

면내하중을 받는 복합적층판에 대한 충격하중 및 음향 해석 Impact force and acoustic analysis on composite plates with in-plane loading

김성준†·박일경*·안석민**

Sung Joon Kim, Ill-kyung Park and Seok Min Ahn

Key Words : Composite material(복합재료), Impact sound(충격음), Impact force(충격하중), In-plane loading(면내하중)

ABSTRACT

The potential hazards resulting from a low-velocity impact (bird-strike, tool drop, runway debris, etc.) on aircraft structures, such as engine nacelle or a leading edges, has been a long-term concern to the aircraft industry. Certification authorities require that exposed aircraft components must be tested to prove their capability to withstand low-velocity impact without suffering critical damage. In most of the past research studies unloaded specimens have been used for impact tests, however, in reality it is much more likely that a composite structure is exposed to a certain stress state when it is being impacted, which can have a significant effect on the impact performance. And the radiated impact sound induced by impact is analyzed for the damage detection evaluation. In this study, an investigation was undertaken to evaluate the effect in-plane loading on the impact force and sound of composite laminates numerically.

기 호 설 명

- $p(r)$: Sound pressure
- $\mu(r)$: Single layer potential
- $\sigma(r)$: Double layer potential

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 기존의 금속재료에 비하여 비강성, 비강도, 피로특성 등의 기계적 성질이 우수하고, 이방성을 이용하여 보강 섬유의 방향이나 적층순서를 변화시킬 수 있어 항공우주 산업을 비롯한 각종 분야에서 그 사용범위가 계속 증대하고 있다. 섬유강화 복합재료를 이용하여 항공기 구조물에 사용하는 경우에 제작공정이나 정비 중의 공구낙하, 비행 중 조류와의 충돌, 이착륙 시 작은 돌이나 파

편 등 여러 종류의 외부 충돌체에 의한 저속 충격 손상을 받게 된다. 복합재 구조물이 외부로부터 저속충격을 받으면 육안으로는 판별하기 어려운 손상이 복합재 내부나 후면에 발생하게 된다. 복합재 구조물이 조립된 상태로 운항하는 경우 복합적층판은 면내 방향의 하중을 받게 된다. 따라서 항공기 운용 중에 외부로부터 충격을 받는 경우에 대하여 그 현상을 연구하기 위해서는 복합적층판이 받는 면내응력을 고려한 상태에서 충격현상을 연구하여야 한다. 본 연구에서는 충격 시 발생하는 충격하중과 충격음에 면내응력이 미치는 영향을 검토하였다. 충격하중은 복합재 구조물의 손상발생 관련한 메커니즘을 평가하기 위해 필요하며 충격음은 손상발생 여부를 태핑(Tapping) 테스트 등을 이용하여 검사하기 위한 목적으로 필요하다. 면내응력이 있는 복합적층판의 충격거동에 대하여 수행한 연구결과를 살펴보면 면내응력이 작용하는 경우 적층판의 충격거동을 해석하거나 층간분리 등의 손상이 예상되는 영역의 크기를 파손이론 등을 이용하여 예측한다. Choi[1]는 면내응력을 받는 복합적층판에 대하여 충격문제를 해석할 수 있는 유한요소해석 프로그램을 구성하고 충격거동해석을 수행하였으며, 손상이 예상되는 영역의 범위를 분석하였다. Chiu[2] 등은 실험을 통하여 면내 인장하중은 충격하중의 최대 값과 층간분

† 교신저자; 김성준, 한국항공우주연구원
E-mail : yaelin@kari.re.kr
Tel : 042-860-2301, Fax : 042-860-2604

* 한국항공우주연구원
** 한국항공우주연구원

리(delamination) 등의 손상영역의 범위를 크게 하고, 압축하중은 충격하중의 크기와 층간분리(delamination) 등의 손상영역의 범위를 작게 하는 것을 보였다. Robb[3]등은 2 축 방향의 면내하중이 작용하는 경우 충격하중이력과 손상영역의 차이를 실험적으로 검토하였다. 구조물에 충격을 가했을 경우 발생하는 충격음은 구조물 표면의 진동에 의한 것으로 설명할 수 있다[4]. 적층판에 면내 하중이 작용하게 되면 충격 시 동적 거동이 달라지게 되므로 충격음에 영향을 주게 된다. 그러므로 타격 시 생기는 충격하중이력과 음향을 분석을 통하여 구조물의 하중상태를 평가할 수 있다. 본 연구에서는 충격 시 발생하는 충격 하중과 충격음에 면내하중이 미치는 영향을 해석적인 방법을 이용하여 검토하였다.

2. 충격 해석

2.1 기하학적 형상 및 경계조건

본 연구에서는 충격해석을 LS-DYNA를 이용하여 수행하였다. 해석 모델은 Fig. 1과 같다. 재료는 Carbon/Epoxy이고 적층순서와 면내 하중조건은 Table 1과 같다. 해석모델은 길이가 300mm이고, 폭은 150 mm이다. 저속충격은 직경 25.4mm의 스틸(steel)로 제작된 공이 초기속도를 가지고 충돌하는 것으로 모사하였다. 이때 충격체의 질량은 1.85 Kg이다.

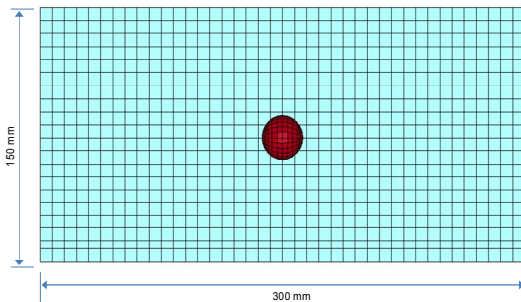


Fig. 1 Analysis model for low velocity impact simulation

Table 1 Low velocity impact analysis condition

Load condition	Layup	Thickness (mm)	Prestrain [$\mu\epsilon$]
Unload	[-45/0/45/90] _{3s}	2.7	0.0
Compression	[-45/0/45/90] _{3s}	2.7	-1100.0
Tension	[-45/0/45/90] _{3s}	2.7	+1100.0

해석에 사용한 재료의 물성은 Table 2와 같다. 면내 하중은 $\pm 1100\mu\epsilon$ 의 변형률이 생기도록 인장/압축 하중을 가하였다. 경계조건은 세로 변은 고정지지이고, 가로변은 단순지지 조건이다.

Table 2 Carbon/Epoxy material properties

ρ [g/cm ³]	E_{11} [GPa]	E_{22} [GPa]	G_{12} [GPa]	ν_{12} [GPa]
1.6	153.0	10.3	5.2	0.3
X_T [GPa]	X_C [GPa]	Y_C [GPa]	Y_T [GPa]	S_C [GPa]
2540.	1500.	82.0	236.0	90.0

2.2 적층판의 파손식

적층판은 셸(shell)요소를 이용한 2-D모델을 사용하였고, 재료모델은 LS-DYNA에서 지원하는 선형탄성모델(MAT54)을 사용하였으며 파손판정은 Chang/Chang식을 사용하였다[5]. 파손모드 별 파손식은 아래와 같다.

Tensile failure, fiber direction

$$e_{f,t}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\tau_{12}}{S_C}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{failure} \\ \leq 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (1)$$

Compressive failure, fiber direction

$$e_{f,c}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{failure} \\ \leq 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (2)$$

Tensile failure, matrix direction

$$e_{m,t}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_C}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{failure} \\ \leq 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (3)$$

Compressive failure, matrix direction

$$e_{m,c}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{2S_C}\right)^2 + \frac{\sigma_2}{Y_C} \left(\frac{Y_C^2}{4S_C^2} - 1\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_C}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{failure} \\ \leq 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (4)$$

2.3 해석 결과 검토

LS-DYNA의 비선형 해석결과와 비교하기 위하여 선형해석을 수행하고 비교하였다. 선형해석은 선형화된 접촉법칙을 사용하여 범용 유한요소해석 코드인 MSC/NASTRAN을 활용하여 해석하였다. Fig. 2는 충격문제를 해석하기 위한 스프링-질량 모델이다.

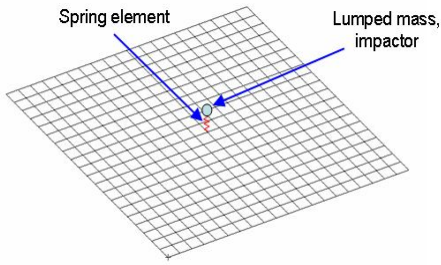


Fig. 2 Spring-Mass model

해석은 초기속도가 1.5 m/sec인 경우와 6.5 m/sec 경우 두 가지에 대하여 수행하였다. Fig. 3~6은 충격 속도가 1.5 m/sec인 경우에 대한 해석결과이다. Fig. 3은 spring-mass model을 이용한 선형해석 결과와 LS-DYNA를 이용한 해석결과를 비교한 것이다. LS-DYNA는 기본적으로 기하학적인 비선형성을 고려하므로 선형해석결과와 차이가 난다. 기하학적인 비선형성을 고려하는 경우 구조물의 변형이 커지면 강성이 크게 평가되므로 최대 충격하중은 커지고 충격 시의 충격체와 피충격체의 접촉 시간이 감소하게 된다.

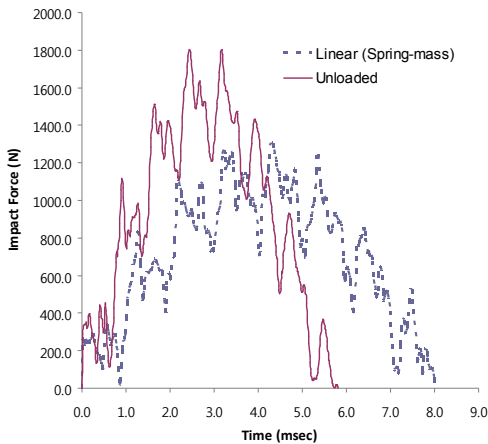


Fig. 3 Contact force for linear and nonlinear model

Fig. 4는 면내 압축하중을 받는 적층판과 하중을 받지 않는 적층판에 대한 충격하중이력을 비교한 결과이다. 면내 압축하중이 작용하는 경우 적층판의 강성이 작아지는 효과를 주기 때문에 충격 시 최대 충격하중은 감소하고 접촉시간은 길어진다. Fig. 5는 면내 인장하중을 받는 적층판과 하중을 받지 않는 적층판에 대한 충격하중이력을 비교한 결과이다. 면내 인장하중이 작용하는 경우 적층판의 강성이 증

가하는 효과를 주기 때문에 충격 시 최대충격하중은 커지고 접촉시간은 감소한다.

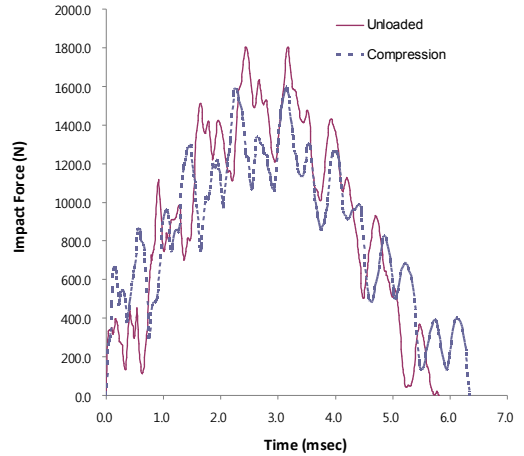


Fig. 4 Contact force for unloaded and compression preloaded plate when impact velocity is 1.5 m/sec

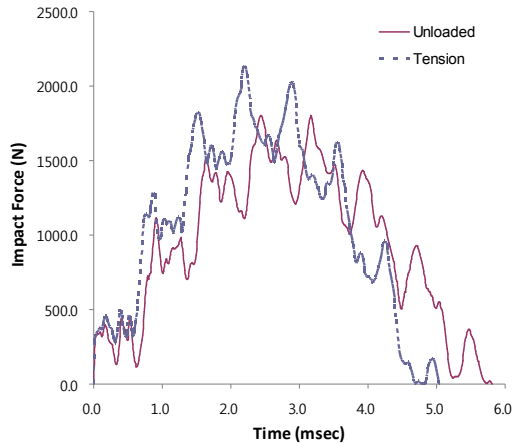


Fig. 5 Contact force for unloaded and tension preloaded plate when impact velocity is 1.5 m/sec

Fig. 6은 각 하중조건 Residual energy를 비교한 것이다. 적층판이 파손되지 않았으므로 적층판에 흡수된 에너지가 모두 0.0임을 알 수 있다. Fig. 7~8은 충격속도가 6.5 m/sec인 경우에 면내 압축하중을 받는 경우와 면내하중이 없는 경우의 해석결과이다. 면내 압축하중이 작용하는 경우 적층판에 흡수되는 에너지가 작음을 알 수 있다. 이는 면내 하중이 없는 경우보다 충격하중이 작으므로 적층판의 손상에 의한 에너지 흡수가 작기 때문이다. Fig. 9는 충격속도가 6.5 m/sec인 경우에 면내 인장 하중을 받는 경

우와 면내하중이 없는 경우의 해석결과이다. 면내 인장하중이 작용하는 경우 적층판에 흡수되는 에너지가 크음을 알 수 있다. 이는 면내 하중이 없는 경우보다 충격하중이 크므로 적층판의 손상에 의한 에너지 흡수가 크기 때문이다. Fig. 10은 충격하중이력을 주파수 분석한 결과이다. 인장하중이 가해지는 경우 하중이 가해지지 않는 경우보다 고주파 성분이 많음을 알 수 있다. 압축하중이 작용하는 경우는 하중이 가해지지 않는 경우보다 저주파 성분이 많음을 알 수 있다.

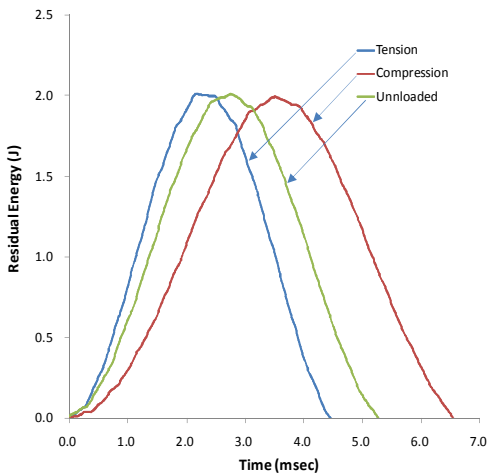


Fig. 6 Residual energy when impact velocity is 1.5 m/sec

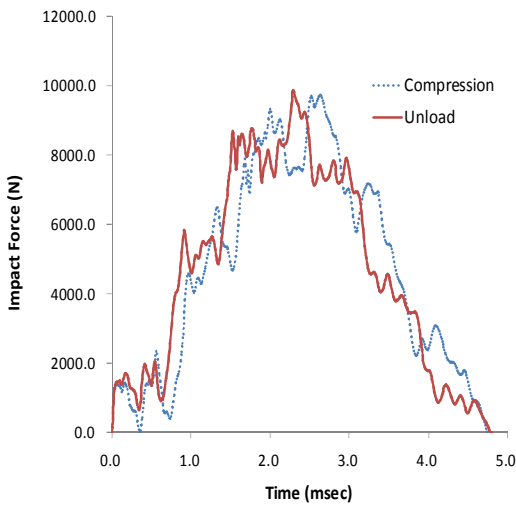


Fig. 7 Contact force for unloaded and compression preloaded plate when impact velocity is 6.5 m/sec

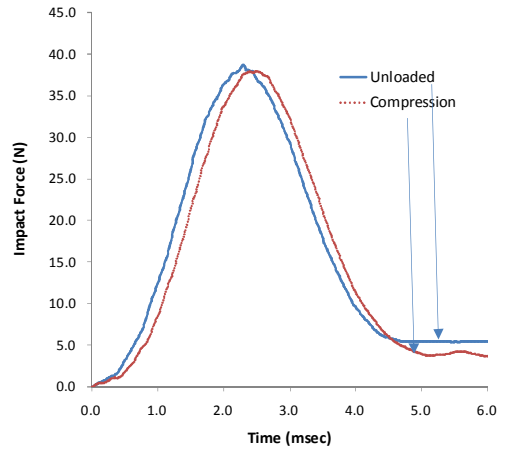


Fig. 8 Residual energies for unloaded and compression preloaded plate when impact velocity is 6.5 m/sec

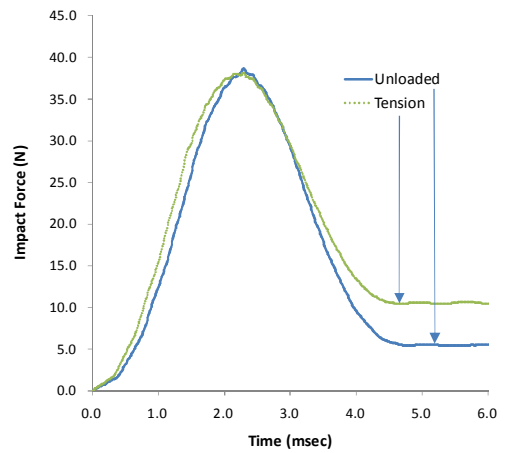


Fig. 9 Residual energies for unloaded and tension preloaded plate when impact velocity is 6.5 m/sec

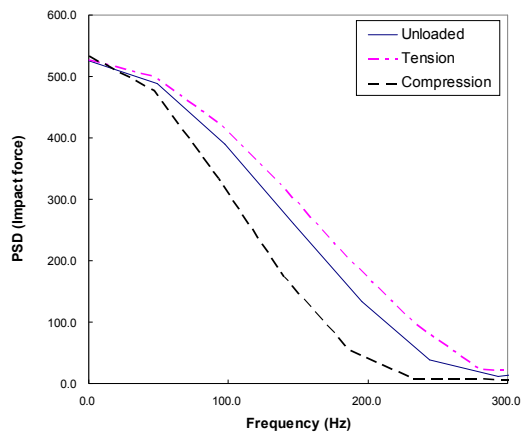


Fig. 10 Power spectrum density of impact force histories

3. 충격음 해석

3.1 해석 방법 검토

충격에 의해 발생하는 소리는 탄성구조물과 음향장(acoustic field)의 상호 작용을 고려해야 한다.

본 연구에서는 구조해석은 유한요소법을 이용하고 경계요소법을 이용하여 음향해석을 수행하였다. 일반적인 음장의 지배방정식은 파동방정식이며, 이는 음파의 전파과정을 나타내는 지배방정식으로 주어진 압축성 매질내의 연속방정식, 운동량방정식 그리고 상태방정식으로부터 얻어진다. 음압(p)에 대한 파동방정식은 다음과 같다

$$\nabla^2 p - \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = 0 \quad (5)$$

여기서 c_0 는 음속을 의미한다. 식 (5)는 시간, 공간의 함수로 시간에 관련하여 $e^{j\omega t}$ 로 변하는 조화함수로 거동한다고 가정하면 아래의 Helmholtz 방정식으로 표현된다[6].

$$(\nabla^2 + k^2)p(r) = 0, \quad k = \frac{\omega}{c_0} \quad (6)$$

여기서 ω 는 주파수이고, k 는 파수(wave number)이다. 잘 알려진 기하학적인 형태 및 좌표계에 대하여는 식 (6)의 해가 해석적으로 구하여질 수 있으나, 임의의 형상에 대해서는 해석적으로 구하기 어려움으로, Green 함수를 도입하여 임의의 위치에서 음압(sound pressure)을 Helmholtz 적분방정식으로 표현한다. 무한대에서 모든 방사음과 산란파가 바깥으로 진행해야 한다는 Sommerfield 방사조건을 적용하면 다음과 같은 Kirchhoff-Helmholtz 적분식으로 표현된다.

$$c(r)p(r) = \int_{s_p} \left[\frac{\partial G(r, r_0)}{\partial n} p(r_0) - G(r, r_0) \frac{\partial p(r_0)}{\partial n} \right] dS \quad (7)$$

여기서 G 는 $\frac{e^{-jkR}}{4\pi R}$, $R = |r - r_0|$ 은 적층판의 임의의 위치로부터 음압이 계산되는 위치까지의 거리이며, $\frac{\partial}{\partial n}$ 은 음장 내부로의 법선방향 미분을

나타낸다. 그리고 r_0 는 진동하는 표면위의 한 점으로부터 관측점(observation point)까지의 거리를 의미한다. 계수 $c(r)$ 은 현재 관심 있는 또는 계산되는 위치에 따라 다른 값을 갖게 된다. 본 연구에서는 경계요소법을 이용하여 충격음 해석을 수행하였다. 경계요소법은 직접 경계요소법 (Direct Boundary Element Method)과 간접 경계요소법(Indirect Boundary Element Method)으로 구분된다. 직접 경계요소법은 Green 정리에 의해 물체 상의 압력과 수직속도를 직접 계산하는 방법이고 간접 경계요소법은 물체 면상에 single layer potential과 double layer potential과 같은 가상의 함수를 분포시켜서 가상함수의 크기를 미지수로 푸는 방법이다. 일반적으로 직접 경계요소법은 밀폐된 형상의 내부나 외부 문제를 해석하는데 사용되고 간접경계요소법은 개방된 형상의 문제에 적용할 수 있다[7]. 본 연구에서는 간접 경계요소법을 이용하여 충격음해석을 수행하였다. Single layer potential과 double layer potential의 정의는 아래와 같다.

$$\mu = p_1 - p_2, \quad \sigma = \frac{\partial p(r_1)}{\partial n} - \frac{\partial p(r_2)}{\partial n} \quad (8)$$

Single layer potential은 경계면 상에 단극자(monopole)의 분포이고, double layer potential은 이극자(dipole)분포이다.

3.2 해석 결과 검토

Fig. 11~12는 충격 시 발생하는 음압이력을 주파수 분석한 결과이다. Preload가 작용하는 경우 음압의 주요주파수 성분이 변화됨을 알 수 있다. 즉 인장하중이 작용하는 경우가 압축하중이 작용하는 경우보다 고주파 성분이 더 많이 존재함을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 면내 인장 및 압축하중이 작용하는 경우 복합적층판의 충격하중 및 충격음을 해석하였다. 해석 결과 면내 압축이 작용하는 경우 저속충돌 시 충격하중을 감소시키므로 적층판의 손상을 감소시키고, 면내 인장하중이 작용하는 경우 충격하중이 커지므로 적층판의 손상을 증가시키는 것을 보였다. 또한 면내 압축하중과 인장하중은 충격음의 주파수 성분을 크게 변화시킴을 알 수 있었다. 즉 면내 인장하중은 충격음의 고주파 성분을 증가시키고, 압축하중은 저주파성분을 증가시킴을 알 수 있었다.

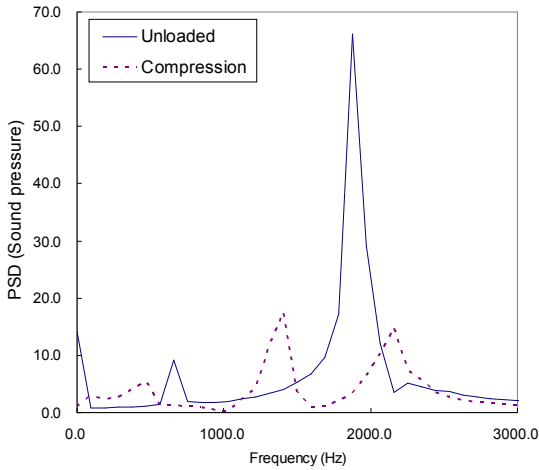


Fig. 11 Power Spectrum Density of sound pressure histories for unloaded and compression load case when impact velocity is 1.5 m/sec

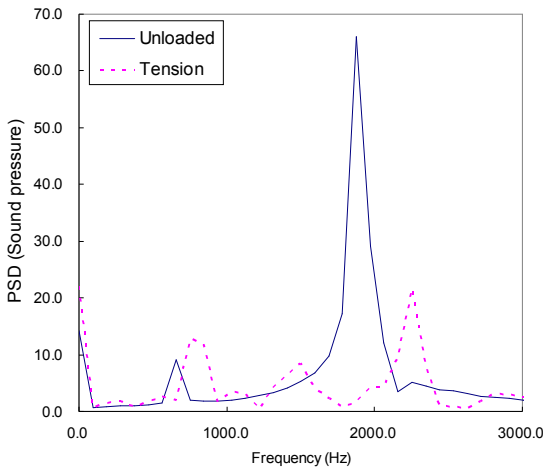


Fig. 12 Power Spectrum Density of sound pressure histories for unloaded and tension load case when impact velocity is 1.5 m/sec

후 기

본 논문은 국토해양부 항공안전기술 개발사업의 연구비 지원(07항공-안전02)에 의해 수행되었습니다.

참 고 문 헌

(1) Choi, I.H., 2008, "Low-velocity impact analysis of composite laminates under initial in-plane

load," Composite Structures, Vol. 86, pp. 251~257

(2) Chiu, S.T., Liou, Y. Y., 1997, Chang, Y.C., And Ong, C.L., 1997, "Low velocity impact behavior of prestressed composite laminates," Material Chemistry and Physics, Vol. 47, pp. 268~272

(3) Robb, M.D., Arnold, W. S., And Marshall, I.H., 1995, "The damage tolerance of GRP laminates under biaxial prestress," Composite Structures, Vol. 32, pp. 141~149

(4) Schedin S., Lambourge C. and Chaigne A., "Transient Sound Fields from Impacted Plates: Comparison between Numerical Simulations and Experiments," J. of Sound and Vibration, Vol.221, No. 3, 1999, pp. 471~490.

(5) Chang, F.K., Chang, K.Y., 1987, "A progressive damage for laminated composites containing stress concentrations," Journal of Composite Materials, Vol. 21, pp. 834-855

(6) White, R. G., Walker, J. G., "Noise and vibration," Ellis Horwood, 1982

(7) LMS Numerical Acoustics Theoretical Manual