

論文

하니콤 코어 샌드위치 구조 날개의 아음속 플러터 특성

김동현*, 김유성**

Subsonic Flutter Characteristics of a Sandwich Structure Wing
with Honeycomb core

Dong-Hyun Kim* and Yu-Sung Kim**

ABSTRACT

The flutter characteristics of all movable tail wing with honeycomb sandwich structure have been studied in this study. The present wing model has a airfoil cross section and the linear variation of spanwise thickness. Structural vibration analysis is performed based on the finite element method using sandwich and beam elements. Unsteady aerodynamic technique used on the doublet lattice method has been effectively used to conduct the frequency-domain flutter analyses. The parametric flutter studies have been performed for various structural design parameters. Computational results on flutter stability due to the variation of structural parameters are presented and its related characteristics are investigated through the comparison of results.

Key Words : Honeycomb(하니콤), Sandwich Structure(샌드위치 구조), Flutter(플러터), Aeroelasticity(공탄성), Horizontal Tail(수평미익)

1. 서 론

일반적으로 유인 및 무인 항공기에 부착되는 조종날개는 다양한 유형이 있으나, 기체의 기동성 향상을 위해 피치 축을 중심으로 회전이 가능한 미익(수평꼬리날개)이나 카나드 조종면과 같은 개념이 많이 적용되고 있다. 이러한 날개들은 공력적으로 비교적 얇은 두께비의 에어포일을 가지며, 구조는 기본 프레임 및 표피로 구성되고 내부가 벌집구조(honeycomb)로 채워진 경량이고강성 샌드위치 구조로 제작된다. 샌드위치 구조형태는 효율성이 필수적인 항공우주 구조물 설계에 매우 중요한 역할을 해오고 있다. 샌드위치 구조의 가장 큰 장점은 비강성이 매우 크다는 점

인데, 때문에 굽힘하중을 받는 구조물에 매우 효과적으로 활용되어 왔다. 그 응용의 예로서 항공기의 수직/수평 안정판(vertical/horizontal stabilizer), 조종면, 레이돔(radom), 헬리콥터의 회전익 등 다양한 항공용 구조가 샌드위치 구조로 제작된 사례가 있다. 그 외에도 미사일의 핀(fin)이나 우주비행체 구조물 등에도 다양하게 이용되고 있다[1,2].

샌드위치 구조물에 사용되는 면재(face)는 주로 큰 밀도와 탄성계수(elastic modulus)를 갖는 재료를 사용하여 상대적으로 얇게 만들고 심재(core)는 낮은 밀도와 높은 횡전단계수(transverse shear modulus)를 갖는 재료를 사용하여 두껍게 만든다. 면재로 널리 사용되는 재료로는 알루미늄과 티타늄(titanium) 등의 금속재료나 유리섬유(glass fiber), 탄소섬유(graphite fiber) 등이 강화된 복합재료 등이 있다. 심재는 발사(balsa) 나무와 같은 목재, 스티로폼(styrofoam) 등의 발포재 또는 하니콤(honeycomb)과 같이 중공 형태의 재료가 주로 이용된다. 하니콤은 알루미늄박판

* 정회원, 국립경상대학교 기계항공공학부
및 항공기 부품기술연구소

연락처, E-mail: dhk@gsnu.ac.kr,
(우) 660-701, 경남 진주시 가좌동 900번지.

** 국립경상대학교 기계항공공학부 대학원

(foil), kraft 종이, Nomex/phenolic, 유리섬유 강화 프라스틱 등의 박판을 벌집형태나 사각형, 원형 또는 특수한 형상으로 접합시켜 만든다. 그 외에도 graphite/phenolic, graphite/polymide, 고열에 견디는 layered silicate paper, 뛰어난 인성과 압축, 전단강도를 나타내는 aramid/phenolic, 에너지 흡수성이 뛰어난 tube-core 등이 사용목적에 따라 선택된다. 하니콤 심재를 벌집형태로 제작하는 경우는 벌집모양 생성 때 확장시키는 과정에 따라 어느 정도로 확장시키느냐에 따라 동일한 재료에 대하여도 심재의 직교이방성이 달라진다. 기존에는 이러한 직교이방성을 당연한 것으로 받아들였으나, 실제 사용에는 이 직교이방성을 조절하기 어렵고 설계 및 해석에도 특성이 복잡해지므로, 일반적인 제작 확장과정에서는 대부분 등방성 성질을 갖도록 제작하기도 한다[2,3]. 굵힘하중이 지배적으로 작용하는 항공기의 구조물 중에서 상대적으로 작은 크기의 외력이 작용하는 구조물은 보강재(stiffner)가 들어 있거나 들어있지 않은 완전 하니콤 구조(full-depth honeycomb structure)의 형태가 주로 사용되어 왔다. 이와 같이 항공기에 사용되는 경우는 공기역학적인 이유로 코드(chord) 방향으로 원래 익형(airfoil) 형상을 그대로 갖게 되는 경우가 많으며, 스패(span) 방향으로 두께가 선형적으로 변화하는 형상이 된다. 이러한 구조적인 중요성에 착안하여 본 논문에서는 하니콤 샌드위치 구조를 갖는수평미익에 대한 플러터(flutter) 특성을 고찰하고자 한다. 해석 모델은 코드 방향으로 에어포일 형상을 가지는 3차원 하니콤 샌드위치 구조이며, 주 프레임 강성, 표피 두께, 벌집구조의 전단 탄성계수 및 밀도 등의 구조적 설계 변수가 플러터 특성에 미치는 영향을 고찰해 보았다.

II. 이론적 배경

2.1 플러터 해석기법

Hamilton의 원리를 이용하여 탄성날개에 대해 구조 감쇠를 무시하고 $\{\xi(t)\} = \{\xi\}e^{i\omega t}$ 와 같이 각 모달변위에 대한 조화운동을 가정하면, 다음의 식(1)과 같이 주파수 영역에서 공탄성 지배방정식을 유도할 수 있다[4].

$$[-\omega^2[M_g] + [K_g]]\{\bar{q}\}e^{i\omega t} = \frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 [\bar{Q}]\{\bar{q}\}e^{i\omega t} \quad (1)$$

여기서, $\{q(t)\} = \{\bar{q}\}e^{i\omega t}$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector), $[M_g]$ 는 일반화된 질량행렬, $[K_g]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며, $[\bar{Q}]$ 는 일반화된 공기력영향계수(Aerodynamic Influence Coefficient, AIC) 행렬을 나타낸다. 또한 ρ_∞ 는 자유흐름 밀도, U_∞ 는 자유흐름 속도를 의미한다. 위 식은 환산진동수(reduced frequency)에 대한 정의($k_b = \omega b/U_\infty$)를 도입하여 다음과 같이 변형하여 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{U_\infty^2}[K_g]\{\bar{q}\} = \left[\frac{k_b^2}{b^2}[M_g] + \frac{1}{2}\rho_\infty[\bar{Q}] \right]\{\bar{q}\} \quad (2)$$

위 식을 수치적으로 풀기 위해 시스템의 각 모드에 대해 인위적으로 플러터 안정성을 유지하는데 필요한 것으로 가정한 구조감쇠(g)를 가정한다. 즉, $[k_g]$ 에 $(1+ig)$ 를 곱하고, $\lambda = (1+ig)/U_\infty^2$ 로 정의하면 다음과 같이 λ 에 대한 복소고유치 문제를 정의할 수 있다.

$$\lambda[K_g]\{\bar{q}\} = \left[\frac{k_b^2}{b^2}[M_g] + \frac{1}{2}\rho_\infty[\bar{Q}] \right]\{\bar{q}\} \quad (3)$$

플러터 해석을 위해서는 임의의 비행 마하수에 대해 주파수영역에서의 일반화된 공기력영향계수(Aerodynamic Influence Coefficient, AIC) 행렬 $[\bar{Q}]$ 가 구해져야 한다. 본 연구에서는 매개변수 연구를 위해 계산 효율성이 우수한 비정상 공력 이론인 DLM (Doublet Lattice Method) 기법을 적용하였다. 마하수가 정해지면 $[\bar{Q}]$ 는 환산진동수의 함수이므로 위 식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\lambda\{\bar{q}\} = [A(k)]\{\bar{q}\} \quad (4)$$

여기서,

$$[A(k)] = \left[\left(\frac{k_b}{b}\right)^2[M_g] + \frac{1}{2}\rho_\infty[\bar{Q}(M, k_b)] \right]$$

식(4)의 고유치 λ 는 일반적으로 복소수가 되는데 이는 공기력 행렬 $[\bar{Q}(k)]$ 가 $k_b \neq 0$ 인 경우에는 복소행렬이고, $k_b = 0$ 인 경우만 실수행렬이 되기

때문이다. 식(4)에서 임의의 k_b 값에 대하여 고유치 ($\lambda = \lambda_r + i\lambda_i$)를 구하면, 플러터 안정성을 판단하기 위한 속도, 감쇠, 진동수를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$U_F = \sqrt{\frac{1}{\lambda_r}}, \quad g = \frac{\lambda_i}{\lambda_r}, \quad \omega_F = \frac{U_F k_b}{b} \quad (5)$$

식(4)에서 $\{q\}$ 벡터의 크기를 m 이라 하면 계산되는 고유치의 개수도 m 이 되므로, 식(5)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, k_b 값을 변화시키면서 해석에 고려한 각 고유진동모드(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. 참고로, 구조감쇠를 고려하는 경우는 구해진 가상 감쇠 g 값이 실제 구조감쇠 값과 일치되는 상태를 플러터 조건으로 판정하면 된다.

2.2 아음속 비정상 공력이론

아음속 영역에서 평면 날개의 변형교란에 기인한 날개면 수직 속도성분(downwash) w 와 관계된 압력분포는 특이적분 형태로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$w(x, s) = \frac{1}{8\pi} \sum_{n=1}^N \int \int_{S_n} K(x, \xi; s, \sigma) \Delta p(\xi, \sigma) d\xi d\sigma \quad (6)$$

여기서, ξ 는 흐름방향 좌표를, σ 는 스패닝방향 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 수

직 방향 속도이다. 본 연구에서의 아음속 핵함수(kernel function)는 Rodden[5] 등이 제안한 식을 적용하였으며, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$K = e^{(-i\omega x_0/U_\infty)} \left[K_1 \frac{T_1}{r^2} + K_2 \frac{T_2^*}{r^4} \right] \quad (7)$$

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.

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

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

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

$$K_1 = I_1 + \frac{Mr}{R} \frac{\exp(-ik_1 u_1)}{(1+u_1^2)^{1/2}}$$

$$K_2 = -3I_1 + \frac{ik_1 M^2 r^2 \exp(-ik_1 u_1)}{R^2 (1+u_1^2)^{1/2}} - \frac{Mr}{R} \left[(1+u_1^2) \frac{\beta^2 r^2}{R^2} + 2 + \frac{Mr u_1}{R} \right] \times \frac{\exp(-ik_1 u_1)}{(1+u_1^2)^{3/2}}$$

$$I_1 = \int_{u_1}^{\infty} \frac{\exp(-ik_1 u_1)}{(1+u_1^2)^{3/2}} du$$

$$I_2 = \int_{u_1}^{\infty} \frac{\exp(-ik_1 u_1)}{(1+u_1^2)^{5/2}} du$$

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

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

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. 참고로 본 연구에서 적용한 개발된 플러터해석 프로그램의 검증 및 응용 결과들은 참고문헌 6-8에 제시되어 있다.

2.3 샌드위치 구조 유한요소 모델링

샌드위치 구조물은 낮은 밀도의 심재를 구조물의 기하학적 중립면(middle plane)에 위치시키고

면재를 심재의 양 옆에 접착시켜 중립면에서 멀리 높음으로써 각 부재의 강성(stiffness)의 합보다도 높은 비강성(specific stiffness)을 얻을 수 있으며, 아울러 강도상의 이득도 매우 크다. 또한 샌드위치 구조물은 매끈한 표면을 유지할 수 있고 안전성을 증가시킬 수 있으며 피로하중이나 충격에 대한 저항성이 크다. 추가로 샌드위치 구조물을 구성하는 각 부재들은 적절한 재료를 선택하여 조합함으로써 외부의 온도변화에 의한 환경효과나 방음에 대한 효과가 큰 장점이 있어 효율적인 구조설계가 가능하다.

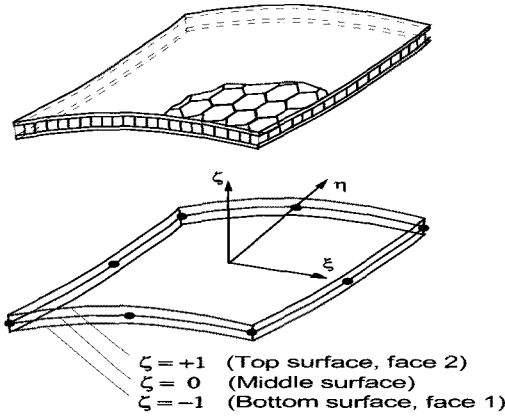


fig. 1 Sandwich element configuration

전형적인 플러터 해석 방법인 모달접근법(modal approach)을 적용하지 위해서는 구조모델의 고유진동수와 고유모우드 벡터가 필요하다. 이는 구조가 복잡하거나 특이한 경우도 유한요소 자유진동해석을 통하여 용이하게 구할 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0 \tag{8}$$

샌드위치 요소의 강성행렬을 물리영역에서 표현하면 다음과 같다[9].

$$[K]^e = \int_{+b}^{-b} \int_{+a}^{-a} [B]^T [D] [B] dx dy \tag{9}$$

위 식에서 [B]는 변형을 행렬(strain matrix), [D]는 물성치 행렬(property matrix)을 나타내며, 샌드위치 패널의 변위-변형을 관계에서 다음과 같이 유도될 수 있다[10].

$$[B] = [[B_1], [B_2], [B_3], [B_4]]$$

$$[B_i]^s = [[b_i]^s, [b_i]^c, [b_i]^s] \quad i = 1, 2, 3, 4$$

$$[b_i]^s = \begin{bmatrix} -(N_{i1})_{,xx} & -(N_{i2})_{,xx} & -(N_{i3})_{,xx} & 0 & 0 \\ -(N_{i1})_{,yy} & -(N_{i2})_{,yy} & -(N_{i3})_{,yy} & 0 & 0 \\ 2(N_{i1})_{,xy} & 2(N_{i2})_{,xy} & 2(N_{i3})_{,xy} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (M_i)_{,x} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (M_i)_{,y} \\ 0 & 0 & 0 & (M_i)_{,y} & (M_i)_{,x} \end{bmatrix}$$

$$[b_i]^c = [[b_c]_i, [b_m]_i]$$

$$[b_c]_i = \begin{bmatrix} \frac{C}{h} (N_{i1})_{,x} & \frac{C}{h} (N_{i2})_{,x} & \frac{C}{h} (N_{i3})_{,x} \\ \frac{C}{h} (N_{i1})_{,y} & \frac{C}{h} (N_{i2})_{,y} & \frac{C}{h} (N_{i3})_{,y} \end{bmatrix}$$

$$C = h + \frac{1}{2}(t_{upper} + t_{lower})$$

$$[b_m]_i = \begin{bmatrix} -\frac{M_i}{h} & 0 & \frac{M_i}{h} & 0 \\ 0 & -\frac{M_i}{h} & 0 & \frac{M_i}{h} \end{bmatrix}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} [D^b] & 0 & 0 \\ 0 & [D^p] & 0 \\ 0 & 0 & [D^s] \end{bmatrix}$$

$$[D^b] = \begin{bmatrix} (d^b)_x & (d^b)_1 & 0 \\ (d^b)_1 & (d^b)_y & 0 \\ 0 & 0 & (d^b)_{xy} \end{bmatrix}$$

$$[D^p] = \begin{bmatrix} (d^p)_x & (d^p)_1 & 0 \\ (d^p)_1 & (d^p)_y & 0 \\ 0 & 0 & (d^p)_{xy} \end{bmatrix}$$

$$[D^s] = \begin{bmatrix} (d^s)_x & 0 \\ 0 & (d^s)_{yz} \end{bmatrix}$$

$$(d^b)_x = \frac{E_x t^3}{12(1-\nu_x \nu_y)}, \quad (d^b)_y = \frac{E_y t^3}{12(1-\nu_x \nu_y)}$$

$$(d^b)_1 = (d^b)_{xy} = (d^b)_{yx}, \quad (d^b)_{xy} = \frac{E_{xy} t^3}{12}$$

$$(d^p)_x = \frac{E_x t}{1-\nu_x \nu_y}, \quad (d^p)_y = \frac{E_y t}{1-\nu_x \nu_y}$$

$$(d^p)_1 = (d^p)_{xy} = (d^p)_{yx}, \quad (d^p)_{xy} = E_{xy} t$$

$$(d^s)_{xz} = G_{xz} h, \quad (d^s)_{yz} = G_{yz} h$$

위 식에서 E는 재료의 탄성계수, ν는 프아송비, t는 면재(face sheet)의 두께, h는 심재(core)

의 두께를 나타낸다. 샌드위치 요소의 질량행렬은 일반적인 쉘(shell)요소와 유사하게 아래의 식으로 계산할 수 있다.

$$[M]^e = \int_{+b}^{-b} \int_{+a}^{-a} [M]^T [P] [M] dx dy \quad (10)$$

여기서,

$$[P] = \begin{bmatrix} P_T & 0 \\ 0 & [P]_1 \end{bmatrix}$$

$$P_T = \rho_s t + \rho_c h$$

$$[P]_1 = (\rho_s t + \frac{1}{2} \rho_c h) [\bar{I}]$$

$$[\bar{I}] = \begin{bmatrix} 10 \\ 01 \end{bmatrix}$$

본 연구에서 적용한 샌드위치 쉘 요소는 면내(membrane), 굽힘(bending), 면내-굽힘 연성 그리고 횡방향 전단(transverse shear)에 기인한 변형을 포함하며, 얇은 두께에서부터 적정 두께까지의 쉘 구조에 적합하다. 이는 얇은 고강성의 면재(face sheet)와 상대적으로 두꺼운 저강성의 심재(core)로 구성되며, 서로 다른 재질의 면재 및 심재가 다층으로 구성 될 수도 있다. 본 요소의 면재는 평면응력($\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{xy}$)만 지지할 수 있으며 등방성 또는 복합재료 적용이 가능한 특징이 있다. 심재는 단지 횡전단응력(σ_{xz}, σ_{yz})만을 지지할 수 있도록 구성되었으며, 이는 항공기 날개의 구조적 특성 및 해석에 매우 부합되는 가정이다. 실제로 면재의 경우 굽힘응력을 일부 전담하는 경우도 있으나 면내응력이 주 고려대상으로 설계된다. 또한 일반적인 쉘 요소와 같이 각 노드에 대하여 6개의 자유도를 가지고 있으나 쉘 면에 수직방향으로의 회전 강성은 고려하지 않도록 처리하였다.

III. 해석결과 및 검토

앞서 기술한 샌드위치 쉘(shell) 요소를 활용한 고유진동해석의 검증 예제로 참고문헌 9에 제시되어 있는 샌드위치 구조모델에 대한 해석을 수행하여 해석 및 실험결과와 비교하였다. 모델의 기하학적 형상은 가로 72 in, 세로 48 in, 위,

아래의 면재 두께가 0.016 in, 심재의 두께는 0.25 in이며, 경계조건은 모든 모서리가 단순지지(simply supported)된 경우이다. 해석에 적용된 면재 및 심재의 기본 물성치는 다음과 같다.

면재(face sheet) :

$$E = 10^7 lb/in^2, \nu = 0.33$$

$$\rho = 259 \times 10^{-6} lb \cdot sec^2/in^4$$

심재(core) :

$$G_{xz} = G_{yz} = 19.5 \times 10^3 lb/in^2$$

$$\rho = 11.4 \times 10^{-6} lb \cdot sec^2/in^4$$

검증용 모델에 대한 해석을 위해 가로, 세로 방향으로 6×4개의 8-절점 요소를 적용하였다. 고유진동수 비교 결과를 Table 1에 정리하였으며, 본 연구에서의 해석결과가 참고문헌에 제시된 실험 및 해석결과와 잘 일치함을 알 수 있다.

표 1 Comparison of natural frequencies for a simply supported sandwich plate

Mode No.	Exp.[10]	FEM[10] (5x5)	Present FEM (6x4)
1	-	23	23.2
2	45	45	44.8
3	69	71	71.3
4	78	82	81.1

본 연구에서는 기존의 항공기에 장착되어 운용되었던 샌드위치 코어 수평미익 모델과 유사한 형상의 모델을 설정하고자 하였다. fig. 2는 본 연구에서 고려한 전형적인 하니콤 샌드위치 구조 날개 형상을 보여주고 있다.

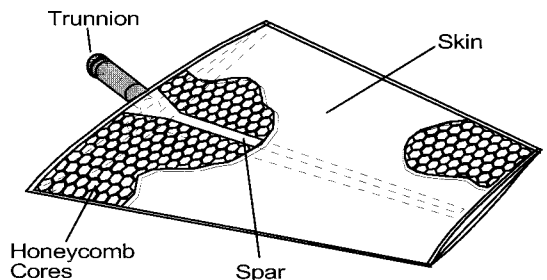


fig. 2 Classical structural model of full-depth honeycomb all-movable tail wing

본 연구에서는 실제 운용중인 항공기 수평 미

익과 유사하게 날개의 주요 구조요소(스파, 하니콤 코어, 표피, 앞전 및 뒷전 프레임, 날개 뿌리 및 끝단의 리브 프레임 등)를 모두 고려하였다. 구조모델은 날개 뿌리(root)에서의 코드길이(c_r)가 2.5 m, 끝단(tip)에서의 코드길이(c_t)는 0.875 m, 날개의 폭은 2.25 m, 앞전의 후퇴각은 35.84°로 가로세로비(AR)는 2.67, 테이퍼비(TR)는 0.35이다. 연구의 목적상 면재의 두께는 1-3 mm를 고려하였으며, 에어포일 형상은 날개 뿌리(root)에서 끝단(tip)까지 균일하게 6% 두께 비의 NACA 64A006을 적용하였다. 이 경우 날개뿌리 부분에서 심재의 최대 두께는 0.15 m이고, 재료의 기본 물성치는 다음과 같다.

면재, 프레임 및 보강재 (6061-T6):

$$E = 73.1 \text{ GPa}, \mu = 0.33, \rho = 2700 \text{ kg/m}^3$$

심재(core):

$$E_x = E_y = 0, G_{xz} = G_{yz} = 68 \text{ MPa}, \rho = 50 \text{ kg/m}^3$$

fig. 3은 fig. 2의 구조형상에 대하여 본 연구에서 적용한 유한요소 모델의 개념도를 보여주고 있다. 날개는 기본적으로 면재 및 심재를 합쳐 샌드위치 요소로 모델링 되었으며, 중앙 스파, 앞전과 뒷전 모서리 프레임과 뿌리 및 끝단 프레임 등은 강성 특성에 따른 영향을 고찰하기 위하여 일반적인 3차원 보(Beam)요소로 모델링 하였다.

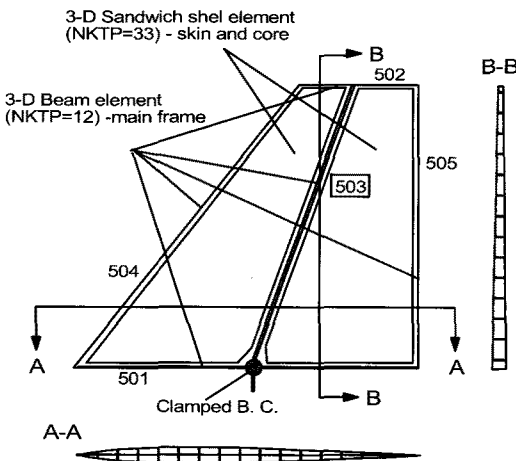


fig. 3 Configuration of finite element model for sandwich structure wing

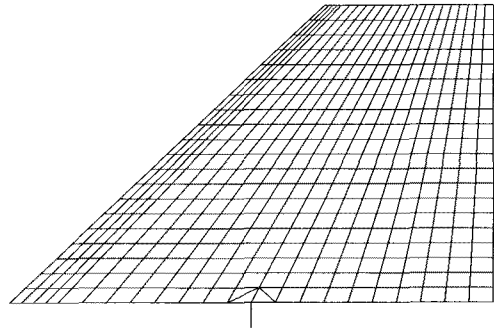


fig. 4 FE mesh of the horizontal tail wing with full-depth honeycomb core(22x20)

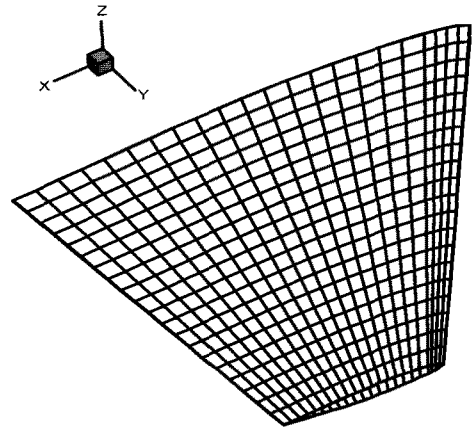


fig. 5 3-D finite element wing surface shape

fig. 4는 본 연구에서 고유진동 해석을 위한 유한요소 모델의 격자 형상을 보여주고 있으며, 기본적으로 22x20개의 샌드위치 요소로 구성되어 있다. 구속 조건은 피치축의 동체 구동장치 연결 부분에 추가하였다. fig. 5는 fig. 4의 유한요소 모델에 대하여 3차원 두께 모델링이 제대로 수행되었는지 검증하기 위하여 입력된 유한요소 구조 모델의 3차원 표면형상 데이터를 출력해 본 것이다. 유한요소 해석에서 요소별 두께는 평균 두께로 처리되었다.

fig. 6은 본 연구에서의 기본 구조모델에 대한 고유모드 형상을 보여주고 있다. 기존의 평판형 날개의 진동해석 결과와 비교하여 특이한 사항은, 상대적으로 코어의 두께가 얇은 날개 뒷전 부근에서 국부 고유모드 형상이 추가로 관찰될

수 있다는 점이다. fig. 7은 동일한 구조형상에 대하여 면재의 두께만 증대된 경우의 고유모드 형상을 나타낸 것이다. fig. 6의 경우와 비교해 볼 때 특이한 사항은 두 번째 모드와 세 번째 모드가 서로 뒤바뀌어 나타나고 있으며, 주로 비틀림 모드(두 번째 모드)가 플러터에 취약함을 감안할 때, 이러한 고유모드의 변화는 플러터 속도를 급격히 변화시키는데 밀접하게 관련될 수 있다. 관련된 플러터 안정성에 대한 자세한 설명은 후반부에 기술되어 있다.

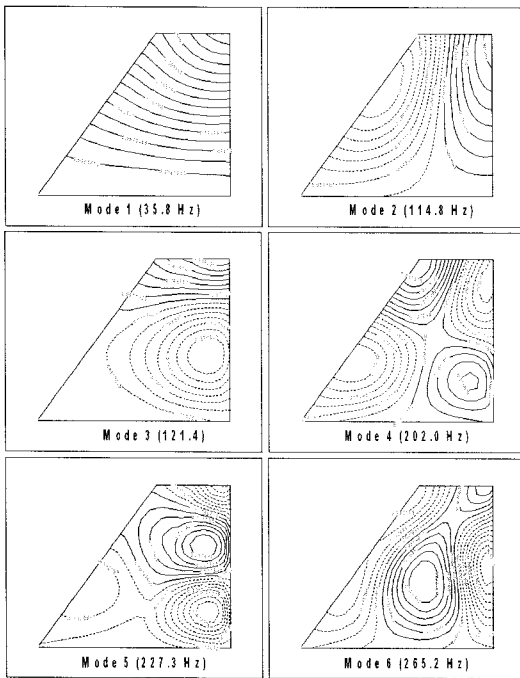


fig. 6 Natural vibration mode shapes ($t_s = 1.0 \text{ mm}$)

실제 항공기 수평미익의 경우 하니콧 샌드위치 구조만으로 이루어진 경우는 거의 없으며, 일반적으로 강도문제와 더불어 다양한 프레임들이 샌드위치 구조의 기본 틀이 되는 형태가 된다. 본 절에서는 먼저 기본 프레임의 굽힘강성 영향에 대한플러터 특성을 고찰하고자 한다. fig. 3에 나타난 구조 모델링 개념도에서 날개 뿌리(root) 부 501-프레임의 경우는 회전축과의 연결특성으로 인하여, 구조 역학적 관점에서 만족해야할 최소한의 정적 강도 및 강성 특성이 존재하며 일반적으로 매우 튼튼한 구조로 설계될 필요가 있다. 따라서 안정적인 동적 특성을 보이는 평균 굽힘강성 수준을 결정하기 위하여 이를 변화시켜가면

서 플러터 해석을 수행하였으며, 관련 결과들을 이후에 제시하였다. 본 연구에서의 플러터 해석은 마하 0.6에 대해 수행되었으며, 공기의 밀도는 해면고도에서의 값을 가정하였다.

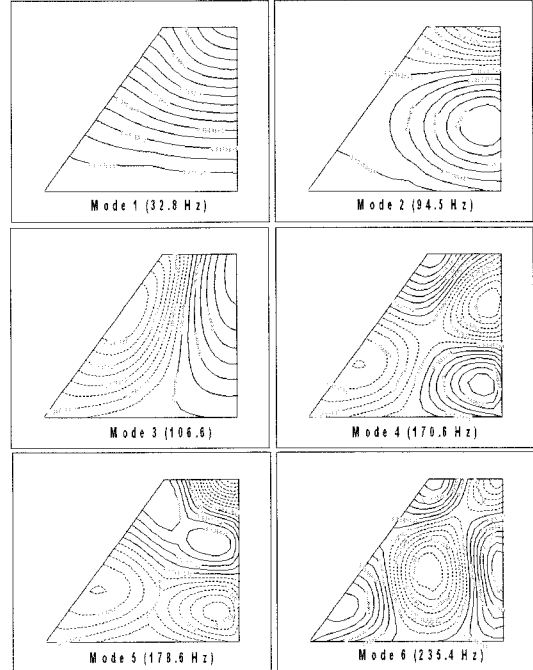


fig. 7 Natural vibration mode shapes ($t_s = 3.0 \text{ mm}$)

fig. 6은 본 연구에서의 기본 구조모델에 대한 고유모드 형상을 보여주고 있다. 기존의 평판형 날개의 진동해석 결과와 비교하여 특이한 사항은, 상대적으로 코어의 두께가 얇은 날개 뒷전 부근에서 국부 고유모드 형상이 추가로 관찰될 수 있다는 점이다. fig. 7은 동일한 구조형상에 대하여 면재의 두께만 증대된 경우의 고유모드 형상을 나타낸 것이다. fig. 6의 경우와 비교해 볼 때 특이한 사항은 두 번째 모드와 세 번째 모드가 서로 뒤바뀌어 나타나고 있으며, 주로 비틀림 모드(두 번째 모드)가 플러터에 취약함을 감안할 때, 이러한 고유모드의 변화는 플러터 속도를 급격히 변화시키는데 밀접하게 관련될 수 있다. 관련된 플러터 안정성에 대한 자세한 설명은 후반부에 기술되어 있다.

실제 항공기 수평미익의 경우 하니콧 샌드위치 구조만으로 이루어진 경우는 거의 없으며, 일반적으로 강도문제와 더불어 다양한 프레임들이 샌드위치 구조의 기본 틀이 되는 형태가 된다. 본 절에서는 먼저 기본 프레임의 굽힘강성 영향에

대한플러터 특성을 고찰하고자 한다. fig. 3에 나타난 구조 모델링 개념도에서 날개 뿌리부 501-프레임의 경우는 회전축과의 연결특성으로 인하여, 구조 역학적 관점에서 만족해야할 최소한의 정적 강도 및 강성 특성이 존재하며 일반적으로 매우 튼튼한 구조로 설계될 필요가 있다. 따라서 안정적인 동적 특성을 보이는 평균 굽힘 강성 수준을 결정하기 위하여 이를 변화시켜가면서 플러터 해석을 수행하였으며, 관련 결과들을 이후에 제시하였다. 본 연구에서의 플러터 해석은 마하 0.6에 대해 수행되었으며, 공기의 밀도는 해면고도에서의 값을 가정하였다.

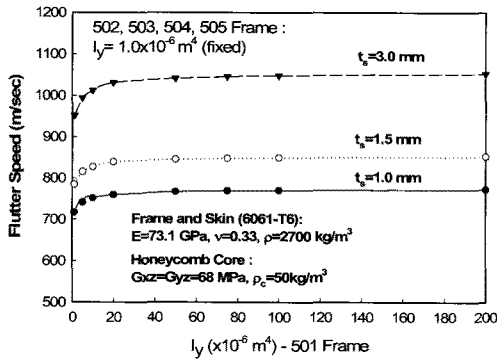


fig. 8 Effect of the bending stiffness of the wing root frame

fig. 8은 501-프레임의 강성변화가 미익의 플러터 안정성에 미치는 영향을 검토한 결과이다. 본 경우에 대해서는 질량관성에 의한 영향을 상대적으로 감소시키기 위하여 기본형 모델에 대하여 등가 보의 밀도를 상대적으로 작은 값으로 가정하였다. 그림을 보면 기본적으로 면재의 두께가 증가되면 플러터 안정성이 증가되고 있으며, 501번 프레임의 경우 설계 강성이 어느 정도 이상이면 플러터 안정성에는 큰 변화가 없음을 알 수 있다.

fig. 9에는 502번 프레임의 강성특성이 플러터 안정성에 미치는 영향에 대한 결과를 제시하였다. 특이하게도 끝단 프레임의 경우 평균 강성이 증가함에 따라 날개의 플러터 속도는 반대로 다소 감소하는 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 물리적 관점에서, 이는 본 날개구조에 대해서는 날개 끝단구조가 충분한 강성을 가지면, 오히려 외부유동에 기인한 공력 동하중 효과를 가중시키는 방향으로 작용하기 때문으로 판단된다.

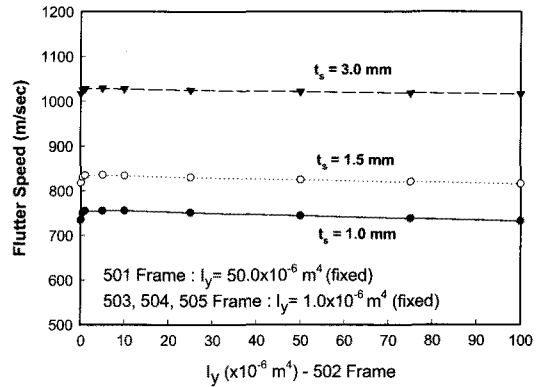


fig. 9 Effect of the bending stiffness of the wing tip frame

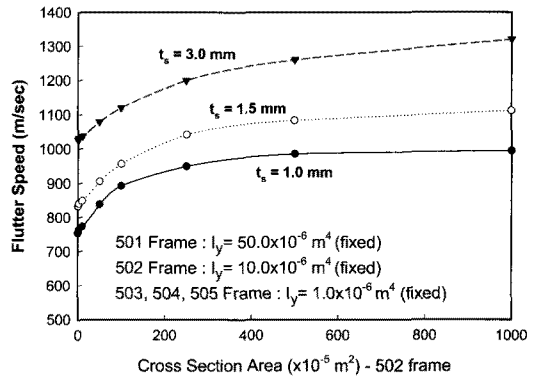


fig. 10 Effect of the cross sectional area of the wing tip frame

fig. 10은 기본 강성조건에 대하여 502번 프레임의 질량관성 효과가 플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰한 것이다. 동일한 구조 밀도에 대해 평균 단면적을 변화시킴으로써 프레임의 평균 질량분포를 조절해 보았으며, EA 값에 일부 변화가 예상되지만, EI 값은 변화가 없기 때문에 굽힘 강성에는 영향을 주지 않는 경우에 해당한다. 본 모델의 경우 기본 강성수준에서 502번 프레임이 무거워짐에 따라 플러터 안정성을 증가시키는 경향성이 있음을 알 수 있다. 따라서 502번 프레임의 경우는 날개 구조의 중량여유가 있다면 고밀도, 고강도의 재료를 사용하거나 강성 증가를 위한 추가적인 설계 변경이 플러터 안정성에 부정적인 영향을 주지 않는 경향이 있음을 알 수 있다.

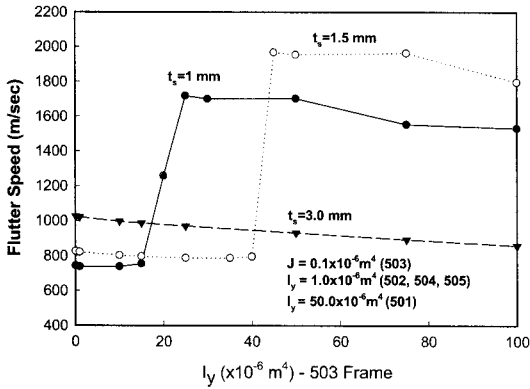


fig. 11 Effect of the equivalent bending stiffness of the wing center frame

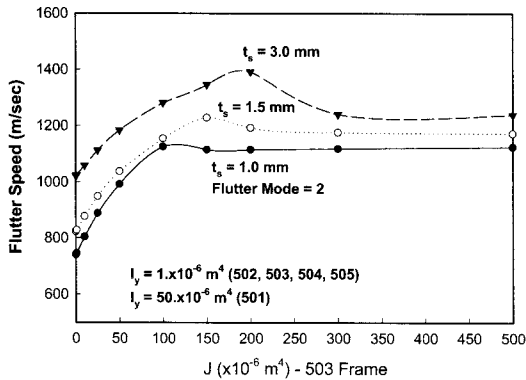


fig. 12 Effect of equivalent torsion stiffness effect of the wing center frame

fig. 11은 503번 프레임의 평균 굽힘강성 변화가 미치는 특성을 고찰하기 위하여, 동일한 물성치에 대하여 503번 프레임에 해당하는 단면관성 모멘트를 변화시켜 가면서 플러터 해석을 수행한 결과이다. 본 결과에서 특정 수준 이상의 등가강성에서는 안정도가 급증하는 특이한 현상이 관찰되고 있다. 이러한 결과의 주요인은 국부적인 해당프레임의 강성증가가 날개 전체의 모드 형상 변화에 지배적인 영향을 미치게 되기 때문이다. 실제적으로 안정성이 급증하는 이후 부분에서의 플러터 모드 변화가 발생하였다. fig. 12는 503번 프레임의 비틀림 강성 변화가 미치는 영향을 해석한 것이다. 플러터 속도가 일정수준으로 증가하다가 더 이상 증가하지 않는 경향을 보임을 알 수 있다. fig. 13은 굽힘과 비틀림 강성을 동시에 증가시켜 가면서 해석한 결과이다. fig. 11에서와 유사하게 일정 값 이상이 되면 플러터 속도의 급격한 증가가 있음을 볼 수 있다. 하지만 프레임

의 강성변화가 면재의 강성에 비하여 상대적으로 미약하게 변화되는 경우에는 플러터 특성의 변화에 별 영향을 주기 않을 수 있음에 유의할 가치가 있다.

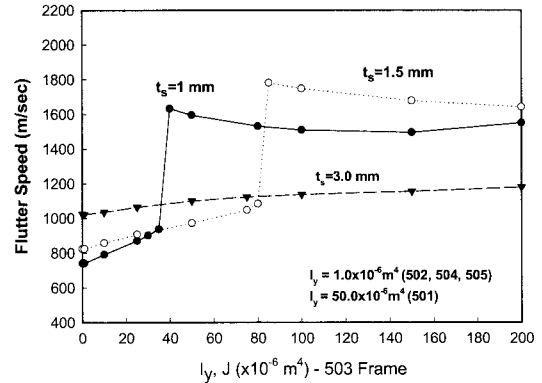


fig. 13 Effect of equivalent bending-torsion stiffness of the center frame

fig. 14는 심재의 전단 탄성계수(G) 변화가 플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰한 것이다. 면재의 두께는 마찬가지로 3가지 경우를 함께 고려하였다. 그림에서 볼 수 있듯이, 플러터 관점에서는 면재의 두께가 두꺼운 경우가 안정성이 기본적으로 우수하며, 전단 탄성계수와와의 상호 영향이 더 크게 나타나는 경향이 있음을 보이고 있다. 전단 탄성계수의 경우 어느 값 이상이 되면 플러터 안정성 증가 효과가 둔화되는 특성을 보여주고 있으며, 면재의 두께가 상대적으로 얇은 경우는 둔화 효과가 더 빨리 나타나게 된다.

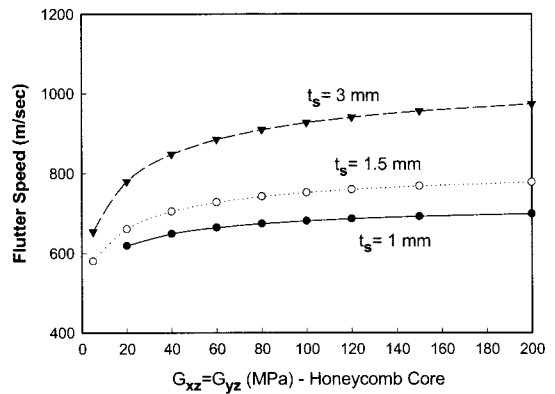


fig. 14 Effect of honeycomb core shear modulus

fig. 15는 동일한 프레임 조건에 대해 심재의 밀도변화가 플러터 안정성에 미치는 영향을 살펴본 것이다. 심재의 영향을 지배적으로 고찰하기

위해 면재의 두께는 상대적으로 얇은 경우를 고려하였다. 본 모델에서는 심재의 밀도가 증가하면 오히려 플러터 속도가 감소하는 경향을 보이고 있다. 일반적인 균일 두께의 단순 평판구조 날개의 경우는 동일강성에서 구조 밀도가 증가하면 플러터 속도는 증가하는 경향을 보이게 된다. 본 모델의 경우는 심재가 코드방향으로 원래의 에어포일 모양을 따르고 있으며, 스패 방향으로 두께에 대한 테이퍼비가 있기 때문에 플러터 안정성에 대한 상호 영향성이 복합적으로 나타나기 때문으로 판단된다.

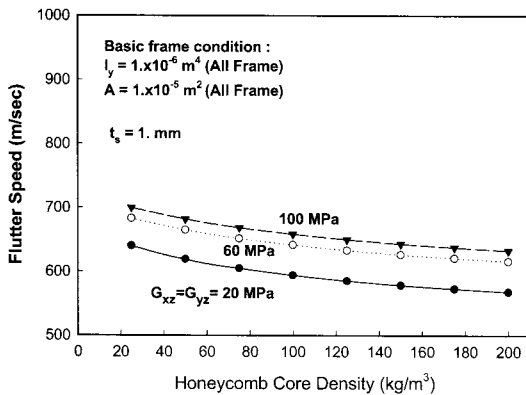


fig. 15 Effect of honeycomb core structural density

IV. 결 론

본 연구에서는 하니콤 구조 샌드위치 수평미익에 대한 유한요소 진동해석 및 플러터 해석을 수행하였으며, 주요 구조설계 변수가 플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰하였다. 다양한 구조 매개변수에 대해 플러터 특성을 효율적으로 파악하기 위해 DLM 공력해석 이론에 근거한 효율적인 주파수영역 플러터 해석기법을 활용하였다. 본 연구를 통하여 수평미익 구조의 주요 프레임 강성, 표피 두께, 벌집구조의 전단 탄성계수 및 밀도 등의 구조 설계 변수가 플러터 안전성 관점에 어떤 영향을 미칠 수 있는지 검토할 수 있었다. 날개 중앙부에 스패 방향으로 스파(spar) 역할을 겸할 수 있는 해당 프레임 구조가 플러터 안정성에 가장 민감한 영향을 미칠 수 있다는 점과, 날개의 표피 두께와 상호 연관적으로 플러터 안정성에 관계됨을 보였다.

후 기

본 연구는 과학기술부 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발) 및 2단계 BK 사업의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

- 1) Bannik, E., Hadcock, R. and Forsch, H., "Advanced Design Composite Material Aircraft Study," *Journal of Aircraft*, Vol.15, No.10, October, 1978, pp. 661-668.
- 2) Middleton, D. H. (Ed.), *Composite Materials in Aircraft Structures*, Longman Science & Technical, 1990.
- 3) 전재수, 단축방향으로 두께변화가 있는 이방성 샌드위치 구조물의 해석, 한국과학기술원 박사학위논문, 1992.
- 4) 김동현, 이 인, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석." 한국항공우주학회지, 제26권, 제4호, 1998, pp. 73-82.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) 김동현, 권혁준, 이 인, "3차원 날개의 플러터 해석 결과와 풍동시험 결과의 비교연구", 한국항공우주학회지, 제28권, 제3호, 2000, pp. 53-63.
- 8) 김동현, 구교남, 이 인, 김성준, 김성찬, 이정진, 최익현, "플랩이 있는 무인기 전운동 카나드의 동적공탄성 특성", 한국항공우주학회지, 제32권, 제6호, 2004, pp. 56-63.
- 9) Bathe, K. J., *Finite Element Procedures*, Prentice-Hall, Inc, 1996.
- 10) Khatua, T. P., and Cheung, Y. K., "Bending and Vibration of Multilayer Sandwich Beams and Plates," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 6, 1973, pp.11-24.