

論文

복합재료 스킨-보강재 접합 시편의 파손 특성에 대한 시험 연구

김광수^{*+}, 안재모^{*}, 장영순^{*}, 이영무^{**}

Experimental Debonding Failure Behaviors of Composite Skin-Stiffener Bonded Specimens

Kwang-Soo Kim^{*+}, Jae-Mo An^{*}, Young-Soon Jang^{*}, Yeong-Moo Yi^{**}

ABSTRACT

Debonding failure characteristics of the composite skin-stiffener specimens were experimentally investigated. The influences of bonding methods, types of stiffener shape and various secondary bonding parameters were evaluated. Present test results combined with the previous test results[1] showed that the failure displacement of the skin-stiffener specimens well evaluates the skin-stiffener debonding failure strength of the composite stiffened panels. The specimens with an open type stiffener had lower bending stiffness and larger failure displacement than those with a closed type stiffener. Secondary bonding and co-curing with adhesive had better failure strength than co-curing without adhesive film. Secondary bonded specimens failed by adhesive failure and co-cured specimens failed by delamination failure. As the bondline thickness was thinner, the skin-stiffener specimens had higher failure strength. The fillets had no influence on failure strength of the specimens. The influence of the surface roughness was shown according to types of stiffener shape.

초 록

스킨-보강재 시편 시험을 통해 스킨과 보강재의 분리 파손 특성을 살펴보고 접합방법, 보강재 단면 및 이차 접합 파라미터의 영향을 조사하였다. 본 시험 결과와 이전 시험[1]의 결과를 종합해 볼 때, 보강패널의 스킨-보강재 분리 파손 강도를 판단하는 기준으로 스킨-보강재 시편의 파손 변위를 이용하는 것이 타당하며 동일한 접합 방법을 사용할 경우, closed형 보다 open형 보강재를 사용하는 것이 복합재 보강 패널에서 스킨과 보강재의 분리파손을 방지하는데 유리함을 알 수 있었다. 접합 방법으로는 이차접합 및 접착제를 사용한 동시성형이 좋은 파손 강도를 보였으며 접착제 없는 동시성형이 가장 나쁜 파손 강도를 나타내었다. 파손 모드는 이차접합 시편은 주로 계면 파손이 발생하였으며 동시성형 시편은 복합재료의 층간분리 파손이 발생하였다. 이차 접합 시편에서는 접착제 두께가 작을수록 높은 파손 강도를 보였다. Fillet은 시편의 강도에 영향을 미치지 않았다. 표면 조도의 영향은 open형 및 closed형 시편이 다르게 나타났다.

Key Words : 스킨-보강재 조인트(skin-stiffener joints), 동시성형(co-curing), 이차접합(secondary bonding), 디본딩(debonding), 스킨-보강재 분리(skin-stiffener separation).

1. 서 론

복합재료 접합조인트의 파손 특성 및 강도는 접합 방법(동시성형 및 이차접합), 접착제의 성질 및 두께, 환경조건, 접합

* 한국항공우주연구원 구조팀

*+ 한국항공우주연구원 구조팀 교신저자(E-mail:kskim@kari.re.kr)

** 한국항공우주연구원 발사체기술실

부재의 표면처리 조건(조도, 청결, 표면 자유에너지), 적층순서 및 기하(예를 들면, 편심 정도, Fillet의 유무) 등의 다양한 요소의 영향을 받는다.

따라서 효과적인 복합재료 구조물의 설계를 위해서는 복합재료 접합조인트에 대한 파손 메커니즘 및 다양한 요소들의 영향을 포함한 파손특성의 이해가 필수적이다. 이를 통해, 조인트 강도 및 신뢰성 면에서 가장 적합한 접합 조건을 찾을 수 있을 것이다. 또한 파악된 파손 메커니즘 및 파손 특성에 근거해 좀더 신뢰성 있는 파손 예측 방법의 정립에도 도움을 줄 수 있을 것이다.

복합재 보강 패널은 높은 좌굴 후 강도를 가지므로 경량화 구조로서 항공우주 비행체 구조물에 많이 사용되고 있다. 복합재 보강패널은 대개 보강재와 스킨을 접합하므로 제작하게 된다. 일반적으로 복합재 보강 패널의 최종 파손모드는 스킨의 국부 좌굴 이후 보강재가 압축 파손되는 것이다. 따라서 보강재의 단면적을 키우게 되면 보강 패널의 좌굴 후 강도는 증가하게 된다. 하지만, 만약에 보강재와 스킨의 분리 파손이 발생하게 될 경우는 보강패널의 최종 파손 강도는 보강재의 단면적에 비례하지 않게 된다. 따라서 보강재의 단면적을 단순히 증가시키는 것으로는 부족하며 보강재와 스킨의 분리 파손이 발생하지 않도록 하는 것을 필수적으로 고려하여야 한다.

위와 같은 내용의 근거는 이전 연구[1]에서도 찾을 수 있다. 이 연구에 의하면 복합재 보강패널의 좌굴 후 강도는 스킨과 보강재의 분리 파손 여부에 따라 많은 영향을 받는 것으로 나타났다. 즉, 스킨과 보강재의 분리파손이 발생하게 되면 복합재 보강패널의 좌굴 후 강도는 현저히 감소함을 알 수 있었다[1]. 따라서 스킨과 보강재의 접합구조에서 분리 파손이 발생하지 않는(또는 분리파손을 지연시키는) 접합 조건 및 설계 파라미터를 결정하는 것과 여러 가지 접합 파라미터가 파손 특성 및 강도에 미치는 영향을 자세히 조사해 보는 연구가 필요하였다.

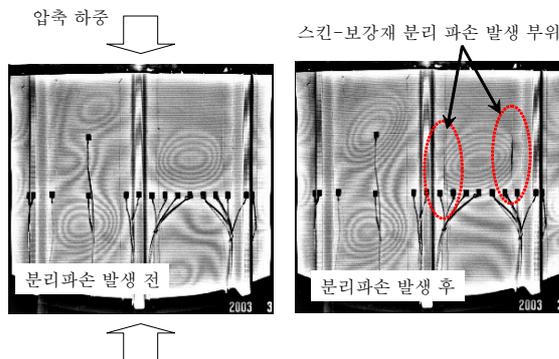


Fig. 1 Skin-stiffener Debonding Failure Location of Composite Panels.

Fig. 1은 이전 연구[1]에서의 분리 파손이 발생하는 모습을 나타내고 있다. 분리 파손은 스킨의 좌굴 지점과 인접한 보강재 플랜지 끝단에서 시작되었다. 여기서 스킨과 보강재의 분리 파손을 발생시키는 원인은 보강재 방향의 압축방향 하중이 아니며 스킨의 면외 방향 변위로 인한 보강재 플랜지 끝단에서의 횡방향 굽힘력 및 전단력이라는 것을 알 수 있다. 또한 분리파손을 방지하거나 지연시키기 위해서는 접합강도의 증가뿐만 아니라 보강재 형상에 따른 분리력을 감소시키는 것도 중요함을 알 수 있다.

기존의 접합조인트에 대한 연구들은 주로 단순화된 기하, 예를 들면, 단일 겹치기 조인트(single lap joint) 및 이중 겹치기 조인트(double lap joint) 등의 형태를 갖는 조인트에 대한 것이 대부분[2-6]을 차지하고 있다. 최근 스킨-보강재 형태의 접합 조인트에 대한 연구가 일부[7-12] 존재하기는 하지만, 이들 연구는 모두 스킨-보강재 시편을 스킨-플랜지 형상으로 단순화하고 있다. 따라서 이들 연구에서는 보강재 형상에 대한 영향을 고려하지 못하고 있다.

이러한 간단한 시편의 연구만으로는 복합재 보강 패널의 스킨과 보강재의 분리 파손 특성을 평가하는 것은 어려움이 있다. 또한 이러한 연구를 위해 복합재 보강 패널을 제작하고 시험하는 것은 많은 비용과 시간을 필요로 하므로 좀더 간단하면서도 보강재의 영향을 고려할 수 있는 시편을 제작하고 시험하는 것이 필요하다.

본 연구에서는 이러한 목적에 적합한 스킨-보강재 시편을 제작하고 시험하였다. 이를 통해, 스킨과 보강재의 분리 파손 특성(파손 양상, 파손 모드, 파손 강도)을 살펴보고자 한다. 또한 다양한 접합 파라미터 및 설계변수가 분리 파손에 미치는 영향을 평가해 보고자 한다.

2. 시편 제작

스킨-보강재 시편은 참고문헌[1]의 복합재 보강패널에서 일부분을 취한 모양으로 그 형상 및 제원은 Fig. 2와 같다. 시편은 스킨과 hat형 단면을 갖는 보강재로 구성되어 있다.

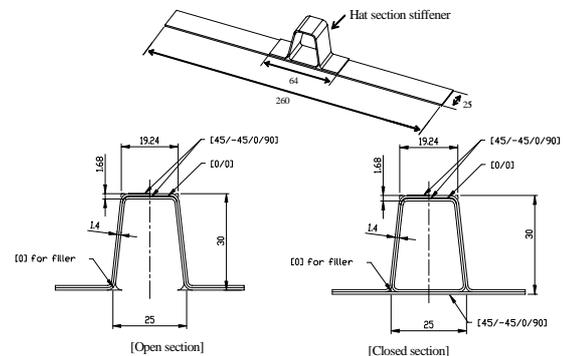


Fig. 2 Geometry of Composite Skin-stiffener Specimens.

시편은 스킨과 보강재를 이차접합 또는 동시성형 방법으로 제작하였다. 시편 제작을 위해 고려된 파라미터는 다음과 같다.

- 접합 방법 : 이차 접합 및 동시성형 방법을 고려하였다. 동시성형은 접착제를 사용하는 경우와 사용하지 않는 경우 두 가지를 고려하였다.
- 보강재 단면 모양 : Open 및 Closed형의 두 가지 단면을 고려하였다(Fig. 2 참조).

이차 접합 시편의 제작 과정에서 다음과 같은 접합 파라미터의 변화를 또한 고려하였다.

- 접착 압력 : 접착제 두께를 다르게 하기 위해 1,2,3psi의 접착 압력을 이용하였다.
- 표면 조도 : 접착 부위의 표면 조도를 변경시키기 위해 No. 220, 320, 400의 사포를 이용하였다.
- Fillet : 보강재 플랜지 끝단에서 Fillet이 있는 경우와 없는 경우를 고려하였다.

위에서 언급한 바와 같은 접합 방법, 보강재 단면 모양 및 이차접합 파라미터(접착 압력, 표면 조도, fillet 조건)를 고려한 시편은 각 종류별로 5개를 제작하여 시험하였다. 복합재료는 한국화이바(주)에서 제작하는 HT145/RS1222 CFRP 일방향 프리프레그를 이용하였다. 프리프레그의 ply 두께는 0.145~0.15mm이며 성형조건은 126°C, 40psi이다. 이차접합에 사용된 접착제는 Hysol EA9309.3NA[13]이며 동시성형에 사용된 접착제는 FM 73 접착제 필름[14]이다. 접착제의 성형 조건은 Hysol EA9309.3NA의 경우 상온조건이며, FM73은 복합재료 성형조건과 동일하였다. 제작된 시편은 시험 이전에 시편의 측면을 연마(polishing)하여 시험과정에서 스킨과 보강재의 디본딩 파손을 현미경을 이용해 관찰할 수 있도록 하였다.

3. 시험 장치 및 절차

스킨-보강재 시편은 Fig. 3과 같은 시험 장치를 이용해 3점 굽힘 시험을 수행하였다. 복합재 보강패널에서 스킨과 보강재의 분리파손은 스킨의 좌굴로 인해 스킨의 면외 방향 변위가 발생하고 이것이 보강재 플랜지 끝단에 굽힘 모우멘트를 발생 시키므로 유발하게 된다. 본 시험 장치는 이러한 분리파손의 발생조건을 모사한 것이라고 할 수 있다.

하중은 변위제어를 통해 추가하였다. 변위는 5mm/min으로 제어하였다. 시험 중에 현미경을 통해 보강재 플랜지 끝단의 균열 발생을 관찰하였으며, 하중, Stroke, 변형률을 측정 저장하였다.

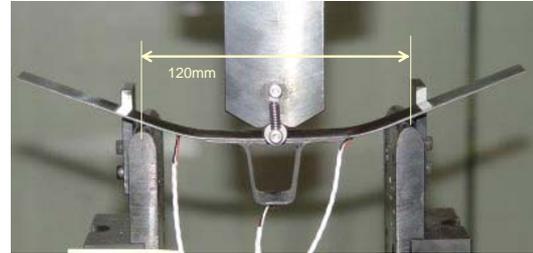


Fig. 3 Test set-up of Skin-stiffener Specimens.

4. 시험 결과 및 토의

4.1 하중-변위 곡선

스킨-보강재 시편의 대표적인 하중-변위 곡선을 그림 Fig. 4에 표시하였다. 하중-변위 곡선은 초기에는 선형적인 거동을 보이다가 하중이 증가함에 따라 비선형적인 거동이 나타나는 것을 알 수 있다.

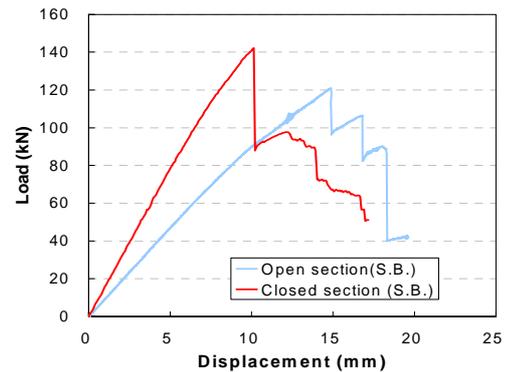


Fig. 4 Typical load-displacement curves of skin-stringer specimens.

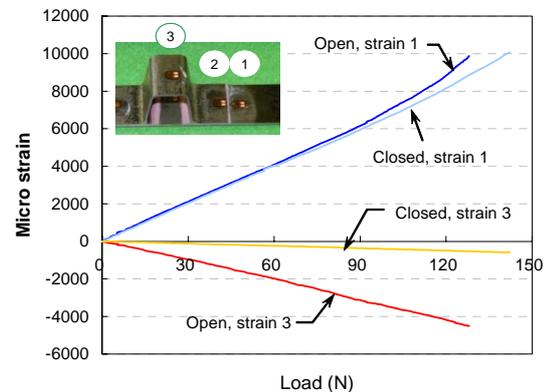


Fig. 5 Typical Strain Results of Skin-stiffener Specimens.

하중-변위 곡선의 기울기(즉, 굽힘 강성)는 보강재 단면 모양에 따라서는 크게 다르게 나타났지만 접합 방법과는 거의 무관하였다. 그림 Fig. 4에서 알 수 있는 바와 같이 closed형 단면의 보강재를 갖는 시편은 open형 단면의 시편 보다 굽힘 강성이 약 68% 크게 나타났다. 이러한 차이는 Fig. 5의 변형률 결과에서도 볼 수 있다. 즉, 플랜지 끝단에 인접한 스킨에 부착한 게이지의 변형률 값은 open형과 closed형이 큰 차이가 없지만 보강재 캡(cap) 상부 면에 부착한 게이지의 변형률 값은 크게 차이가 나고 있다.

4.2 파손 과정 및 모드

스킨-보강재 시편의 전체적인 파손 과정을 Fig. 6에 표시하였다. 파손은 보강재의 한쪽 플랜지 끝단에서 시작되었다. 초기 균열의 발생 이후에 안정적 또는 불안정적인 균열 성장이 반복되다가 최종 파손되었다. 최종 파손은 보강재의 한쪽 플랜지가 스킨과 완전히 분리되는 형태로 발생하였다.

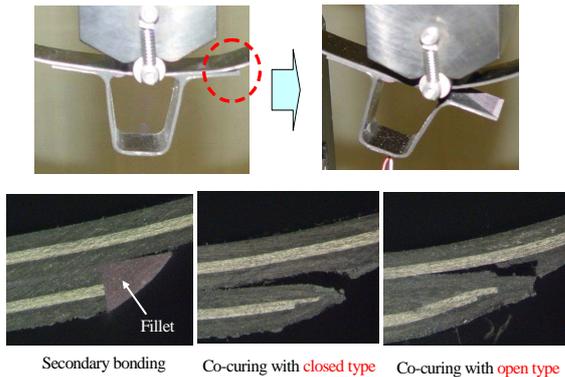


Fig. 6 Failure Process of Skin-stiffener Specimens.

초기 균열 이후 불안정한 균열 성장 시에는 “딱”하는 소리와 함께 Fig. 4의 하중-변위 곡선에 표시된 바와 같이 일시적인 하중 저하(load drop)를 동반하였다.

파손 모드는 Fig. 7에 표시한 바와 같다. Fig. 7을 보면 모든 시편에서 공통적으로 시편의 모서리에서 대각선을 기준으로 파손 모드가 다르게 나타난 것을 알 수 있다. 이것은 시편의 형상을 복합재 보강패널에서 일정한 폭을 갖도록 잘라낸 형태로 만들었기 때문이라고 할 수 있다. 즉, 시편 가장자리의 모서리 효과에 의한 것이라고 할 수 있다. 따라서 실제 복합재 보강 패널에서 발생할 수 있는 유효한 파손모드는 대각선 바깥쪽에 있는 파손모드라고 할 수 있다.

시편의 바깥쪽 파손 모드를 기준으로 할 때 파손 모드는 시편의 접합 방법(즉, 이차 접합 및 동시성형) 또는 보강재 단면 모양에 따라 다르게 나타났다. 이차 접합 시편은 접착제와 스킨의 계면 파손에 취약하였으며 동시 성형 시편은 스킨의 내부에서 층간분리 파손이 발생하였다.

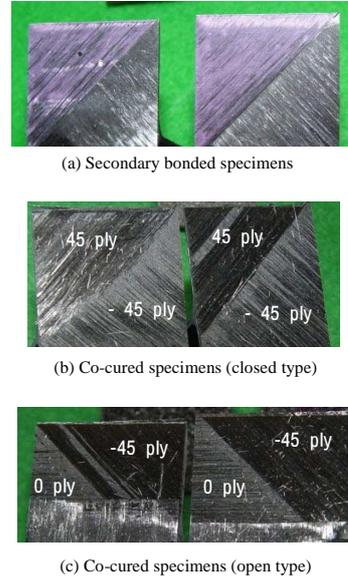


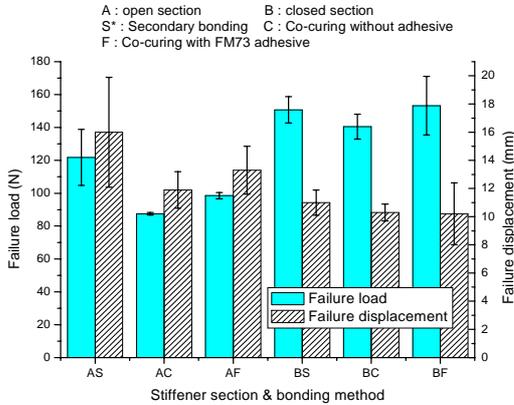
Fig. 7 Typical Failure Surface of Skin-stiffener Specimens.

층간분리 위치는 보강재 단면 모양에 따라 달랐지만 접착제 유무와는 무관하였다. 층간분리 파손의 위치는 Fig. 6, 7에서 나타난 바와 같이 open형 시편이 closed형 시편보다 스킨 방향으로 더 깊은 쪽이었다. 이와 같이 보강재 단면 모양에 따라 동시성형 시편의 파손 위치가 달라진 것은 시편의 변형과 관계있는 것으로 판단된다. 즉, 보강재 변형이 더 큰 open형 시편의 경우, 플랜지 끝단에서 초기 균열이 더 깊숙이 안쪽으로 진행했기 때문이라고 할 수 있다.

4.3 파손 강도 : 보강재 단면 및 접합 방법의 영향

Fig. 8에는 보강재 단면 및 접합 방법이 스킨-보강재 시편의 파손 강도에 미치는 영향을 표시하였다. 그림에서는 스킨-보강재의 분리 파손 강도를 평가하기 위해 파손 하중과 파손 변위를 모두 표시하였다. 이와 같이 파손 하중과 파손 변위를 모두 표시한 이유는 보강 패널의 스킨-보강재 분리 파손은 실제로 외부에서 가해진 하중에 의해서 발생하는 것이 아니며 좌굴에 의해 유발된 변위에 의해 발생하기 때문이다. 따라서 보강패널의 스킨-보강재 분리 파손을 판정하는 기준은 파손 하중보다는 파손 변위가 더 합당할 수도 있기 때문이었다.

Fig. 8을 통해 보강재 단면모양의 영향을 확실히 살펴볼 수 있다. 즉, 접합 방법이 동일하다면 open형 단면의 시편은 파손 변위에서 우수하며 closed형 단면의 시편은 파손 하중에서 매우 우수한 것을 알 수 있다. 이것은 앞서 Fig. 4에서 살펴본 바와 같이 두 시편의 굽힘 강성의 차이와 관계가 있다고 할 수 있다. 즉, open형 시편은 굽힘 강성이 작으므로 전체적인 변형 및 파손 변위가 closed형 시편보다 크게 된다. 하지만, 큰 변형으로 인해 closed형 시편보다 낮은 하중에서 파손된다고 할 수 있다.



* Secondary bonding parameter : sandpaper no. 300, contact pressure 3psi

Fig. 8 Failure Strengths of Specimens According to Stiffener Type and Bonding Methods.

접합 방법에 대한 영향은 대체적으로 open형 및 closed형에서 접착제 없이 동시성형하는 방법이 파손 하중 및 변위가 상대적으로 낮을 것을 알 수 있다. 하지만, 파손 하중 및 파손 변위 중에 어느 하나를 크게 하고자 한다면, 접합 방법보다는 보강재 단면 형상을 바꾸는 것이 더 효과적인 것을 알 수 있다.

이전의 논문 결과[1]에 의하면 단면적인 더 작은 open형 보강재를 갖는 복합재 보강패널이 단면적인 큰 closed형 보강재를 갖는 경우보다 패널의 좌굴 후 최종 파손 하중이 더 크게 나타났다. 이것은 closed형의 패널에서는 분리파손이 발생하였지만, open형에서는 발생하지 않았기 때문이었다. 이러한 결과와 본 시험의 결과를 종합해 볼 때, 스킨-보강재의 분리 파손을 평가하기 위해서는 스킨-보강재 시편의 파손 하중보다는 파손 변위를 이용해 평가하는 것이 합당하다고 할 수 있다. 즉, 스킨-보강재 시편의 분리 파손 변위가 큰 경우가 보강패널에서 분리 파손이 잘 발생하지 않는 경우라고 할 수 있다. 따라서 횡방향 굽힘 강성이 작은 open형 보강재가 좌굴 변위를 크게 하므로 보강패널에서 분리파손을 지연시키는 효과가 있다고 판단할 수 있다.

4.4 파손 강도 : 접착제 두께의 영향

Fig. 9에는 이차접합 시편의 접착제 두께 측정 결과를 표시하였다. 그림을 통해, open형 시편은 1~3psi의 접착 압력에 대해 일정한 접착제 두께(약 0.12~0.13mm)를 보였다. 이것은 이차접합에 사용된 접착제가 0.13mm정도의 glass bead를 포함하고 있는데 일정한 압력 이상에서는 접착제 두께가 glass bead로 인해 일정하게 유지되기 때문이다. 이에 비해 closed형 이차접합 시편에서는 압력이 작을수록 접착제 두께가 커지는 경향이 나타났으며 동일한 압력에서 open형 시편 보다 접착제 두께가 크게 나타났다. 따라서 이차접합에서는 접착면적이 넓은

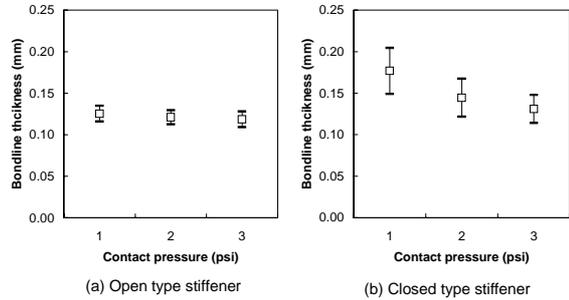


Fig. 9 Measured Adhesive Thickness of Secondary Bonded Specimens.

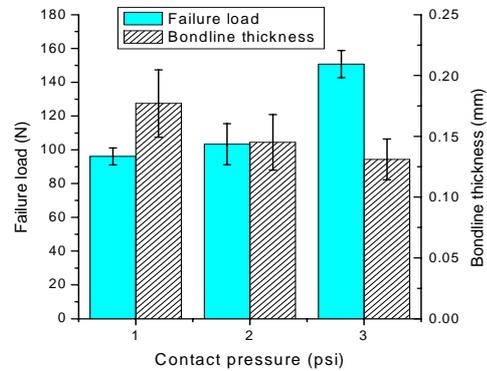


Fig. 10 Failure Strengths of Closed Type Specimens According to Adhesive Thickness (mesh no. of abrasive paper = 320).

경우에는 접착면적이 작은 경우보다 더 큰 압력을 부가해야 동일한 접착제 두께를 유지 할 수 있음을 알 수 있었다.

Fig. 10은 closed형 이차 접합 시편에서 접착제 두께가 시편의 파손강도에 미치는 영향을 표시하였다. 그림을 통해 시편의 접합 압력에 따라 접착제 두께 및 파손 강도가 변하는 것을 알 수 있다. 즉, 0.13~0.18mm 범위에서 접착제의 두께가 작을수록 시편의 파손 강도가 향상되었다.

4.5 파손 강도 : 표면조도의 영향

이차접합시편에서 표면조도가 시편의 파손 강도에 미치는 영향을 Fig. 11에 표시하였다. 그림의 결과를 보면, open형 및 closed형 시편이 서로 다른 경향을 보이는 것을 알 수 있다. Open형 시편의 경우, 0.88~1.50 μ m의 범위에서 평균조도가 클수록 높은 파손강도를 나타내었다. Closed형 시편의 경우, 0.94~1.78 μ m의 범위에서 평균조도 약 1.14 μ m정도에서 가장 좋은 파손 강도를 보였다. 따라서 표면 조도의 영향은 시편의 기하 및 이에 따른 세밀한 응력 조건에 따라 달라진다고 할 수 있다. Open형 시편이 Peel 응력의 성분이 더 많다고 할 수 있으므로 Peel 응력 성분이 많을수록 표면 조도가 더 커야 유리한 것으로 판단할 수 있다.

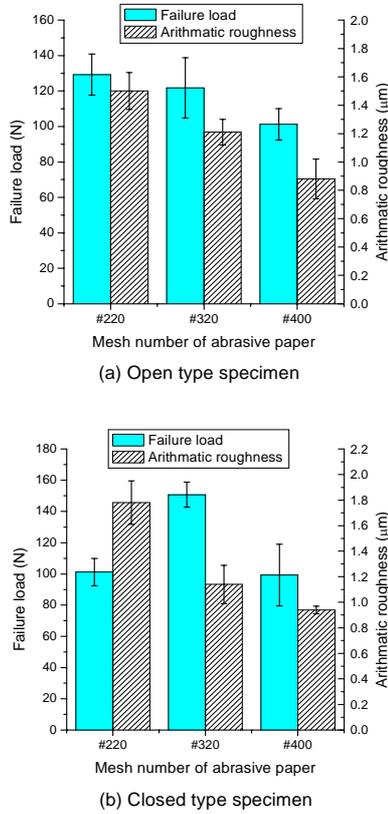


Fig. 11 Failure Strengths and Arithmetic Surface Roughness of Specimens According to Mesh Number of Abrasive Paper.

4.6 파손 강도 : Fillet의 영향

스킨-보강재 시편에서 fillet은 보강재의 플랜지 끝단에 위치하며 Fig. 6에 표시되어 있는 바와 같다. Fillet이 시편의 파손강도에 미치는 영향을 평가한 결과, 시편의 파손 강도는 fillet의 유무와는 무관하였다. 이것은 Single lap 시편의 경우 Fillet은 조인트 강도를 상당히 증가[2,3]시키는 역할을 하는데 비해 다른 결과라도 할 수 있다.

4.7 Single lap 조인트와의 결과 비교

본 논문에서 스킨-보강재 시편의 결과와 이전 논문[2]의 Single lap 조인트 시편의 결과를 비교해 보면 파라미터에 따라 그 영향이 다른 것을 알 수 있다. 두 종류의 시편에서 접착제 두께의 영향만이 동일하였다. 즉, 두께가 얇을수록 파손 강도가 증가하였다. 하지만, 표면조도, Fillet, 접합방법의 영향은 두 시편에서 다르게 나타났다. 따라서 접착제 두께를 제외한 표면조도, Fillet, 접합 방법의 영향은 접합 조인트의 기하조건 및 세밀한 하중 상태에 따라 달라진다는 것을 알 수 있었다.

5. 결론

스킨-보강재 시편을 통해 스킨과 보강재의 분리 파손 특성을 살펴보고 접합방법, 보강재 단면 및 이차 접합 파라미터의 영향을 조사하였다. 본 시험 결과와 이전 시험[1]의 결과를 종합해 볼 때, 보강패널의 스킨-보강재 분리 파손 강도를 판단하는 기준으로 스킨-보강재 시편의 파손 변위를 이용하는 것이 타당하며 동일한 접합 방법을 사용할 경우, closed형 보다 open형 보강재를 사용하는 것이 굽힘 강성이 작고 파손 변위를 크게 하므로 복합재 보강 패널에서 스킨과 보강재의 분리 파손을 방지하는데 유리하다고 할 수 있다. 접합 방법으로는 이차접합 및 접착제를 사용한 동시성형이 좋은 파손 강도를 보였으며 접착제 없는 동시성형이 가장 나쁜 파손 강도를 나타내었다. 파손 모드는 이차접합 시편은 주로 계면 파손이 발생하였으며 동시성형 시편은 복합재료의 층간분리 파손이 발생하였다. 이차 접합 시편에서는 접착제 두께가 작을수록 높은 파손 강도를 보였다. 표면 조도의 영향은 open형 및 closed형 시편이 다르게 나타났다. Fillet은 시편의 강도에 영향을 미치지 않았다.

참고문헌

- 1) 김광수, 유재석, 안재모, 장영순, 이영무, “복합재 보강패널의 좌굴 후 파손 특성”, 한국항공우주학회지, 제34권, 제3호, 2006, pp. 37-43.
- 2) 김광수, 유재석, 안재모, 장영순, “일방향 복합재료 Single Lap 접합 조인트의 파손 모드 및 파손 강도 I. 실험”, 한국복합재료학회지, 제17권, 제6호, 2004, pp. 14-21.
- 3) 김광수, 이영무, 김천곤, “일방향 복합재료 Single Lap 접합 조인트의 파손 모드 및 파손 강도 II. 파손 예측”, 한국복합재료학회지, 제18권, 제1호, 2005, pp. 1-9.
- 4) Kim, J.K., Kim, H.S. and Lee, D.G. “Investigation of Optimal Surface Treatments for Carbon/Epoxy Composite Adhesive Joints,” *J. Adhesion Sci. Technol.*, Vol. 17, No. 3, 2003, pp. 329-352.
- 5) Tsai, M.Y., Morton, J., “The Effect of a Spew Fillet on Adhesive Stress Distributions in Laminated Composite Single-Lap Joints,” *Composite Structures*, 32, 1995, pp. 123-131.
- 6) Kairouz, K.C., Matthews, F.L., “Strength and Failure Modes of Bonded Single Lap Joints between Cross-Ply Adherends,” *Composites*, Vol. 24, No. 6, 1993, pp. 475-484.
- 7) Minguet, P.J., O'Brien, T.K., “Analysis of Test Methods for Characterizing Skin/Stringer Debonding Failures in Reinforced Composite Panels,” *ASTM Special Technical*

- Publication*, v.1274, 1996, pp. 105-124.
- 8) Krueger, R., Paris, I.L., O'Brien, T.K., Minguet, P.J., "Comparison of 2D finite element modeling assumptions with results from 3D analysis for composite skin-stiffener debonding," *Composite Structures* 57, 2002, pp. 161-168.
 - 9) Van Rijn, J.C.F.N., "Design Guidelines for the Prevention of Skin-Stiffener Debonding in Composite Aircraft Panels," *Proceeding of American Society for Composites*, No. 15, 2000, pp. 745-754.
 - 10) Wang, J.T., Raju, I.S., "Strain Energy Release Rate Formulate For Skin-Stiffener Debond Modeled with Plate Element," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 54, No. 2, 1996, pp. 211-228.
 - 11) Raju I.S., Sistla R., Krishnamurthy T., "Fracture Mechanics for Skin-Stiffener Debonding", *Eng. Fracture Mechanics*, Vol. 54, No. 3, 1996, pp. 371-385.
 - 12) Glaessgen, E.H., Raju, I.S., and Poe, C.C., "An Efficient Analysis for the Debonding of Stitched Skin-Stiffened Structures," *Journal of Composites, Technology & Research*, Vol. 25, No. 1, 2003, pp. 69-81.
 - 13) Hysol EA9309.3NA-epoxy paste adhesive, manufacturer's specification, Loctite Aerospace.
 - 14) FM73 toughened epoxy film, data sheet, manufacturer's data sheet, Cytec Engineering Materials Inc.