

선박용 복합재 에어 스포일러의 체결부 설계 및 강도 평가

피준우* · 전상배** · 이근호*** · 조영대*** · 최진호**** · 권진회****†

Joint Design and Strength Evaluation of Composite Air Spoiler for Ship

June-Woo Pi*, Sang-Bae Jeon**, Guen-Ho Lee***, Young-Dae Jo***,
Jin-Ho Choi****, Jin-Hwe Kweon****†

ABSTRACT: Air spoiler, which can reduce the drag during operation, can be considered as a possible means to reduce carbon dioxide emission and to increase fuel efficiency. In this study, a composite air spoiler was designed and tested by static and repeated loads. The Green Water Pressure of 0.1 MPa a ship experiences during operation was perpendicularly applied to the air spoiler. Air spoiler was manufactured with sandwich panel which has glass fabric face and balsa core. Multiple sandwich panels were assembled to steel frame by bolt joint. The joint was designed to have bearing failure and examined by static and fatigue tests. Tests showed that the designed joint has enough margin of safety to endure joint failure. The developed sandwich panel to air spoiler is planned to be applied to a large scale commercial ship.

초 록: 선박 분야에서 이산화탄소(CO₂) 배출을 줄이고 연료 효율을 높이기 위한 방법의 하나로 항해하는 선박의 공기 저항을 줄이기 위한 에어 스포일러를 장착하는 방안이 검토될 수 있다. 본 연구에서는 대형 선박에 적용될 수 있는 복합재 에어 스포일러의 체결부를 설계하고, 이에 대한 정적, 피로강도를 평가하였다. 하중은 선박의 운항 중 발생하는 청파(Green Water Pressure) 0.1 MPa이 에어 스포일러에 수직하게 가해지는 것으로 가정하였다. 에어 스포일러는 유리섬유 면재에 발사 코어를 갖는 샌드위치 형태로 제작하였고, 여러 개의 샌드위치 패널이 셀(Cell) 형태로 강(Steel) 프레임에 볼트로 체결되는 것으로 가정하였다. 에어 스포일러와 프레임의 체결부는 베어링 파손을 가지도록 설계하고, 정적(베어링) 시험과 피로(4점 굽힘) 시험을 수행하였다. 시험 결과 개발된 에어 스포일러는 정해진 외부하중을 견딜 수 있는 충분한 안전여유를 갖는 것을 확인하였다. 개발된 에어 스포일러는 조만간 대형 상업용 선박에 적용될 예정이다.

Key Words: 복합재료(Composite Material), 샌드위치 패널(Sandwich Panel), 에어 스포일러(Air Spoiler), 체결부(Joint)

1. 서 론

전 산업분야에 걸쳐 환경문제가 중요한 요소로 떠오르고 있는 가운데 조선분야에서는 IMO(International Maritime Organization: 국제해사기구)가 선박 온실가스 배출을 줄이

기 위한 EEDI(Energy Efficiency Design Index: 선박제조연비지수) 규제를 2013년부터 건조, 운항될 모든 선박에 적용하고 있다. 온실가스 배출을 줄이기 위해서는 선박의 경량화 및 연료 효율의 개선이 필수적이다. 따라서 최근 들어 선박의 저항을 줄일 수 있는 방법 중 하나로 Fig. 1에 보인 바와

Received 20 August 2015, received in revised form 27 August 2015, accepted 27 August 2015

*School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

**Senior Engineer, Offshore Service Research Part, Samsung Heavy Industries Co., LTD.

***Composites R&D, SK Chemicals Co., LTD.

****School of Mechanical and Aerospace Engineering, Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University
Corresponding author (E-mail: jhkweon@gnu.ac.kr)

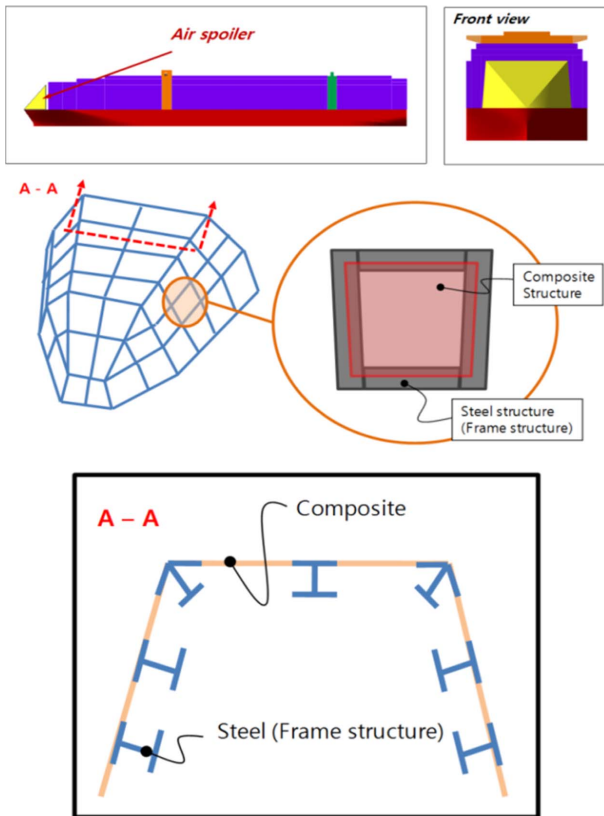


Fig. 1. Air spoiler conceptual design

같이 선수에 대형 에어 스포일러(Air Spoiler)를 설치하는 아이디어가 제시되었다. 특히 복합재료로 에어 스포일러를 제작하면 무게 증가가 크지 않고, 해수에 의한 부식에 강하여 긴 수명을 갖는 장점이 있다.

또한 에어 스포일러는 바람과 파도 등에 의한 압력을 받게 되는데 이것은 주로 굽힘하중의 형태로 작용하게 된다. 이러한 굽힘하중의 지지에 가장 효과적인 구조 형태는 샌드위치이다. 샌드위치 구조는 고강성, 고강도를 갖는 면재(Face) 속에 무게가 가벼운 코어(Core)를 넣어, 굽힘하중과, 굽힘하중으로 인한 면내하중은 면재가 지지하게 하고, 횡전단하중은 코어가 지지하게 하는 구조이다[1].

샌드위치 구조물에 관한 연구사례를 보면 다양한 환경 조건에 관한 샌드위치 체결부의 파손특성 연구[2], 인서트(Insert)를 사용한 샌드위치 볼트 체결부의 강도에 관한 연구[3], 복합재 샌드위치 구조를 위한 다양한 이론에 대한 검토 연구[4], 새로운 개념의 인서트를 사용한 샌드위치 체결부의 강도 개선 연구[5], 복합재 샌드위치 보의 저속충격손상 연구[6] 등을 비롯하여 주로 항공우주 구조물 적용을 위한 기초 연구들이 이루어져 왔다.

조선해양 분야에서는 금속-폴리우레탄 샌드위치 평판(SPS 공법) 개발 연구[7], 전함 중량 절감을 위한 샌드위치 구조 적용 연구[8] 등이 제한적으로 이루어져 왔으나 선박용 대형 에어 스포일러에 복합재 샌드위치 구조를 적용한 연구

사례는 보고되지 않고 있다.

이에 따라 삼성중공업과 SK 케미컬, 경상대학교는 복합재 샌드위치로 제작된 에어 스포일러를 대형 선박의 선수에 설치하기 위한 핵심기술 연구를 공동으로 수행하였다. 샌드위치 구조는 램프(Ramp) 영역을 지나 적층판 형태로 금속 프레임에 장착되는데, 본 논문에서는 샌드위치 패널을 금속 프레임에 장착하기 위한 체결부를 설계하고, 장착부의 강도를 시험으로 검증하는 전체 과정을 간단히 요약 정리하였다.

2. 설 계

2.1 샌드위치 패널 설계

구조물의 중량을 절감하면서 굽힘강성을 높일 수 있는 효율적인 형태인 샌드위치 구조는 집중하중이 가해지는 체결부 영역에서 취약하다는 문제점을 가지고 있다. 이러한 단점을 해결하기 위한 대표적인 방법이 Fig. 2와 같이 램프(Ramp) 구간을 통해 샌드위치를 코어가 없는 단순 적층판으로 변환하는 것이다[9]. 그러나 램프 구간을 따라 구조물의 형상이 급격히 변하게 되어 응력의 집중이 발생할 수밖에 없다, 따라서 Fig. 3과 같이 램프 구간을 더블러(Doubler)로 보강하는 것이 일반적이다[10]. 램프 구간을 더블러가 보강하는 것은 항공분야에서는 이미 보편적으로 적용되고 있으며, 코어가 없는 에지밴드(Edge Band) 부위의 적층판 보강을 위해 필수적인 기술이다. Fig. 3(a)의 경우처럼 더블러가 외부로 노출되는 경우 쉽게 파손이 발생할 수 있는 단점이 있기 때문에 Fig. 3(b)에서와 같이 더블러를 면재와 면

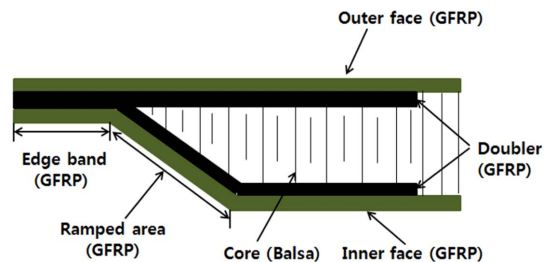


Fig. 2. Concept of ramped area in sandwich structure

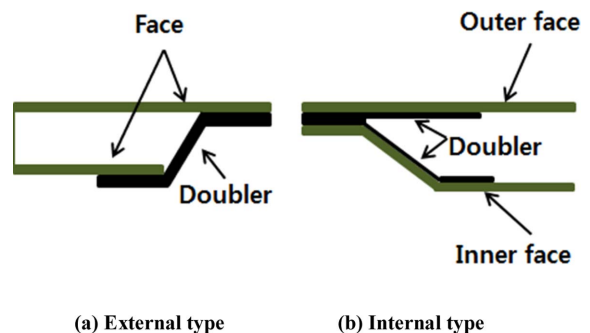


Fig. 3. Doubler reinforcement types for sandwich structure

재 사이, 내부에 추가하는 것이 일반적이다. 따라서 본 연구에서도 Fig. 3(b)의 개념을 적용하였다.

샌드위치 패널의 램프 구간이 정해진 후 에지 밴드 설계를 시작하였다. 본 연구에서는 앞서 정해진 대로 상하 면재 사이에 더블러를 삽입하여 램프 구간을 보강하였다. 면재와 보강된 더블러는 유리섬유 직조 복합재를 사용하였으며 코어는 발사를 사용하였다. 샌드위치 부위는 주로 굽힘 하중만을 받게 되므로 0/90 위주로 설계하고, 에지밴드는 볼트로 인한 전단파손(Shear Out)이 발생하지 않도록 45/-45 층이 보강된 구조를 가지도록 적층패턴을 설계하였다. 기밀의 기밀보호를 위해 상세한 적층순서와 재료의 종류는 제시하지 않았다.

2.2 체결부 설계

본 연구에서는 선박을 30년간 운행할 경우 한번 나타날 가능성이 있는 청파(악천후에서 갑판 위를 쓸고 지나가는 파도)를 기준으로 적용하중 0.1 MPa를 설정하였다. 에어 스포일러는 여러 개의 샌드위치 패널로 구성되는데, 샌드위치 패널이 금속 프레임에 장착되는 개념은 Fig. 4와 5에 보인 바와 같다. 패널의 에지밴드는 볼트로 금속 프레임에 체결되는데, 에지밴드 위에 금속 보강재를 추가하여 샌드위치가 볼트에 의해 국부적 손상을 입는 것을 방지하였다. 볼트는 두 줄로 설치하고 금속 프레임을 충분히 강하게 설계하였으므로 샌드위치 패널은 장착부에서 고정지지(Clamped)되어 있는 것으로 가정한다.

본 연구에서는 복합재 구조 설계에 널리 사용되고 있는 EUROCOMP[11]에서 제안한 계산 방법을 따라 체결부 초기설계를 수행하였다. 일단 개략적인 방법으로 체결부의

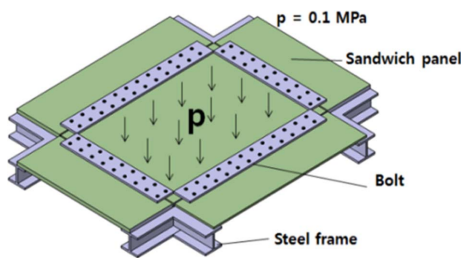


Fig. 4. Schematic diagram of sandwich panel assembly

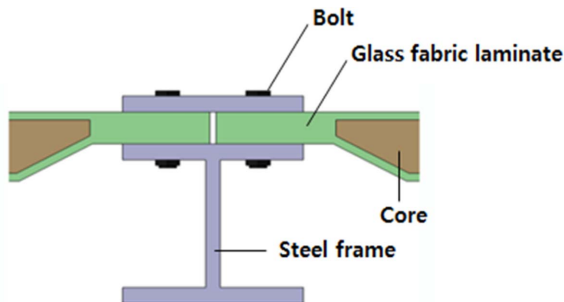


Fig. 5. Schematic diagram of sandwich panel-to-steel frame joint

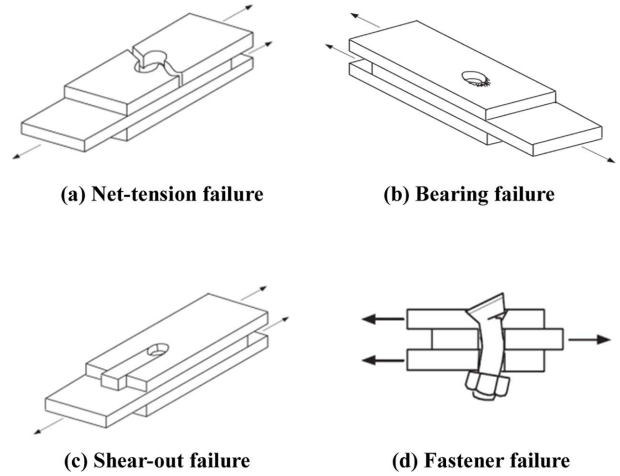


Fig. 6. Typical failure modes of bolted joint [4]

Table 1. Safety factors [11]

Designation	Meaning	Value
$C_{m,1}$	Model uncertainty	2.0
C_{mat}	Material properties uncertainty	1.5
C_{fab}	Manufacturing process variability	1.2
C_{env}	Environmental effects	2.5

초기설계를 진행하고, 이 설계의 타당성을 유한요소해석과 시험을 통해 검증하는 방식으로 전체 설계를 진행하였다.

체결부 초기설계를 위해 Fig. 6에 보인 네 가지 파손모드, 즉 모재 인장파손(Net-tension Failure), 베어링파손(Bearing Failure), 전단파손(Shear-out Failure)과 볼트의 전단파손을 고려하였다. 복합재 구조물의 파손은 구멍 주위에서 이론적으로 추정된 응력과 구멍이 없는 복합재로 적층판의 강도를 비교하여 판정하는데, 이 방법은, 구멍에서 일정 거리 떨어진 위치에서의 응력 수준을 기준으로 파손을 판정하는 특성길이(Characteristic Length) 방법[12]과 함께 많이 간단하면서도 많이 사용되는 방법이다. 볼트의 전단파손은 볼트에 가해지는 하중이 정해지면 허용하중과의 비교를 통해 쉽게 판단할 수 있다.

또한 해석상의 불확실성, 재료상수의 불확실성, 제작상의 변동가능성, 환경효과 등을 고려한 다양한 안전계수들이 고려되는데 본 연구에서 사용된 값들은 Table 1에 제시하였다.

구멍의 직경을 정하기 위해 구멍의 직경에 대한 적층판 두께 비에 대한 요구도(Hole diameter-to-laminate thickness ratio requirement)[11]는 Eq. (1)과 같다.

$$1.0 \leq d_h/t \leq 1.5 \quad (1)$$

따라서 체결부 구멍 직경의 범위는 14.424-21.636 mm가 된다. 적층판에 0°와 45°, -45°, 90° 방향으로 최소 12.5% 이

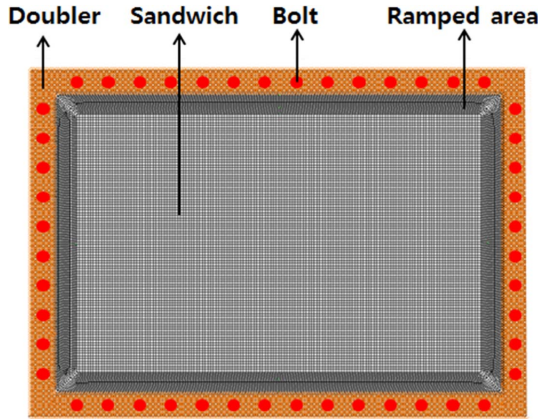


Fig. 7. Configuration of sandwich panel

상 각각 배치되어야 한다는 적층각 비율 요구도는 에지밴드를 설계하면서 이미 만족하였으며, 체결부 구멍의 중앙과 적층판 끝단까지의 거리인 끝단거리(Edge Distance(e))와 체결부 구멍의 중앙과 중앙 사이의 거리인 피치거리(Pitch Distance(p))는 Eq. (2), (3)에서와 같이 체결부 구멍 직경의 3배 이상되어야 한다[11].

$$e/d_h \geq 3.0 \quad (2)$$

$$p/d_h \geq 3.0 \quad (3)$$

최대 피치거리는 적층판 두께의 14배 또는 175 mm 이하여야 한다[11]. 본 연구의 경우 더 작은 값인 175 mm를 기준으로 하여 피치거리의 범위를 식 (4)와 같이 설정하였다.

$$3d_h \leq p \leq 175 \text{ mm} \quad (4)$$

또한 볼트의 중앙과 I형 금속 프레임의 플렌지 끝단까지 거리는 최소한 볼트 직경(d_b)의 1.2배를 만족해야 한다. 이상의 구조강도 예측 결과와 규격에 의한 요구조건을 고려하여 설계한 복합재 샌드위치 에어 스포일러 패널의 형상은 Fig. 7과 같다. 볼트의 직경은 18 mm이다.

3. 유한요소해석

앞에서도 설명하였듯이 EUROCOMP[11]에 따라 Fig. 7과 같이 복합재 샌드위치 에어 스포일러에는 장축을 따라 14개, 단축을 따라 10개의 18 mm 볼트를 설치하는 것으로 설계하였다. 이 초기설계의 타당성을 검토하기 위해 유한요소법을 사용하여 실제 각 볼트에 걸리는 하중을 계산하였다. 해석은 상업용 유한요소 프로그램 ANSYS를 사용하였고, 샌드위치 패널은 쉘 요소를 사용하여 이상화하였다. 금속 프레임과 보강재 사이에 위치한 절점들은 수직방향 변형이 불가능하도록 구속하였고, 볼트로 고정된 절점에서는 면내변위도 추가 구속하였다. 하중은 샌드위치 패널 전체

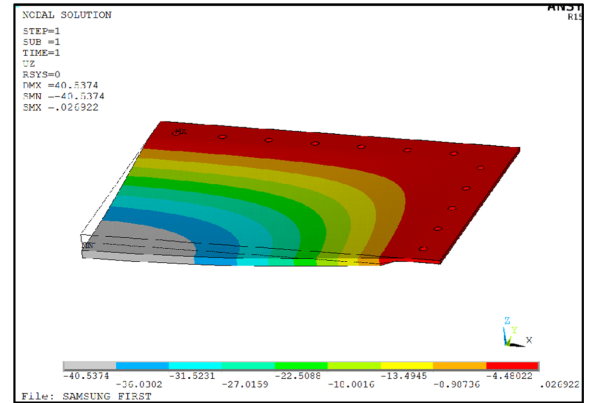


Fig. 8. Deformed shape

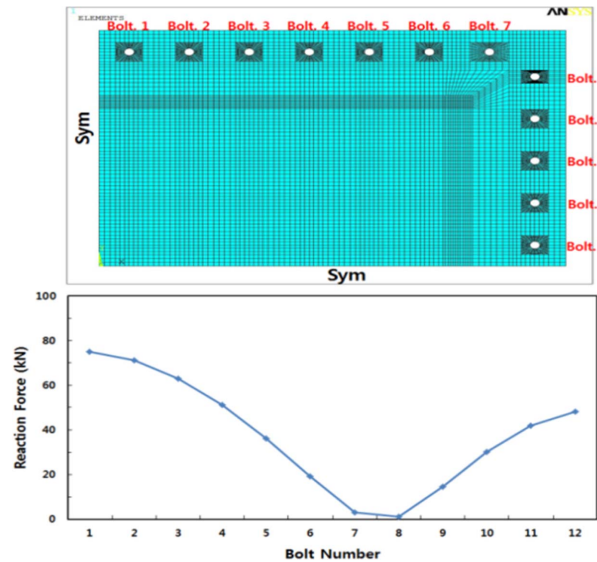


Fig. 9. Bolt reaction force

영역에 0.1 MPa의 압력으로 가하였고, 대칭 경계조건을 이용하여 1/4만을 해석하였다. Fig. 8은 유한요소해석 결과 변형된 패널의 형상을 보인 것이다. 패널의 중앙에서 최대 40.6 mm의 처짐이 발생하였다. 결과를 보이지는 않았지만 면재에서 각 층별로 최대 Tsai-Wu 파손지수[13]도 살펴보았는데 체결부가 아닌 샌드위치 패널의 파손은 발견되지 않았다.

Fig. 9는 패널의 긴 변을 따라 각 볼트에 걸리는 하중을 그래프로 그린 나타난 것이다. 긴 변의 중앙에 있는 볼트에 최대 75.2 kN의 전단 하중을 지탱하는 것으로 예측되었는데 이를 Eq. (5)와 같이 볼트의 전단 하중을 단면적(A)으로 나누어 적층판의 베어링 응력으로 환산하면 290 MPa이다. 단면적(A)은 볼트의 직경(d_b)과 체결부의 두께(t)를 곱한 값이다.

$$\sigma_b = P/A = P/(d_b \times t) \quad (5)$$

또한 전단하중을 시험 결과와 비교하여 적층판의 안전여부를 판정한다. 짧은 변의 볼트에는 긴 변에 설치된 볼트에서보다 작은 값이 예측되었다.

4. 시 험

4.1 베어링 시험

설계된 샌드위치 체결부의 안전성을 확인하기 위해 SK 케미칼에서 베어링 시편과 샌드위치 구조물의 부분품 시편을 제작하였다. 베어링 시편은 실제 체결이 이루어지는 샌드위치 패널 에지밴드 부분의 적층순서와 동일하게 제작하였다. Fig. 10(a)는 원공공차가 없을 경우(Close Fit)의 시편으로, 베어링 강도를 알아보기 위해 구멍의 지름을 18 mm로 제작한 것이다. Fig. 10(b)의 경우 원공공차가 있을 경우(Loose Fit)의 베어링 강도를 알아보기 위한 시편이고, 구멍의 지름을 30 mm로 제작하였다. 실제 체결부의 각 볼트 중심간 간격과 동일하게 시편의 폭을 180 mm로 제작하였고, 끝단거리도 실제와 동일하게 하였다.

설계된 체결부에서 주요 파손모드인 베어링 파손 하중을 구하기 위한 시험을 수행하였다. 18 mm 볼트를 기준으로, 시편에 각각 18 mm, 30 mm의 구멍을 가공하여, 제작 공차가 베어링 강도에 미치는 영향을 확인하였다. 또한 나사

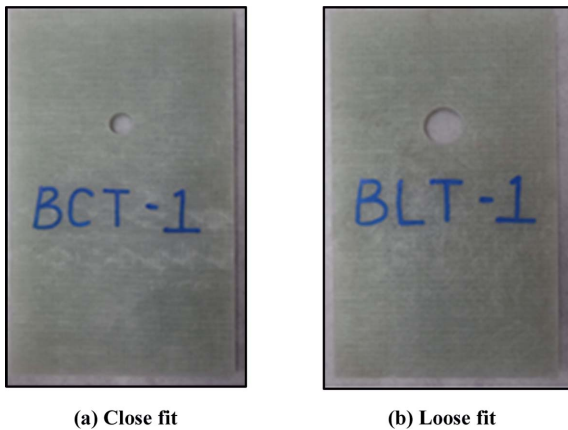


Fig. 10. Bearing specimen

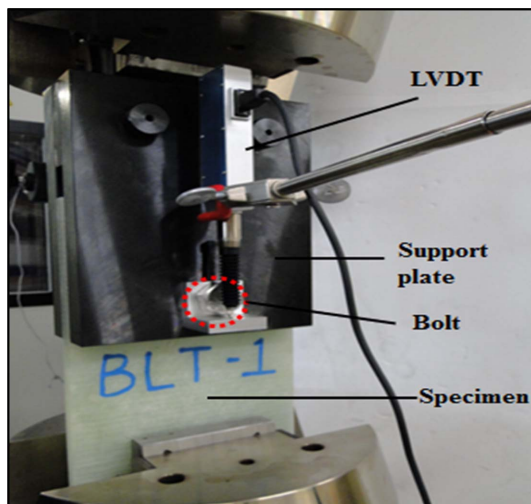


Fig. 11. Bearing test set-up

산이 없이 가공된 볼트(Non-threaded)와 나사산이 있는 볼트(Threaded)로 시험을 수행하여 볼트의 나사산 유무가 베어링 강도에 미치는 영향도 비교하였다. 따라서 원공공차가 없으며 나사산이 있는 경우(Close Fit Threaded), 원공공차가 없으며 나사산이 없는 경우(Close Fit Non-threaded), 원공공차가 있으며 나사산이 없는 경우(Loose Fit Non-threaded) 총 3종류의 조인트에 대해 각각 4개씩의 베어링 시험을 수행하였다. 볼트에 가해지는 토크(Torque)의 경우 JIS 규격에 따르면 규정 토크는 146 N·m이지만 토크가 너무 과하게 적용될 경우 발생할 수 있는 복합재료의 수지층 파손과 시험환경을 고려하여 98 N·m의 토크를 적용하였다. 시험에 사용된 재료시험기는 Instron 5985 이며 분당 2 mm 속도로 하중을 가하였다. Fig. 11에 베어링 시험 사진을 제시하였다.

4.2 베어링 시험 결과

Fig. 12는 베어링 시험의 결과를 나타낸 그래프이다. 구조물의 강도는 하중-변위 곡선상의 최고하중을 기준으로 계산하였다. 시험 결과 원공공차가 없고 나사산이 있을 때 총 4개 시편의 평균 파손강도는 859 MPa로 확인되었으며 모두 Fig. 13과 같은 베어링 파손을 보였다. 동일한 방법으로 원공공차가 없고 나사산이 없을 때 총 4개 시편의 평균 강도는 848 MPa로 나타났고, 파손모드는 앞에서와 동일하게 베어링이었다. 원공공차가 있고 나사산이 없을 때의 평균 강도는 836 MPa이고 역시 파손모드는 베어링이었다. 세 경우에 대한 시험 결과 강도값의 차이는 매우 작았지만, 그 중 가장 낮은 베어링 강도는 원공공차가 있고 나사산이 없을 때이고 그 값은 836 MPa임을 확인하였다. 시험결과 나사산이 있을 때의 평균 파손강도가 없을 때 보다 높지만 그 차이는 데이터 분산 범위 내에 있어 큰 차이는 거의 없으며 나사산의 유무는 초기의 베어링 파손에는 영향을 미치지 않지만 최종적인 베어링 파손에는 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다. 앞에서 유한요소해석을 통해 에어 스포일러 고정용 볼트에 의해 적층판에 걸리는 가장 큰 베어링 응력은

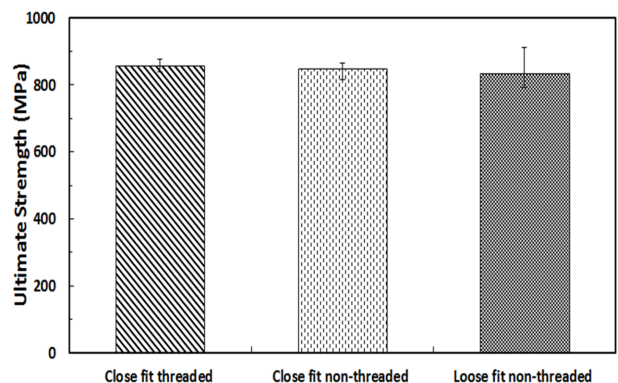


Fig. 12. Bearing test results

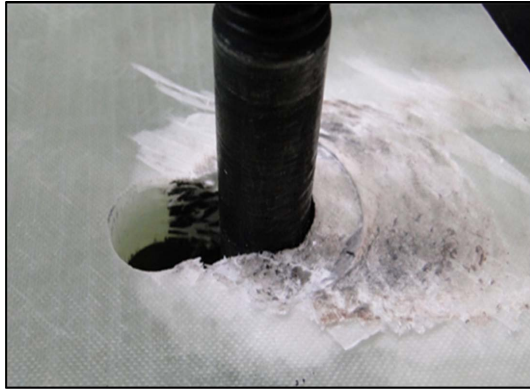


Fig. 13. Bearing failure of close fit non-threaded joint

290 MPa임을 이미 확인하였다. 따라서 설계된 샌드위치 조인트부의 구조물은 1.88의 충분한 안전여유가 있음을 알 수 있다. 또한 사용한 볼트의 최대 허용 전단하중은 약 150 kN 이므로, 유한요소해석 결과 최대 전단 하중인 75.2 kN 대비 충분한 안전여유를 가짐을 확인하였다. 이로써 30년 운항 중 한번 겪게 된다는 청파 조건에서도 복합재 샌드위치 에어 스포일러는 구조물 자체에서 뿐만 아니라 조인트에서도 충분한 안전여유를 갖는 것을 확인하였다.

4.3 부분품 피로시험

정적 시험 후에 샌드위치 패널의 정적 강도 대비 피로 강도를 파악하기 위한 4점 굽힘시험을 Fig. 14에서와 같이 수행하였다. 부분품 시험의 시편은 길이가 2000 mm, 폭 180 mm, 구멍의 지름은 18 mm이고, 램프 구간과 에지밴드 영역을 모두 포함한 샌드위치 패널이다. 반복하중 주파수는 정적강도 대비 70%의 이상의 하중에서는 1 Hz, 70% 미만에서는 시간 절약을 위해 1.3 Hz로 설정하였다. 응력비는 0.5이다. 하중의 수준을 변경하면서 총 5개의 샌드위치 패널 부분품에 대한 시험을 수행하였다.

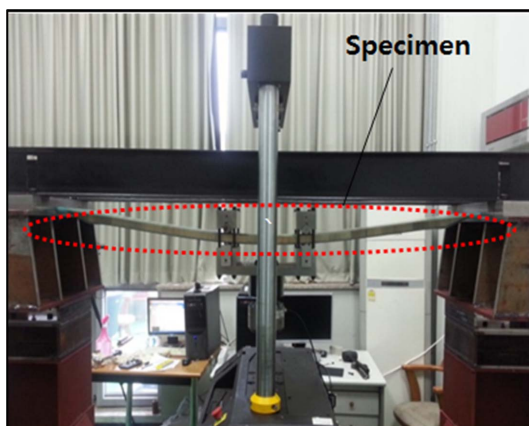


Fig. 14. Fatigue test set-up

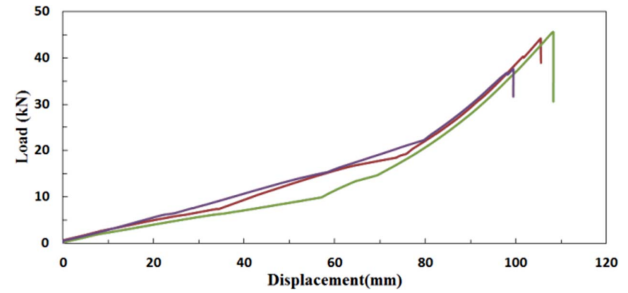


Fig. 15. Load-displacement curves

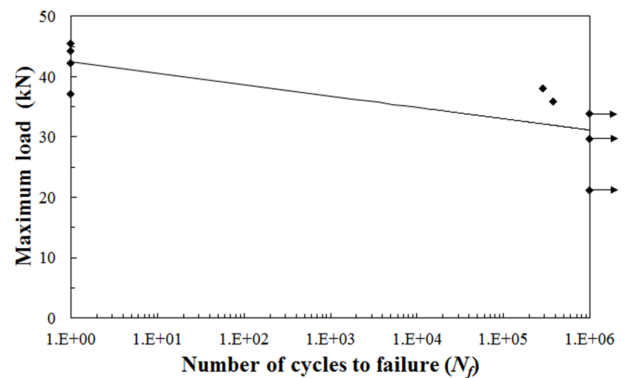


Fig. 16. Load and number of cycles curve

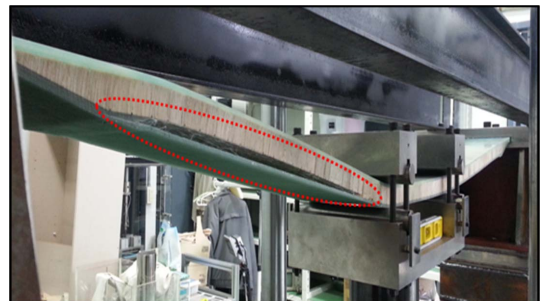


Fig. 17. Failure after fatigue test

4.4 부분품 피로시험 결과

피로시험을 수행하기 전에 먼저 정하중 시험을 수행하였다. Fig. 15에 부분품 정적 굽힘시험의 하중-변위 그래프를 보였다. 시편 3개에 대한 평균 파손하중은 약 42.2 kN으로 나타났으며 최대 변위는 약 107.4 mm로 나타났다. 파손 모드는 체결부의 파손은 발생하지 않았으며 코어와 면재의 접착분리(Debonding)가 발생하였다.

Fig. 16에는 샌드위치 패널 부분품 피로시험의 하중-수명 선도를 나타내었다. 무한수명(백만 사이클)이 보장되는 하중수준은 화살표를 표시하였다. 시험 결과 정적 강도 대비 80% 이하의 하중수준에서는 무한 피로수명이 확인되었다. 파손모드는 Fig. 17에 보인 바와 같이 코어와 면재의 분리이다. 일반적인 구조물의 무한수명 강도가 정적강도의 60~70% 정도인 반면, 본 연구에서 개발한 샌드위치 구조물의 부분

품은 정적강도의 80% 수준에서 무한수명을 보이는 것을 확인하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 대형 복합재 구조물인 에어 스포일러를 설계하고 유한요소해석 및 시험 평가를 수행하여 설계의 타당성을 검증하였다. 샌드위치 패널은 램프 구간을 통해 코어가 줄어들면서, 면재만 남게 되는 에지밴드에서 금속 프레임과 체결되도록 설계하였다. Eurocomp 설계규격에 따라 초기 체결부 설계를 수행하여 공칭두께가 14.4 mm인 에지 밴드에 30 mm의 구멍을 가공하여 18 mm의 볼트를 사용하기로 결정하였다. 유한요소해석을 통해 이러한 설계에서 볼트 하나에 걸리는 최대 전단 하중이 75.2 kN임을 확인하고, 실제 베어링 시험을 통해 구조물이 견딜 수 있는 하중을 평가하여, 설계하중 하에서 구조물이 1.88의 충분한 안전여유를 가짐을 확인하였다. 샌드위치 패널의 일부를 잘라내어 부분품에 대한 4점 굽힘 피로시험을 수행한 결과, 정적강도 대비 약 80%의 무한수명 강도를 가지는 것을 확인하였다. 해석과 시험 결과 설계된 에어 스포일러의 샌드위치 패널은 충분한 정적강도를 가지며, 정적강도 대비 우수한 피로강도를 가지는 것을 확인하였고, 실제 선박에 적용할 수 있는 기술적 근거를 확보한 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 SK 케미칼과 삼성중공업이 지원하는 연구과제로 수행된 것이며, 지원에 대해 감사드립니다.

REFERENCES

1. Petras, A., *Design of Sandwich Structure*, Cambridge University, UK, 1998.
2. Park, Y.B., Kweon, J.H., and Choi, J.H., "Failure Characteristics of Carbon/BMI-Nomex Sandwich Joints in Various Hygrothermal Conditions", *Composites Part B*, Vol. 60, 2014, pp. 213-221.
3. Roy, R., Nguyen, K.H., Park, Y.B., Kweon, J.H., and Choi, J.H., "Testing and Modeling of NomexTM Honeycomb Sandwich Panels with Bolt Insert", *Composites Part B*, Vol. 56, 2014, pp.762-769.
4. Hu, H., Belouettar, S., Potier-Ferry, M., and Daya, E.M., "Review and Assessment of Various Theories for Modeling Sandwich Composites", *Composite Structures*, Vol. 84, No. 3, 2008, pp. 282-292.
5. Kim, K.S., Ahn, J.M., Jang, Y.S., and Lee, Y.M., "Strength Improvement of Insert Joint for Composite Sandwich Structure" *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 38, No. 1, 2010, pp. 29-34.
6. Hazizan, M.A. and Cantwell, W.J., "The Low Velocity Impact Response of an Aluminum Honeycomb Sandwich Structure", *Composites Part B*, Vol. 34, No. 8, 2003, pp. 679-687.
7. <http://www.plastemart.com>, Category : Daewoo, Subject : S.Korea's Daewoo & UK's Intelligent Engineering Form JV to Use SPS Technology in Shipbuilding.
8. <http://www.um.no>, Category : Technology, Subject : Materials.
9. R. L. Evertz, *Investigation of Core Closeouts in Fiber-Reinforced Sandwich Laminates*, M.S Thesis, Montana State University, USA, 2000.
10. Niu, M.C., *Airframe Stress Analysis and Sizing*, Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 1998.
11. Clarke, J.L., *Structural Design of Polymer Composites: EURO-COMP Design Code and Handbook*, E & FN Spon, London, USA, 1996.
12. Zhang, J., Liu, F., Zhao, L., Chen, Y., and Fei, B., "A Progressive Damage Analysis based Characteristic Length Method for Multi-bolt Composite Joints", *Composite Structures*, Vol. 108, 2014, pp. 915-923.
13. Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, 2nd Edition, Taylor and Francis, USA, 1999.