

論文

다양한 적층각에 대한 상자형 복합재료 날개의 플러터 특성연구

정용현*, 권혁준**, 김동현***, 이 인****, 김천곤***

A Study of Flutter Analysis for the Composite Box Wings with Various Laminates

Y. H. Chung*, H. J. Kwon**, D. H. Kim***, I. Lee****, C. G. Kim***

ABSTRACT

In this study, the flutter analysis for a rectangular box wing and an actual fighter wing with composite skin, aluminum spar and aluminum rib has been conducted. A conservative 3D wing-box model of an actual wing is modeled by MSC/PATRAN and the corresponding free vibration analysis has been performed by MSC/NASTRAN. The finite elements of membrane, rod and shear panel are used. Using the practical ply angles, various composite laminates are composed and analysed. The DLM code which is linear aerodynamic theory in frequency domain is applied to calculate unsteady aerodynamic pressure in subsonic flow region and the V-g and p-k methods are applied to obtain the solution of aeroelastic governing equation in frequency domain.

초 록

본 연구에서는 실제 구조형상의 사각형 상자형 날개와 전투기 날개에 대하여 구조재를 표피(skin)부분은 복합재료로 대체하고, 나머지 스파(spar)와 리브(rib)는 알루미늄으로 하여 플러터 해석을 수행하였다. MSC/PATRAN을 이용하여 실제 날개 구조에 근사한 3차원 유한 요소 모델이 구축되었고, MSC/NASTRAN을 이용하여 고유진동 해석이 수행되었다. 유한 요소는 멤브레인(membrane)요소, 1차원 막대(rod)요소, 전단패널(shear panel)요소를 사용하였다. 복합재료의 적층은 실제적인 적층각을 이용하여 다양하게 변화시켜 해석하였다. 아음속 영역에서 비정상 공력 해석을 위하여 주파수 영역에서의 선형 공기력 이론인 DLM코드가 적용되었고, 주파수 영역 공탄성 지배방정식의 해법으로 V-g방법 및 p-k방법이 적용되었다.

1. 서론

현대의 항공기들에 있어서 복합재료의 사용은 구조물의 무게를 감소시키면서도 변형 및 파손에 대한 충분한 강성과 강도를 유지할 수 있어 항공기의 하중을 줄이는 대안으로 제시되고 있다. 하지만 복합재료가 갖는 구조적 비선형성은 일반적인 균질(homogeneous)한 물질과는 다른 복잡

한 거동 특성을 갖게 된다. 이러한 복합재료의 비선형 거동 특성은 실제 문제에 적용하는데 있어서 설계상의 어려움을 더하기도 하지만, 공력탄성학적 안정성을 증가시킬 수 있는 방안으로 활용될 수 있다.

복합재료를 이용한 항공기 날개의 공탄성 해석 연구 사례를 살펴보면, Georghiadis 및 Guo 등[1]은 외팔보 형태의 평판 날개에 대해 굽힘-비틀림 연성(bending-torsion

* 고동기술연구소

** 한국과학기술원 기계공학과 대학원 (항공우주공학전공)

*** 한국과학기술원 기계공학과 (항공우주공학전공)

**** 한국과학기술원 기계공학과 (항공우주공학전공), 교신저자(E-mail:inlee@cais.kaist.ac.kr)

coupling) 계수를 정의하여, 굽힘과 비틀림 거동의 연성 특성에 따라 아음속 영역에서 특정 적층각에서 플러터 속도가 증가함을 보였다. 또한 구조적 연성이 존재하는 경우, 처짐각이 변하더라도 공력탄성학적 테일러링에 대한 플러터 속도의 정성적인 특성이 유지됨을 보여주고 있다. Cesnik과 Hodges[2]는 Single-cell 형태의 상자형 보의 웹(Web)와 플런지(Flange)에 대해 복합재료를 대칭 및 반대칭 형태로 적층하여 나타나게 되는 인장-비틀림 연성과 굽힘-비틀림 연성이 정적 공탄성 및 플러터 안정성에 미치는 영향을 살펴보았다. 이때 사용한 공기력은 2차원 공기력을 사용하였으며, 플러터 해석은 V-g 방법을 이용하였다. 이외에도 평판 복합재료 날개에 대해 유전자 알고리즘을 이용하여 정적 공탄성에 대한 최적화를 수행한 연구도 있다 [3].

실제 항공기의 주날개 및 꼬리날개에서 복합재료가 적용되고 있는 사례는 많이 있으나, 대부분의 경우 기본 골격은 기존의 알루미늄 합금을 이용한 스파(spar) 및 리브(rib) 등을 이용하고 표피(skin)에 대해서만 제한적으로 사용되고 있다. 또한 조종면과 같이 모두 복합재료를 사용하는 경우에도 내심재(core)로 하니콤(honeycomb)을 주로 사용하며, 주 구조물까지 복합재료를 이용하여 제작한 경우는 매우 드물다. 때문에 본 연구에서는 실제적인 문제에서 참고자료가 될 수 있도록 주 구조물에 대해서는 기존의 알루미늄 합금을 이용한 스파(spar) 및 리브(rib)등으로 구성된 상자형 구조물을 사용하였으며 표피부분에 대해서만 복합재료를 적용하였다. 또한 적층각의 선택에 있어서도 실제로 사용되는 0°, 90°, 45°의 적층각만을 이용한 적층형태에 대해 공력탄성학적 안정성을 검토해보고자 한다.

2. 구조 및 공기력 모델

본 연구에서는 아음속 영역에서 실제 항공기 날개의 구조 형상을 갖는 모델에 대한 적층각에 따른 플러터 특성을 살펴보고자 하며, 다양한 형태의 적층 형태에 대한 짧은 시간에 플러터 해석을 수행하기 위해, 아음속 영역의 단순 날개 형상에서 비교적 정확한 결과를 제시하는 선형 공기력 이론인 DLM(Doublet Lattice Method)을 이용하였다. 또한 플러터 속도를 판정하기 위해 p-k 방법과 V-g방법에 각각 적용하여 비교함으로써 해석 결과의 신뢰도를 높였다. 아음속 영역 이외의 천음속 영역에서의 플러터 해석을 수행할 경우에는 충격파에 의한 강한 비선형성에 의해 TSD와 같은 전산유체역학적 기법을 이용한 유동해석 프로그램을 이용하여야 한다[4].

2.1 아음속 비정상 선형 공력이론

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

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

여기서 ξ 는 흐름방향 좌표, σ 는 스패방향 집선 좌표, K 는 진동하는 양력면에 대한 아음속 핵함수(kernel function)를 의미한다. (x, s) 는 n 번째 양력면 S_n 의 직교좌표이며, 아음속 핵함수는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

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

여기서, x_0 는 보내는 점(sending point)와 받는 점(receiving point) 사이의 x 방향 거리이며, ω 는 진동수, U_∞ 는 자유류의 속도이다. 주요 관련 계수들은 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} T_1 &= \cos(\gamma_r - \gamma_s), \\ T_2 &= \frac{1}{r^2} (z_0 \cos \gamma_r - y_0 \sin \gamma_r)(z_0 \cos \gamma_s - y_0 \sin \gamma_s), \\ T_2^* &= T_2 r^2, \quad r = (y_0^2 + z_0^2)^{1/2} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} K_1 &= I_1 + \frac{Mr}{R} \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{1/2}} \\ K_2 &= -3I_1 + \frac{i k_1 M^2 r^2}{R^2} \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{1/2}} \\ &\quad - \frac{Mr}{R} \left[(1 + u_1^2) \frac{\beta^2 r^2}{R^2} + 2 + \frac{Mru}{R} \right] \\ &\quad \times \frac{\exp(-i k_1 u_1)}{(1 + u_1^2)^{3/2}} \end{aligned} \quad (4)$$

여기서,

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

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

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

$$\beta = (1 - M^2)^{1/2}, R = (x_0^2 + \beta^2 r^2)^{1/2} \quad (5)$$

위 식에서 y_0, z_0 는 보내는 점과 받는 점 사이의 y, z 방향의 거리이며, k 및 M 은 각각 환산진동수와 자유흐름 마하수를 나타낸다. 한편 γ_r 과 γ_s 는 각각 보내는 점과 받는 점에서의 상반각(dihedral angle)을 의미한다.

2.2 Box-Wing 날개의 구조 진동 해석

항공기의 내력해석과 초기 치수화를 위한 유한요소 모델은 일차적으로 항공기 주요 체결부 및 구조물에 작용하는 내부하중이나 응력 수준을 설계자가 용이하게 판단할 수 있도록 구성되어야 한다. 이를 위하여 가능한 굽힘강성을 포함하고 있는 일반 보(beam) 요소나 평판(plate) 요소의 사용을 배제하고, 대신 1차원 막대(rod)요소나 2차원 멤브레인(membrane) 혹은 전단패널(shear panel)요소와 같이 하중전달 구조가 명확하고 단순한 요소들을 사용하는 것이 바람직하다. 상자형 날개구조의 경우 다양한 부재들이 조합됨으로 인해 기존 순수 연구용의 평판형 날개모델에 비하여 기하학적 형상이 복잡해짐에 따라 실제적인 초기 유한요소 전처리 모델링 작업에 GUI(Graphic User Interface) 개념의 유한요소 전처리 프로그램이 필수적으로 요구된다. 본 연구에서는 3차원 유한요소 구조 모델링을 위해 MSC/PATRAN이 주로 사용되었으며, 형성된 모델에 대한 구조진동해석에는 MSC/NASTRAN을 적용하였다.

2.2.1 사각형 기준형 상자 모델

Bhatia[5]는 Fig. 1과 같은 기준형 상자 모델을 제시하였다. 이 모델은 해석에 필요한 자료가 상세하게 나와있으므로 많은 연구자에게 비교자료로 인용되어 왔다. 본 연구에서는 알루미늄을 구조재질로 해석하여 Venkayya[6]와 비교 검증 하였고, 복합재료인 Graphite/Epoxy(T300/5208)를 표피(skin) 부분에 대체하여 적층각에 따른 플러터 경계 변화를 고찰하였다.

Table 1은 본 연구에서 사용한 각 구조 부분에 사용한 유한요소이다. 여기서 유의할 사항은 스파(spar)의 경우는 보수적 모델링을 위해 순수 전단(shear) 요소로만 모델링 되기 때문에, 수직방향으로의 면내 하중전달을 위해 가상 포스트 요소(bar element)가 추가되었다. 구조 재질로 사용된 알루미늄의 물성치는 $E=10.0Mpsi, \nu = 0.33, \rho = 0.1lb/in^3$ 이고, Graphite/Epoxy (T300/5208)의 물성치는 아래와 같다.

$$E_1 = 18.57Mpsi, E_2 = 1.50Mpsi, \nu = 0.24$$

$$G_{12} = G_{13} = 0.79Mpsi, G_{23} = 0.48Mpsi$$

$$\rho = 0.0578lb/in^3 \text{ ply thickness} = 0.0049in$$

Table 1 Element properties of rectangular box-wing

Structure	Element	Property Value (Bay)		
		1	2	3
Skin (Aluminum)		Thickness (in)		
	CQDMEM	0.04	0.04	0.04
Skin (Gr/Ep)	CQDMEM	0.098	0.098	0.098
Front/Rear Spar Web	CSHEAR	0.08	0.08	0.08
Rib	CSHEAR	0.04	0.04	0.04
Front/Rear Spar Cap		Area (sq. in)		
	CROD	2.00	2.00	2.00

Fig. 1은 기준형 상자 모델의 구조 모델이며 MSC/PATRAN을 이용하여 유한요소 모델링 되었다. 먼저 알루미늄 재질로 구조진동 해석을 수행하여 Venkayya[6]의 해석 결과와 비교한 것이 Table 2에 나타나 있다. 고유 진동수에 있어서 약간의 오차가 있는 것은 Venkayya는 리브에 멤브레인 요소를 사용하였고, 해석 프로그램으로도 ASTROS를 사용하였기 때문이다.

Table 2 Natural freq. of present analysis vs. Venkayya[6] for rectangular aluminum wing

mode		1	2	3	4	5
Freq. (Hz)	Ref.[6]	6.26	24.75	37.57	71.77	110.35
	present	6.31	24.05	37.70	69.63	108.89

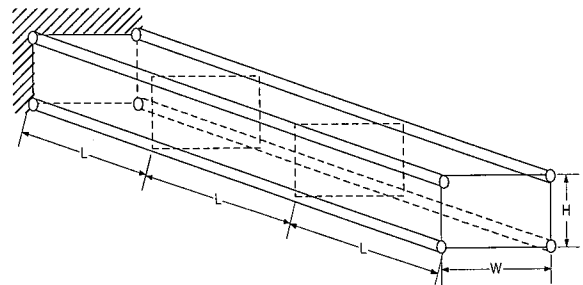


Fig. 1 Rectangular box-wing.

2.2.2 전투기 날개 모델

본 연구에서 해석할 날개는 후퇴각이 있고 테이퍼가 진 전투기 날개이다. Fig. 2에서와 같이 날개의 전방 및 후방 스파에 내부에 10개의 스파가 있고 리브가 날개 뿌리에서 끝단으로 각각 분포되어 있다. Table 3에 유한요소 해석에 사용한 각 부재의 유한 요소 및 기하학적 물성치가 제시 되어 있다.

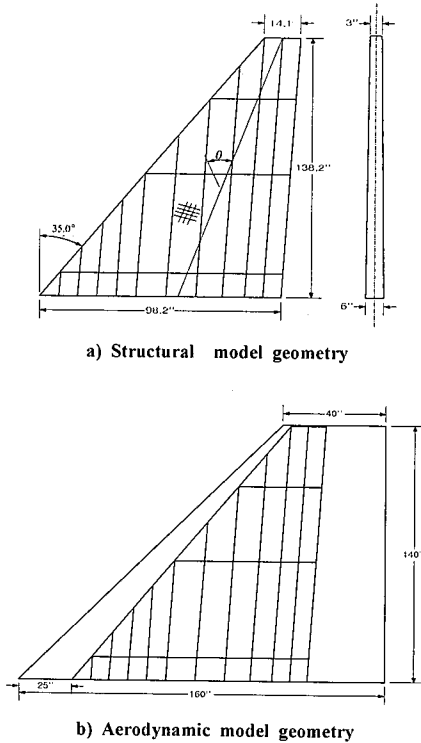


Fig. 2 Fighter wing model geometry.

Table 3 Element properties of fighter box-wing

structure	Element	Property Value (Bay)			
		1	2	3	4
Skin		Thickness (in)			
	CTRMEM	0.098	0.098	0.098	0.098
	CQDMEM	0.098	0.098	0.098	0.098
Front/Rear Spar Web	CSHEAR	0.135	0.12	0.09	0.05
Inner Spar Web	CSHEAR	0.075	0.065	0.05	0.03
Rib	CSHEAR	0.08	0.08	0.08	0.08
Front/Rear Spar Cap		Area (sq. in)			
	CROD	1.75	1.35	1.05	0.5
Inner Spar Cap	CROD	1.00	0.75	0.60	0.5
Spar Stiffner	CROD	0.05	0.05	0.05	0.05

였다. Fig. 2는 전투기 날개의 구조 모델과 공력 모델을 나타낸 것이고, Fig. 2은 구조 유한 요소 모델을 나타낸 것이다.

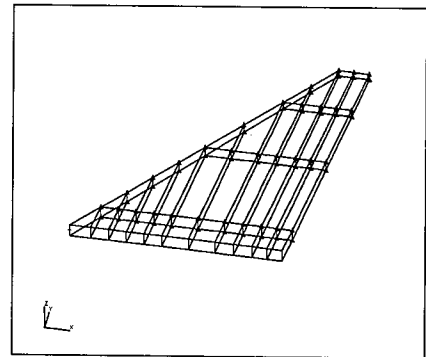


Fig. 3 Finite element model of fighter wing.

본 연구에서 표피(skin) 부분만 제외하고는 모두 알루미늄을 사용하였고, 물성치는 기준형 상자 모델과 같다. 표피(skin) 부분은 기준형 상자 모델에서 사용한 Graphite/Epoxy(T300/5208)의 재질과 적층각을 적용하였다. 날개에는 날개의 순수 구조 무게 외에도 조종면 구동 장치, 내부연료, 시스템 구동 장치, 전자 장비 등의 비구조(nonstructural) 요소 질량을 포함하게 된다. 본 연구에서는 비구조(nonstructural) 요소 질량 1750lb를 각 절점에 균등 분배하였다. 앞전 조종면의 질량 185lb는 앞전 스파에 분배하였고, 뒷전 조종면의 질량 240lb는 뒷전 스파의 날개 뿌리 부분 다음에 위치한 2개의 절점에 차례로 분배하

2.3 공탄성 방정식

2.3.1 주파수영역(frequency domain) 방정식

날개가 단순 조화진동을 한다고 가정하고 구조적 감쇠를 무시하는 경우, 시간영역에서의 운동방정식 식(6)은 주파수 영역에서의 운동방정식으로 변환할 수 있다. 플러터 해석에 V-g방법을 적용하기 위해, 강성행렬에 (1+ig)를 곱하여 구조적 인공감쇠(g)를 도입하면, 식(7)와 같이 λ를 고유치로 갖는 복소고유치 문제가 된다.

$$[M_g] \{ \ddot{q} \} + [K_g] \{ q \} = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 [Q(M, ik)] \{ q \} \tag{6}$$

$$\left[\left(\frac{k}{b} \right)^2 [M_g] + \frac{1}{2} \rho [Q(M, ik)] - \lambda [K_g] \right] \{q\} = \{0\} \quad (7)$$

여기서,

$$k = \frac{\omega b}{U_\infty}, \lambda = \frac{1 + ig}{U_\infty^2}$$

위 식에서 k 는 환산진동수(reduced frequency)를, b 는 날개 뿌리 시위(chord) 길이의 절반을 의미한다. 구조가 중립적 안정을 유지하기 위해 필요한 감쇠 값이 g 이므로 g 값이 0인 경우는 중립적 안정에 있는 경우이다. 따라서 각 k 에 대하여 계산된 일반화된 공력영향계수 행렬(GAIC, $[Q(M, ik)]$)을 대입하여 식(14)의 해를 연속적으로 구하면, g 값이 음수에서 양수로 변하는 곳에서 g 값이 0인 경우를 내삽(interpolation)하여 구하면 다음과 같이 플러터 해를 얻을 수 있다.

$$g = \frac{Im(\lambda)}{Re(\lambda)}, U_F = \frac{1}{\sqrt{Re(\lambda)}}, \omega_F = k_b \frac{U_F}{b} \quad (8)$$

식(4)에서 $[Q]$ 행렬은 구조의 고유진동모드 형상에 대하여 비정상 공력해석 코드와 연계하여 구하게 된다. 이를 DLM의 주파수 영역 해석코드로 계산하는 경우에는 각 환산진동수에 대하여 직접적으로 구해지게 된다. 일반적으로 적용되는 환산진동수의 범위는 0~1.0 정도이며, 이때 계산을 위한 각 환산진동수들은 입력데이터 형식으로 해석자가 직접 관심 진동수들을 조밀하게 지정하거나 또는 일정 간격으로 등분하여 지정하게 된다. 하지만, 전형적으로 시간영역에서의 비정상 비선형 CFD코드와 연계하여 구하는 경우에는, 푸리에 변환(Fourier transform)이 필요한 충격전 이법(Pulse Transfer Method, PTM)이나, 조화진동법(Harmonic Oscillation Method, HOM) 등의 수치해석 기법들이 적용될 수 있다.

2.3.2 표면보간법(Surface Spline Method)

지배 운동방정식인 식(6)의 동적 공탄성 방정식에 대한 해는 주파수 영역과 시간영역에서 구해질 수 있으며, 식(7)를 계산하기 위하여는 진동해석을 위한 FEM 구조격자와 공력해석을 위한 공력 격자간의 공력계수 및 변위 데이터의 상호 교환이 필요하다. 본 연구에서는 NASTRAN모듈에서도 적용하고 있는 무한평판의 처짐 방정식을 이용한 표면보간(surface spline) 방법을 적용하였다. 참고로, 주파수 영역해석 기법이든 시간영역해석 기법이든 플러터 해

석에 통상적인 모달접근법을 적용하는 경우, 표면보간법은 생성된 공력격자에 대하여 단지 한 번만 수행되게 된다. 이는 유한요소 격자계에서 구해진 고유모드 벡터를 공력 격자계로 전환하는 과정이 날개면 공력격자 생성이 이루어지는 단계에서만 요구되기 때문이다.

3. 해석결과 및 검토

3.1 사각형 기준형 상자 모델

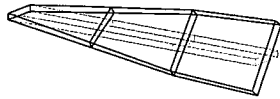
본 연구에서 해석할 사각형 날개는 탄성축이 시위 중심에서 앞전 방향으로 2.5in 떨어져 있다. Fig. 4는 사각형 날개의 구조 진동해석 결과를 나타낸 것이다. Table 4는 알루미늄을 전체 구조 재질로 하였을 때 Venkayya[6]와 플러터 해석 결과를 비교한 것으로 거의 일치하고 있음을 알 수 있다. 이때 해석 마하수는 0.5566이며, 공기 밀도는 ICAO 표준 대기표에서 10000ft에 해당하는 밀도값을 사용하였다.

날개의 표피를 복합재료로 대체하였을 경우, 복합재료가 갖게 되는 일반적인 특성인 굽힘-비틀림 연성에 의한 플러터 경계변화를 살펴보기 위해 $\Theta=0^\circ$ 와 $\Theta=45^\circ$, $\Theta=-45^\circ$ 를 각각 적용하여 플러터 특성 변화를 살펴보았다. 항공기 날개의 표피를 복합재료로 대체하였을 경우에도 모우드 형상 및 고유 진동수는 Table 4에 대한 모우드 형상과 유사하다. Fig. 5는 $\Theta=45^\circ$ 에서의 V-g선도 및 V-f선도를 보여주고 있다. 그림에서 B1, T1은 각각 첫 번째 굽힘 모드와 첫 번째 비틀림 모드를 나타내며, 첫 번째 굽힘 모드와 비틀림 모드가 근접한 후, 비틀림 모드에서 플러터가 발생하고 있음을 알 수 있다. Fig. 6은 Fig. 5에 대해 반대의 연성 특성을 나타내는 $\Theta=-45^\circ$ 에서의 플러터 해석 결과이다. Fig. 5와 비교하여 V-g 선도 및 V-f 선도의 경향을 살펴보면 앞의 Fig. 5의 경우와 동일하게 첫 번째 굽힘 모우드와 비틀림 모우드가 근접하여 플러터가 발생하는 것을 보여준다. 하지만 플러터 경계는 30% 정도 증가하였으나, 다이버전스 속도가 감소하여 플러터 보다 먼저 발생함을 알 수 있다. Table 5에서는 해석 결과의 신뢰도를 높이기 위해 대표적인 주파수 영역 해석 방법인 V-g 방법과 P-k 방법을 모두 사용하여 적층각에 따른 플러터 속도를 보여주고 있으며, 두 방법에 따른 플러터 속도 및 플러터 진동수가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. Table 5에서 보여지고 있는 적층각에 따른 플러터 경계 변화를 참고문헌[1]과 비교하였을 때, 본 연구에서도 $\Theta=-45^\circ$ 의 적층 형태에서 플러터 속도가 크게 증가하여 동일한 경향성을 보여주고 있다. 그러나 참

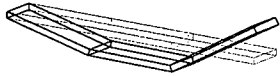
고문헌[1]에서는 제시되지 않았으나 $\Theta = -45^\circ$ 의 적층각에서 위쪽 방향의 굽힘 변형에 대해 반응각이 증가하는 비틀림 연성을 나타내게 되므로 공력 감쇠는 증가하게 되는 반면에 정적 공탄성 관점에서 불안정성을 증가시켜 다이버스 속도를 낮추는 방향으로 작용하게 된다.



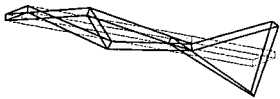
Mode 1 (6.31Hz)



Mode 2 (24.05Hz)



Mode 3 (37.7Hz)



Mode 4 (69.63Hz)

Fig. 4 Mode shapes of rectangular wing.

Table 4 Flutter speed of present analysis vs Venkayya[6] for rectangular aluminum wing

span × chord		6 × 4	15 × 9	24 × 9
Flutter Speed(in/s)	Ref.[6]	9,945	10,314	10,400
	Present	9,916	10,264	10,360

Table 5 Flutter analysis results for rectangular wing model ($[-45/90/45/\theta/0]_s$)

θ	V-g Method		P-k Method	
	Flutter Speed (in/sec)	Flutter Freq. (Hz)	Flutter Speed (in/sec)	Flutter Freq. (Hz)
0_6	10343	12.41	10350	12.37
$0_2/-45_4$	14254	13.58	14970	13.87
-45_6	15624	13.79	15550	13.84
$0_2/45_4$	12007	13.95	12680	14.17
45_6	12446	14.27	12450	14.16

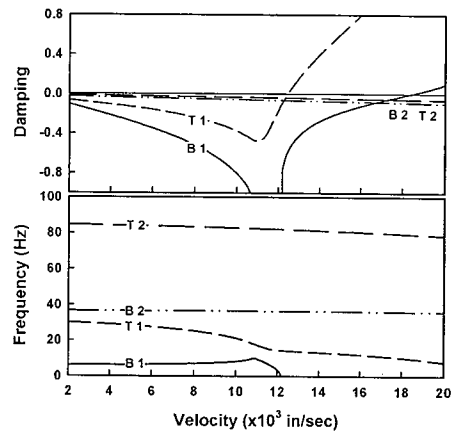


Fig. 5 V-g and V-f diagram for rectangular Wing with $\Theta = 45^\circ$ laminated skin.

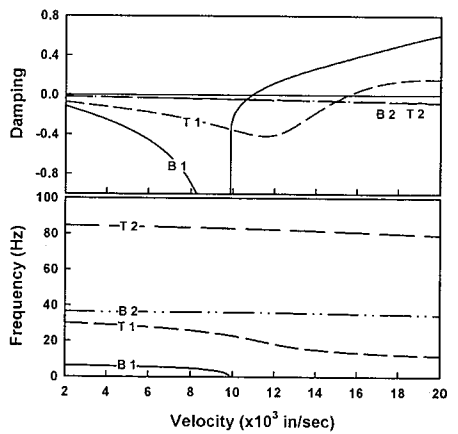
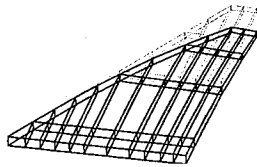


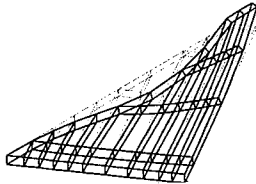
Fig. 6 V-g and V-f diagram for rectangular wing with $\Theta = -45^\circ$ laminated skin.

3.2 전투기 날개 모델

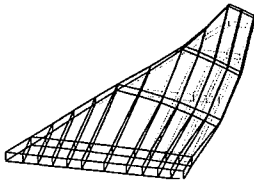
Fig. 7은 전투기 날개 형상의 낮은 가로세로비(aspect ratio)에서의 고유 진동 모드를 나타낸 것이다. 그림에서 보여지듯이 첫 번째 모우드는 굽힘모우드를 나타내고 있으며, 두 번째 이후 부터는 굽힘과 비틀림 변형을 모두 포함하는 형태로 나타나고 있다. 그림에서 보여지고 있는 진동 모우드는 주로 스파 및 리브의 기하학적 형태에 의해 결정되는 부분으로 표피의 복합재료 적층각을 달리할 경우에도 유사한 모우드 형상을 나타내게 된다.



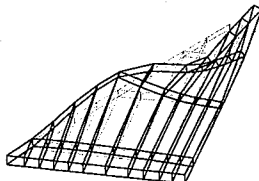
Mode 1 (7.44Hz)



Mode 2 (25.41Hz)



Mode 3 (31.07Hz)



Mode 4 (46.00Hz)

Fig. 7 Mode shapes of fighter wing.

전투기 날개 형상에 대한 플러터 해석은 앞의 사각형 날개의 경우와 같이 DLM(Doublet Lattice Method)를 이용하여 공기력 상관계수행렬을 결정하였으며, V-g 방법과 P-k 방법을 이용하여 계산하였다. 플러터 해석을 수행한 표피 부분의 적층각은 Table 6과 같으며, Fig. 8에서는 $\theta=45^\circ$ 에 대한 V-g 및 V-f 선도를 보여주고 있다. Fig. 8에서 보여지듯이 첫 번째 굽힘 모우드와 굽힘-비틀림 모우드가 근접하여, 첫 번째 굽힘 모우드에서 플러터가 발생함을 알 수 있다. 이 경우도 앞의 사각형 날개와 마찬가지로 표피의 복합재료 적층각을 달리하더라도 V-g선도 및 V-f선도의 경향성에는 큰 차이를 보이지 않게 된다. 그러나 Table 6에서 보여지는 것과 같이 굽힘과 비틀림 거동의 구조적 연성이 증가함에 따라 플러터 속도가 증가함을 알 수 있다. 또한 전투기 형상의 날개인 경우 낮은 가로세로비와 처짐각에 의해 다이버전스 속도가 크게 증가하므로 플러터 속도 이전에 다이버전스(divergence)는 발생하지 않았다. Fig. 9는 적층각에 90° 적층을 포함시켰을 때의 V-g 및 V-f 선도를 보여주고 있다. Fig. 9의 경우도 앞의 두 경우처럼 선도의 경향성은 유지되나 90° 적층이 포함됨에 따라 플러터 모우드인 첫 번째 굽힘 모우드가 굽힘-비틀림 모우드로 근접하는 것을 지연시켜 플러터 속도가 약 15% 정도 증가하였음을 나타내고 있다. 이와 같은 결과는 항공기의 설계에서 플러터에 대한 마진을 15%로 정하고 있는 점에 비추어 볼 때, 플러터 특성에 대한 효과적인 개선기법으로 적용될 수 있음을 알 수 있다.

Table 6 Flutter analysis results for fighter wing model ($[-45/90/45/\theta/0]_s$)

θ	V-g Method		P-k Method	
	Flutter Speed (in/sec)	Flutter Freq. (Hz)	Flutter Speed (in/sec)	Flutter Freq. (Hz)
0_6	27380	9.48	25630	8.91
$0_2/-45_1$	28220	10.04	26910	9.80
-45_6	28211	10.08	27100	9.69
$0_2/45_1$	30386	9.68	28930	9.68
45_6	29315	9.47	28900	9.34
$0_2/45_2/90_2$	31461	9.85	29390	9.47
$0_2/-45_2/90_2$	29686	9.68	28580	9.50

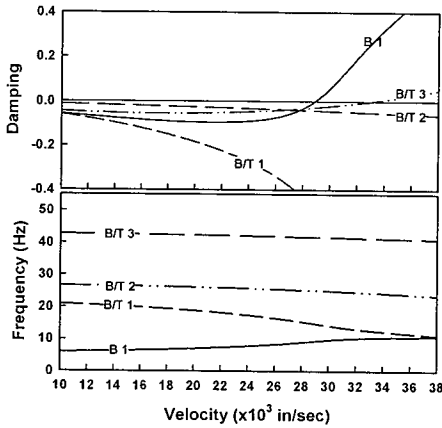


Fig. 8 V-g and V-f diagram for fighter wing with $\Theta=45^\circ$ laminated skin.

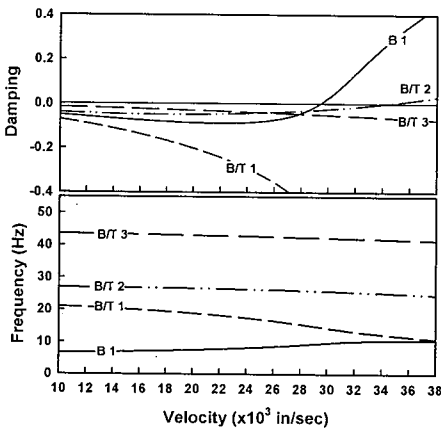


Fig. 9 V-g and V-f diagram for fighter wing with $\Theta=0^\circ/45^\circ/90^\circ$ laminated skin.

4. 결론

본 연구에서는 항공기 날개의 표피부분에 복합재료를 적용하여 아음속 영역에서 플러터 특성에 미치는 영향을 살펴보았다. 이를 위해 해석 모델은 사각형 box로 구조 부재를 가정한 경우와 낮은 가로세로비를 갖는 전투기 날개 형상에 대해 스파 및 리브로 구성된 box beam 형상들에 대해 복합재료를 이용한 표피를 적용하였다. 또한 해석에 사용된 적층각은 0° , $\pm 45^\circ$ 및 90° 의 조합으로 이루어진 적층 형태를 선택하였으며, 각각의 적층각이 사각형 날개 및 전투기 형상 날개의 플러터 속도에 미치는 영향을 살펴보

았다. 실제 항공기의 주날개 및 꼬리날개에서 굽힘 및 비틀림 강성을 확보하기 위해 주로 사용되는 0° 및 $\pm 45^\circ$ 의 적층 이외에도 본 연구의 해석 모델에서는 90° 와 같은 특정한 적층을 일부 포함시킴으로써 플러터 속도를 증가시킬 수 있음을 보였다. 이로부터 구조적인 관점에서의 표피가 담당하게 되는 인장 및 굽힘 안정성에 미치는 영향을 최소화하는 정도에서 일부 특정한 적층각을 포함시킴에 따라 플러터 안정성을 효과적으로 개선할 수 있음을 살펴 보았다.

후기

본 연구는 2000년도 과학기술부의 국가지정연구실사업 (과제번호 : 2000-N-NL-01-C-250) 지원에 의해 수행된 연구 결과의 일부이며 지원에 감사 드립니다.

참고문헌

- 1) Georghiades G. A., Cuo S. J., and Banerjee J. R., "Flutter Characteristics of Laminated Composite Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 6, pp. 1204-1206.
- 2) Carlos E. S. Cesnik, Dewey H. Hodges and Mayuresh J. Patil, "Aeroelastic Analysis of Composite Wings," *AIAA*, paper 96-1444.
- 3) 김동현, 이인, "유전자 알고리즘을 이용한 복합재료 날개의 정적 공탄성 최적화," *한국복합재료학회지*, 제13권, 제2호, 2000, pp. 61-71.
- 4) 김동현, 권혁준, 이인, "3차원 날개의 플러터 해석 결과와 풍동 시험 결과의 비교연구," *한국항공우주학회지*, 제28권, 제3호, 2000, pp. 53-63.
- 5) Carl S. Rudisill and Kumar G. Bhatia, "Second Derivatives of the Flutter Velocity and the Optimization of Aircraft Structures," *AIAA*, Vol. 10, No. 12, December 1972, pp. 1569-1572.
- 6) Striz, A. G. and Venkayya, V. B., "Influence of Structural and Aerodynamic Modeling on Flutter Analysis," *Journal of Aircraft*, Vol. 31, Sept.-Oct. 1994, pp. 1205-1211.