

論文

초음속 영역에서의 복합적층 평판의 공력열탄성 해석

오일권* · 이동민* · 이 인**

Aerothermoelastic Analysis of Laminated Composite Plate
in Supersonic Region

Il-Kwon Oh*, Dong-Min Lee* and In Lee**

ABSTRACT

Supersonic linear and nonlinear flutter characteristics are presented for laminated composite plates subject to thermal loads. The quasisteady first-order piston theory is used to model the supersonic aerodynamic forces. First order shear deformable plate theory (FSDT) considering von Karman displacement-strain relation is used to account for geometrically nonlinear structural behavior. The temperature distribution is assumed to be constant over the surface and a thermal gradient through the thickness is also assumed to be constant. The static deformation due to aerodynamic and thermal load is determined using Newton-Raphson iteration method. The complex eigenvalue problem is solved to investigate the linear and nonlinear panel flutter phenomena and the Guyan Reduction method is used for the computational efficiency. The postbuckling and linear flutter analyses are performed and the effects of the lamination scheme, material type and boundary conditions are investigated. Nonlinear flutter characteristics for limit-cycle-oscillation are also obtained.

초 록

초음속 영역에서 열하중을 받는 복합재 평판에 대한 선형 및 비선형 플러터 해석을 수행하였다. 공탄성 해석을 위하여 초음속 공기력 모델은 준정상 1차 피스톤 이론을 사용하였으며 구조 모델은 기하학적 비선형을 고려하기 위해 von Karman 변위-변형률관계를 적용한 일차전단평판 이론을 적용하였다. 초음속 영역에서 공력 가열에 의한 열효과를 고려하기 위해 평판의 전영역에서 균일한 온도분포로 가정하였다. 공기력과 열하중이 상호작용할 때 정적인 변형은 뉴턴-랩슨 반복법으로 해석하였으며 선형 및 비선형 플러터 해석은 복소고유치 해석기법을 적용하였다. 해석의 자유도를 줄이기 위해 Guyan Reduction(GR) 방법을 적용함으로써 계산상의 효율을 높였다. 적층각, 재질차이, 경계조건에 따른 좌굴 및 선형 플러터 특성과 제한 주기 운동을 갖는 비선형 플러터 특성을 해석하였다.

I. 서 론

패널 플러터는 고속으로 비행하는 비행체의 동

체나 날개의 표면에서 패널이 관성력, 탄성력 그리고 공기력의 상호 작용에 의해 동적으로 불안정해지는 현상을 말한다. 고속 비행하는 비행체는 아주

* 한국과학기술원 항공우주공학과

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

큰 공기력과 랜덤하중을 받으며, 게다가 공력 가열에 의해 구조물의 온도가 상승한다. 마하수가 증가할수록 유체의 운동에너지가 경계층의 전단응력에 의한 열에너지로 변환되어지는 점성소산이 발생하여 고온환경을 유기한다. 특히, 공력 가열은 구조물의 안정성을 떨어뜨리는 면내 열하중을 일으키며 재료의 물성치 저하를 초래한다. 이러한 열하중은 구조물의 정적 불안정 거동인 좌굴을 일으킬 수 있으며 동적 불안정 현상인 플러터 특성에 영향을 주는 것으로 알려져 있다. 1950년 전후에 설계된 현대 로켓의 시조인 V-20로켓이 패널 플러터로 인해 많이 파괴되면서 이러한 현상이 알려지고 연구되기 시작하였다. 최근에 미국의 복합 적층 패널로 이루어진 한 초음속 비행기의 시험 비행결과[1]에서도 패널 플러터로 인해 패널에 심각한 균열이 발생하였으며 패널을 재설계하여 더욱 보강한 적이 있음을 보고하였다.

이에 따라 1960년대부터 공력 가열을 받는 패널의 플러터 특성에 관한 연구가 시작되었다. Fung [2]은 높은 초음속 흐름에서 공력가열을 받는 등방성 패널에 대한 안정성을 다루었다. Schaeffer와 Heard[3]는 타원형의 온도 분포를 갖는 패널이 열응력이 없는 패널에 비해 플러터 임계동압이 61%나 감소함을 보고하였다. Guy와 Bohon[4]은 높은 마하수와 열응력상태에서 알루미늄 합금과 17-7PH 스텐레스 스틸 패널에 대한 실험을 수행하였다. 평평하고 정적으로 안정했던 패널이 면내 열하중이 작용하면 플러터를 유발하며 부가적인 열하중은 플러터를 억제함을 보고하였다.

면내 하중을 받는 평판의 플러터 해석은 Dowell[5], Yang[6]과 Mei[7] 등에 의해 주도적으로 연구되었다. 최근에 Xue와 Mei[7]는 유한요소법을 통해 열하중을 받는 등방성 패널에 대한 선형 및 비선형 플러터 특성과 피로에 대한 연구를 수행하였다. Abbass와 Gibson[8]등은 공력가열이 작용할 때 직교이방성 패널에 대한 플러터 해석을 수행하였다. 여기서 패널이 단열벽이라는 가정하에 공력가열을 고려하였으며 혼돈거동에 대해서는 확률적인 방법으로 해석하였다.

열하중을 받는 복합적층 평판에 대한 선형 및 비선형 플러터 특성에 대한 파라미터 연구는 등방성 평판의 경우에 비해 대체로 부족한 편이다. 본 연구에서는 공력가열에 의해 유기된 온도분포는 패널 전체에 균일하다고 가정하고 이에 따른 열응력

이 패널 플러터에 미치는 영향을 고찰하였다. 열하중을 받는 복합적층평판의 초음속 플러터 해석을 위한 수식화 및 해석 프로그램 개발과 개발된 프로그램을 이용하여 여러 가지 파라미터들이 좌굴 및 플러터 특성에 미치는 영향을 연구하였다.

II. 패널의 유한요소 모델링

2-1. 평판의 모델링

적층판의 유한 요소 모델링을 위하여 일차전단 평판이론(FSDT : [9])을 적용하고 기하학적 비선형을 고려하기 위하여 von Karman 변위-변형률 관계를 사용하면 변형율은 아래와 같다.

$$\{e\} = \{\epsilon_m\} + \{\epsilon_\theta\} + z\{k\} \dots\dots\dots (2.1)$$

$$\{\gamma\} = \{\gamma_z \ \gamma_x\}^T \dots\dots\dots (2.2)$$

$$\begin{aligned} \text{여기서, } \{\epsilon_m\} &= \{u_{0,x} \ v_{0,y} \ u_{0,y} + v_{0,x}\}^T \\ \{\epsilon_\theta\} &= \frac{1}{2}\{w_x^2 \ w_y^2 \ 2w_x w_y\}^T \dots\dots (2.3) \\ \{k\} &= \{\phi_{x,x} \ \phi_{y,y} \ \phi_{x,y} + \phi_{y,x}\}^T \\ \{\gamma\} &= \{w_y + \phi_y \ w_x + \phi_x\}^T \end{aligned}$$

위에서 u, v 와 w 는 각각 x, y 그리고 z 방향의 변위이다. ϕ_x 와 ϕ_y 는 xz 와 yz 평면의 회전 변위를 의미한다. 하첨자 '1'은 편미분을, 하첨자 '0'은 평판의 중립면에서 변위를 의미한다.

$\Delta T(x, y, z)$ 의 온도변화를 갖는 복합재 평판에 대해 단층 구성방정식을 적층판의 두께 방향으로 적분하여 적층판의 구성방정식을 얻는다.

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon \\ k \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} N_{\Delta T} \\ M_{\Delta T} \end{Bmatrix} \dots\dots\dots (2.4)$$

여기서, 열하중과 강성행렬은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (\{N_{\Delta T}\}, \{M_{\Delta T}\}) &= \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} [\bar{Q}]_k \{\bar{\alpha}\}_k (1, z) \Delta T dz \\ &\dots\dots\dots (2.5) \end{aligned}$$

$$([A], [B], [D]) = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} [\bar{Q}]_k (1, z, z^2) dz$$

$$A_{ij} = \frac{5}{4} \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{ij}^{(k)} \left[(z_k - z_{k-1}) + \frac{4}{3c^2} (z_k^3 - z_{k-1}^3) \right] \quad (i, j = 4, 5) \quad (2.6)$$

패널의 강성 및 질량 행렬과 외력벡터를 구성하고 운동방정식을 얻기 위해 가상일 정리를 적용하면 다음과 같다.

$$\delta W = \delta W_{int} - \delta W_{ext} = 0 \quad (2.7)$$

여기서, 내력에 의한 가상일 δW_{int} 와 외력에 의한 가상일 δW_{ext} 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \delta W_{int} &= \int_V \{ \delta e \}^T \{ \sigma \} dV \\ &= \{ \delta d \}^T [[K] - [KT] + \frac{1}{2} [N1] + \frac{1}{3} [N2]] \{ d \} - \{ \delta d \}^T \{ P_{\Delta T} \} \quad (2.8) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta W_{int} &= \int_A [-I_0(\ddot{u} \delta u + \ddot{v} \delta v + \ddot{w} \delta w) - I_2(\phi_x \delta \phi_x + \phi_y \delta \phi_y) + P \delta w] dA \\ &= - \{ \delta d \}^T [M] \{ \ddot{d} \} + \{ \delta d \}^T \{ f \} \quad (2.9) \end{aligned}$$

변위벡터 $\{d\} = \{u, v, w, \phi_x, \phi_y\}^T$ 를 나타내며, $[K]$ 는 선형 강성행렬, $[KT]$ 는 열강성행렬, $[N1]$, $[N2]$ 는 1, 2차 비선형 강성행렬, $\{f\}$ 및 $\{P_{\Delta T}\}$ 는 외력 및 열하중벡터를 의미한다. 또한 질량관성은 $(I_0, I_2) = \int_{-c/2}^{c/2} \rho(1, z^2) dz$ 이며 c 와 ρ 는 평판의 두께 및 밀도이다.

식(2.8)과 식(2.9)를 식(2.7)에 대입하며 다음의 기하학적 비선형과 열효과를 고려한 평판의 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$[M] \{ \ddot{d} + [[K] - [KT] + \frac{1}{2} [N1] + \frac{1}{3} [N2]] \{ d \} = \{ f \} + \{ P_{\Delta T} \} \quad (2.10)$$

2-2. 공기력 모델링

Fig. 1과 같이 밀도가 ρ_a 인 공기가 x 방향으로 V_a 의 속도로 흐른다고 할 때 패널은 횡방향 변위(w)에 따른 표면의 압력분포에 의해 공기역학적 힘을 받게된다. 본 연구에서는 이차원 준정상 초음속

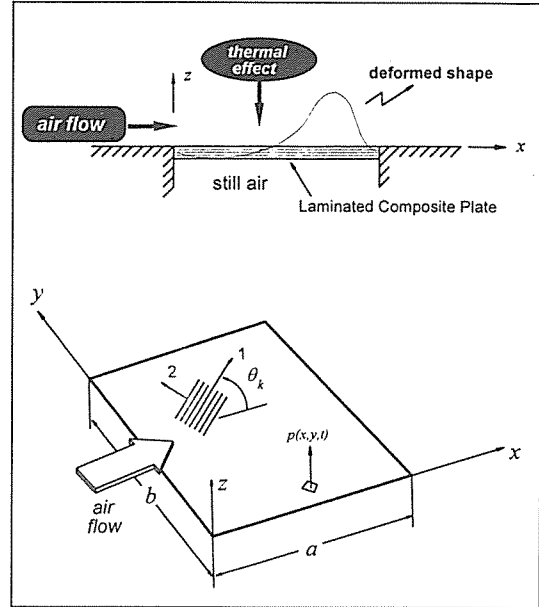


Fig. 1. Schematic diagram of laminated composite panel subject to aerodynamic and thermal load.

공력 이론인 1차 피스톤 이론(1st order piston theory : [10])을 적용하였다. 이 이론에 따르면 변형된 외피 평판에서 임의의 한 점에 적용하는 압력은 다음과 같이 표현된다.

$$p(x, y, t) = - \left(\beta \frac{\partial w}{\partial x} + g \frac{\partial w}{\partial t} \right) \quad (2.11)$$

여기서, β 는 동압 매개변수(aerodynamic pressure parameter), g 는 공력감쇠 매개변수(aerodynamic damping parameter)라고 부른다.

$$\beta = \frac{\rho_a V_a^2}{\sqrt{M^2 - 1}}, \quad g = \frac{\beta}{V_a} \frac{M^2 - 2}{M^2 - 1} \quad (2.12)$$

유한요소법을 적용하여 압력에 의한 유한요소 절점력 $\{f\}$ 를 다음과 같이 가상일 정리로부터 구할 수 있다.

$$\delta W_p = \int_A -p \cdot \delta w \, dA = \delta \{w\}^T \{f\} \quad (2.13)$$

여기서,

$$\begin{aligned} \{f\} &= -\left(\beta[A_f]\{w\} + g[A_d]\{\dot{w}\}\right) \\ [A_f] &= \int_A \{\Psi\} \{\Psi_x\}^T dA \\ [A_d] &= \int_A \{\Psi\} \{\Psi\}^T dA \dots\dots\dots (2.14) \end{aligned}$$

위의 두 행렬을 각각 공기력 행렬 및 공력감쇠 행렬이라 부르며 공기력 행렬을 일반적으로 비대칭이다.

2-3. 운동 방정식의 유도

식(2.14)를 식(2.10)에 대입하면 공기력과 열하중을 받는 평판의 운동방정식을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$[M]\{\ddot{\mathbf{d}}\} + g[A_D]\{\dot{\mathbf{d}}\} + [[K] - [KT] + \beta[A_F] + \frac{1}{2}[N1] + \frac{1}{3}[N2]]\{\mathbf{d}\} = \{P_{\Delta T}\} \dots\dots\dots (2.15)$$

여기서

$$[A_F] = \begin{bmatrix} [0]_m & [0] & [0] \\ [0] & [A_f]_b & [0] \\ [0] & [0] & [0]_p \end{bmatrix}, [A_D] = \begin{bmatrix} [0]_m & [0] & [0] \\ [0] & [A_d]_b & [0] \\ [0] & [0] & [0]_p \end{bmatrix} \dots\dots\dots (2.16)$$

$[A_D], [A_F]$ 는 전체 변위에 대한 공력감쇠 행렬과 공기력 행렬을 말하며 하첨자 m, b 와 p 는 면내, 횡방향 그리고 회전 변위를 의미한다.

위의 운동방정식 (2.15)를 풀기 위하여 해를 $\{\mathbf{d}\} = \{\mathbf{d}_s\} + \{\mathbf{d}_t\}$ 로 가정하여 식(2.15)에 대입하면 다음과 같은 연계된 두 방정식을 얻는다.

$$\left[[K] - [KT] + \beta[A_F] + \frac{1}{2}[N1]_s + \frac{1}{3}[N2]_s \right] \{\mathbf{d}_s\} = \{P_{\Delta T}\} \dots\dots\dots (2.17)$$

$$\begin{aligned} [M]\{\ddot{\mathbf{d}}_t\} + g[A_D]\{\dot{\mathbf{d}}_t\} + [[K] - [KT] + \beta[A_F] + [N1]_t + \\ [N2]_t + [N2]_s + \frac{1}{2}[N1]_t + \frac{1}{3}[N2]_t]\{\mathbf{d}_t\} = \{0\} \end{aligned} \dots\dots\dots (2.18)$$

여기서 하첨자 s 와 t 는 정적인 운동과 동적인 운동을 의미한다.

식(2.17)은 공기력과 열하중이 동시에 작용하는 패널의 정적인 거동을 해석할 수 있는 정적 평형 방정식이다. 이 식을 통해서 좌굴 및 좌굴 후 거동 해석을 수행하게 된다. 식(2.18)은 기하학적인 비선형성을 고려한 동적 거동 지배 방정식으로 이 식으로부터 플러터 방정식을 유도하여 해석한다.

III. 좌굴후 거동 및 플러터 해석 기법

앞에서 유도된 식(2.17)과 식(2.18)의 방정식은 해석의 자유도가 많으므로 시스템의 자유도를 줄이고 많은 반복 계산이 필요한 좌굴후 거동이나 플러터 해석의 효율을 높이기 위해 Guyan Reduction (GR)를 적용하였다. 패널의 정적/동적 거동에 있어서 면내 변위 및 회전 변위에 비해 가장 지배적인 거동인 횡방향 변위 $\{w\}$ 만의 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \{u\} \\ \{\phi\} \end{Bmatrix} &= - \begin{bmatrix} [K_m] & [K_{mp}] \\ [K_{mp}]^T & [K_p] \end{bmatrix}^{-1} \\ &\quad \begin{Bmatrix} [N1_{mb}]_s + \frac{1}{2}[N1_{mb}]_t \\ [K_{bp}]^T + [N1_{bp}]_s + \frac{1}{2}[N1_{bp}]_t^T \end{Bmatrix} \{w\} \dots\dots\dots (3.1) \end{aligned}$$

여기서, $\{u\}$ 는 면내 변위, $\{\phi\}$ 는 회전 변위를 의미한다. 식(3.1)을 식(2.17)과 (2.18)에 적용하여 축약된 운동방정식을 얻게 된다.

3-1. 좌굴 및 좌굴후 거동 해석 기법

식(2.17)에 뉴튼-랩슨 반복법을 이용하여 증분 형태의 방정식을 유도한 후 GR을 적용하면 다음과 같은 축약된 지배 방정식을 얻는다.

$$[RK0]\{\Delta w_s\}_{i+1} = \{\Delta R\}_i \dots\dots\dots (3.2)$$

여기서 축약된 강성 행렬과 축약된 하중 벡터는 다음과 같다.

$$[RK0] = [K_b] - [K_{\Delta T}] + \beta[A_f] + [N1_b]_s + [N2_b]_s$$

$$-\begin{bmatrix} [N1_{mb}] \\ [K_{pb} + N1_{pb}] \end{bmatrix}^T - \begin{bmatrix} [K_m] & [K_{mp}] \\ [K_{pm}] & [K_p] \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} [N1_{mb}] \\ [K_{pb} + N1_{pb}] \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\{\Delta R\}_i = \left\{ \left\{ \Delta f_b \right\} - \begin{bmatrix} [N1_{mb}] \\ [K_{pb} + N1_{pb}] \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} [K_m] & [K_{mp}] \\ [K_{pm}] & [K_p] \end{bmatrix}^{-1} \right. \right. \\ \left. \left. \begin{bmatrix} \Delta f_m \\ \Delta f_p \end{bmatrix} \right\} \right\} \quad (3.4)$$

$$\{w_s\}_{i+1} = \{w_s\}_i + \{\Delta w_s\}_{i+1} \quad (3.5)$$

다음의 식을 이용하여 계산된 지배 변위로부터 증속 변위들을 계산하게 된다.

$$\begin{Bmatrix} \{\Delta u\} \\ \{\Delta \phi\} \end{Bmatrix}_i = \begin{bmatrix} [K_m] & [K_{mp}] \\ [K_{pm}] & [K_p] \end{bmatrix}^{-1} - \begin{bmatrix} [N1_{mb}] \\ [K_{pb} + N1_{pb}] \end{bmatrix} \{\Delta w_s\}_i \\ + \begin{bmatrix} [K_m] & [K_{mp}] \\ [K_{pm}] & [K_p] \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} \Delta f_m \\ \Delta f_p \end{Bmatrix}_i \quad (3.6)$$

3-2. 플러터 방정식

플러터 해석에서도 해석상의 자유도를 줄이기 위해 GR을 수행하고 비선형 플러터 방정식을 유도한다. 식(3.1)을 이용하여 식(2.18)에 GR을 적용하면 다음과 같은 축약된 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$[RM] \{\ddot{w}_i\} + g[A_d] \{\dot{w}_i\} + [[RK0] + [RK1] + [RK2]] \{w_i\} = \{0\} \quad (3.7)$$

여기서 $[RK0]$ 는 축약된 선형 강성 행렬, $[RK1]$ 과 $[RK2]$ 는 축약된 1차와 2차 비선형 강성 행렬을 의미한다. 여기서 축약된 질량 행렬과 공력 감쇠 행렬 사이에 $[A_d] = \frac{1}{\rho c} [RM] \approx \frac{1}{\rho c} [M_b]$ 라는 관계가 성립한다. 문제의 경우에서는 진동 모드의 진폭과 진동수가 함수 관계에 있으므로 선형 플러터 해석과는 달리 반복계산에 의해 진동수를 결정하여야 한다.

다.

주기적인 특성을 갖는 제한주기진동을 다음과 같이 단순 조화 운동으로 가정한다.

$$\{w_i\} = \lambda \{\bar{w}_i\} \sin \omega t \quad (3.8)$$

여기서 λ 는 횡방향 변위의 최대 진폭을 의미하며 $\{\bar{w}_i\}$ 는 최대값이 1로 정규화된 변위들이다. 또한 비선형 복소고유치 해석을 수행하기 위해서는 비선형 시간 함수를 선형화하는 과정이 필요하다. 이를 위해 LUM/NTF [7]방법을 적용하면 다음과 같다.

$$[RK1(w_i)] \{w_i\} = [RK1(\bar{w}_i)] \{\bar{w}_i\} \sin^2 \omega t \approx \frac{1}{\sqrt{2}} [\overline{RK1}] \{\bar{w}_i\} \sin \omega t \quad (3.9)$$

$$[RK2(w_i^2)] \{w_i\} = [RK2(\bar{w}_i^2)] \{\bar{w}_i\} \sin^3 \omega t \approx \frac{3}{\sqrt{4}} [\overline{RK2}] \{\bar{w}_i\} \sin \omega t \quad (3.10)$$

식(3.8), (3.9)과 (3.10)을 식(3.7)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 비선형 플러터 방정식을 얻을 수 있다.

$$([RK0] + \frac{\lambda}{\sqrt{2}} [\overline{RK1}] + \frac{3\lambda^2}{4} [\overline{RK2}] - k^2 [RM]) \{\bar{w}_i\} = \{0\} \quad (3.11)$$

여기서 $k^2 = -\frac{g}{\rho c} \omega - \omega^2$ 이다.

위 식을 풀기 위해서 IMSL subroutine중에 EIGZF를 이용하여 해석하였다. 여기서 미소 변위를 가정하여 $[\overline{RK1}]$ $[\overline{RK2}]$ 를 무시하면 플러터 경계를 결정할 수 있는 선형 플러터 방정식을 얻게 된다.

IV. 계산 결과 및 토의

4-1. 해석 모델

본 연구에서 사용된 복합재료의 재질과 물성치는 Table. 1과 같다.

좌굴 및 플러터 해석에 사용된 적층 평판의 적층각은 $[0/45/-45/90]_6$ 와 $[0_2/90_2]_6$ 이다. 표현의 편의와

Table .1 Material Properties

Properties	Graphite/Epoxy	Boron/Epoxy
E1(GPa)	155	204
E2(GPa)	8.07	18.5
G12(GPa)	4.55	5.59
G23(GPa)	3.25	3.7
ν_{12}	0.22	0.23
$\rho(\text{kg/m}^3)$	1580	2000
$\alpha_1(\times 10^{-6} \text{ m/m}/^\circ\text{C})$	-0.07	4.5
$\alpha_2(\times 10^{-6} \text{ m/m}/^\circ\text{C})$	30.1	14.4

계산 파라미터를 줄이기 위해 평판의 치수와 구조 강성에 연관된 무차원 계수를 도입한다.

$$\beta^* = \beta \frac{a^3}{D}, \quad \omega^* = \omega \sqrt{a^4 \frac{\rho C}{D}}, \quad \Delta T^* = \frac{\Delta T}{\Delta T_{cr}} \quad \dots \dots (4.1)$$

여기서, a 는 패널의 가로 방향 길이이고 $D = E_2 c^3$ 이며 ΔT_{cr} 은 좌굴 임계온도이다.

4.2. 검증

비선형 플러터 해석을 위해 비선형 시간함수를 선형화하여 주파수 영역에서 계산한 결과의 검증을 위해 Dowell[11]과 Xue와 Mei[7]의 결과와 비교하였다. Dowell은 시간적분법으로 Xue와 Mei는

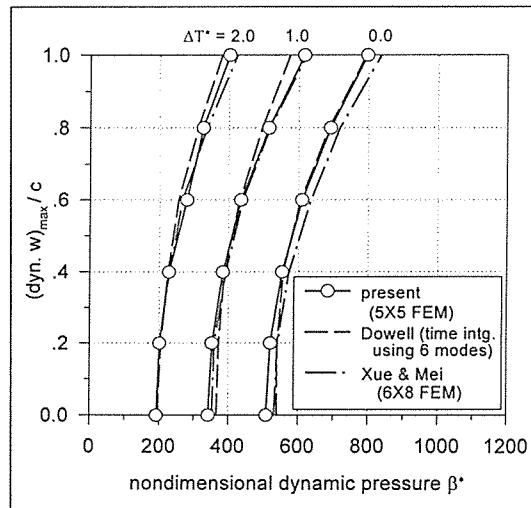


Fig. 2. Limit cycle amplitude vs dynamic pressure in nonlinear panel flutter of isotropic square plate with simply supported B.C.

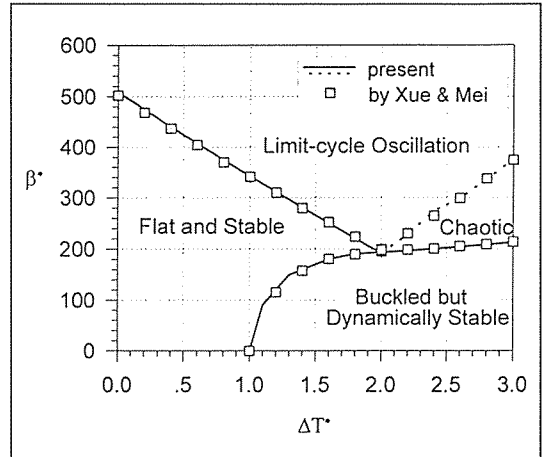


Fig. 3. Response map for isotropic square plate with simply supported B.C. in all edges.

주파수 영역에서 복소고유치 방정식을 풀어 해석하였다. 해석모델은 포아송비가 0.3이고 경계조건이 사면 단순 지지된 등방성 정사각형 평판이다. Fig. 2는 본 연구의 해석 결과가 잘 일치하고 타당함을 보여준다. 또한 면내 열하중과 공기력을 받는 평판의 좌굴점과 플러터 경계를 Xue와 Mei[7]의 연구 결과와 비교하여 Fig. 3과 같이 아주 잘 일치함을 알 수 있다.

4.3. 열하중을 고려한 패널의 플러터 해석

비선형 플러터 해석

패널은 임계동압을 넘어서면 실제로 플러터에 의한 파괴가 일어나는 것이 아니라 제한주기진동을 하는 것으로 알려져 있다. 큰 진폭을 갖는 제한주기진동은 피로에 의한 파괴를 초래한다. 본 연구에서는 제한 주기 운동을 주파수 영역에서 큰 진폭을 고려한 비선형 플러터 점을 찾아 해석하였다. 해석 모델은 Graphite-Epoxy [0/45/-45/90]_s 적층각에 대하여 $a/b=1.0$, $a/c=150$., 단순지지 평판을 해석하였다. Fig. 4는 동압이 증가함에 따라 좌굴된 영역, 좌굴점, 제한 주기 운동 영역에 대한 변위의 변화를 나타낸다. $\Delta T^* = 1.0$ 이전에서는 정적인 변위가 없고 이후에는 좌굴된 상태로 정적인 변위가 존재한다. 좌굴된 상태에서 공기력이 증가하

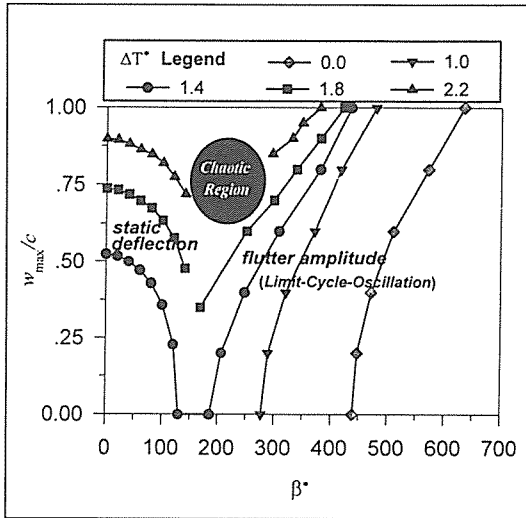


Fig. 4. Postbuckling and large amplitude flutter analysis Graphite-Epoxy, [0/45/-45/90]_s, a/b=1.5, simply supported.

면 차츰 정적인 변위가 감소하게 되어 평평한 상태까지 이르게 되고 더 큰 공기력이 작용하면 플러터 점을 넘어 제한주기진동에 이른다. $\Delta T^* = 1.4$ 일 때 $\beta^* = 130 \sim 190$ 사이에서는 정적과 동적으로 변형이 없는 구간이 존재한다. 이 구간 이전에는 좌굴 변형, 이후에는 동압의 증가에 따라 진폭이 증가하면서 제한주기진동을 한다. $\Delta T^* = 1.8$ 에서는 $\Delta T^* = 1.4$ 와는 달리 $\beta^* = 150 \sim 180$ 정도에서 연결되어 있지 않은 부분은 혼돈거동으로 정적인 평형점이 결정되지 않는 영역이 존재하기 때문이다.

적층각에 따른 플러터 특성 변화

Graphite-Epoxy [0₂/90₂]_s와 [0/45/-45/90]_s의 적층각을 갖는 a/b=1.5, a/c=300., 단순지지된 복합적층평판의 플러터 특성을 비교하였다. Fig.5.a는 [0/45/-45/90]_s 적층 평판의 $\Delta T^* = 1.5$ 에서 동압 증가에 따른 진동수의 변화를 보여준다. 이 경우는 Fig. 5.a에서 첫번째 모드와 두번째 모드의 병합(coalescence)현상이 일어난다. 플러터 모드는 Fig. 5.b와 같다.

Fig.5.a에서 점 A ($\beta^* = 210$)에서 첫번째 모드 진동수가 0이 되고 나머지 진동수도 감소하는데

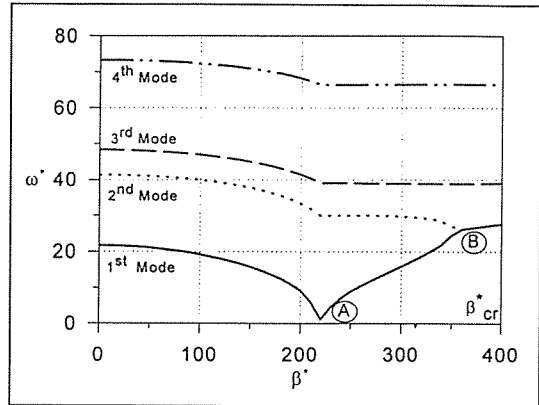


Fig. 5(a). Frequency coalescence of [0/45/-45/90]_s lamination under $\Delta T^* = 1.5 \Delta T_{cr}$.

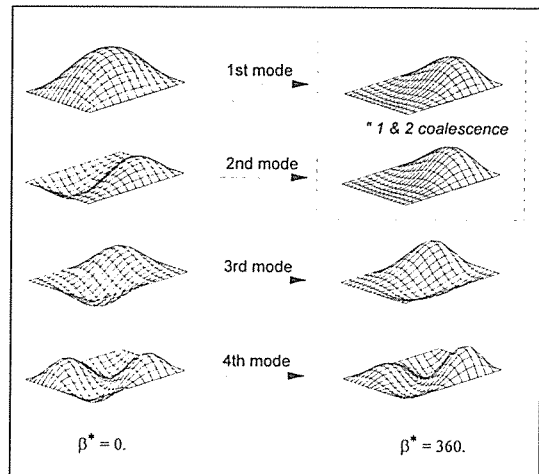


Fig. 5(b). Mode coalescence phenomena of [0/45/-45/90]_s Graphite-Epoxy, a/b=1.5, a/c=300, $\Delta T^* = 1.5 \Delta T_{cr}$, simply supported.

이는 $\beta^* = 210$ 일 때 좌굴이 일어나는 점이기 때문이다.

Fig.6.a는 $\Delta T = 1.5 \Delta T_{cr}$ 일 경우 [0₂/90₂]_s로 적층된 패널에 대해 동압 증가에 따른 진동수의 변화를 보여준다. 이 경우는 [0/45/-45/90]_s와는 달리 첫번째와 세번째 모드가 병합이 일어나서 플러터 모드가 된다. 이는 Fig.8에서 보여주듯이 자유진동모드의 첫번째와 세번째 모드가 공기력이 작용할 때 플러터 형상과 유사하여 병합이 쉽게 일어날 수 있기

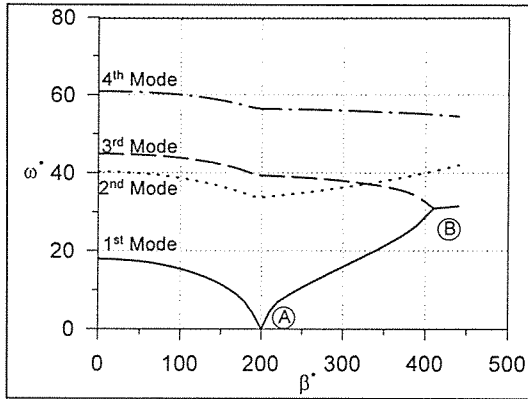


Fig. 6(a). Frequency coalescence of $[0_2/90_2]_s$ lamination under $\Delta T^* = 1.5\Delta T_{cr}$.

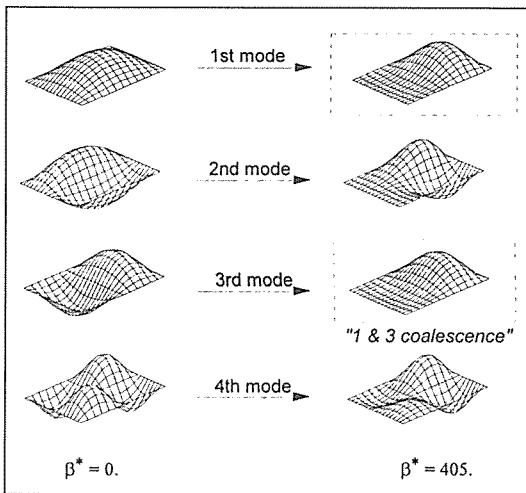


Fig. 6(b). Mode coalescence phenomena of $[0_2/90_2]_s$ Graphite-Epoxy, $a/b=1.5$, $a/c=300$, $\Delta T=1.5\Delta T_{cr}$, simply supported.

때문이다. 또한 Fig.6.a에서 점 A($\beta^* = 200$)에서 좌굴점이 되므로 첫번째 모드의 진동수가 0이 된다.

Fig. 7은 열하중과 공기력이 작용할 때 Graphite-Epoxy 적층 평판에 대한 거동 특성을 나타낸다. $[0/45/-45/90]_s$ 적층판의 강성이 $[0_2/90_2]_s$ 보다 크므로 임계동압이 더 높고 좌굴 열하중도 커진다. 따라서 $[0/45/-45/90]_s$ 적층판은 $[0_2/90_2]_s$ 보다 좌굴영역이 작으며 정적으로 안정한 영역이 넓다.

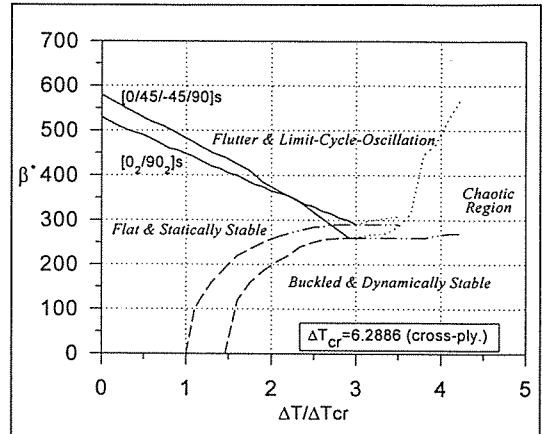


Fig. 7. Response map of $[0/45/-45/90]_s$ and $[0_2/90_2]_s$ lamination scheme Graphite-Epoxy, $a/b=1.5$, $a/c=300$, simply supported.

재질에 따른 플러터 특성 변화

Fig. 8은 Graphite-Epoxy와 Boron-Epoxy 재질에 대하여 $[0/45/-45/90]_s$ 로 동일한 적층조건에서 열에 의한 변형 및 플러터 특성을 나타내고 있다. 열하중에 의해 야기되는 좌굴 온도는 Graphite-Epoxy의 경우가 Boron-Epoxy의 경우 보다 높다.

열하중이 증가함에 따라 패널 플러터가 일어나는 임계동압은 선형으로 감소하는 것으로 보아 열

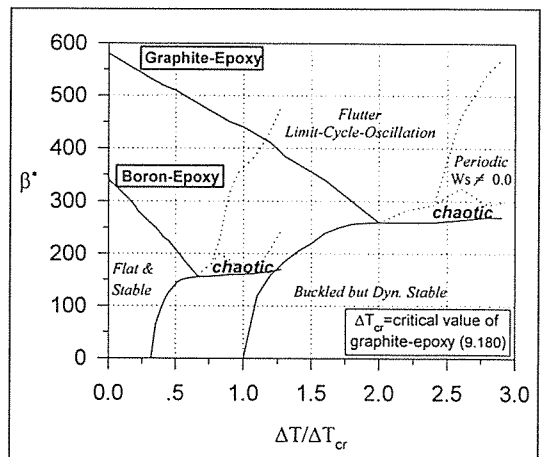


Fig. 8. Response map of Boron-Epoxy & Graphite-Epoxy laminated panel $a/b=1.5$, $a/c=300$, simply supported.

효과는 플러터 특성에 좋지않은 영향을 준다. 두 재질을 비교해 볼 때 Graphite-Epoxy가 전체적으로 임계동압이 높게 계산되는데 이는 Graphite-Epoxy의 E1/E2의 값이 Boron-Epoxy보다 크기 때문인 것으로 생각된다.

경계 조건에 따른 좌굴 및 플러터 경계

단순 지지와 고정 지지 두 가지 경계 조건에 따른 패널의 거동을 비교하여 보았다. $[0_2/90_2]_s$ 의 적층각을 갖고 $a/b=1.5$, $a/c=300$ 인 복합적층 평판에 대한 결과는 Fig. 9과 같다. 여기서 고정지지된 평판이 단순지지된 평판에 비해 좌굴 임계온도와 플러터 임계동압이 훨씬 크며 전체적으로 안정한 영역이 넓다. 실제 구조물의 플러터 임계값은 두 경계 사이에 존재할 것이다.

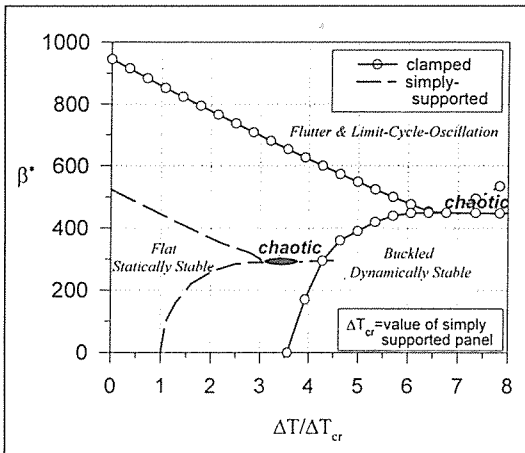


Fig. 9. Effect of boundary conditions on panel behavior Graphite-Epoxy, $[0_2/90_2]_s$, $a/b=1.5$, $a/c=300$.

V. 결 론

본 연구에서는 열하중을 고려한 복합재 패널의 정적 및 동적 불안정 거동 특성을 해석하였다. 공기력은 1차 피스톤이론, 구조모델은 von Karman 변위 변형을 관계를 적용한 일차전단변형판이론을 적용하였다. 패널에 공기력과 열하중이 동시에 작용할 때 좌굴 및 좌굴후 거동, 선형 플러터 경계 및 제한 주기 운동에 대한 해석을 수행하였다. 파라미

터 연구로서 복합적층판의 적층각, 재질차이, 경계 조건이 좌굴 및 플러터 특성에 미치는 영향을 고찰하였으며 LUM-NTF[7]기법을 적용하여 주파수 영역에서 비선형 플러터 특성인 제한주기 운동을 해석하였다.

면내 열하중이 작용하는 패널은 플러터를 일으키는 상태에서 정적인 변형이 평평하면 플러터 동압은 떨어지고 좌굴된 영역이면 기하학적인 비선형 강성행렬에 의해 플러터 임계동압이 증가하였다. 적층각에 따라서는 $[0/45/-45/90]_s$ 적층은 첫번째와 두번째 모드가 $[0_2/90]_s$ 적층은 첫번째와 세번째 모드의 병합으로 플러터가 발생하며 각기 두 모드는 플러터 형상과 비슷한 모드임을 알 수 있었다. 열하중이 작을 때는 $[0/45/-45/90]_s$ 적층이 $[0_2/90_2]_s$ 적층보다 임계동압이 높다가 열하중이 커지면 오히려 $[0_2/90_2]_s$ 적층이 더 높은 임계동압을 갖는다. 적층각을 적절히 조절함으로써 플러터를 일으키는 모드들의 주파수 폭을 넓혀 플러터 임계동압을 높일 수 있을 것이다. Graphite/Epoxy와 Boron/Epoxy에 대한 플러터 해석에서는 E1/E2가 상대적으로 큰 재질일 수록 일차원화된 임계동압이 큼을 알 수 있었다. 경계조건에 따른 좌굴과 플러터 해석에서는 고정지지 경계조건의 경우가 좌굴 특성 및 플러터 특성에 좋음을 보인다.

참 고 문 헌

- [1] Zhou, R. C., Xue, D. Y., and Mei, C., "A Finite Element Time Domain-Modal Formulation for Nonlinear Flutter of Composite Panels at Elevated Temperatures," *Proc. of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 35th SDM Conference*, AIAA-94-1424-CP, 1994, pp.933-943.
- [2] Fung, Y. C., "The Static Stability of a Two Dimensional Curved Panel in a Supersonic Flow with an Application to Panel Flutte," *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 21, No. 8, 1954, p.556.
- [3] Schaeffer, H. G., and Heard, W. L., "Supersonic Flutter of a Thermally Stressed Flat Panel with Uniform Edge Loads," NASA TN D-3077, Oct. 1995.
- [4] Guy, L. D., and Bohon, H. L., "Flutter of

Aerodynamically Heated Aluminum-Alloy and Stainless-Steel Panels with Length-Width Ratios of 10 at Mach No. of 3.0," NASA TND-1353, July, 1962.

[5] E. H. Dowell, "Comparison of Theory and Experiment for Nonlinear Flutter of Loaded Plates," *AIAA Journal*, Vol. 8, No. 11, 1970, pp. 2022-2030.

[6] D. G. Liaw and H. T. Y. Yang, "Reliability of Initially Compressed Uncertain Laminated Plates in Supersonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 6, pp.952-960.

[7] D. Y. Xue and C. Mei, "Finite Element Nonlinear Panel Flutter with Arbitrary Temperatures in Supersonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 1, 1993, pp.154-162.

[8] Abbas, J. F., Ibrahim, R. A. and Gibson, R. F., "Nonlinear Flutter of Orthotropic Composite panel Under Aerodynamic heating," *AIAA Journal* Vol. 31, No. 8, August, 1993, pp. 1478-1488.

[9] C. Yang, C. H. Norris, and Y. Starvsky, "Elastic Wave Propagation in heterogeneous Plates," *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 2, 1966, pp.534-547.

[10] R. L. Bisplinghoff and H. Ashley, *Principles of Aeroelasticity*, Dover Publication, Inc. New york, pp.416-437, 1962.

[11] Dowell, E. H., "Nonlinear Oscillation of a Fluttering Plate," *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 7, 1966, pp.1267-1275.
