

복합재 샌드위치 패널 발사관의 폭발충격 영향도 분석

The Effect of Pyro Shock on Canister with Composite Sandwich Panel

최 원 홍[†]

Wonhong Choi

(Received June 9, 2016 ; Revised August 1, 2016 ; Accepted August 1, 2016)

Key Words : Canister(발사관), Composite Sandwich Panel(복합재 샌드위치 패널), Pyro Shock(폭발충격), Transverse Shear Stress(전단응력), Skin-core Debonding(스킨-코어 디본딩)

ABSTRACT

Canister with composite sandwich panel has been suggested owing to its higher stiffness and strength over a weight for square shaped canisters. The pyro shock induced by a short time explosion inside a canister is generally considered to be the most severe source of load affecting on the entire structure. Therefore, in this study, the approach and modeling method to identify the effect of pyro shock on canister with composite sandwich panel in a numerical way were mainly discussed. Moreover, the verification was implemented through comparison with test results.

기 호 설 명

- b : 시편너비
- c : 코어두께
- d : 샌드위치 패널 두께
- F_s^{ult} : 코어 임계전단응력
- P_{max} : 임계하중

1. 서 론

발사관은 탑재물의 수송 및 저장기능, 그리고 발사 시 탑재물의 정상적인 발사를 안내하는 기능을 갖는다.

이 연구에서는 사각형 발사관 제작에 쉽게 적용이 가능하며 비강성, 비강도가 우수한 복합재 샌드위치 패널을 제안하고 이를 발사관 주 몸체로 적용하였다. 또한 이를 통해 운용 최대하중인 발사 시

폭발충격(pyro shock)에 대하여 구조적으로 강건한 발사관을 제작하고자 하였다. Fig. 1과 같이 간략히 발사관 형상에 대해 살펴보면, 사각튜브 형태로 크레인 인양 및 거치대에 결합 목적의 두 개의 알루미늄 소재의 인양프레임(lift fame)을 경계로 전방, 중앙, 후방의 세 부분으로 구분되어 있다. 발사관은 정방형 단면을 가지며, 제원은 비례치수로 기재하였다. 수송 및 저장 시에는 탑재물이 발사관에 고정되어 있으며, 발사 시 추력에 의해 하부 레일을 따라 발사되는 구조이다.

복합재 스킨은 유리섬유강화플라스틱(GFRP) 소재로 비틀림 강성 증가를 위해 0°/45°/45°/90° 방향으로 적층하였다. 코어소재는 항공기, 선박 분야에 널리 사용되고 있는 발사우드(Balsa wood)를 적용하였다. 샌드위치 패널 두께는 기본적으로 3 mm, 25 mm, 3 mm 구성으로 조립성 및 강성 중요도에 따라 색깔별로 도시되어 있는 바와 같이 부분별로 일부 다르게 적용하였다. 발사관 모서리 부위는 응력이 집중

[†] Corresponding Author; Member, Agency for Defense Development
E-mail : wh0424@add.re.kr

[‡] Recommended by Editor Jae Hung Han

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

되는 부분으로 단순 복합재만으로 구성하였다. 또한 국부적으로 강성보완이 필요한 부분에는 복합재 보강 빔을 추가하였다. 발사관의 전·후방에 장착되어 평상시 보호기능을 수행하는 덮개는 가벼운 우레탄 소재로 제작이 되어 있으며, 발사 초기에 내부 폭발충격에 의해 파단 된다.

일반적으로 샌드위치 패널은 경량화 관점에서 다양한 장점을 가진 소재이나, 충격하중에 취약한 것으로 알려져 있다. 또한, 충격하중에 대한 샌드위치 패널의 거동을 예측하는 연구⁽¹⁻³⁾들이 최근에 다수 수행되고 있다. 하지만 주로 시편단위에서의 연구가 주를 이루며, 실제 시스템에 적용된 사례는 많지 않다.

이 연구에서는 충격하중에 취약한 샌드위치 패널의 특성을 고려해, 발사관 내부의 폭발압력에 의한 폭발충격 형성 및 전파에 의하여 복합재 샌드위치 패널로 구성된 발사관이 받는 구조적 영향에 대한 분석을 해석 및 시험적 방법으로 접근하여 고찰하였다.

2. 발사관 구조해석

2.1 발사과정

발사 시 과정을 살펴보면, Fig. 2에서 도시한 바와 같이 발사 명령이 인가됨에 따라, 점화제 마개가 파단 되면서 노즐을 통해 높은 압력파가 흘러나오게 되고 이어서 후방덮개 파단이 발생한다. 압력과 중 일부가 후방의 덮개에 반사되어 전방으로 극히 단시간 내에 음속 이상으로 전파되는 충격파인 폭발충격이 발생하게 된다. 이러한 폭발충격이 발사관 벽면을 타고 가면서 샌드위치 패널에 동적인 하중을 전달하게 되며 최종적으로는 전방 도달압력에 의해 전방덮개가 파단 되게 된다.

2.2 유한요소 모델링

이전 연구사례⁽⁴⁾에서 얻어진 발사관 내부 유동해석결과를 바탕으로 폭발충격에 대한 발사관의 구조적 영향을 확인하기 위하여 상용 유한요소 프로그램인 아바쿠스(Abaqus 6.12-1)를 이용하여 구조해석을 진행하였다. 발사관은 길이에 비하여 두께가 얇은 사각튜브 구조로 Fig. 3과 같이 발사관 몸체는 2차원 셸(shell)요소로 모델링하였으며 프로그램의 복합재 적층(composite lay-up) 기능으로 복합재 샌드위치 패널의 물성정보를 입력하였다. 여기서 층간 접합부위는 완전접착 가정으로 접착제 물성은 미반영되었다. 금속재 부품은 단면형상을 반영한 1차원 빔 (beam) 요소로 모사하였다. 또한 해석모델의 간략화를 위해, 상세 내부장치 및 전·후방 덮개는 모델링에서 생략하였다. 복합재 소재인 유리섬유강화 플라스틱의 재료 물성치는 시편시험을 통하여 획득하였으며, 코어 소재인 발사우드 및 알루미늄 재질은

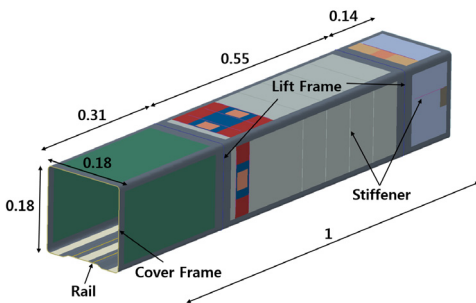


Fig. 1 The shape of canister

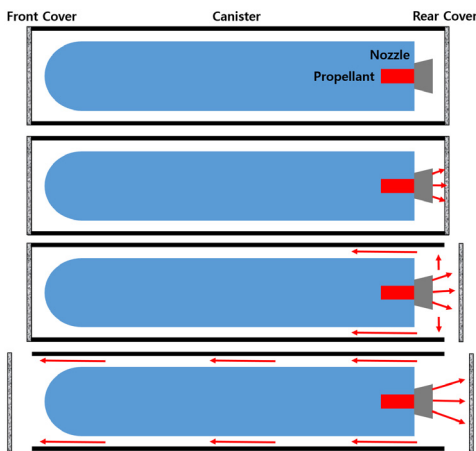


Fig. 2 Stages of launch

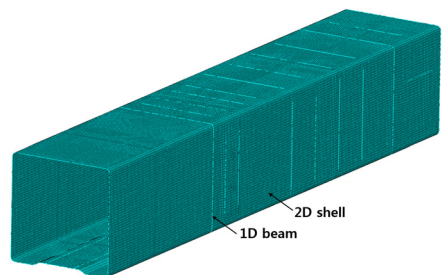


Fig. 3 FEM model

각각 제조사 데이터시트 및 물성 정보 사이트인 매트랩(Matweb) 정보를 인용하였다. 유한요소는 4절점 쉘 요소 및 2절점 빔 요소가 사용되었다. 사전에 모드해석을 통하여 6자유도의 강체모드를 확인함으로써, 유한요소의 연속성 및 타당성을 확인하였다.

2.3 샌드위치 모델링 기법 검증

복합재 샌드위치 패널의 모델링이 유효한지를 판단하기 위하여, 시편단위에서 구조해석 결과와 시험 결과를 비교하였다. 시편은 발사관 전방부 몸체 구성으로 미국재료시험학회(ASTM) C393⁽⁵⁾ 3점 굽힘 시험의 규격에 맞게 제작이 되었으며, 시편 제원은 31 mm(두께) × 93 mm(폭) × 540 mm(길이)이며, 샌드위치 구성은 3 mm(스킨), 25 mm(코어), 3 mm(스킨)으로 되어있다. 또한, 지지점간의 거리는 500 mm이다. Fig. 4와 같이 최대값, 최소값을 제외한 3개 시편의 평균 임계하중과 최대변위를 산출하였다. 또한 동일하게 Figs. 5, 6에서와 같이 구조해석 모델을 생성하여, 시편 중앙부에 시험에서 획득한 임계하중을 선 하중으로 입력하였다. 이후, 구조해석에서 얻어진 최대변위를 이론값⁽⁶⁾ 및 시편시험 결과와 비교하였다. 또한, 두께방향의 임계전단응력에 대해서도 구조해석 결과와 미국재료시험학회(ASTM) C393⁽⁵⁾의 코어 임계전단응력(core shear ultimate stress) 계산식 (1)을

통해 얻어진 수치를 비교하였다. 결론적으로, Table 1에 제시되어 있는 바와 같이 해석획득 결과와 이론 및 시험과의 유사성을 통해 모델링 기법의 정확성을 확인하였다. 다만 해석결과는 시험결과에 비해 다소 낮게 예측이 되었으며, 이를 통해 파손에 대하여 좀 더 보수적인 결과를 나타냄을 알 수 있다.

$$F_s^{ult} = \frac{P_{max}}{(d+c)b} \tag{1}$$

2.4 경계조건 및 하중조건

발사관은 거치대에 인양프레임 하부의 체결부를 통하여 고정 되어 있는 구조임으로 인양프레임 고정부에 단순지지 조건을 적용하였다.

발사관 내부의 폭발충격 거동은 이전 연구사례⁽⁴⁾의 유동해석 절차와 동일한 방법으로 획득한 Fig. 7의 구간별 파형정보(절대압)⁽⁴⁾를 이후에 기술할 폭발 시험 압력 계측결과(상대압)와의 선형적인 최대값

Table 1 Verification of sandwich modeling

Type	Load(N)	Deflection(mm)	Shear stress(MPa)
Theory	5430	7.1	-
Analysis		7.0	1.2
Test		8.2	1.5

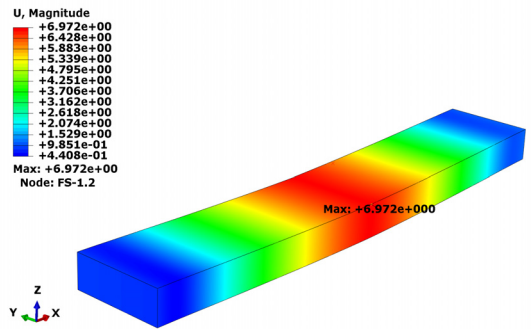


Fig. 5 Deflection on a specimen



Fig. 4 Three points bending test

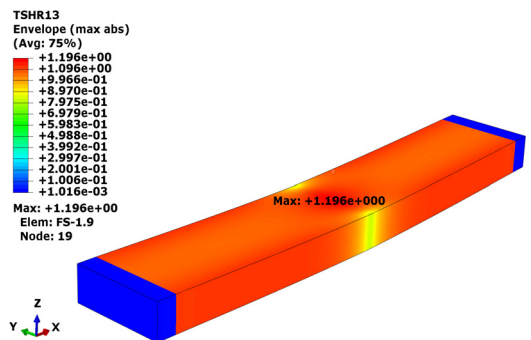


Fig. 6 Transverse shear stress on a specimen

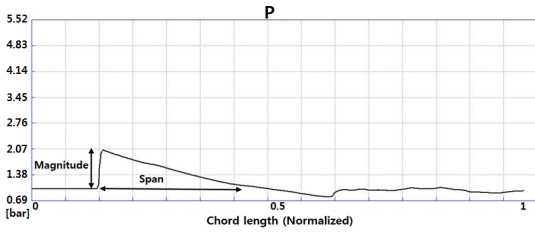


Fig. 7 CFD result in a canister at front section (absolute pressure)

Table 2 Input values of pyro shock

Part	Max. pressure(bar)	Span (% over entire length)
Front	1.00	45
Center	2.03	27
Rear	4.03	14

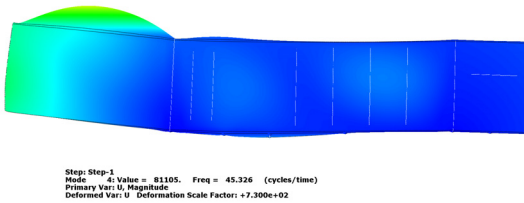


Fig. 8 Fundamental frequency at longitudinal mode

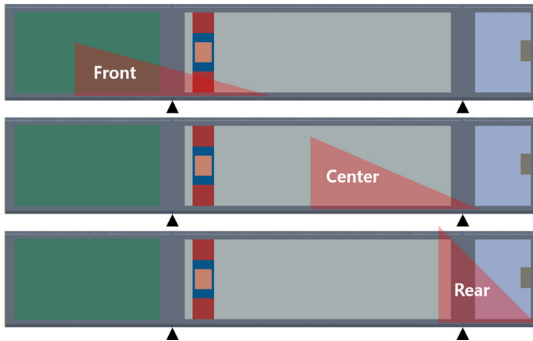


Fig. 9 Boundary and load condition

보정을 통하여, Table 2와 같이 입력하중으로서 적용하였다.

이상적으로는 획득한 구간별 폭발충격 파형을 전 구간에 걸쳐 시간 및 위치에 대한 함수로 적용하여 과도응답(full-transient) 해석을 수행하는 것이 바람직하나, 해석 간소화를 위해 등가하중 원리를 적용하여 준정적(quasi-static) 방식으로 발사관 취약부위

에 대하여 해석을 진행하였다.

이를 뒷받침하기 위하여, 폭발 압력 하중에서의 동하중계수⁽⁷⁾ 관계를 적용하였다. 동하중계수를 적용하기 위하여 발사관 장전상태에서의 고유주파수를 모드해석을 통하여 추정하였다. 해석결과 Fig. 8과 같이 로컬모드를 제외하고 첫 번째 길이방향 굽힘 모드가 45 Hz에서 나타남을 알 수 있다. 그리고 폭발시험 시 측정한 전·후방 압력 계측결과를 통해 주기가 약 10 ms정도인 상기에 인용된 동하중계수 그래프의 Type (b)에 해당되는 삼각과 형태임을 확인하였다. 상기의 정보를 바탕으로, 동하중계수를 추정해보면, 폭발충격 주기 $t_L=10$ ms, 시스템 주기 $T=1/45$ s, 그리고 $t_L/T=0.45$ 으로 1에 가까운 수치를 보여주고 있다.

위 결과를 바탕으로 동하중계수 1을 적용하여 시간이력 최대값을 정하중으로 적용하였다. 또한, Fig. 7에서의 유동해석결과⁽⁴⁾를 참고하여 각각 전방, 중앙 및 후방부의 보강 빔이 없는 복합재 샌드위치 패널 중심부에 충격파의 정점이 위치하는 파형정보를 입력하여 Fig.9와 같이 삼각과 형태로서 하중을 인가하였다. 후방의 경우에는 샌드위치 패널 구성이 견고하고, 보강재에 의해 강성이 높은 부분으로, 파형의 정점이 상대적으로 취약한 다소 앞쪽의 샌드위치 패널에 위치하도록 조정하였다.

2.5 해석 결과

폭발충격이 발사관을 따라 전파될 때 복합재 샌드위치 패널이 받는 주된 외력이 굽힘 하중임을 고려하면, 발사관의 구조 건전성을 확인하기 위해서는 다음의 세 가지 항목에 대한 결과검토가 필요하다. 첫 번째는 복합재의 파손여부이며, 두 번째는 코어 소재의 전단력에 의한 파손이다. 세 번째로는 접촉 강도 이상의 힘으로 인한 스킨 코어 간의 층간 분리(이하 디본딩) 현상이다. 위의 현상을 판단하기 위하여 처음 항목에 관해서는 복합재 파손지수로 널리 통용되는 짜이우 파손지수(Tsai-Wu failure index)⁽⁸⁾를 적용하였다. 또한 아래의 시편시험 결과 Fig. 10에서 볼 수 있는 바와 같이, 전단력에 의한 파손은 먼저 패널두께방향으로 복합재와 코어소재가 분리된 후, 이후 코어소재의 파손이 일어나는 ‘ㄷ’자 형태의 파손모드를 보여주고 있다. 따라서 두께방향의 전단 응력(transverse shear stress)⁽⁹⁾과 시편시험에서 획득

한 두께방향의 임계전단응력을 비교하여 디본딩 및 코어소재의 파손유무를 판단하였다.

구조해석 결과를 살펴보면, 복합재 파손지수는 기준치 1이하로 파손이 일어나지 않는 것으로 예측되었다. 따라서 이 해석대상의 파손은 복합재의 인장·압축강도에 의한 파손보다는 전단력에 의한 파손이 주요한 것으로 확인되었다. 이와 더불어, 시험 시험 시 획득한 코어의 임계전단응력이(1.5 MPa) 소재의 임계전단응력(2.6 MPa)보다 훨씬 낮은 수치를 보여주고 있으며 이로써 두께방향의 디본딩이 코어

파손보다 먼저 발생함을 알 수 있다. 따라서 두께방향 전단응력이 1.5 MPa 이상이면 디본딩이 일어날 수 있는 확률이 높은 것으로 판단할 수 있다. 이러한 관점에서 Fig. 11에 각각 XZ, YZ 두 평면의 두께방향의 전단응력을 도시하였다. 그림에서와 같이 직관적으로 패널의 경계부분에서 응력이 최대로 나타나며, 회색영역은 디본딩 예상영역을 의미한다. 결과적으로 발사관 전방영역에서는 디본딩이 발생하지 않으며, 중앙부에서는 다소 디본딩이 발생하는 것으로 확인되었다. 후방부에서는 지면상 생략하였으나 패널두께와 보강재가 두터운 관계로 디본딩이 발생하지 않는 것으로 예측되었다.

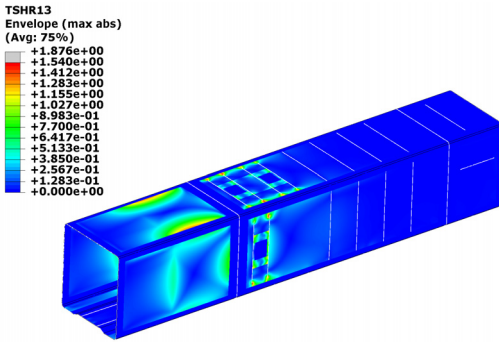
3. 시험계측

3.1 시험개요

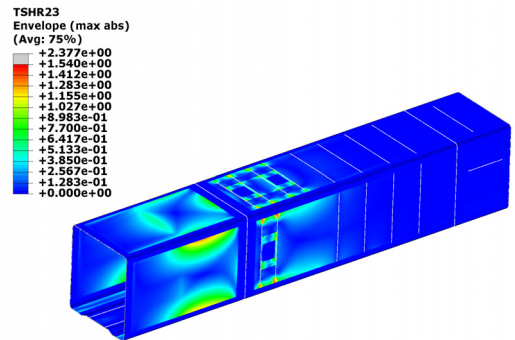
구조해석의 신뢰성을 입증하기 위하여, 발사관 내부에서 폭발시험을 진행하였다. 발사관 내부에 일정



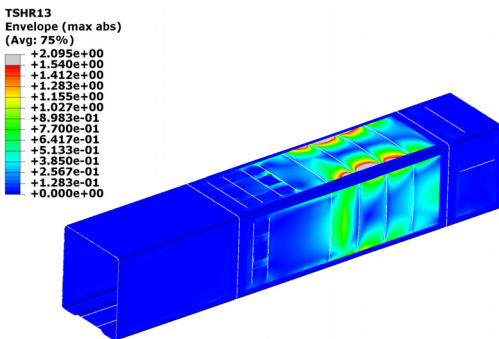
Fig. 10 Fracture of sandwich panel



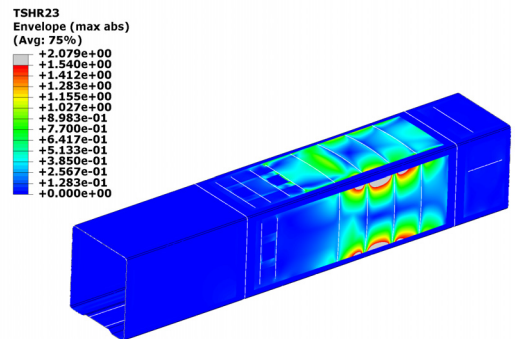
(a) Front, xz plane



(b) Front, yz plane



(c) Center, xz plane



(d) Center, yz plane

Fig. 11 Transverse shear stress

압력의 폭발물을 터트려 폭발충격 형성 및 발사관 구조물의 파손양상을 확인하고자 하였다. Fig. 12에서 확인할 수 있는 바와 같이 발사관 전방 및 후방에서 압력을 측정하였으며, 시험 후에는 디본딩 측정 시 보편적으로 활용되는 두드림 시험(tap test)을 통하여 디본딩 발생부분을 측정하고 도시하였다.

3.2 시험계측 결과

획득한 시험계측 결과를 다음과 같이 정리하였다. 전방 및 후방 압력 계측 결과는 상대압력으로 Fig. 13에 도시하였으며, 디본딩 두드림 시험 측정 결과는 Fig. 15에 표시하였다.

4. 해석 및 시험 결과 고찰

폭발시험에서 계측한 시험결과를 바탕으로 해석 결과와 비교 검토를 실시하였다. 첫 번째로 시험에서 획득한 압력 계측결과를 유동해석 결과와 비교하였다. 발사관 후방압력은 내부 기구물의 복잡한 형상과 후방덮개의 연속적인 파단양상을 해석적으로는 불연속적인 개폐조건으로밖에 표현할 수 없기 때문에 정확히 예측하는 것이 난해하였으며, 해석의 경우가 훨씬 높은 수치를 나타내었다. 한편 상대적으로 유동장이 안정되어 있고, 기구물의 간섭이 적은 발사관의 전방압력에 대하여 살펴보면 실제 계측 결과는 Fig. 13에 파란색(front)으로 도시되어 있는 그래프에서 알 수 있듯이 약 0.8 bar가 측정되었고, 유동해석에서도 측정위치에서의 최대압력이 Fig. 14의 유동해석결과⁽⁴⁾에서와 같이 상대압력으로 환산 시 약 0.86 bar로 오차범위 7% 이내로 거의 유사한 결과 값이 나타났다. 이를 통해, 입력하중으로 적용한 압력파형의 신뢰성을 확인하였다.

다음으로는, 샌드위치 패널의 디본딩 영역에 대한 결과검토를 수행하였다. Fig. 15에서 빗금으로 도시되어 있는 부분이 시험 후의 두드림 시험(tap test)을 통하여 디본딩이 확인되는 영역을 표시해 놓은



Fig. 12 Configuration of explosion test

것이다. 위 결과를 앞서 명시한 Fig. 11의 해석 예측 결과와 비교하면, 전방부 및 후방부에서는 두 결과 모두 디본딩이 일어나지 않는 것으로 확인되었다.

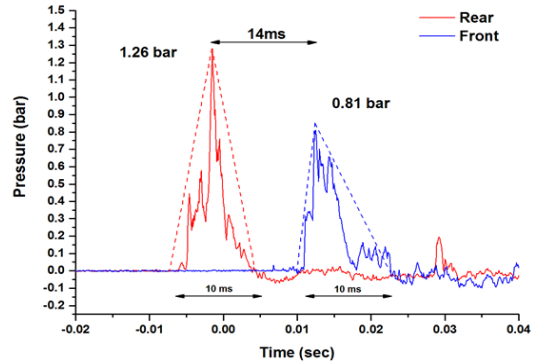


Fig. 13 Measurement data of pressure

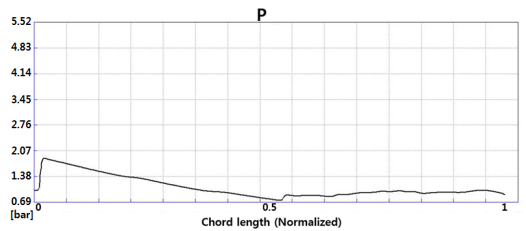


Fig. 14 CFD result at front pressure sensor (absolute pressure)

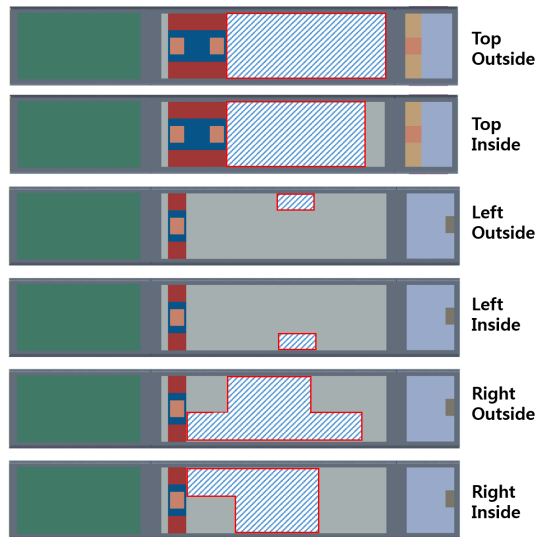


Fig. 15 Debonding area plot from tap test

중앙부의 경우에는 상면부에서 거의 대부분의 영역이, 좌측에서는 경계면 일부에서, 우측의 경우에는 절반이상의 영역에서 디본딩이 확인되었다. 중앙부에서 디본딩 영역이 정량적으로 일치하지 않는 이유는 해석예측은 디본딩이 초기에 발생하는 국부적인 영역만을 표시하고 있으며, 실제로는 디본딩 영역이 압력전파에 따라 손상영역이 확장되며, 충격과 이후의 탑재물의 화염 온도에 의한 영향도 이러한 영역을 증가시키는 것에 기인한다고 판단된다. 이를 통해 구조해석에서 예측한 파손부위와 시험에서의 결과가 정성적으로 일치함을 확인하였다.

5. 결 론

복합재 샌드위치 패널 발사관 내부의 폭발충격(pyro shock)에 의한 발사관 구조물의 영향을 해석과 시험을 통해 분석하였다.

유한요소 모델을 시편시험과 비교하여 1차적으로 모델링의 타당성을 검증하였다. 또한 유동해석과 실제 압력 계측결과와의 보정을 통하여 발사관 내부의 유동상태를 모사하였으며, 이를 등가하중으로 환산하여 발사관에 구간별로 정하중으로 부가하였다. 발사관의 구조적 파손은 굽힘 하중에 의해 발생하는 전단력에 의해 스킨 코어간 분리현상인 디본딩이 주요함을 확인하였으며, 샌드위치 패널의 디본딩 영역에 관해서도 해석에서 예측한 결과와 실제 발생부위가 정성적으로 일치함을 입증하였다.

이 연구를 통해 발사 시 폭발충격(pyro shock)에 의한 복합재 샌드위치 패널 발사관의 구조적 영향도를 분석하는 방법을 제시하고 기본설계에 응용할 수 있는 토대를 마련하였다고 판단된다.

References

(1) Kim, S. J., Hwang, I. H. and Hong, C. H., 2012, Impact Force and Acoustic Analysis on Composite Plates with In-plane Loading, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 22, No. 2, pp. 179-186.
 (2) Lee, J. Y., Shin, K. B. and Jeong, J. C., 2007,

Simulation of Low Velocity Impact Honeycomb Sandwich Composite Panels for the BIMODAL Tram Application, Journal of the Korean Society for Composite Materials, Vol. 20, No. 4, pp. 42-50.

(3) Park, H. B. and Kong, C. D., 2013, Study on Impact Damage Behavior of Sandwich Composite Structure for aircraft, Composite Research, Vol. 26, No. 1, pp. 36-41.

(4) Yang, Y. R., 2014, Study on the Removal Mechanism of Canister End Caps Using the Shock Wave, Korean Society of Computational Fluids Engineering, 2014 Spring Conference, pp. 283-285.

(5) ASTM, Standard Test Methods for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam Flexure, American Society for Testing and Materials, C393/C393M-11.

(6) Sandeep, N., 2006, Behavior and Flexural Analysis of Balsa Wood Core Sandwich Composites, University of New Orleans Theses and Dissertations, New Orleans.

(7) Dag, B., Jan, R. B. and Kees, V. W., 1992, Gas Explosion Handbook, Gexcon, Inc., Norway.

(8) Daniel, I. M. and Ishai, O., 1994, Engineering Mechanics of Composite Materials, Oxford University Press, New York.

(9) Choi, N. R. and Lee, B. C., 2000, Estimation of Transverse Shear Stress in Laminated Composite Structures Using 4-node Degenerated Shell Elements, Journal of Mechanical Science and Technology. Vol. 24, No. 9, pp. 2292-2301.



Wonhong Choi received his B.S. in the school of aerospace engineering in 2009 from Kyushu University, Japan and M.S. in the school of mechanical engineering in 2011 from Purdue University, USA. He has been working as a researcher at Agency for Defense Development (ADD). His research interests are in NVH and structural analysis.