bmatrix} [0] & [I] \\ -[M]^{-1}[K] & [M]^{-1}[C] \end{bmatrix} \tag{9}$$

위 식에서 $[Z]$ 의 고유치는 실수 혹은 복소수가 될 수 있다.

식(7)의 고유치 문제에 대한 해 $p = \omega(\gamma \pm i)$ 를 구하면, 플러터 현상에 대해 시스템을 안정화하기 위한 인공감쇠(g) 값과 해당 진동수는 다음과 같이 결정될 수 있다.

$$g = 2\gamma = 2 \times \frac{2b}{U_\infty \log_e(2)} \text{Re}(p) \tag{10}$$

$$\omega = \text{Im}(p) \tag{11}$$

식(7)의 해는 실근이거나 복소근일 수 있으나 일반적으로 대부분 복소근이다. 실근인 경우는 비행체의 롤(roll) 강제모드나 구조 발산 모드의 경우들에 대한 수렴 및 발산여부를 나타내는 경향이 있다. $p = \omega(\gamma \pm i)$ 가 실수근($\omega = 0$)인 경우에는 대하여 인공감쇠는 식(10)과 같이 과도 감쇠율 계수(γ)로 표현될 수 있다.

식(5)에서 $\{\bar{q}\}$ 벡터의 크기를 m 이라 하면 계산되는 고유치의 개수도 m 이 되므로, 식(9)에 의해서 계산되는 순서쌍 (U_F, g, ω_F)의 개수도 m 이 된다. 그런데, 가상 구조 감쇠 g 는 날개의 운동을 조화운동으로 만드는데 필요한 양을 의미하므로, 양의 값을 가지면 물리적으로 시스템이 불안정한 상태인 것을 의미한다. 따라서 U_∞ 값을 변화시키면서 해석에 고려한 각 고유

진동모드(natural vibration mode)의 감쇠 값 변화를 추적하면 특정 모드의 감쇠 값들이 음의 값에서 양의 값으로 변하는 것을 발견할 수 있다. 이 경우의 고유 모드를 플러터 모드라 하고 플러터 모드의 감쇠 값이 0이 될 때의 속도 및 진동수를 각각 플러터 속도, 플러터 진동수로 결정하게 된다. 구조감쇠를 고려하는 경우는 구해진 가상 감쇠 g 값이 실제 구조 감쇠 값과 일치되는 상태를 플러터 조건으로 판정하면 된다.

2.2 아음속 비정상 공력이론

스마트 무인기의 경우 최대 비행 마하수가 0.41 정도로 모든 비행조건이 아음속 영역에 속해있다. 따라서, 모델링이 용이하고 수치계산이 효율적인 DLM(Doublet Lattice Method) 비정상 공력이론을 적용하였다. DLM 공력해석 기법은 일반적으로 마하 0.8이하의 영역에 대해 매우 정확한 해석결과를 제시하여 주는 것으로 알려져 있다[2-3].

아음속(subsonic) 영역에서 평면형상 양력면의 변형에 기인한 유동교란의 수직 속도성분(downwash) w 와 관계된 압력분포는 특이적분 형태로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$w(x, s) = \frac{1}{8\pi} \sum_{n=1}^N \iint_{S_n} K(x, \xi, s, \sigma) \Delta p(\xi, \sigma) d\xi d\sigma \tag{12}$$

여기서, ξ 는 흐름방향 좌표를, σ 는 스패방향 접선 좌표를, K 는 진동하는 양력면에 대한 아음속 핵함수(kernel function)를 의미한다. 핵함수 K 는 날개의 기하학적 형상 뿐 아니라 마하수(M)와 환산진동수(k_b)의 함수이다. (x, s) 는 n 번째 양력면 S_n 의 직교좌표이며, N 은 공력 패널 요소의 개수이다. 또한 압력은 임의 공력 요소의 1/4시위선의 중점(sending point)에서의 압력이고, 속도는 3/4시위선 중점(receiving point)에서의 수직 방향 속도이다. 본 연구에서의 아음속 핵함수(kernel function)는 Rodden[1,4] 등이 제안한 핵함수를 적용하였으며, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$K = e^{-i\omega x_0 / U_\infty} \left[K_1 \frac{T_1}{r^2} + K_2 \frac{T_2}{r^4} \right] \tag{13}$$

여기서, x_0 는 보내는 점(sending point)와 받는 점(receiving point) 사이의 x 방향 거리이며, ω

는 진동수, U_∞ 는 자유흐름의 속도이다. 또한 주요 관련 계수들은 다음과 같이 정의된다.

$$T_1 = \cos(\gamma_r - \gamma_s)$$

$$T_2 = \frac{1}{r^2} (z_0 \cos \gamma_r - y_0 \sin \gamma_r)(z_0 \cos \gamma_s - y_0 \sin \gamma_s)$$

$$T_2^* = T_2 r^2, \quad r = (y_0^2 + z_0^2)^{1/2}$$

$$K_1 = I_1 + \frac{Mr}{R} \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{1/2}}$$

$$K_2 = -3I_1 + \frac{i k_1 M^2 r^2}{R^2} \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{1/2}} - \frac{Mr}{R} \left[(1 + u_1^2) \frac{\beta^2 r^2}{R^2} + 2 + \frac{Mr u_1}{R} \right] \times \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{3/2}}$$

$$I_1 = \int_{u_1}^{\infty} \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{3/2}} du$$

$$I_2 = \int_{u_1}^{\infty} \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{5/2}} du$$

$$u_1 = (MR - x_0) / \beta^2 r, \quad k_1 = \frac{\omega r}{U_\infty}$$

$$\beta = (1 - M^2)^{1/2}, \quad R = (x_0^2 + \beta^2 r^2)^{1/2}$$

위 식에서 y_0, z_0 는 보내는 점과 받는 점 사이의 y, z 방향의 거리이다. 한편 γ_r 과 γ_s 는 각각 보내는 점과 받는 점에서의 상반각(dihedral angle)을 의미한다.

3. 해석결과 및 검토

본 연구에서는 현재 설계가 진행 중인 스마트 무인기 모델(TR-S3)에 대한 해석을 수행하였다. 본 유한요소 모델의 경우 내부에 연료를 포함한 총질량이 932.59kg이며, 이는 140.6kg의 구조 질량(structural mass)과 792kg의 비구조 질량(non-structural mass)으로 구성되어 있다. 장착된 시스템 장비들은 집중질량 개념의 비구조 유한요소로 모델링 되었다. 현재 연구 중인 무인기의 경우 날개, 조종면, 동체를 포함한 거의 모든 구조를 복합재료(DMS 2224)로 설계하고 있다. 예로, 주날개 스킨의 경우는 0.19mm 두께 플라이 16장([0/45/90/-45/90/45/0]_s)으로 적층 되도록 설계되었다. 현재의 설계 개념에서는 좌

/우 주날개에 각각 1개와 동체에 3개의 연료탱크를 가지고 있으며, 날개의 연료는 118.4kg, 동체의 연료는 116.6kg으로 총 연료는 280kg에 달하며, 연료시스템 및 연료탱크 실링부분에 13kg의 질량이 배정되어 있다. 또한 엔진 107kg과 엔진관련 부수장치의 질량으로 30kg, 좌측(또는 우측) 로터 블레이드에 9.5kg, 로터 허브(hub) 23kg, 낫셀(nacelle) 8kg, 디지털 컴퓨터 15kg, 배터리 20kg 등으로 배정되어 있다.

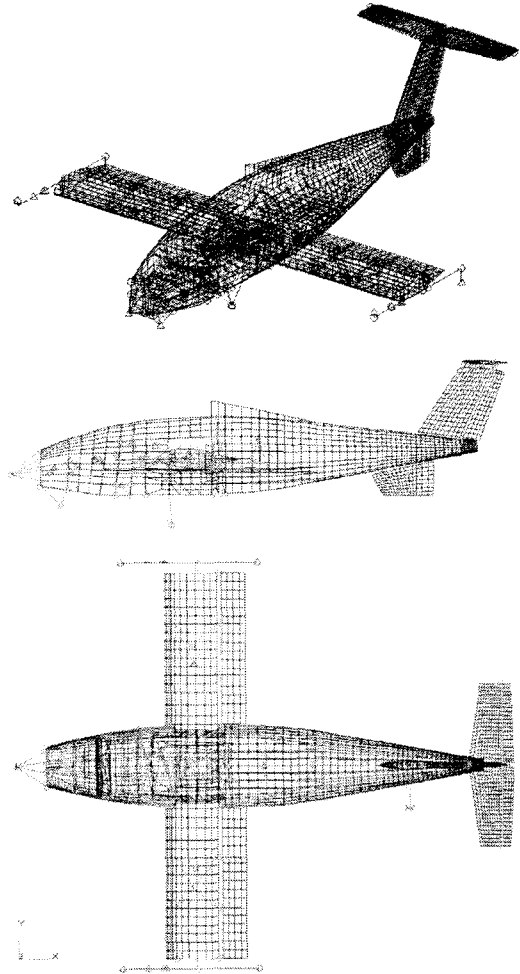


Fig. 2 Finite element structural model for flutter analysis.

Fig.2는 항공기모드(aircraft mode)의 무인기 모델에 대한 3차원 동적 유한요소 모델을 보여 주고 있다. 동적 유한요소 모델링 과정은 MSC/PATRAN 활용과 입력파일 직접편집 과정

을 통한 검증과정을 거쳐 수행되었다. 현재 유한요소 모델은 6,269개의 grid와 6,811개의 요소 (CBAR, CELAS1, CONM2, CQUAD4, CROD, CTRIA3, RBE2, RBE3)로 이루어져 있으며, 이중 49개의 비구조 질량(CONM2)을 포함하고 있다. 각각의 집중 질량들은 MSC/NASTRAN의 RBE2와 RBE3 요소를 활용하여 인접한 주요 구조지지부에 배분하여 연결되었다. 경계조건은 비행 상태에서의 진동 및 공탄성 환경을 모사하기 위해 free-free 조건으로 처리하였다. 조종면 연결부분은 구동장치부(구동기 강성+연결방식 등)에 대한 등가모델링을 통해 탄성 회전스프링으로 모델링 되었다. 본 논문에 나타내지는 않았지만 수직 이착륙과 관련된 헬리콥터 모드 경우는 날개 끝단에 부착되어 있는 로터부 낫셀이 수직방향으로 모델링 되었다.

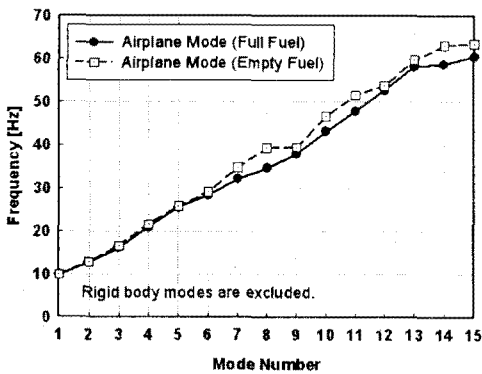


Fig. 3 Computed natural vibration frequencies.

Fig.3는 항공기 비행모드에 대해 연료가 가득 찬 경우와 비어있는 경우의 고유진동수 비교 결과를 보여주고 있다. 그림에서 자유 경계모델에 따른 저차 6자유도의 강체모드 및 진동수는 플러터 해석에 고려하지 않았으므로 나타내지 않았다. 그림을 보면 대략 6번째 모드까지가 30Hz 이내의 고유진동수를 보이고 있으며, 9번째 모드까지는 40Hz 이내의 고유진동수를 나타내고 있다. 항공기 내부에 연료가 가득 찬 상태에서는, 구조 강성은 동일하나 연료에 의한 질량 증가효과가 발생하기 때문에 고유진동수는 상대적으로 낮은 수준을 보이게 된다. 반면에 연료가 비어있는(거의 바닥난) 경우에는 전체적인 질량감소 효과로 고유진동수가 높은 경향을 보이게 된다. 본 무인기 모델의 경우 6번째 이상의 고차모드에서부터 연료의 유/무에 따른 고유진동수 차이가 나타나고 있으며, 연료탱크

가 위치하는 지점에서의 고유모드 간섭효과가 정도에 따라 특정 모드에서 고유진동수의 차이 정도가 다르게 나타나고 있다.

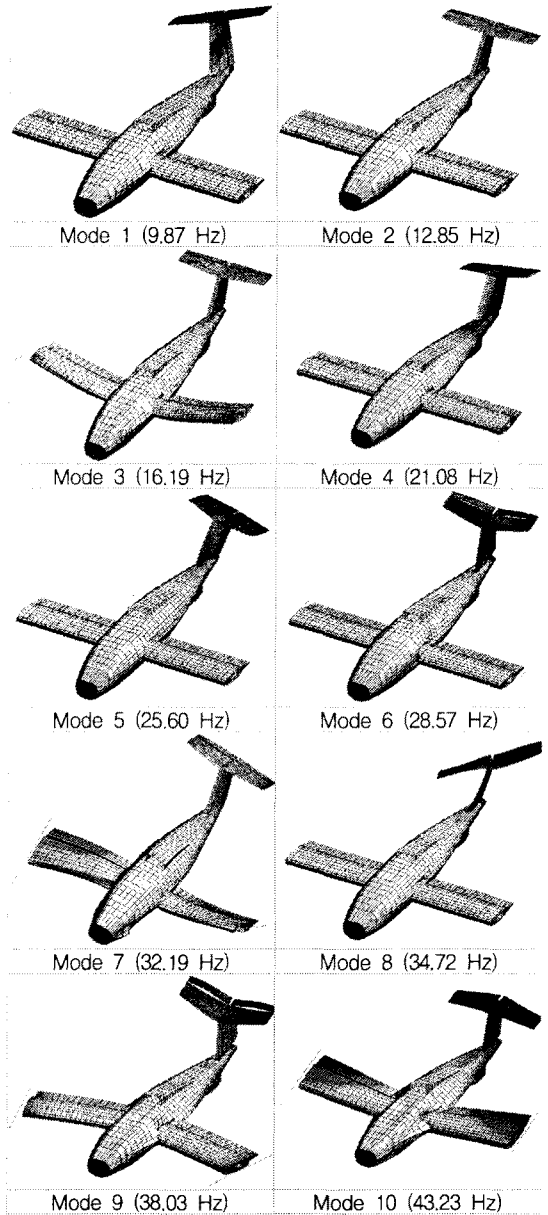


Fig. 4 Selected natural vibration mode shapes (Aircraft mode, Full Fuel Condition).

일반적인 플러터 불안정성 문제는 고정익 항공기와 유사하게 고속의 순항 비행조건에서 발생할 가능성이 크다. 본 스마트 무인항공기의

경우는 수직 이착륙 기능 구현을 위해 헬리콥터 비행모드와 항공기 비행모드로 구분되어 있으나, 동적 플러터 현상과 관련된 문제는 항공기 모드만 고려하여 안정성을 검토하면 된다. 따라서 본 연구에서는 무인기의 항공기 비행모드에 대한 진동과 플러터해석을 수행하였다. Fig.5는 항공기(airplane) 비행모드에 대하여 강제모드를 제외한 저차 10개의 고유모드 형상을 보여 주고 있다. 몇 가지 고유모드들을 살펴보면, Mode 1은 수직 꼬리날개의 1차 굽힘(bending)모드를, Mode 3의 경우는 전형적인 주날개의 1차 굽힘 모드에 약간의 날개끝단 비틀림 변위를, Mode 5의 경우는 수직꼬리 날개의 비틀림 모드를 보여주고 있으며, Mode 7의 경우는 주날개의 전형적인 비대칭 비틀림 모드를 나타내고 있다. 한 가지 주목할만한 것은 넓은 범위의 고유진동수 영역에서 무인기의 T-형 꼬리날개가 고유진동 모드에 영향을 주고 있다는 점이다. T-형 꼬리날개의 플러터 특성에 대한 기존의 연구결과 [5-6]들에 따르면 이러한 고유진동 특성은 공력탄성학적 안정성을 취약하게 만드는 주요 원인으로 작용될 수 있다고 보고하고 있다.

연구 중인 스마트 무인기의 최대 순항 마하수는 0.41 정도이다. 규격대로 약 20%의 플러터 속도 여유를 고려했을 때, 고려 가능한 최대 마하수는 0.49 정도이며, 본 연구에서는 마하 0.5를 플러터 안정성 검토를 위한 비행 마하수로 설정하였다. 전기체 플러터 해석을 위해 저차 15개의 고유모드를 고려하였으며, 보수적인 결과 도출을 위해 구조감쇠는 1%를 가정하였다. 그리고 비행 마하수에서의 동압조건은 해면고도(sea-level) 비행 조건을 가정하였다. 플러터 해석을 위한 비정상 공력해석에서 주날개, 플랩, 나셀, 동체 하부의 벤트럴핀(ventral fin), T-형 수직 꼬리날개 및 승강타(elevator) 등이 고려되었으며, 동체의 공력효과는 무시되었다.

Fig.5는 주파수 영역에서의 전형적인 플러터 해석결과(V-g 및 V-f선도)를 보여주고 있다. 이는 항공기 모드에서 연료가 가득 있는 조건에 대한 플러터 해석결과이다. 그림을 보면 플러터 불안정성 유발에 9번째와 4번째 고유모드 등이 주요한 원인으로 작용함을 알 수 있다. 해석에서 예측한 플러터 속도는 9번째 모드의 경우 약 1560ft/s에 플러터 진동수는 39.7Hz이고, 4번째 모드의 경우는 예측된 플러터 속도가 1625ft/s이며, 플러터 진동수는 20.6Hz로 계산되었다. 플러터 마하수로 환산하면 약 마하 1.4에 해당하기 때문에 본 항공기는 충분한 플러터 안정성

을 가지고 있음을 알 수 있다. 그림에서 V-f 선도를 보면 9번째와 10번째 모드가 속도가 증가함에 따라 근접하는 현상을 보여주고 있다. 또한 1번째 모드를 추적하면 약 1650ft/s의 속도에서부터 플러터 진동수가 0으로 수렴하고 있음을 볼 수 있는데, 이는 전형적인 정적공탄성 문제인 다이버전스(divergence) 현상을 의미하는 것이다. 다이버전스가 유발되는 환산 마하수는 1.48 정도로 플러터 유발 마하수보다 더 높으며 안정성이 충분함을 알 수 있다.

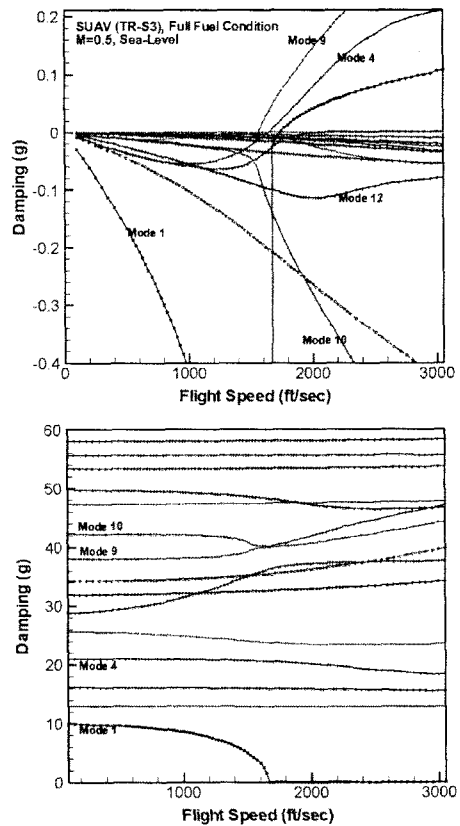


Fig. 5 V-g and V-f diagram for the SUAV (TR-S3) model at M=0.5 (Full fuel condition).

Fig.6은 연료가 비어있는(거의 없는) 조건에 대한 플러터 해석결과이다. 이 경우는 오히려 4번째 고유모드에서 플러터 현상이 먼저 발생하고 있다. 9번째 모드에 비해 약간 낮은 플러터 속도를 예측하고 있는데, 예측된 플러터 속도는 약 1620ft/s로 이 경우는 연료가 가득 찬 조건

보다 다소 높은 플러터 속도를 보이고 있으며, 환산플러터 마하수는 1.45 정도이므로 비행 마하수로 고려한 0.45에 비해 충분한 플러터 속도(마하수) 여유가 있음을 알 수 있다. V-f선도를 보면 본 경우도 연료가 가득 찬 경우와 유사하게 다이버전스 현상이 관찰되고 있으며, 예측된 속도는 약 1650ft/s이다.

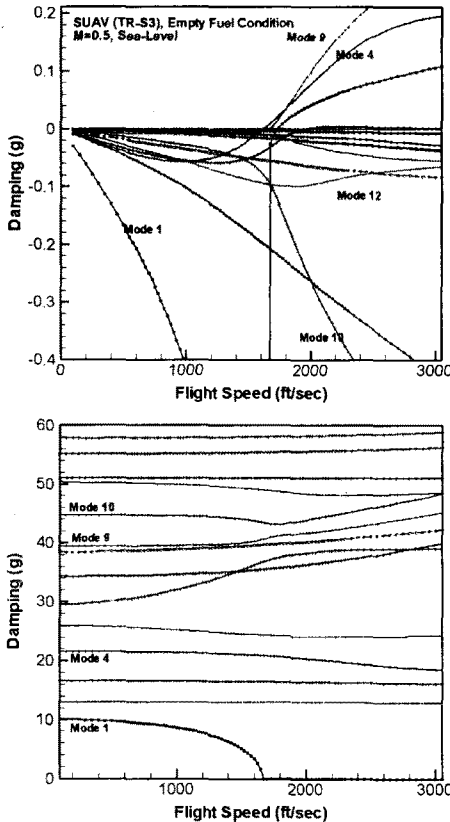


Fig. 6. V-g and V-f diagram for the SUAV (TR-S3) model at M=0.5 (Full fuel condition).

4. 결론

본 연구에서는 연구 중인 무인기의 설계변경에 따른 실용적인 해석결과 도출을 위해 기존의 상용 해석프로그램과 자체개발한 모듈 프로그램들을 병용하여 효율적인 공탄성 해석체계를 마련하였다. 이를 바탕으로 현재 설계가 진행 중인 T-형 꼬리날개를 갖는 복합체 스마트 무인기의 동적 유한요소 모델링 및 플러터 해석을 수

행하였으며 안정성 및 관련 특성을 분석하였다. 해석 결과를 검토해 볼 때 고려한 스마트 무인기(TR-S3)의 구조는 인증 요구조건에 대해 충분한 공탄성 안정성을 확보하고 있는 것으로 나타났다. 본 연구에서는 동체의 공력간섭 효과를 무시한 해석을 수행하였는데, 향후 CFD해석 기법과 같이 보다 정교한 수치기법을 활용하여 이에 대한 영향을 추가로 고려할 수 있는 연구가 수행될 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프런티어 연구사업(스마트무인기기술개발), BK21/NURI 및 항공기부품기술연구소 연구지원사업의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

[1] Rodden, W. P. and Johnson, E. H., MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide, Ver.68, The Machnel-Schwendler Coporation, 1994.

[2] 김동현, 권혁준, 이 인, □□3차원 날개의 플러터 해석 결과와 풍동시험 결과의 비교연구□□, 한국항공우주학회지, 제28권, 제3호, 2000, pp. 53-63.

[3] Kim, D. H. and Lee, I., □□CFD-Based Matched-point Linear and Nonlinear Flutter Analysis of Sweptback Wings in Transonic and Supersonic Flows, □□Computational Fluid Dynamics Journal, Vol. 11, No. 1, April 2002, pp. 35-49.

[4] Rodden, W. P., Giesing, J. P. and Kalman, T. P., "Refinement of the Nonplanar Aspects of the Subsonic Doublet-Lattice Lifting Surface Method," *Journal of Aircraft*, Vol. 9, No. 1, 1972, pp. 69-73.

[5] 김동현, 정세운, "T-형 꼬리날개의 진동 및 공탄성 특성", 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2004년 8월 26일.

[6] 김동현, 정세운, "전산공탄성 해석기법을 이용한 T-형 꼬리날개의 플러터 특성연구", 2004년 항공우주 무기체계 발전세미나, 2004년 10월 29일, 국방과학연구소.