

## 열-랜덤 음향 하중을 받는 보강된 복합재 패널의 비선형 진동 해석

최인준<sup>1)</sup> · 이홍범<sup>2)</sup> · 박재상<sup>\*,1)</sup> · 김인걸<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> 충남대학교 항공우주공학과

<sup>2)</sup> LIG넥스원(주) L-SAM체계단 2팀

### Nonlinear Vibration Analyses of Stiffened Composite Panels under Combined Thermal and Random Acoustic Loads

In-Jun Choi<sup>1)</sup> · Hong-Beom Lee<sup>2)</sup> · Jae-Sang Park<sup>\*,1)</sup> · In-Gul Kim<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

<sup>2)</sup> L-SAM Anti Air Missile Systems R&D Team 2, LIG Nex1 Co. Ltd., Korea

(Received 29 August 2020 / Revised 4 November 2020 / Accepted 13 November 2020)

#### Abstract

This study using ABAQUS investigates the nonlinear vibration responses when thermal and random acoustic loads are applied simultaneously to the stiffened composite panels. The nonlinear vibration analyses are performed with changing the number of stiffeners, and layup condition of the skin panel. The panel and stiffeners both are modeled using shell elements. Thermal load ( $\Delta T$ ) is assumed to have the temperature gradient through the thickness direction of the stiffened composite panel. The random acoustic load is represented as stationary white-Gaussian random pressure with zero mean and uniform magnitude over the panels. The thermal postbuckling analysis is conducted using RIKS method, and the nonlinear dynamic analysis is performed using Hilber-Hughes-Taylor time integration method. When  $\Delta T = 25.18$  °C and SPL = 105 dB are applied to the stiffened composite panel, the effect of the number of stiffener is investigated, and the snap-through responses are observed for composite panels without stiffeners and with 1 and 3 stiffeners. For investigation of the effect of layup condition of the skin panel, when  $\Delta T = 38.53$  °C and SPL = 110 dB are applied to the stiffened composite panel, the snap-through responses are shown when the fiber angle of the skin panel is 0°, 30°, and 60°.

Key Words : Stiffened Composite Panel(보강된 복합재 패널), Snap-through(스냅-스루), Thermal Load(열 하중), Random Acoustic Load(랜덤 음향 하중), Nonlinear Vibration Response(비선형 진동 응답)

#### 기 호 설 명

\* Corresponding author, E-mail: aerotor@cnu.ac.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

$W$  : 패널의 두께 방향으로의 변위 (m)

$c$  : 외피 패널의 두께 (m)

## 1. 서론

미사일, 로켓, 및 전투기 같은 고속 비행체들의 패널 구조는 비행 시, 열 하중 및 랜덤 음향 하중 등을 복합적으로 받는다<sup>[1-4]</sup>. 열 하중은 공력 가열에 의하여 발생하며 패널의 열적 좌굴 및 후좌굴을 발생시킨다. 고속 환경에서의 난류 유동 및 엔진 출력에 의한 소음 등에 의하여 만들어진 랜덤 음향 하중은 패널 구조물에 랜덤 진동(random vibration) 거동을 유발할 수 있다. 열 하중과 랜덤 음향 하중이 패널에 동시에 작용할 때, 열적 후좌굴된 상태에서 진폭이 작은 랜덤 진동(small random vibration,  $W/c < 0.2$ ) 혹은 진폭이 큰 랜덤 진동(large random vibration,  $W/c > 2.0$ ) 그리고 스냅스루(snap-through) 거동 등의 다양한 비선형 동적 거동이 발생한다<sup>[4]</sup>. 이러한 비선형 동적 거동 중에서 스냅스루 거동은 고속비행체들의 패널 구조의 피로 수명에 심각한 영향을 끼친다<sup>[4]</sup>. 따라서 패널 구조의 스냅스루 거동을 예측하는 것은 매우 중요하다.

다양한 하중들이 비행체 패널 구조에 복합적으로 작용할 때의 비선형 동적 응답에 관한 연구들이 활발히 수행되었다. 랜덤 음향 하중 및 초음속 공력 하중이 복합재 패널에 동시에 작용할 때, 시간 영역에서의 비선형 동적 응답에 대한 해석 연구가 수행되었다<sup>[2]</sup>. 초음속 비행체에 사용되는 구조 재료의 시편에 대한 열기계적 특성에 관한 시험 연구가 수행되었다<sup>[3]</sup>. 열 하중, 초음속 공력 하중, 및 랜덤 음향 하중이 동시에 작용할 때, 1차 전단 변형 판 이론(First-order Shear Deformation plate Theory, FSDT)과 von Karman 변위-변형률 관계식을 사용하여 얇거나 두꺼운 복합재 패널에 대한 해석 연구를 수행하여 스냅스루 거동 및 제한주기운동(Limit Cycle Oscillation, LCO)에 관해 조사하여 공기력의 영향이 커지면 스냅스루 거동이 사라지는 것을 확인하였다<sup>[4]</sup>. 시간 영역에서의 유한요소 기법을 사용하여 다양한 열 하중과 랜덤 음향의 복합 하중 조건에 대하여 등방성 패널에 대하여 비선형 진동 응답이 조사되었다<sup>[5]</sup>. 선행 연구<sup>[5]</sup>는 패널 구조의 회전 관성과 횡방향 전단 변형의 영향을 고려하지 않은 얇은 고전 평판 이론(classical plate theory)을 이용하였으며 von Karman 변위-변형률 관계식을 사용하였다. 열-음향의 복합 하중이 작용할 때, 열 하중과 랜덤 음향 하중의

크기를 변경하며 시간 영역에서의 비선형 진동 응답 해석과 피로 수명 연구를 경사 기능 재료(Functionally Graded Material, FGM) 패널에 대하여 수행하였다<sup>[6]</sup>. 패널 구조의 횡방향 전단 변형을 고려하기 위해 1차 전단 변형 판 이론과 von Karman 변위-변형률 관계식을 사용하여 모델링된 얇거나 혹은 두꺼운 등방성 패널에 열 하중 및 랜덤 음향 하중의 복합 하중이 작용할 때, 비선형 동적 거동에 대한 연구가 수행되었다<sup>[7]</sup>.

비행체 구조의 경우, 최소한의 구조 중량과 더불어 적절한 강성 증가를 얻기 위하여 패널 구조의 두께를 증가시키기보다는 소수의 보강재의 사용이 보다 효율적이다<sup>[8]</sup>. 열 하중과 초음속 공력 하중이 적용되었을 때, 1차 전단 변형 판 이론과 Timoshenko 보(beam) 이론으로 모델링된 보강된 복합재 패널의 진동 및 플러터 특성에 대하여 해석 연구가 수행되었으며<sup>[8]</sup> 보강된 등방성 패널에 대하여 보강재의 개수에 따른 고유진동수 변화에 대하여 실험 및 해석이 수행되었다<sup>[9]</sup>.

지금까지<sup>[2,4-7]</sup>에서 열 하중과 랜덤 음향 하중이 보강재를 이용한 복합재 패널에 동시에 작용할 때 비선형 진동 거동 해석을 수행한 연구 사례는 보고된 바 없다. 유한요소 모델링 및 비선형 정적 및 동적 해석은 상용 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS(ver.6.14)를 사용하며, 보강된 복합재 패널의 보강재 및 외피 패널 모두 셸(shell) 요소를 사용하여 모델링하였다. 보강된 복합재 패널에 대하여 열적 후좌굴 해석을 먼저 수행한 후, 후좌굴된 보강된 복합재 패널에 대하여 랜덤 음향 하중을 동시에 적용하여 비선형 진동 해석을 수행하였다. 열 하중은 보강된 패널의 두께 방향으로 온도 구배를 가진다고 가정하였으며, 랜덤 음향 하중은 간단한 통계적인 기법으로 모델링되었다.

본 연구에서는 보강된 복합재 패널에 대하여 열-음향의 복합 하중을 받을 때 보강된 복합재 패널의 스냅스루 거동 등의 비선형 진동 거동에 관해 분석하였다. 특히, 비선형 정적 해석 및 동적 거동에 대한 보강된 복합재 패널의 보강재의 개수 및 외피 패널의 적층 조건의 영향을 조사하였다.

## 2. 모델링 및 해석 기법

### 2.1 비선형 유한요소 해석 기법

#### 2.1.1 랜덤 음향 하중 모델링

본 논문에서는 랜덤 음향 하중을 간단한 통계적 기

법<sup>[5,7]</sup>을 기반으로 모델링하였다. 또한 패널 표면의 면 내 방향으로 균일하게 작용되는 분포 하중으로 가정하였으며, 가우스 정규 분포(Gaussian normal distribution)의 특성을 가진 상호 스펙트럼 밀도 함수( $S_p$ )를 이용하여 표현하였다. 상호 스펙트럼 밀도 함수는 아래 식 (1)과 같이 주파수( $f$ )에 의해 결정된다.

$$S_p(f) = \begin{cases} S_0 = p_0^2 10^{\frac{SPL}{10}} & (0 \leq f \leq f_c) \\ 0 & (f < 0 \text{ or } f > f_c) \end{cases} \quad (1)$$

$$\Delta t = \frac{1}{2f_c} \quad (2)$$

식 (1)의  $f_c$ 는 Cut-off 주파수이며 본 논문의 저자들의 선행 연구<sup>[4]</sup>에 기술된 기법을 통하여 정의하였다. 식 (1)에서  $p_0$ 는 기준압력(reference pressure)으로 크기는 20  $\mu\text{Pa}$ 이며, SPL은 데시벨(dB)로 표현되는 음압의 크기(sound pressure level)이다. 전술한 내용에 대한 검증은 저자들의 선행 연구<sup>[4]</sup>에 자세히 서술되어 있으며 본 논문에서는 선행 연구<sup>[4]</sup>의 결과를 이용하였다. 비선형 동적 응답 해석의 time step size( $\Delta t$ )는 식 (2)와 같이 결정된다<sup>[10]</sup>. 랜덤 음향 하중  $F_{acoustic}$ 은 식 (3)에서 주어져 있듯이 MATLAB의 난수 발생 함수인 randn을 사용하여 생성된다<sup>[4]</sup>. randn에 포함된  $n$ 은 시간 영역의 동적 해석에 사용될 time step의 개수로 정의된다<sup>[4]</sup>.

$$F_{acoustic} = \sqrt{S_0 f_c} \times randn(n,1) \quad (3)$$

### 2.1.2 ABAQUS를 이용한 모델링 및 비선형 해석 기법

본 연구에서는 비선형 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS를 이용하여 보강재를 사용한 복합재 패널을 모델링하였으며, 열적 후좌굴 해석 및 열-랜덤 음향 하중 하의 비선형 동적 거동 해석을 수행한다. 열 하중은 ABAQUS의 Predefined Field를 이용하여 모델링되며, 선형 좌굴 해석을 통해 보강된 복합재 패널의 임계 온도( $\Delta T_{cr}$ )을 얻은 후, RIKS 기법(초기 호의 길이 = 0.01)을 사용한 비선형 정적 해석으로부터 복합재 패널의 열적 후좌굴된 변위를 계산한다. 열적 후좌굴된 복합재 패널에 대하여 Pressure 형식으로 입력된 랜덤 음향 하중을 추가로 적용하여 보강된 복합재 패널의 비선형 진동 해석을 수행한다. 패널의 시간 영역에서의 진동 응답을 계산하기 위해, Hilber-Hughes-Taylor

시간 적분법의 Implicit 기반의 동적 해석을 수행한다<sup>[11]</sup>. 이때, time step size는 전술한 식 (2)의 값을 이용한다. 외피 패널 및 보강재는 모두 4절점의 감소 적분 쉘 요소(S4R)를 사용하여 모델링하였다.

## 3. 해석 결과

### 3.1 모델링 및 해석 기법의 검증

#### 3.1.1 보강된 패널 모델링 기법 검증

등간격의 보강재를 사용한 복합재 패널(Fig. 1)을 선행 연구<sup>[8]</sup>의 모델을 이용하여 나타내었다. 보강된 복합재 패널의 경계 조건은 4변 모두 단순 지지로 보강재를 제외한 외피 패널에만 적용하였으며, 패널의 형상 제원은  $b = 0.381$  m를 기준으로  $a/b = 1.5$ ,  $a/c = 300$ ,  $c/t = 1$ , 및  $h/c = 3$ 이다. 외피 패널 및 보강재의 적층 조건은 모두  $[0_2/90_2]_s$ 이며 복합재 층(ply)의 두께는 모두 동일하다. 본 연구의 복합재료의 물성치를 Table 1에 정리하였다. 유한요소 모델링 시, 요소 수는 수렴성 테스트를 통하여 결정된  $54 \times 36 \times 2(a \times b \times h)$ 를 사용하였다.

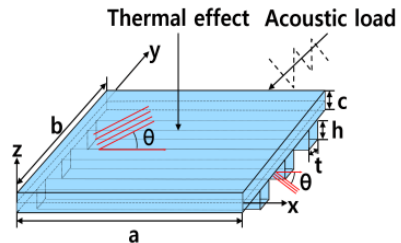


Fig. 1. Schematic diagram of stiffened composite panel

Table 1. Material properties of Graphite/Epoxy<sup>[8]</sup>

| Property                      |  | Value |
|-------------------------------|--|-------|
| Young's modulus               | $E_1$ (GPa)                                    | 155   |
|                               | $E_2$ (GPa)                                    | 8.07  |
| Shear modulus                 | $G_{12} = G_{13}$ (GPa)                        | 4.55  |
|                               | $G_{23}$ (GPa)                                 | 3.25  |
| Poisson's ratio               | $\nu_{12}$                                     | 0.22  |
| Thermal expansion coefficient | $\alpha_1$ ( $\times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ ) | -0.07 |
|                               | $\alpha_2$ ( $\times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ ) | 30.1  |
| Density                       | $\rho$ ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )              | 1550  |

보강된 복합재 패널의 모델링 검증을 위해 열 및 랜덤 음향 하중이 작용하지 않을 시, 복합재 패널에 대하여 정규 모드(normal mode) 해석을 수행하였다. 보강재가 3개인 복합재 패널에 대하여 선행 연구<sup>[8]</sup>의 결과와 본 연구 해석을 비교하여 Table 2에 정리하였다. 표에서 보이듯이 저차 5개의 모드에 대하여 오차가 최대 5 %를 넘지 않으므로 보강된 복합재 패널의 모델링 기법이 적절히 정립되었음을 알 수 있다.

Table 2. Validation of natural frequency (Hz) analysis of composite panel with 3 stiffeners

| Mode | Ref. [8] | Present | Error (%) |
|------|----------|---------|-----------|
| 1    | 47.485   | 49.315  | 3.86      |
| 2    | 102.677  | 107.763 | 4.95      |
| 3    | 158.687  | 161.694 | 1.90      |
| 4    | 187.907  | 193.099 | 2.76      |
| 5    | 213.071  | 223.652 | 4.97      |

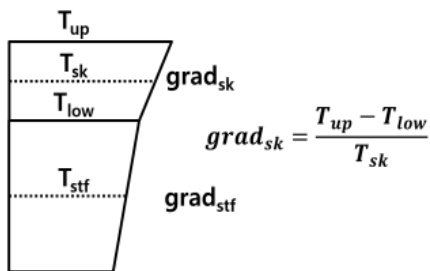


Fig. 2. Thermal gradient distributions<sup>[8]</sup>

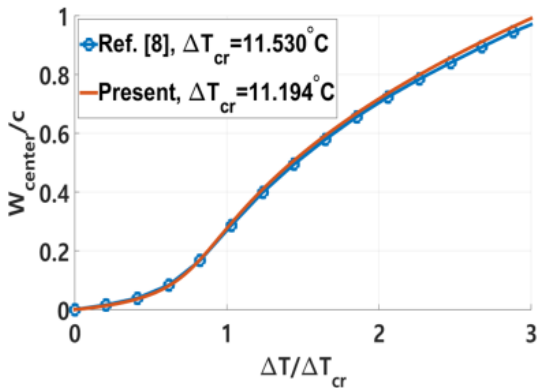


Fig. 3. Validation of thermal postbuckling analysis

### 3.1.2 보강된 패널 열적 후좌굴 해석 기법 검증

보강된 복합재 패널의 열적 후좌굴 해석 기법의 검증을 위하여 앞 절에서 사용된 3개의 보강재를 사용한 복합재 패널 모델을 이용하였다. 외피 패널과 보강재의 두께 방향으로의 온도 구배는 쉘 이론에 기반한 두께 방향으로의 적분을 통하여 열 하중 벡터의 표현에 포함되며, Fig. 2와 같이 주어지며 각각 10 % 및 2 %의 고정된 크기를 갖는다고 가정하였다<sup>[8]</sup>. 선형 열적 좌굴 해석으로부터 얻어진 임계 온도(ΔT<sub>cr</sub>)는 11.194 °C로 선행 연구<sup>[8]</sup>의 값과 상대 오차 2.91 %로 적절한 크기의 오차를 갖는다. 앞서 서술한 해석 기법을 이용하여 비선형 열적 후좌굴 해석을 수행한 결과를 선행 연구<sup>[8]</sup>와 비교하여 Fig. 3에 나타내었다. 그림에 보이듯이 보강재의 사용과 온도 구배로부터 발생한 열적 모멘트(thermal moment)에 의하여 분기 좌굴(bifurcation buckling) 거동과 다른 형태의 좌굴 거동이 발생하였음을 알 수 있으며, 선행 연구<sup>[8]</sup>의 열적 후좌굴 해석 결과와 매우 잘 일치함을 알 수 있다. 따라서 보강된 복합재 패널에 대한 열적 좌굴 및 후좌굴 해석 기법이 잘 정립되었음을 확인하였다.

### 3.2 보강재 개수의 효과

복합재 패널에 대하여 보강재의 개수의 효과를 살펴보기 위하여 1, 3, 5, 7개의 보강재를 이용하여 비선형 정적 및 동적 해석을 수행하였다. 그 외의 모델링 및 해석 조건은 앞 절의 내용과 동일하다.

#### 3.2.1 열적 후좌굴 해석

Fig. 4는 보강재의 개수에 따른 열적 좌굴 해석의 모드 형상과 임계 온도를 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 모든 좌굴 형상은 1×1 모드이며 보강재의 개수가 증가하면 임계 온도의 값이 증가한다. Fig. 5는 보강재의 개수에 따른 열적 후좌굴 해석의 결과를 보여준다. 그림의 가로축은 보강재를 사용하지 않은 복합재 패널의 임계 온도(ΔT<sub>cr</sub> = 6.295 °C)로 무차원화된 열 하중의 크기이며, 세로축은 외피 패널의 두께(c)로 무차원화된 패널 중앙의 열적 후좌굴 변위(W<sub>center</sub>/c)이다. 그림에서 보이듯이 좌굴 거동은 Fig. 3과 유사하게 온도 구배와 보강재의 사용으로 발생한 열적 모멘트로 인하여 분기 좌굴 거동이 아니다. Figs. 4 및 5로부터 보강재를 사용하지 않은 복합재 패널과 비교하여 보강재가 7개인 복합재 패널의 경우, 임계 온도는 약 155.04 % 증가하며, 보강재의 개수가 증가하면 패널

구조의 강성이 증가하므로 같은 열 하중을 받을 때 중앙에서 계산된 열적 후좌굴 변위의 크기가 감소된다.

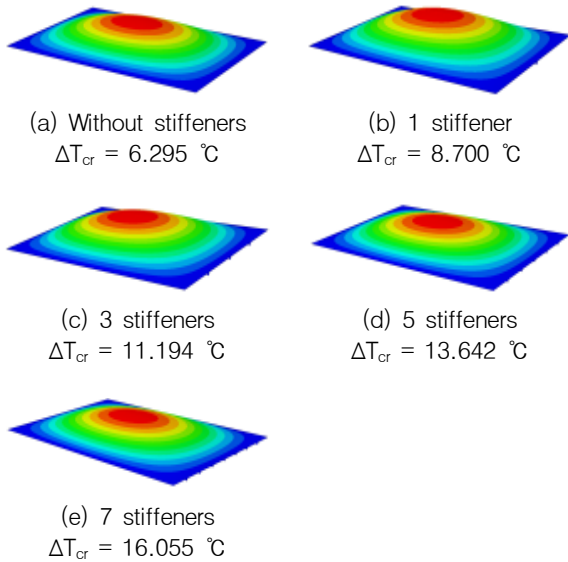


Fig. 4. Mode shapes and critical temperatures of stiffened composite panels in terms of number of stiffeners

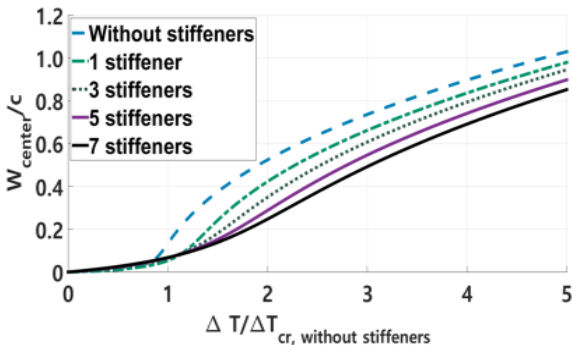
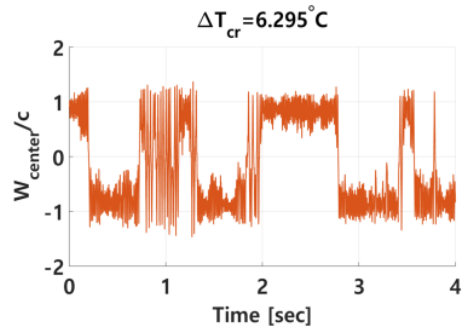


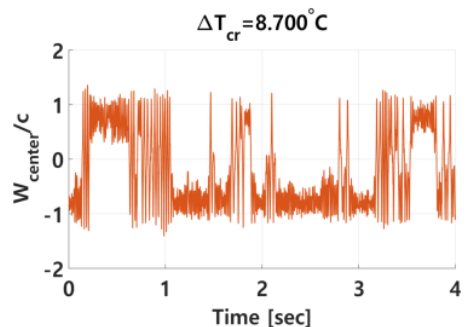
Fig. 5. Thermal postbuckling analyses of stiffened composite panels using different number of stiffeners

3.2.2 열-랜덤 음향 하중을 받는 비선형 진동 해석  
열 하중 및 랜덤 음향 하중이 보강된 복합재 패널에 동시에 작용할 때, 비선형 진동 응답을 살펴보았다. Fig. 6은 보강재의 개수에 따른 시간 영역에서의 비선형 진동 응답을 나타낸다. 각 그래프들의 가로축은 시간을 의미하며, 세로축은 외피 패널의 두께(c)로 무차

원화된 패널의 중앙에서의 횡방향 변위( $W_{center}/c$ )를 의미한다. 보강재를 사용하지 않는 복합재 패널에  $SPL = 105$  dB의 랜덤 음향 하중 및  $\Delta T = 4\Delta T_{cr, without stiffeners} = 25.18$  °C의 열 하중이 함께 작용할 때, 랜덤 진동이 패널의 위, 아래의 위치에서 반복되어 패널 구조의 피로 파괴를 유발할 수 있는 스냅스루 거동이 발생된다 (Fig. 6(a)). 이 때, 스냅스루 거동에 대한 정량적 판정 기준은 존재하지 않으므로 선행 연구<sup>[5,7]</sup>에 주어진 스냅스루 거동의 형상을 참조하여 판정하였다. Fig. 6(a)에 사용된 동일한 복합 하중 조건을 이용하여 보강재를 사용한 복합재 패널에 대한 비선형 진동 응답 해석을 Figs. 6(b)~(e)에 나타내었다. Figs. 6(b) 및 (c)에 주어진 보강재가 1개 및 3개인 복합재 패널의 경우, 스냅스루 거동이 분명하게 관찰되었다. 보강재가 5개인 복합재 패널에서는 스냅스루 거동이 아닌 진폭이 중간 크기인 랜덤 진동(moderate random vibration,  $0.2 < W/c < 2$ ) 거동이 보여지며(Fig. 6(d)), 보강재가 7개인 복합재 패널에서도 유사하게 중간 크기의 진폭을 갖는 랜덤 진동 거동이 관찰되었다(Fig. 6(e)). 즉, 동일 조건의 복합 하중일지라도 보강재의 개수에 따라 랜덤 진동의 특성이 다르게 얻어질 수 있다.



(a) Without stiffeners



(b) 1 stiffeners

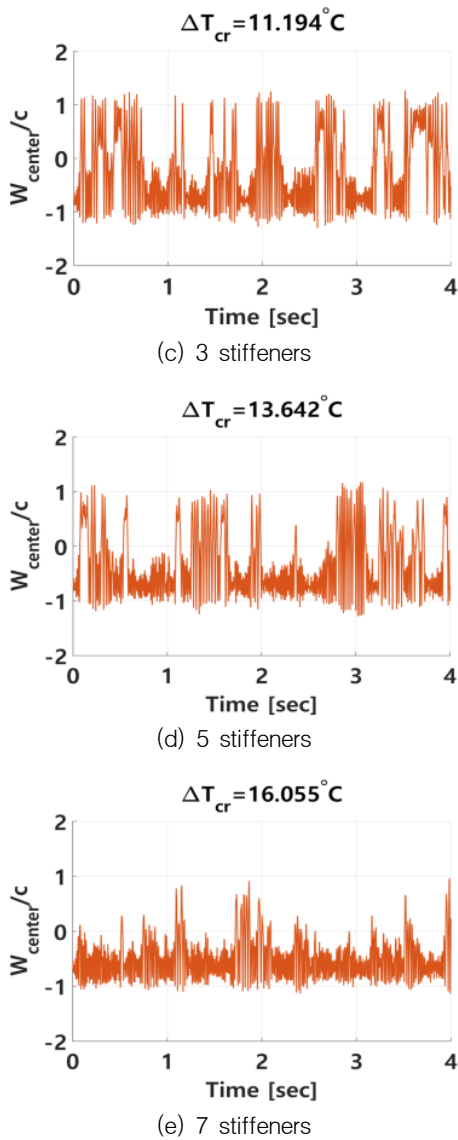


Fig. 6. Nonlinear vibration responses of stiffened composite panels with different number of stiffeners

앞서 살펴본 보강재의 개수에 따른 복합재 패널의 무차원화된 동적 변위에 대한 RMS(Root Mean Square)의 값과 보강재가 없는 복합재 패널의 결과를 기준으로 한 RMS의 감소율을 Table 3에 정리하였다. 표에서 보이듯이 보강재의 개수가 증가할수록 RMS의 값은 감소하며, 보강재가 없는 복합재 패널에 비해 보강재가 7개인 복합재 패널의 RMS는 약 25.11 % 감소한다.

Table 3. RMS reduction ratios (%) of displacement ( $W_{center}/c$ ) of composite panels with different number of stiffeners

| No. of stiffeners | RMS   | RMS decrease (%) |
|-------------------|-------|------------------|
| 0                 | 0.805 | 0.0              |
| 1                 | 0.728 | 9.67             |
| 3                 | 0.678 | 15.86            |
| 5                 | 0.641 | 20.42            |
| 7                 | 0.603 | 25.11            |

### 3.3 적층 조건의 효과

복합재 적층 조건의 효과를 살펴보기 위하여 보강재를 3개 사용한 보강된 복합재 패널 모델에 대하여 외피 패널 및 보강재의 적층 조건을  $[0^{\circ}/90^{\circ}/+0^{\circ}/-0^{\circ}]_s$  및  $[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s$ 으로 각각 모델링 하였다. 적층 조건의 변화 시, 보강재의 적층 조건은 고정하되, 외피 패널의 적층각( $\theta$ )만  $\theta = 0^{\circ}$ 부터  $90^{\circ}$ 까지  $30^{\circ}$  간격으로 변화하였다. 그 외의 조건들은 앞의 3.2절과 동일하다.

#### 3.3.1 열적 후좌굴 해석

보강된 복합재 패널의 외피의 적층각( $\theta$ ) 변화에 따른 임계 온도를 Table 4에 정리하였다. 표에서 볼 수 있듯이 보강된 복합재 패널의 경우 외피의 적층각( $\theta$ )이 증가할수록 임계 온도의 값이 증가하며 적층각( $\theta$ )이  $90^{\circ}$ 일 경우, 적층각( $\theta$ ) =  $0^{\circ}$ 의 결과와 비교하면 임계 온도는 약 44.47 % 증가한다.

Table 4. Critical temperatures ( $\Delta T_{cr}$ ) of stiffened composite panels considering different layup conditions of skin panels

| Fiber angle ( $\theta$ )  | Critical temperature ( $\Delta T_{cr}$ ) |
|---|--|
| Without stiffeners ( $[0^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}/-45^{\circ}]_s$ ) | 9.633 °C                                 |
| $0^{\circ}$   | 11.653 °C                                |
| $30^{\circ}$  | 13.176 °C                                |
| $60^{\circ}$  | 15.782 °C                                |
| $90^{\circ}$  | 16.835 °C                                |

이와 같은 결과는 적층각( $\theta$ ) =  $0^\circ$ 일 경우, 보강재의 방향과 복합재 섬유 방향이 모두 패널의 x축과 일치하므로 패널의 y축 방향의 강성이 상대적으로 낮은 반면, 적층각( $\theta$ ) =  $90^\circ$ 일 경우, 패널의 y축 방향으로의 강성이 향상되므로 임계 온도가 증가된 것으로 판단된다.

Fig. 7에 보강된 복합재 패널 외피의 적층 조건을 변경하며 열적 후좌굴 해석의 결과를 나타내었다. 그림의 가로축은 적층 조건이  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$ 인 보강재가 없는 복합재 패널의 임계 온도( $\Delta T_{cr} = 9.633^\circ\text{C}$ )로 무차원화된 열 하중이며, 세로축은 Fig. 5와 같이 외피 패널의 두께(c)로 무차원화된 열적 후좌굴 변위이다. 그림에서 주어져 있듯이, 앞의 3.2절과 유사하게 분기 좌굴 거동이 아니며, 보강재가 있는 보강된 복합재 패널의 경우 적층각( $\theta$ )이 증가할수록 동일한 크기의 열 하중 조건에서 열적 후좌굴 변위가 감소한다.

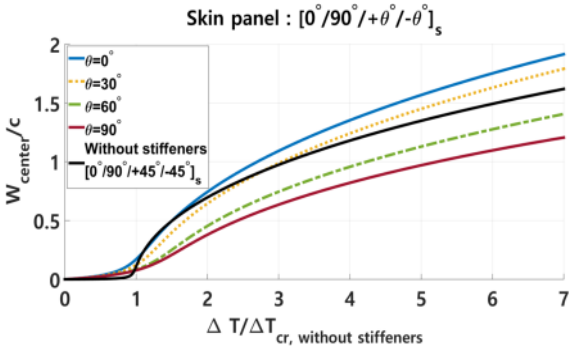
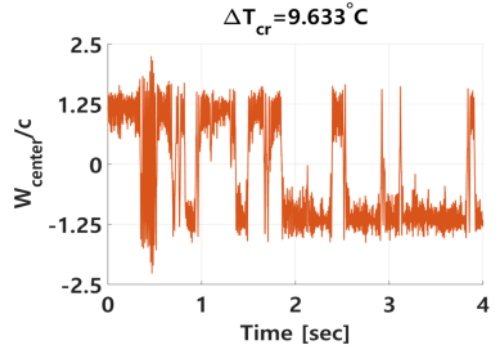


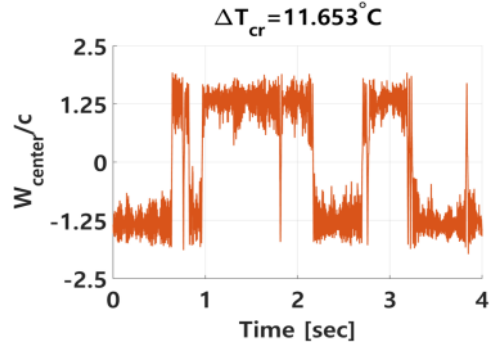
Fig. 7. Thermal postbuckling analyses considering different layup conditions of skin panel

3.3.2 열-랜덤 음향 하중을 받는 비선형 진동 해석  
적층 조건이  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$ 인 보강재가 없는 복합재 패널의 스냅스루 거동(Fig. 8(a))이 관찰되는 복합 하중 조건인 SPL = 110 dB의 랜덤 음향 하중 및  $\Delta T = 4\Delta T_{cr, \text{without stiffeners}} = 38.53^\circ\text{C}$ 의 열 하중을 동시에 적용하여 외피 패널의 다양한 적층각( $\theta$ )을 고려한 보강된 복합재 패널의 비선형 진동 응답 해석을 수행하였다(Figs. 8(b)~(c)). 그림에서 알 수 있듯이 보강재가 없는 복합재 패널(Fig. 8(a))과 외피 패널의 적층각( $\theta$ )이  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ , 및  $60^\circ$ 인 보강된 복합재 패널(Figs. 8(b)~(d))의 경우, 스냅스루 거동이 관찰되었다. 외피 패널의 적층각( $\theta$ ) =  $90^\circ$ 에서는 스냅스루 거동과 진폭의 크기가 중간 크기인 랜덤 진동(moderate random vibration)

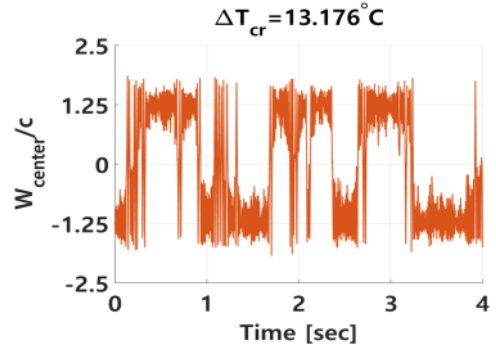
이 함께 섞인 거동이 발생하였다(Fig. 8(e)). Table 5에서 적층 조건에 따른 복합재 패널의 무차원화된 동적 변위의 RMS의 값과 외피 패널의 적층각( $\theta$ ) =  $0^\circ$ 의 결과를 기준으로 감소율을 정리하였다. 표에서 알 수 있듯이 외피 패널의 적층각( $\theta$ )의 값이 증가할수록 동적 변위의 RMS의 값은 감소하였으며, 적층각( $\theta$ ) =  $90^\circ$ 일 경우 약 40.23 % 감소하였다.



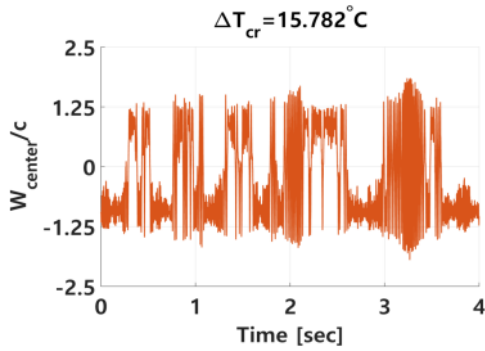
(a) Without stiffeners,  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$



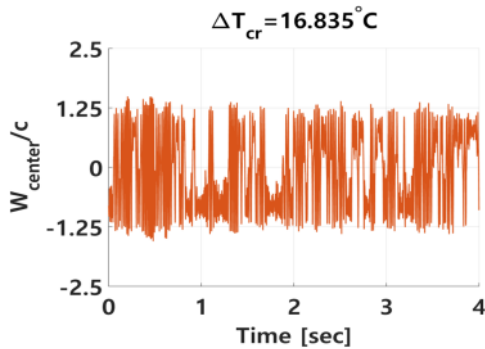
(b)  $\theta = 0^\circ$ ,  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$



(c)  $\theta = 30^\circ$ ,  $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$



(d)  $\theta = 60^\circ, [0^\circ/90^\circ/+ \theta^\circ/- \theta^\circ]_s$



(e)  $\theta = 90^\circ, [0^\circ/90^\circ/+ \theta^\circ/- \theta^\circ]_s$

Fig. 8. Nonlinear vibration responses of stiffened composite panels considering different layup conditions of skin panels

Table 5. RMS reduction ratios (%) of displacement ( $W_{center}/c$ ) of stiffened composite panels considering different layup conditions of skin panels

| Fiber angle ( $\theta$ ) | RMS   | RMS decrease (%) |
|--------------------------|-------|------------------|
| 0°                       | 1.256 | 0.0              |
| 30°                      | 1.112 | 11.50            |
| 60°                      | 0.890 | 29.18            |
| 90°                      | 0.751 | 40.23            |

#### 4. 결론

본 연구에서는 열-랜덤 음향의 복합 하중을 받는 보강된 복합재 패널의 비선형 진동 응답에 대하여 비선형 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS를 이용한 수치해석 연구를 수행하였다.

보강된 복합재 패널의 보강재의 개수의 효과를 알아보기 위해  $\Delta T = 25.18^\circ\text{C}$  및  $\text{SPL} = 110\text{ dB}$ 의 열-랜덤 음향의 복합 하중 조건을 사용하여 비선형 진동 응답 해석을 수행하였다. 보강재를 1개 및 3개 사용한 보강된 복합재 패널의 경우, 스냅스루 거동이 관찰되었으며 보강재가 5개 및 7개인 복합재 패널의 비선형 진동 응답에서는 진폭이 중간 크기인 랜덤 진동이 발생하였다. 보강재의 개수가 증가할수록 패널 구조의 임계 온도는 증가하며, 무차원화된 동적 변위의 크기의 RMS값은 감소하였으며, 보강재를 사용하지 않은 복합재 패널에 비하여 보강재를 7개 사용한 복합재 패널의 RMS 값은 25 % 이상 감소하였다.

복합재 패널의 적층 조건의 효과를 알아보기 위해 3개의 보강재를 사용한 복합재 패널에 대하여  $\Delta T = 38.53^\circ\text{C}$  및  $\text{SPL} = 110\text{ dB}$ 의 열-랜덤 음향의 복합 하중 조건을 적용하여 비선형 진동 응답 해석을 수행하였다. 보강재의 적층 조건은 고정된 채, 외피 패널의 적층 조건이  $[0^\circ/90^\circ/+ \theta^\circ/- \theta^\circ]_s$ 로 주어질 때, 적층각( $\theta$ ) = 0°, 30°, 및 60°인 경우, 스냅스루 거동이 관찰되었으며 적층각( $\theta$ ) = 90°일 때, 스냅스루 거동과 진폭의 크기가 중간 크기인 랜덤 진동이 섞인 거동이 발생하였다. 외피 패널의 적층각( $\theta$ ) = 0°인 경우와 대비하여 적층각( $\theta$ ) = 90°인 경우 비선형 진동 변위의 RMS 값은 40 % 이상 감소하였다.

본 논문의 수치해석 연구를 통하여 보강된 복합재 패널에 대하여 열-랜덤 음향의 복합 하중이 작용 시, 스냅스루 등의 비선형 랜덤 진동 거동을 확인할 수 있었으며, 정립된 해석 기법은 구현하기 쉽지 않은 열-랜덤 음향의 복합 하중을 받는 보강된 패널 구조의 진동 시험 연구를 대체 및 보완할 수 있을 것이라 기대한다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원하는 연구과제로 수행되었습니다(과제번호 : ADD-06-201-801-014).



## References

- [1] J. T. Oden and E. A. Thornton, Analysis of Flow-, Thermal-and Structural-interaction of Hypersonic Structures Subjected to Severe Aerodynamic Heating, TR-88-12, Computational Mechanics Co. Inc., Austin, Texas, 1988.
- [2] K. Abdel-Motagaly, B. Duan, and C. Mei, "Nonlinear Response of Composite Panels Under Combined Acoustic Excitation and Aerodynamic Pressure," Journal of AIAA, Vol. 38, No. 9, pp. 1534~1542, 2000.
- [3] J.-H. Kim, K.-B. Lee, and K.-Y. Lee, "Thermomechanical Characteristics for Structural Material of Supersonic Vehicle," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 8, No. 2, pp. 77~87, 2005.
- [4] H.-B. Lee, Y.-N. Kim, I.-J. Choi, J.-S. Park, and I.-G. Kim, "Nonlinear Dynamic Responses of Shear-Deformable Composite Panels under Combined Supersonic Aerodynamic, Thermal, and Random Acoustic Loads," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 21, No. 3, pp. 707~722, 2020.
- [5] J. M. Dhainaut, X. Guo, C. Mei, S. M. Spottswood, and H. F. Wolfe, "Nonlinear Random Response of Panels in an Elevated Thermal-Acoustic Environment," Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 4, pp. 683~691, 2003.
- [6] H. H. Ibrahim, M. Tawfik, and H. M. Negm, "Thermoacoustic Random Response of Shape Memory Alloy Hybrid Composite Plates," Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 3, pp. 962~970, 2008.
- [7] Y.-N. Kim, J.-S. Park, E.-S. Go, M.-H. Jeon, and I.-G. Kim, "Nonlinear Random Response Analyses of Panels considering Transverse Shear Deformations under Combined Thermal and Acoustic Loads," Shock and Vibration, 2018, 975103, pp. 1~11, 2018.
- [8] D.-M. Lee, "Vibration and Flutter Characteristics of Stiffened Composite Laminated Plates considering Geometric Nonlinearity," Ph. D. Dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Korea, 1996.
- [9] M. D. Olson and C. R. Hazell, "Vibration Studies on Some Integral Rib-Stiffened Plates," Journal of Sound and Vibration, Vol. 50, No. 1, pp. 43~61, 1977.
- [10] J. C. Hardin, "Introduction to Time Series Analysis," NASA-RP-1145, Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1986.
- [11] H. M. Hilber, T. J. R. Hughes, and R. L. Taylor, "Improved Numerical Dissipation for Time Integration Algorithms in Structural Dynamics," Earthquake Engineering and Structural Dynamics, Vol. 5, No. 3, pp. 283~282, 1976.