

論文

풀아웃 하중을 받는 복합재 샌드위치 체결부의 파손거동 연구

박용빈*, 양현정*, 권진희**+, 최진호**, 조현일***

Failure of composite sandwich joints under pull-out loading

Yong-Bin Park*, Hyeon-Jeong Yang*, Jin-Hwe Kweon**+, Jin-Ho Choi** and Hyun-Il Cho***

ABSTRACT

The failure of composite sandwich joints was experimentally investigated. A total of 30 joint specimens of 5 different types were tested with various fastening methods and core materials. In the NomexTM core sandwich joints, the core shear buckling was commonly observed in all the specimens which was followed by the slope change of the load-displacement curve. After the shear buckling, however, the joints carried additional loads of 50~200% over the buckling loads and then finally failed in the upper face breakage. The joints of PMI foam core showed the shear failure of the core instead of shear buckling and experienced the sharp drop of the carried load. Considering the failure modes, while both the core and face properties are important in the NomexTM core joints, core shear strength seems to be the critical factor for the foam core joints.

초 록

풀아웃 하중을 받는 복합재 샌드위치 체결부의 파손 거동을 시험으로 연구하였다. 체결의 방식과 코어의 종류를 달리하여 5종류, 총 30개의 시편에 대해 시험을 수행하였다. 시험 결과, 노멕스 하니콤 코어를 사용할 경우 코어의 강성에 의해 지배되는 전단좌굴이 먼저 발생하고, 이후 50~200% 정도의 추가적인 하중을 지지하다가, 면재가 찢어지는 최종파손이 발생하였다. 반면에 PMI 폼을 사용하면 하중 초기에 코어의 전단파손이 발생하며 지지하중도 크게 저하되는 것을 확인하였다. 파손모드를 고려한 설계의 관점에서 볼 때, 노멕스 코어를 사용할 경우 코어의 강성과 면재의 강성 및 강도를 동시에 고려해야 하는 반면, 폼 코어를 사용할 경우 코어의 전단파손 하중을 높이는 것이 가장 중요한 것으로 나타났다.

Key Words : 샌드위치(sandwich), 풀아웃(pull-out), 파손 거동(failure behavior), 복합재료(composite materials), 체결부(joint)

1. 서론

샌드위치 구조물은 면내하중을 지지하는 면재(face)와 면외하중을 지지하는 코어(core)로 구성된 복합 구조물이다. 통상 면재에는 강성이 큰 재료를 사용하는 반면, 코어에는 면재를 공간상에서 효과적으로 지지할 수 있을 정도의 최소 강성(stiffness)과 강도(strength)를 가지는 가벼운 재료를 사용한

다. 따라서 샌드위치 구조물은 동일한 무게의 다른 구조물에 비해 굽힘강성과 고유진동수가 높게 나타난다[1]. 면재에는 고강도, 고강성의 복합재료 혹은 알루미늄을 사용하고 코어에는 알루미늄이나 노멕스 하니콤(NomexTM honeycomb) 혹은 PMI, PVC 폼(foam) 등을 사용하는 것이 일반적이다.

샌드위치 구조는 높은 비강성과 비강도를 가지는 반면 기계적 체결이 어려운 문제점을 가지고 있다. 샌드위치의 코어

접수: 2010년 9월 7일, 게재승인: 2011년 2월 2일

* 경상대학교 항공우주공학과 대학원

**+ 경상대학교 기계항공공학부 · 항공기부품기술연구소, 교신저자(E-mail:jhkweon@gnu.ac.kr)

** 경상대학교 기계항공공학부 · 항공기부품기술연구소

*** 한국항공우주산업(주)

Table 1 Specimen details

ID	Insert type	Face			Core			Potting compound	Face/core adhesive	
		Type	No. of plies	Layer	Type	Cell size (mm)	Height (mm)			Density (kg/m ³)
P01	Floating Nut	Carbon/epoxy fabric	4	45/0/0/45	Nomex™	4.7625	25.4	32	Magnobond 6398	AF191K.08
P02	Through Clearance	Carbon/epoxy fabric	2	45/0	Nomex™	3.175	12.7	48	Magnobond 6398	AF191K.08
P03	No Insert	Carbon/epoxy fabric	4	45/0/0/45	Nomex™	4.7625	25.4	48	EC-3500 B/A	AF191K.08
P04	Floating Nut	Carbon/epoxy fabric	2	45/0	PMI-foam	N/A	20	52	Magnobond 6398	AF191K.08
P05	No Insert	Carbon/epoxy fabric	2	45/0	PMI-foam	N/A	11	52	EpoCast 1618 D/B	AF191K.08

는 가볍지만 약한 재료로 만들어지기 때문에 볼트나 리벳과 같은 체결재에 대한 지지능력이 거의 없다. 따라서 샌드위치 구조물간의 체결을 위해서는 추가적인 보강이 필요하게 된다.

샌드위치 구조에 대한 연구는 제작 방법에 대한 연구에서부터 파손모드와 좌굴, 피로, 링클(wrinkle) 등에 관한 다양한 연구가 시험 및 해석적 방법으로 이루어져 왔다[2~8]. 이들 연구는 샌드위치 자체의 기계적 특성에 관한 연구들이다. 그러나 샌드위치 체결부에 대한 연구는 샌드위치뿐만 아니라 보강재, 체결재 및 구성재료간 계면 특성에 대한 복합적 고려가 필요한 분야이다.

샌드위치 체결부에 대한 연구는 주로 시험적 방법을 중심으로 제한적으로 이루어져 왔다. Demelio 등[9]은 체결재를 적용한 샌드위치 복합재 평판에 대한 정적 및 피로 시험을 수행하였으며 Kim 등[10]은 인서트(insert)의 형상에 따른 하중 전달 특성을 연구하고 정적 및 동적 풀아웃(pull-out) 시험을 실시하여 파손 현상을 연구하였다. Song 등[11]도 하니콤 샌드위치 구조물에 인서트를 체결하고 코어의 높이 및 밀도, 면재의 두께, 인서트의 유격 등 체결부 강도에 영향을 미치는 인자들의 효과를 연구하였다. Feldhusen 등[12]은 샌드위치 구조물의 다양한 체결방법에 대한 연구를 통해 적절하며 실현 가능성이 있는 체결부 형상을 제안하였다. Raghu 등[13]은 하니콤 샌드위치 평판의 인서트 풀아웃 강도에 대한 연구를 수행하여 풀아웃 강도가 코어의 셀(cell) 치수와 포팅(potting) 반경에 따라 큰 변화를 보이는 것을 확인하였다. 김광수 등[14]은 풀아웃 및 전단 하중에 대한 강도향상을 위해 새로운 형상의 인서트를 제안한 바 있다. Heimbs 등[15]은 L자 샌드위치 구조물에 대해 전단과 굽힘 시험을 실시하여 파손 거동에 대한 연구를 수행하였다.

이상과 같은 연구에도 불구하고 복합재 샌드위치 체결부에 관한 국내 연구는 매우 제한적이며, 특히 체결부에 대한 자세한 파손양상 및 체결부 설계허용하중에 대한 연구는 찾아보기 힘들다. 따라서 설계자들이 이용할 수 있는 수준의

데이터베이스를 확보하기 위해서는 여전히 지속적인 연구가 필요한 실정이다. 본 연구에서는 현재 국내에서 개발 중인 항공기의 설계에 적용되고 있는 샌드위치 체결부의 파손특성에 관한 체계적 이해를 위한 시험을 수행하였다. 연구를 위해 형상과 재질이 다른 5가지 종류, 총 30개의 샌드위치 구조물 체결부에 풀아웃 하중을 가하여 파손거동 및 강도를 분석하였다. 파손모드 관찰을 위해 시험 후 모든 시편에 대한 절단면 검사를 실시하였다.

2. 시편 제작 및 시험 방법

2.1 시편 제작

시편은 형상 혹은 재질이 다른 5종이며 각 종류별로 6개씩, 총 30개이며, 풀아웃 하중을 가하여 시험을 수행하였다. 시편의 크기는 120×120(가로×세로, 단위: mm)이며 시편의 전형적인 형상과 상세한 정보는 각각 Fig. 1와 Table 1에 나타내었다.

시편에 사용된 면재는 CYTEC사의 탄소/에폭시 평직(fabric)인 G3-500-3k-PW/5276-1이며 성형 후 단층(ply)의 공칭 두께는 0.2 mm이다. 코어로는 Hexcel사의 노멕스(Nomex™) 하니콤 코어와 Degussa사의 로하셀(Rohacell®) PMI 폼 코어를 사용하였고, 면재와 코어 사이의 접착제는 3M사의 AF191k.08을 사용하였다. 체결부를 위한 포팅 재료로는 Magnobond 6398(Magnolia Plastics)과 EC-3500 B/A(3M), Epocast 1618 D/B(Huntsman)를 각각 사용하였다. 시편에 사용된 인서트 및 체결부에 대한 계략적인 그림은 Fig. 2에 나타내었다.

본 연구에서는 상호 비교가 용이하도록 체결부의 인자를 일관되게 설정하지 않고, 다양한 형태와 재료를 사용하고 있다. 이것은 실제 국내에서 개발 중인 항공기에 사용된 재료와 형태에 대한 파손 거동 분석을 본 연구의 목적으로 하고 있기 때문이다. 시편의 모든 제작은 한국항공우주산업(주)의 내부 규정에 따라 이루어졌다.

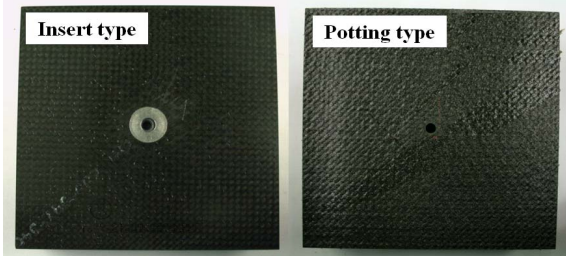


Fig. 1 Typical sandwich joint specimens (top-view).

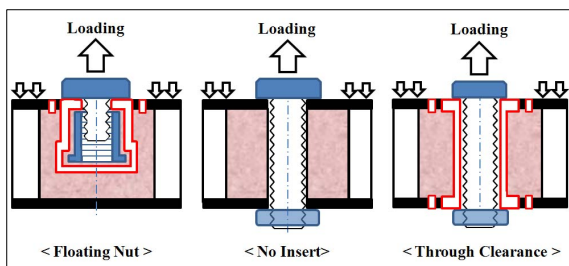


Fig. 2 Configuration of various joint types.

2.2 시험

체결부 플아웃 시험 장치는 Fig. 3에 나타내었다. 시편은 직경 80 mm의 홀이 있는 치구 상판에 의해 지지되고, 하중은 홀 중앙의 체결재에 가해진다. 시험에 사용한 재료시험기는 Instron 5582이며 분당 1.27 mm의 속도로 하중을 가하였다.

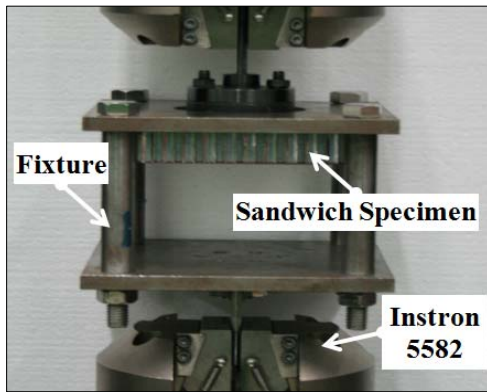


Fig. 3 Test set-up.

3. 시험 결과 및 토론

3.1 노멕스 코어 - 인서트 체결부

플아웃 하중에서 노멕스 하니콤 코어 샌드위치에 인서트를

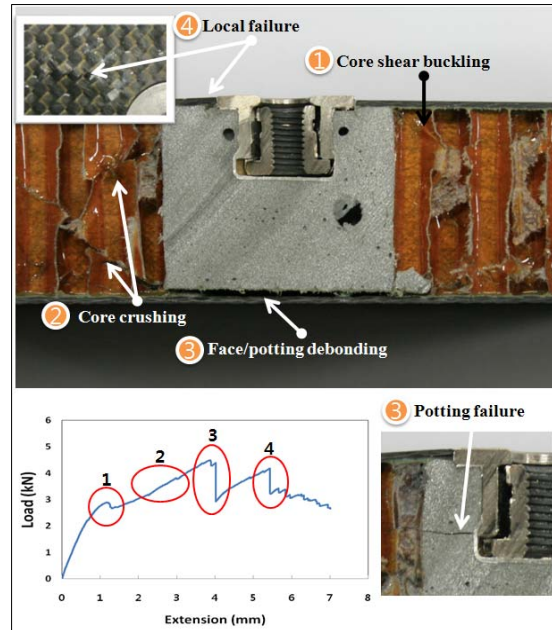


Fig. 4 Load-displacement curve and cross-section of a Nomex™ core joint with floating nut insert (P01).

사용한 체결부 P01의 하중-변위 곡선과 파손 형상은 Fig. 4에 나타내었다. 하중변위 곡선에서 1, 2, 3, 4 지점은 각각 코어의 전단좌굴, 두께방향 압축파손(crushing), 아랫면재와 포팅재(potting material)의 분리(debonding), 윗면재의 파손을 의미한다. 첫 번째 피크(“1”지점)에서는 코어의 전단좌굴이 발생하지만 지지하중의 감소는 미미하다. 첫 번째와 두 번째 피크 사이(“2”구간)에서는 코어의 전단좌굴과 압축파손이 점진적, 안정적으로 진행되는 것을 보여준다. 그러나 포팅재가 위로 떨어져 올라가면서, 두 번째 피크 즉 지점 “3”에서 아랫면재와의 접착분리 현상이 발생하며(시편의 상태에 따라 인서트 주위 포팅재의 파손이 동시에 발생하기도 함.) 큰 소리와 함께 지지하중이 크게 감소하면서 사실상 구조물의 기능을 상실한다.

세 번째 피크(지점 “4”) 이전에는 추가적인 하중이 가해질 경우 윗면재와 코어에 의해 얼마간의 하중이 지지되지만 곧 윗면재가 찢어지면서 들려올라가는 파손에 의해 체결부는 구조적 기능을 완전히 상실하게 된다.

변위 1mm 근처에서의 코어의 전단좌굴(“1”지점)은 추가 시편으로 동일한 시험을 수행하여 이 위치에서 하중을 제거하고 시편을 절단하여 단면을 검사하는 방법으로 확인하였다. 두 번째 구간(“2”구간)의 파손은 “1”지점에서의 파단면과 최종파손(“4”지점)단면과의 비교로 확인할 수 있다. “3”지점에서의 포팅재와 아랫면재의 분리는 시험 시 육안으로 확인가능하다. “4”지점에서의 윗면재의 파손 또한 육안으로 관찰 가능하다.

Table 2 Core shear buckling loads and maximum loads (P01)

Specimen ID	Core shear buckling load (kN)	Maximum load (kN)
1	3.04	4.86
2	3.10	4.40
3	2.90	4.49
4	3.04	4.94
5	3.12	4.85
6	3.01	4.46
Average	3.04	4.67
Coefficient of Variation (CV)	0.026	0.052

체결부 P01의 전단좌굴하중과 최대하중은 Table 2에 나타내었다. 평균 전단좌굴하중은 구조물이 지지할 수 있는 최대하중의 65% 수준임을 알 수 있다. 전단좌굴 후 하중을 제거하여 단면을 관찰하면 구조물에 전단좌굴로 인한 영구적 변형이 부분적으로 발생한 것을 확인할 수 있다. 따라서 보수적 설계를 위해서는 전단좌굴하중을 설계허용치로 설정하는 것이 타당한 것으로 판단된다. 하지만, 이 경우 체결부 중량 증가의 원인이 될 수도 있다. 따라서 추가적인 시험을 통해 전단좌굴이 재하중(reload)시 지지하중에 미치는 영향 즉 잔류강도와의 관계를 살펴본 후 그 정도에 따라 설계허용하중을 결정하는 것이 바람직할 것으로 판단된다. 시편의 단면 사진을 보면 포팅재에서 일부 기공이 발견되는 것을 볼 수 있는데 이는 제작과정에서 생긴 결함이지만, 시험 후 단면 확인 결과 이러한 결함이 국부적 손상의 원인이 된 경우는 발견되지 않았다.

샌드위치 구조를 두께방향으로 관통하는 인서트(through clearance insert)를 사용한 체결부 P02의 전형적인 파손양상과 하중-변위 곡선은 Fig. 5에 제시하였다. 전체적으로 하중-변위 곡선의 모양은 Fig. 4에 보인 비관통 인서트 체결부와 유사하다. 그러나 두께 관통 인서트를 사용하는 P02의 경우 전단좌굴("1"지점)로 인한 지지하중 감소는 발견되지 않으며 기울기만 변하는 정도로 나타났다. 또한 체결부 P01의 경우 아랫면재-포팅재 분리 및 윗면재 파손이 시차를 두고 발생하였지만, P02에서는 두 파손이 거의 동시에 두 번째 피크 즉 "3"지점에서 발생하였다.

체결부 P02에 대한 코어 전단좌굴하중과 최대하중을 Table 3에 나타내었다. 전단좌굴하중은 구조물이 지지할 수 있는 최대하중 대비 44% 수준의 값을 보였다. 앞의 P01과 비교할 때 상대적으로 더 낮은 하중에서 전단좌굴이 발생하였으며 구조물의 안전을 위해서는 전단좌굴하중 즉 "1"지점의 하중을 설계허용하중으로 사용해야 한다. 그러나 이 경우에도 P01에서와 마찬가지로, 중량 측면에서 지나치게 보수적인 설계가 될 수 있으므로 추가시험을 통해 전단좌굴이 구조물의 잔류강도에 미치는 효과에 대한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

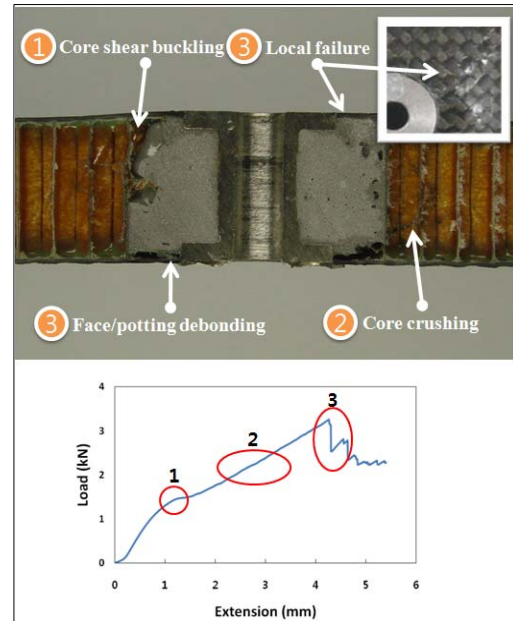


Fig. 5 Load-displacement curve and cross-section of a Nomex™ core joint with through clearance insert (P02).

Table 3 Core shear buckling loads and maximum loads (P02)

Specimen ID	Core shear buckling load (kN)	Maximum load (kN)
1	1.66	3.41
2	1.47	3.65
3	1.51	3.23
4	1.39	3.39
5	1.48	3.26
6	1.34	3.22
Average	1.48	3.36
Coefficient of Variation (CV)	0.074	0.048

3.2 노멕스 코어 - 포팅 체결부

인서트 없이 포팅재에 홀만 가공한 후 볼트와 너트를 이용하여 하중을 가하는 체결부 P03의 파손양상과 하중-변위 곡선은 Fig. 6에 제시하였다. 하중-변위 곡선에서 지점 "1"은 앞의 두 경우에서 동일하게, 변위 1 mm 전후에서 코어의 전단좌굴에 의해 곡선의 기울기가 감소하는 구간이며, 전단좌굴 여부는 시편의 절단면을 통해 확인하였다. 구간 "2"는 코어의 전단좌굴과 손상이 확장되는 구간이다. 지점 "3"에서의 최종파손 양상은 앞의 두 경우와 크게 다르다. 볼트의 머리와 너트가 윗면재와 아랫면재를 구속하고 있기 때문에 최종파손까지 아랫면재와 포팅재의 접촉이 유지되다가, 지점 "3"에서 체결재에 의해 포팅재의 압축파손이 발생하고, 너트가 아랫면재를 뚫고 들어가는 파손이 발생한다. 또한 동시에 그림에서 보인

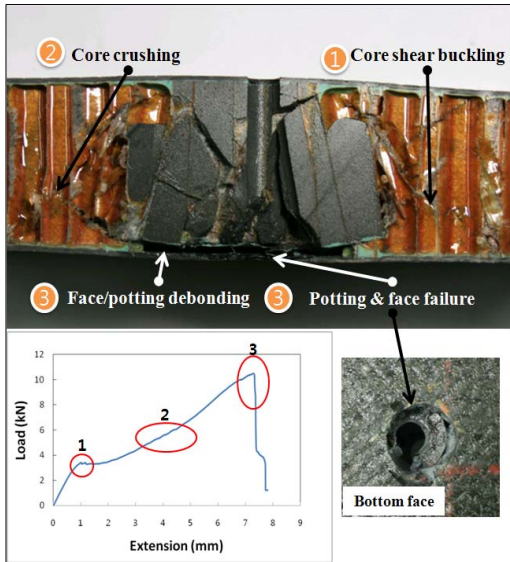


Fig. 6 Load-displacement curve and cross-section of a Nomex™ core joint without insert (P03).

Table 4 Core shear buckling loads and maximum loads (P03)

Specimen ID	Core shear buckling load (kN)	Maximum load (kN)
1	3.57	11.18
2	3.74	10.89
3	3.41	10.48
4	3.32	10.08
5	3.64	10.37
6	3.62	10.62
Average	3.55	10.60
Coefficient of Variation (CV)	0.044	0.037

바와 같이 면재와 포팅재의 분리 및 코어의 대규모 파손이 발생하였다. 전체적으로 인서트를 사용한 체결부에 비해 최종파손이 급격하게 발생하며, 최종파손 후 구조물의 하중지지능력은 완전히 상실되는 것을 알 수 있다.

체결부 P03의 전단좌굴이 발생한 하중과 최대하중은 Table 4에 제시하였다. 좌굴하중은 구조물이 지지할 수 있는 최대하중의 33% 수준이며, 이는 인서트를 사용한 체결부에 비해 상대적으로 더 낮은 하중에서 코어의 전단좌굴이 발생함을 의미한다. 코어의 밀도만 다르고, 다른 조건이 동일한 인서트 체결부(P01)와 비교해보면 최대하중은 127% 정도 증가한 것을 알 수 있는데 이는 코어의 밀도로 인한 영향도 있지만, 볼트-너트 방식의 체결에 의해 포팅재와 아랫면재의 분리가 억제되었기 때문으로 판단된다. 그에 비해 코어의 전단좌굴하중은 17% 정도의 증가에 그친 것을 볼 수 있는데, 코어의 전단좌굴은 주로 코어 자체의 강성 즉 코어 밀도의 지배를 받기 때문으로 볼 수 있다.

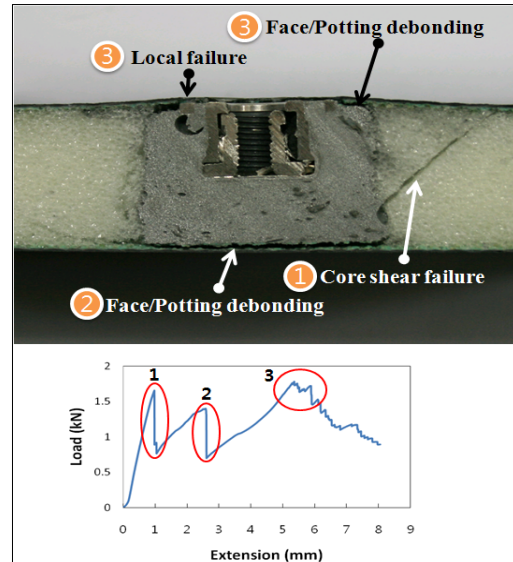


Fig. 7 Load-displacement curve and cross-section of a foam core joint with floating nut insert (P04).

구조물의 안전을 위해서는 전단좌굴하중 즉 “1”지점의 하중을 설계허용하중으로 사용해야 한다. 그러나 이 경우에도 P01과 P02에서와 마찬가지로, 중량 측면에서 보수적인 설계가 될 수 있으므로 앞서 언급된 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

3.3 PMI 폼 코어 - 인서트 체결부

PMI 폼 코어에 비관통 인서트(floating nut insert)를 체결한 체결부 P04의 파손양상과 하중-변위 곡선은 Fig. 7에 제시하였다. 폼 코어를 사용한 인서트 체결부의 하중-변위 곡선은 동일한 형태의 인서트를 사용한 노멕스 코어 체결부의 결과와는 다르다. 크게 세 개의 피크가 나타난다는 측면에서는 유사하지만 첫 번째 피크(“1” 지점)에서 두께를 관통하는 폼 코어의 전단파손이 발생하면서 지지하중이 크게 떨어지는 것을 볼 수 있다. Fig. 7에 보인 전단파손 균열은 첫 번째 피크 직후 하중을 제거하고, 단면을 관찰하여 확인할 수 있다. 코어의 전단파손 후에도 포팅재와 면재의 접착이 유지되면서 약간의 하중을 지지하지만 첫 번째 피크에서의 하중보다는 작은 값(지점 “2”)에서, 아랫면재와 포팅재의 분리가 발생하면서 두 번째 지지하중 감소가 나타난다. 이후에는 부분적으로 포팅재와의 접착이 유지되고 있는 코어와 윗면재에 의해 하중이 지지되다가 포팅재가 윗면재를 찢고 올라가면서(지점 “3”) 하중지지능력을 완전히 상실하게 된다.

코어의 전단파손이 발생하면서 급격한 하중 감소를 보인 첫 번째 피크에서의 파손하중과 시험 전 과정에서의 최대하중은 Table 5에 나타내었다. 여섯 번째 시편을 제외하고는 최종파손 단계에서의 하중이 첫 번째 피크에서의 하중 즉 코어의 전단

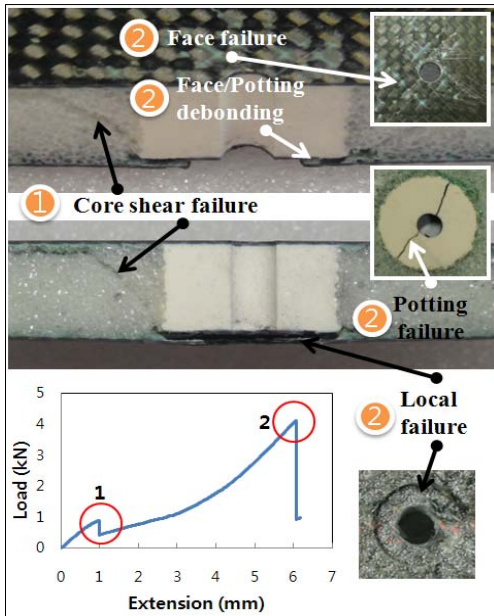


Fig. 8 Load-displacement curve and cross-section of a foam core joint without insert (P05).

Table 5 Failure loads (P04)

Specimen ID	Core failure load (kN)	Maximum load (kN)
1	1.66	1.78
2	1.73	1.85
3	1.74	2.04
4	1.77	2.05
5	1.77	1.94
6	1.57	1.57
Average	1.71	1.87
Coefficient of Variation (CV)	0.046	0.097

파손하중보다 9% 가량 높게 나타났다. 비록 형상이 정확히 같지는 않지만, 노맥스 코어를 사용한 체결부의 경우 코어의 전단좌굴 이후에도 약 50~200%까지 추가적인 하중을 지지한 반면, 폼 코어의 경우 코어의 최초파손 이후 추가적인 하중지지 능력은 10% 미만으로 나타났다. 게다가 첫 번째 전단파손이 두께방향으로 관통하는 형태로 발생한다. 따라서 이 경우에는 첫 번째 피크에서의 하중을 체결부의 설계허용하중으로 설정하는 것이 타당할 것으로 판단된다.

3.4 PMI 폼 코어 - 포팅 체결부

Fig. 8은 PMI 폼 코어를 포팅으로 보강한 후 볼트와 너트로 체결하여 풀아웃 하중을 가한 체결부 P05에 대한 하중-변위 곡선과 파손양상을 나타낸 것이다. 하중-변위 곡선의 기본 형태와 파손양상은 노맥스 코어에 볼트를 체결하여 하중을

Table 6 Failure loads (P05)

Specimen ID	Core failure load (kN)	Maximum load (kN)
1	0.90	4.2
2	0.88	3.26
3	0.89	4.11
4	0.84	3.86
5	0.96	5.04
6	0.90	3.45
Average	0.90	3.99
Coefficient of Variation (CV)	0.043	0.159

가한 P03의 경우와 유사한 것을 알 수 있다. 다만 노맥스 코어의 경우 코어의 전단좌굴로 인한 첫 번째 피크에서 지지하중의 감소가 기울기의 변화와 함께 미미하게 나타난 반면, 폼 코어를 사용한 P05의 경우 지점 “1”에서 폼 코어 특유의 두께를 관통하는 전단파손이 발생하면서 뚜렷한 지지하중의 감소가 나타나는 것을 알 수 있다. 볼트 머리와 너트의 구속으로 인해 최종파손이 발생할 때까지는 면재와 포팅재의 접촉이 유지되고, 이로 인해 전단파손하중 대비 약 200% 정도의 추가하중을 지지하는 것을 볼 수 있다. 최종파손 지점(지점 “2”)에서 포팅재 자체의 파손도 관찰된다.

체결부 P05의 전단파손하중과 최대하중은 Table 6에 나타내었다. 최대하중 대비 전단파손하중은 22% 정도이다. 이 경우 비록 최대하중이 4 kN까지 올라가더라도 P03의 경우와 마찬가지로, 이것은 볼트 머리와 너트에 의한 강제구속으로 인한 효과로 볼 수 있다. 따라서 안전한 설계를 위해서는 코어의 전단파손이 발생하는 첫 번째 피크에서의 하중을 설계 허용하중으로 설정하는 것이 바람직할 것으로 판단된다.

전반적으로 폼 코어를 사용할 경우 풀아웃 하중이 가해지는 초기에 포팅재와 코어 사이의 전단하중으로 인해 쉽게 코어의 전단파손이 발생하는 것으로 나타났다. 비록 기계적 체결에 의해 파손 이후에도 상당부분 하중을 지지할 수 있다 하더라도, 이러한 대형 균열을 가진 구조를 계속 사용하는 것은 곤란하다. 따라서 항공기의 안전에 직접 관련되는 구조물에 폼 코어 샌드위치를 사용할 때에는 세심한 주의가 요구하며 필요시 국부적인 면재의 보강으로 설계 허용하중을 증가시켜야 한다.

4. 결론

본 연구에서는 형상과 재질이 다른 총 5가지 종류의 샌드위치 체결부에 대한 풀아웃 시험을 수행하여 각각이 갖는 파손 특성과 하중지지능력을 분석하였다.

코어의 관점에서 살펴보면, 노맥스 코어를 사용한 시편의 경우 코어의 전단좌굴이 가장 먼저 발생하지만, 이로 인한 지지하중의 감소는 없거나 미미하고, 최종파손은 포팅재가

윗면재를 뚫고 나올 때 발생하는 것으로 나타났다. 인서트 사용 여부와 형상에 따라 값이 달라지겠지만, 본 시험에서는 초기 전단좌굴 후에도 약 50~200% 가량 추가적인 하중을 지지할 수 있는 것으로 나타났다. 코어의 전단좌굴은 코어의 강성과 관계되므로 설계 시 이에 대한 세심한 고려가 필요하다. 반면에 최종파손은 포팅재가 윗면재를 뚫고 나오면서 윗면재가 찢어지는 형태로 발생한다. 따라서 체결부의 최종파손 하중을 높이기 위해서는 샌드위치 면재의 강성과 강도를 높이는 것이 중요한 것을 알 수 있다.

PMI 폼 코어를 사용한 체결부에서는 코어의 전단좌굴이 아닌 45도 방향으로 두께를 관통하는 전단파손이 가장 먼저 발생하며 이 때 지지하중도 크게 감소한다. 다만 볼트와 너트의 구속효과가 있는 시편을 제외하면, 초기 전단파손 후 추가적인 하중지지는 미미하다. 따라서 폼 코어를 사용할 경우 면재의 효과도 중요하지만, 코어의 전단파손하중을 높이는 것이 설계의 핵심 고려사항이 되어야 할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 2010년도 정부(교육과학기술부) 재원 한국연구재단의 대학중점연구소 지원 사업(2010-0029689) 및 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.(계약번호 UD10004JD). 또한 연구를 위해 협조해주신 한국항공우주산업(주)에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Vinson, J. R., *The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials*, Technomic Pub. Co., Lancaster, PA, 1999.
- 2) Karlsson, K. F. and Åström, B. T., "Manufacturing and Application of Structural Sandwich Components," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 28, 1997, pp. 97-111.
- 3) Mouritz, A. P. and Thomson, R. S., "Compression, Flexure and Shear Properties of A Sandwich Composite Containing Defects," *Composite Structures*, Vol. 44, 1999, pp. 263-278.
- 4) Avery, J. L. and Sankar, B. V., "Compressive Failure of Sandwich Beams with Debonded Face-Sheets," *Journal of Composite Materials*, Vol. 34, No. 14, 2000, pp. 1176-1199.
- 5) Daniel, I. M., Gdoutos, E. E., Abot, J. L. and Wang, K. A., "Deformation and Failure of Composite Sandwich Structures," *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, Vol. 16, No. 4, 2003, pp. 345-364.

- 6) Berkowitz, C. K. and Johnson, W. S., "Fracture and Fatigue Tests and Analysis of Composite Sandwich Structure," *Journal of Composite Materials*, Vol. 39, No. 16, 2005, pp. 1417-1431.
- 7) Meyer-Piening, H. -R., "Sandwich Plates: Stresses, Deflection, Buckling and Wrinkling Loads - A Case Study," *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 8, No. 5, 2006, pp. 381-394.
- 8) Sue, J. W. and Whitcomb, J., "Effect of Sandwich Configuration on Behavior of Honeycomb Core," *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 10, No. 4, 2008, pp. 311-329.
- 9) Demelio, G., Genovese, K. and Pappalettere, C., "An Experimental Investigation of Static and Fatigue Behavior of Sandwich Composite Panels Joined by Fasteners," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 32, 2001, pp. 299-308.
- 10) Kim, B. J. and Lee, D. G., "Characteristics of Joining Inserts for Composite Sandwich Panels," *Composite Structures*, Vol. 86, 2008, pp. 55-60.
- 11) Song, K. I., Choi, J. Y., Kweon, J. H., Choi, J. H. and Kim, K. S., "An Experimental Study of the Insert Joint Strength of Composite Sandwich Structures," *Composite Structures*, Vol. 86, 2008, pp. 107-113.
- 12) Feldhusen, J., Warkotsch, C. and Kempf, A., "Development of A Mechanical Technology for Joining Sandwich Elements," *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 11, No. 6, 2009, pp. 471-486.
- 13) Raghu, N. and Battley, M., "Strength Variability of Inserts in Sandwich Panels," *Journal of Composite Materials*, Vol. 11, No. 6, 2009, pp. 501-517.
- 14) 김광수, 안재모, 장영순, 이영무, "복합재 샌드위치 구조의 인서트 조인트의 강도 향상," 한국복합재료학회지, 제38권 제1호, 2009, pp. 29-34.
- 15) Heimbs, S. and Pein, M., "Failure Behavior of Honeycomb Sandwich Corner Joints and Inserts," *Composite Structures*, Vol. 89, 2009, pp. 575-588.