

## 論文

## 항공용 복합재 단일접침 접착 체결부의 제작공정에 따른 강도 연구

송민규\*, 권진희\*\*, 최진호\*\*, 김효진\*\*\*, 송민환\*\*\*\*, 신상준\*\*\*\*

## Strength of Composite Single-Lap Bonded Joints with Various Manufacturing Processes for Aircraft Application

Min-Gyu Song\*, Jin-Hwe Kweon\*\*, Jin-Ho Choi\*\*  
Hyo-Jin Kim\*\*\*, Min-Hwan Song\*\*\*\* and Sang-Joon Shin\*\*\*\*

## ABSTRACT

Failure strengths of composite single-lap adhesive joints were investigated with various parameters such as manufacturing method, overlap length and adherend thickness. A total of 335 single-lap joint specimens were tested under tension. Specimens were fabricated with 4 different manufacturing processes; curing without and with adhesive, secondary bonding and co-bonding. Each manufacturing process has 5 different overlap lengths and 4 different thicknesses, respectively. As expected, failure strength is higher in thicker adherend joints and lower in larger overlap length specimens. Interesting result is that the secondary bonded joints show the higher strength than the cobonded and cocured joints with adhesive, and give close or even higher strength compared with non-adhesive cocured case.

## 초 록

본 논문에서는 항공기 구조용 탄소 복합재 단일접침 접착 체결부에서, 파손하중에 영향을 미치는 주요인자들의 효과를 실험으로 연구하였다. 실험을 위해 제작공정 4가지, 접침길이 5가지, 모재 두께 4가지에 대한 시편 총 335개를 제작하였다. 예상대로 접침길이가 감소할수록, 모재두께가 증가할수록 파손강도가 높아지는 것을 확인하였다. 그러나 제작공정의 측면에서는, 접착제가 없는 일체성형 시편과 이차접착 시편의 강도가 동시접착이나 접착제를 사용한 일체성형 시편에서보다 높은 파손강도를 보이는 흥미로운 사실을 발견하였다. 특히 이차접착 시편의 강도가 일체성형 시편의 강도와 유사하거나 더 높은 현상을 발견하였는데, 이는 접착제의 강도가 모재의 층간강도보다 높거나 최소한 비슷한 수준임을 의미하는 것으로 볼 수 있다.

**Key Words** : Single-lap bonded joint(단일접침 접착 체결부), Manufacturing process(제작공정), Overlap length(접침길이), Adherend thickness(모재두께)

† 2009년 4월 20일 접수 ~ 2009년 7월 7일 심사완료

\* 정희원, 경상대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정희원, 경상대학교 항공기부품기술연구소

교신처, E-mail : jhkweon@gnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

\*\*\* 정희원, 한국폴리텍 항공대학 항공정비과

\*\*\*\* 정희원, 한국항공우주산업(주)

## 1. 서 론

1990년대 이후 국내 복합재 구조해석 및 실험 자체에 대한 기술은 지속적으로 발전되어 왔다 [1-6]. 그러나 실제로 설계현장에서 근무하는 엔지니어들의 관점에서 보면 복합재 구조설계를 위

한 기본적인 설계허용치(design allowable) 데이터베이스의 구축이 이루어져 있지 못한 상태이기 때문에 외국의 데이터베이스를 그대로 도입하여 사용하고 있는 실정이다. 외국 데이터베이스의 경우 일회적 사용을 위해서는 편리하지만, 용도가 제한되어 있고 데이터의 생성 배경을 알 수 없으므로 독자적인 국내 항공우주 비행체 개발 사업에서 적용할 수 없는 문제점을 가지고 있다.

복합재 구조물의 설계에서 중요한 문제가 되는 것은 부품과 부품을 연결하는 체결부 기술이다. 체결부의 강도는 하중의 형태, 모재의 종류, 형상, 체결방식, 습도 및 온도와 같은 사용 환경 등 다양한 인자들의 영향을 받기 때문에 장기간에 걸친 연구와 투자를 통해 설계 자료를 체계적으로 구축하여 데이터베이스화하는 것이 중요하다.

복합재 부품의 조립과 체결 방법에는 기계식 체결과 접착식 체결이 사용되며, 접착식 체결방법은 체결재를 위한 구멍을 뚫을 필요가 없고, 기계적 체결방법에 비하여 넓은 면적에 하중을 분포시켜 비교적 균일한 응력분포를 가지는 장점이 있으므로 그 사용이 확대되고 있다. 반면에 분해와 조립이 어렵고, 온도, 습도 등 환경적 요인에 의하여 체결력이 약화될 수 있는 가능성이 존재한다. 또한, 접착을 위한 표면처리 등 공정이 복잡하고, 접착상태를 검사하기 어렵다는 단점이 있다. 따라서 신뢰성 있는 접착 체결부의 설계를 위해서는, 파손 및 강도 특성에 대한 광범위하고 체계적인 연구가 필요한 상황이다.

현재 공개된 접착 체결부에 대한 연구를 살펴보면, 복합재 단일겹침(single-lap) 체결부에 관한 실험 및 파손 연구[3-5], 금속-금속 단일겹침 체결부에 관한 파손 연구[6], 단일겹침 체결부와 이중겹침 체결부에 관한 이론 및 해석 연구[7], 복합재 단일겹침 체결부의 피로에 의한 균열 성장에 관한 실험 연구[8], 이중겹침(double-lap) 체결부에 관한 이론식 연구[9], 하이브리드 이중겹침 체결부의 파손에 관한 실험 연구[10], 복합재와 알루미늄의 이종재료 단일겹침 체결부의 강성에 관한 이론 및 실험 연구[11,12], 복합재 단일겹침 체결부에서 스푸(spew) 형상에 관한 실험 및 파손 연구[13], 복합재-알루미늄 단일겹침 하이브리드 체결부 강도 특성 실험 연구[14], 복합재와 금속의 이종재료 이중겹침 체결부의 피로에 의한 파손 성장에 관한 실험 및 이론 연구[15], 단일겹침과 이중겹침 체결부의 토크 전달 특성 연구[16] 등이 이루어져 왔다. 그러나 접착 체결부에 관한 기존의 연구에서는 제작공정이 구조강도에 미치는 영향 관한 체계적 연구는 제한적으로만

이루어진 상태이다.

본 연구에서는 제작공정(4종류 : 접착제가 없는 일체성형 체결부, 접착제가 있는 일체성형 체결부, 이차접착 체결부, 동시접착 체결부)을 달리한 복합재 접착 체결부에 대해 겹침길이(5종류), 모재 두께(4종류)와 같은 인자들이 강도 및 특성에 어떤 영향을 미치는지를 체계적으로 연구하였다. 연구를 위해 사용한 항공기 구조용 복합재료는 Cytec사의 CYCOM 5276-1/G40-600-24K(탄소/에폭시 프리프레그)이고, 접착제는 필름 형태의 고온경화용 접착제인 Cytec사의 FM 300K이다.

## II. 시 험

### 2.1 시편 제작

본 연구에서 고려한 제작공정은 총 4가지로 Fig. 1의 위에서부터 접착제가 없는 일체성형 방법(cocuring without adhesive; CCN), 접착제가 있는 일체성형 방법(cocuring with adhesive; CCA), 이차접착 방법(secondary bonding; SEB), 동시접착 방법(co-bonding; COB)이다.

접착제가 없는 일체성형 방법은 접착제를 사용하지 않고 프리프레그의 수지만을 이용하여 원하는 형상으로 프리프레그를 성형하는 방법이다. 적절한 몰드를 이용하여 적층순서에 맞게 프리프레그를 적층한 후 주어진 사이클에 따라 성형한다. 접착제가 있는 일체성형 방법은 프리프레그 상태인 두 적층판 사이에 별도의 접착제를 삽입하여 성형하는 방법이다. 이 방법을 사용하게 될 경우 프리프레그가 가진 수지 외에 별도의 접착제층이 형성되게 된다. 동시접착 방법은 먼저 성형된 적층판과 성형되지 않은 프리프레그 층 사이에 접착제를 추가하여 성형하는 방법이다. 이차접착 방법은 각각의 성형된 적층판을 접착제를 이용하여 접착하는 방법이다. 이차접착 성형에서는 접착제의 경화 사이클을 사용한다.

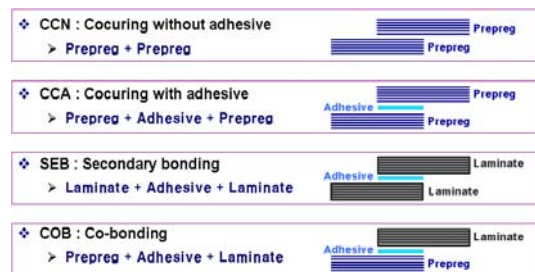


Fig. 1. The schematic of various manufacturing processes

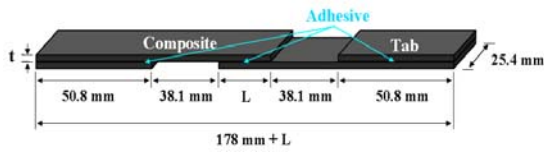


Fig. 2. Configuration of a typical bonded joint

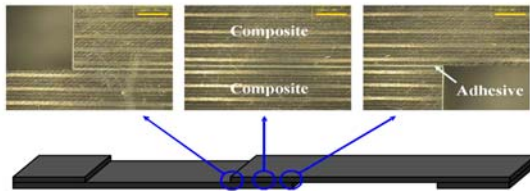


Fig. 3. Microscopic view of secondary bonded joint

본 연구에서 사용된 단일겹침 접착 체결부 시편의 형상은 Fig. 2에 보인 바와 같으며 ASTM D5868-01[17] 규격과 ASTM D3165-07 규격[18]을 혼합한 방식이다. 이 형상은 ASTM D3165의 형상에서 노치 부분의 폭을 1.6 mm에서 38.1 mm로 변경한 것이다. 이 방법을 사용할 경우 단일겹침에 의한 비대칭 효과를 줄이면서, 노치가공의 불편함을 제거할 수 있다.  $t$ 는 복합재 모재의 두께,  $L$ 은 겹침길이를 나타낸다. 실험에 의해 결정된 일방향 탄소복합재 CYCOM 5276-1/G40-800-24K의 재료상수는  $E_1=158.4$  GPa,  $E_2=9.1$  GPa,  $G_{12}=5.5$  GPa,  $\nu_{12}=0.298$ ,  $X_T=2787$  MPa,  $Y_T=89.7$  MPa,  $S_{12}=171$  MPa이다. 복합재의 성형 후 한 층 (ply)의 평균두께는 0.191 mm이고, 접착제 층의 평균두께는 0.092 mm이다. 본 연구에 앞서 실험으로 구한 필름 형태의 접착제 FM 300K의 물성치는  $E=3.1$  GPa,  $S=58.3$  MPa,  $\nu=0.382$  이다. Fig. 3은 이차접착방법으로 제작한 단일겹침 체결부의 겹침부분을 현미경으로 40배 확대한 사진이다. 이차접착 방법으로 제작할 경우 제작 몰드의 형태에 따라 필렛 (fillet)이 형성되지만, 일체성형의 경우 제작공정의 특성상 필렛이 거의 생성되지 않는다. 따라서 본 연구에서는 일관성 유지를 위해 모든 시편에서 필렛이 생성되지 않게 제작하였다.

## 2.2 체결부 실험

인장실험에 사용한 재료실험기는 Fig. 4에 보인 Instron 5582(10톤 용량)이고 ASTM D5868-01 규격과 ASTM D3165-07 규격에 따라 상온에서 분당 1.3 mm의 속도로 하중을 가하였다.

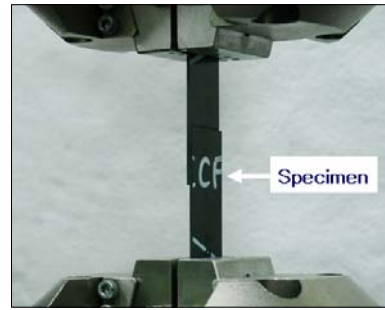


Fig. 4. Test set-up for single-lap joint

## III. 결과 및 검토

### 3.1 제작공정별 겹침길이의 효과

제작공정별로 겹침길이가 체결부의 강도에 미치는 영향을 살펴보기 위해 4가지의 제작공정에 대하여 공칭치수 기준으로 겹침길이를 5종류 즉, 12.7, 19.1, 25.4(기준값), 38.1, 50.8 mm로 변화시켜 제작한 223개의 시편에 대해 실험을 수행하였다. 적층순서는  $[45/0/-45/90]_{3S}$  이고 모재두께는 4.57 mm(24층)이다.

Fig. 5는 접착제가 없는 일체성형 체결부의 겹침길이에 따른 파손하중과 강도를 보여주고 있다. 겹침길이가 12.7 mm에서 50.8 mm까지 증가하면 접착면적도 같이 증가하므로 파손하중은 대체로 증가한다. 겹침길이가 38.1 mm(1.5 in)인 경우에는 겹침길이가 25.4 mm인 경우에 비해 약간 감소하지만 그림에서 볼 수 있는 것처럼 실험 결과의 오차범위 안에 있는 정도의 차이이다. 파손하중의 경향과 달리, 파손하중에서 접착면적을

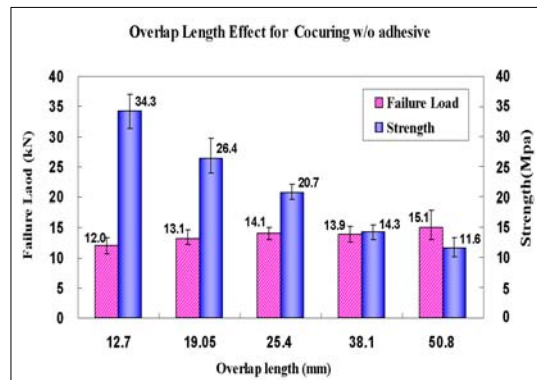


Fig. 5. Failure loads and strengths of joints with various overlap lengths (Cocuring without adhesive)

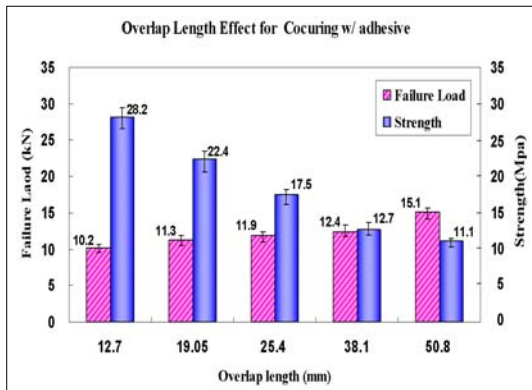


Fig. 6. Failure loads and strengths of joints with various overlap lengths (Cocuring with adhesive)

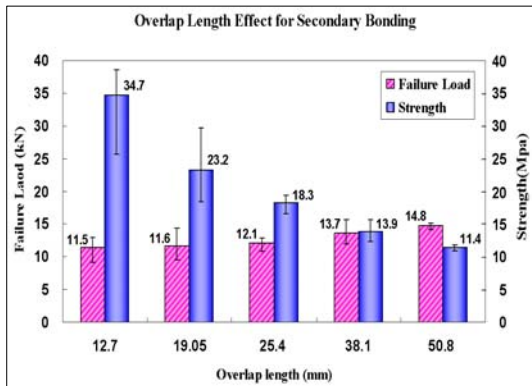


Fig. 7. Failure loads and strengths of joints with various overlap lengths (Secondary bonding)

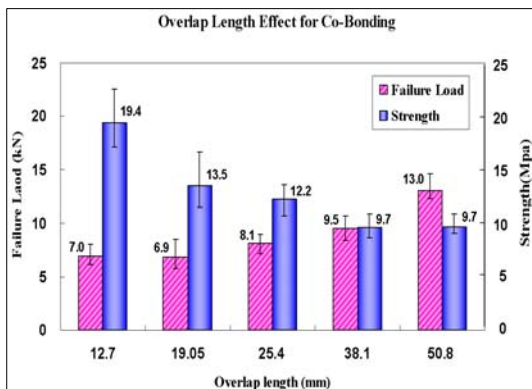


Fig. 8. Failure loads and strengths of joints with various overlap lengths (Co-bonding)

나는 값으로 정의한 파손강도는 각각 34.3, 26.4, 20.741, 14.3, 10.8 MPa로 겹침길이가 길어짐에 따라 그 값이 오히려 줄어든다. 이는 겹침길이가 길어진 만큼 지지하중이 선형적으로 증가하고 있는 못함을 의미한다. 겹침길이 12.7, 19.05 mm 체결부의 평균 파손강도는, 기준이 되는 25.4 mm 체결부의 평균 파손강도에 비해 각각 66%와 27%가 높고 38.1, 50.8 mm 체결부는 25.4 mm 체결부에 비해 각각 31%와 48% 감소하였다.

Fig. 6은 접착제가 있는 일체성형 체결부의 겹침길이에 따른 파손하중과 강도를 보여주고 있다. 겹침길이가 12.7, 19.05, 25.4(기준값), 38.1, 50.8 mm로 변할 때 체결부의 평균 파손강도는 각각 28.2, 22.4, 17.5, 12.8, 11.1 MPa로 변한다. 겹침길이 12.7, 19.05 mm 체결부의 평균 파손강도는 25.4 mm 체결부의 평균 파손강도에 비해 각각 61%, 28%가 높고, 38.1, 50.8 mm 체결부는 25.4 mm 체결부에 비해 각각 27%와 36%가 감소한다.

Fig. 7은 이차접착 체결부의 겹침길이에 따른 파손하중과 강도를 보여주고 있다. 겹침길이가 Fig. 6에서와 동일한 값으로 증가할 때 체결부의 평균 파손강도는 각각 34.7, 23.2, 18.3, 13.9, 11.4 MPa로 변한다. 겹침길이 12.7, 19.05 mm 체결부의 평균 파손강도는 25.4 mm 체결부의 평균 파손강도에 비해 각각 89%와 27%가 높고, 38.1, 50.8 mm 체결부는 25.4 mm 체결부에 비해 각각 24%, 38%가 감소하였다.

Fig. 8은 동시접착 체결부의 겹침길이에 따른 파손하중과 강도를 보인 것이다. 겹침길이가 12.7 mm에서 50.8 mm까지 증가할 때 체결부의 평균 파손강도는 각각 19.4, 13.5, 12.2, 9.7, 9.7 MPa로 변한다. 겹침길이 12.7, 19.05 mm 체결부의 평균 파손강도는 25.4 mm 체결부의 평균 파손강도에 비해 각각 58%, 10% 높으며, 38.1, 50.8 mm 체결부는 25.4 mm 체결부에 비해 각각 21%가 감소한다.

파손하중-강도의 결과 그래프에서 겹침길이가 증가하여도 접착강도가 선형적인 관계로 감소하지는 않는다. 이것은 참고문헌[19]에 언급된 것과 같이 단일접착 접착 체결부의 경우 응력이 접착영역의 끝단부분에 집중되고 있으므로 접착면적의 증가와 지지하중이 선형적으로 비례하지 않는다는 결론과 일치한다.

Fig. 9는 이차접착 체결부를 유한요소 프로그램인 MSC.Marc로 해석한 결과이다. 다른 겹침길이를 갖는 체결부에 동일한 하중(이차접착 체결

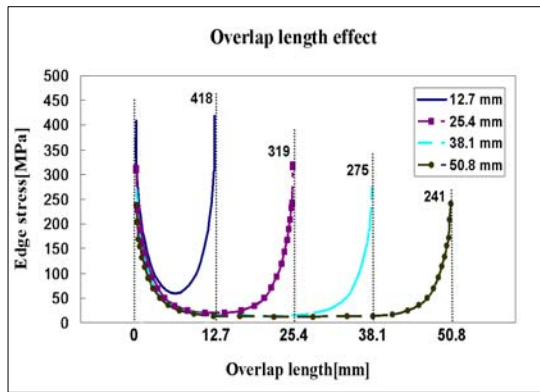


Fig. 9. Von-Mises stresses at the mid-plane of adhesive

부의 평균 파손하중 12.1 kN)을 하게 가했을 때 접착제의 중립면에서 중앙선을 따라 길이방향으로 von-Mises 응력을 계산한 결과이다. 전체적으로 겹침길이가 길어짐에 따라 겹침영역 끝단과 중앙부에서의 응력 수준이 내려가는 것을 볼 수 있다. 실험에서 파손이 주로 끝단에서의 균열로 시작된다는 점을 고려할 때 겹침길이가 커짐에 따라 파손하중이 증가하는 현상은 이 결과로부터 설명된다. 그러나 겹침길이가 길어짐에 따라 끝단 응력이나 중앙부 응력의 감소가 겹침길이에 선형적으로 관계되지는 않는다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 겹침길이가 25.4 mm를 넘어가면 중앙부 응력은 거의 일정해지고, 끝단응력의 감소비율도 줄어든다. 이로 인해 겹침길이의 증가가 그만큼의 파손강도의 증가로는 연결되지 않는 것으로 판단된다.

Fig. 5~8의 결과를 제작공정의 측면에서 살펴보면 전체적으로 접착제를 사용하지 않는 일체성형 체결부가 가장 높은 파손강도를 보이고, 다음으로 이차접착, 접착제를 사용한 일체성형, 동시접착의 순서로 파손강도가 낮아지는 것을 볼 수 있다. 겹침길이가 12.7 mm인 경우에는 이차접착의 파손강도가 가장 높게 나타나지만, 이차접착과 일체성형의 파손강도 차이는 1.07%에 불과하다.

Fig. 10에 겹침길이가 25.4 mm(모재두께 4.57 mm, 적층순서 [45/0/-45/90]<sub>3S</sub>)인 체결부에 대해 제작공정의 관점에서 파손하중과 강도를 정리하였다. 접착제가 없는 일체성형 체결부의 강도가 20.71 MPa로 가장 높고, 이를 기준(100%)으로 할 때 접착제가 있는 일체성형 체결부의 강도는 17.5 MPa(84%), 이차접착 체결부의 강도는 18.3 MPa(88%), 동시접착 체결부는 12.2MPa(59%)

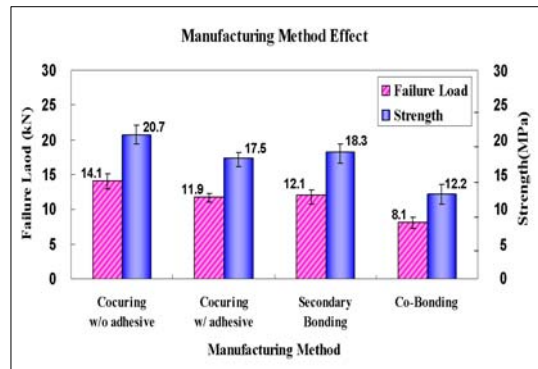


Fig. 10. Failure loads and strengths of joints from various manufacturing processes(Overlap length=25.4 mm)

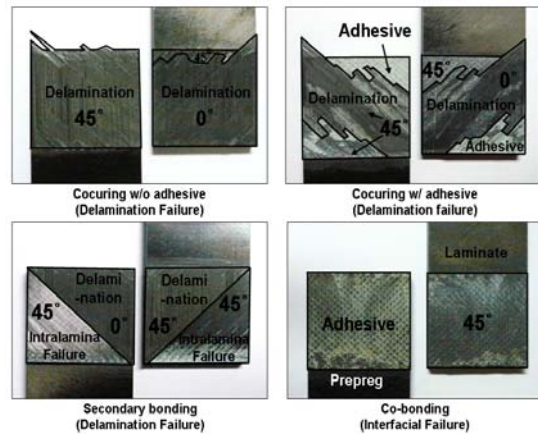


Fig. 11. Failure modes from various manufacturing processes

의 순서로 나타났다. 팔호 안의 값(%)은 기준값(접착제가 없는 일체성형 체결부의 실험값)에 대한 상대적 비율을 표시한 것이다.

Fig. 11에는 제작공정을 달리하여 실험을 수행한 접착 체결부 시편의 대표적인 파손면 사진을 제시하였다. 사진에서는 잘 보이지 않지만 실제로는 하나의 층이 아닌 서로 다른 여러 층에서 층간분리(delamination)가 발생한 경우가 많고, 층간분리가 발생하면서 모재의 일부가 분리되어 사진의 좌우가 일치하지 않는 경우도 있다. 동시접착 방법을 제외하고는 접착제를 사용하지 않은 일체성형 방법, 접착제를 사용한 일체성형 방법, 이차접착 방법 모두 복합재 모재의 층간분리가 주된 파손모드를 이루고 있다. 접착제가 있는 일체성형 방법의 경우 접착제와 모재의 계면파손(interfacial failure)이 국부적으로 나타났다. 반면

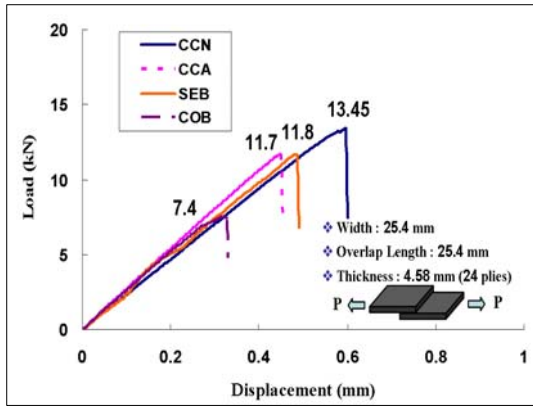


Fig. 12. Typical load-displacement curves of bonded joints using different manufacturing processes

에 동시접착 체결부에서는 계면파손이 주된 파손 모드로 나타난다.

Fig. 12에는 각 제작공정에 따른 전형적인 하중-변위 곡선을 나타내었다. 하중이 크지 않으므로 기계 자체의 변위는 충분히 작다고 가정하고, 시험기의 변위를 사용하였다. 하중-변위 곡선은 파손이 발생하기 전까지 대체로 선형적인 형태로 나타난다. 파손변위는 접착제가 없는 일체성형(약 0.7 mm), 접착제를 사용한 일체성형(약 0.6 mm), 이차접착(약 0.5 mm), 동시접착(약 0.4 mm)의 순서로 나타난다.

### 3.2 제작공정별 모재 두께의 효과

4가지의 제작공정에 대하여 모재 두께를 4종류 즉, 1.52 mm(8층), 4.57 mm(24층, 기준적층, basic), 6.09 mm(32층), 7.62 mm(40층)으로 변화시켜 제작한 153개의 시편에 대해 실험을 수행하였다. 적층순서는  $[45/0/-45/90]_8$  (8층),  $[45/0/-45/90]_{3S}$  (24층),  $[45/0/-45/90]_{4S}$  (32층),  $[45/0/-45/90]_{5S}$  (40층)이다. 겹침길이는 25.4 mm이다.

Fig. 13은 접착제가 없는 일체성형 체결부의 모재 두께에 따른 파손하중과 강도를 보여주고 있다. 접착제가 없는 8, 24, 32, 40층 체결부의 평균 파손강도는 각각 20.6, 20.7, 24.6, 26.7 MPa이다. 모재 두께가 두꺼워지면 파손강도가 증가하는 경향을 볼 수 있다. 8층 시편의 평균 파손강도는 24층 시편의 파손강도와 유사하며, 32층, 40층 체결부의 강도는 24층 시편에 비해 각각 19%, 29%가 증가한다.

Fig. 14는 접착제가 있는 일체성형 체결부의 파손하중과 강도 그래프이다. 접착제가 있는 8,

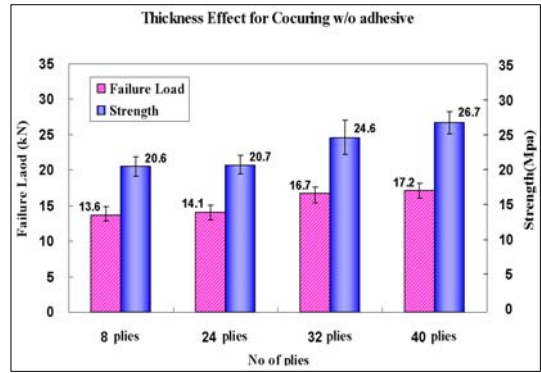


Fig. 13. Failure loads and strengths of cocured joints with various laminate thicknesses (Cocuring without adhesive)

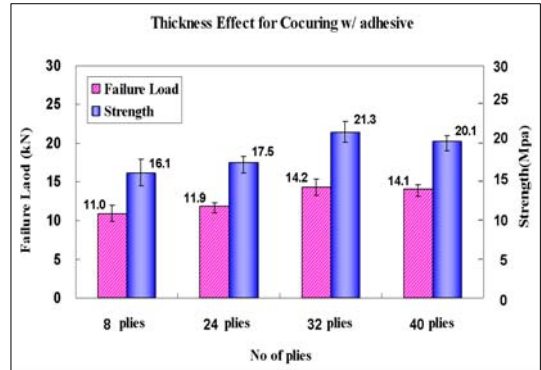


Fig. 14. Failure loads and strengths of joints with various laminate thicknesses (Cocuring with adhesive)

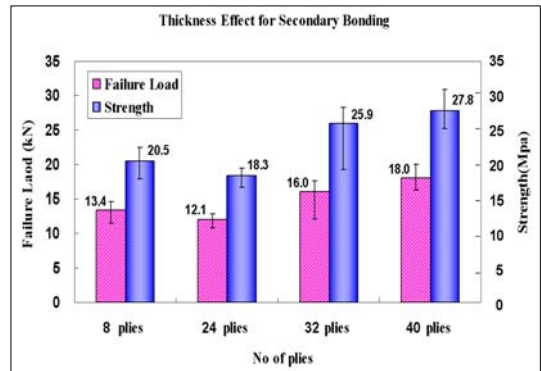


Fig. 15. Failure loads and strengths of joints with various laminate thicknesses (Secondary bonding)

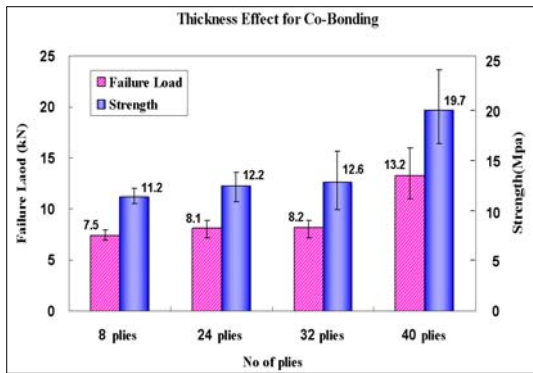


Fig. 16. Failure loads and strengths of joints with various laminate thicknesses (Co-bonding)

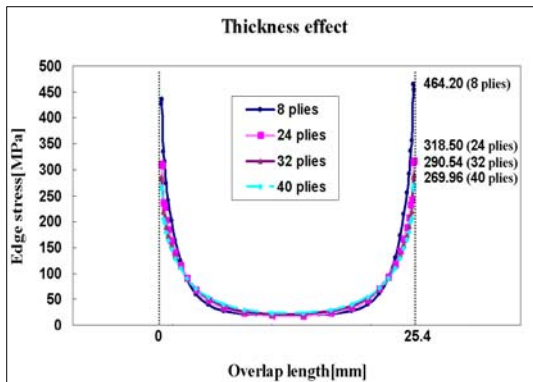


Fig. 17. Von-Mises stresses at the mid-plane of adhesive

24, 32, 40층 체결부의 평균 파손강도는 각각 16.1, 17.5, 18.1, 20.1 MPa이다. 8층 시편의 평균 파손강도는 24층 시편에 비해 8%가 낮고, 32층, 40층 시편은 24층 시편에 비해 각각 3%, 15% 높다.

Fig. 15에 제시된 이차접착 체결부에 대한 실험 결과에서는 8, 24, 32, 40층 체결부의 평균 파손강도가 각각 20.5, 18.3, 25.9, 27.8 MPa로 나타났다. 8층, 32층, 40층 시편은 24층 시편에 비해 각각 12%, 41%, 52% 증가하였다. 8층 체결부의 평균 파손강도가 24층 체결부보다 높게 나타난 것이 특이한 현상이다.

Fig. 16은 동시접착 방법을 사용한 체결부의 파손하중과 강도 그래프이다. 8, 24, 32, 40층 체결부의 평균 파손강도는 각각 11.2, 12.2, 12.6, 19.7 MPa이다. 8층 체결부의 평균 파손강도는 24층 체결부에 비해 8% 낮으며, 32층, 40층 체결부

는 24층 체결부에 비해 각각 3%, 61%씩 증가하였다. 가장 두꺼운 40층 체결부의 파손강도가 특별히 높은 것이 특이한 현상이다.

전체적으로 한 경우(24층, 이차접착)를 제외하고는 모재의 두께가 두꺼워지면 파손하중과 강도가 증가하는 것을 볼 수 있다. 단일겹침 체결부에서 모재의 두께가 두꺼워지면 하중선의 불일치로 시편에 걸리는 굽힘모멘트도 증가하게 된다. 그러나 모재 자체의 굽힘관성모멘트는 두께의 세제곱에 비례하여 증가하므로 굽힘모멘트 증가의 효과보다 더 큰 영향을 미치게 되고, 결과적으로 체결부에 대한 굽힘모멘트의 영향을 감소시키게 된다. 이에 따라 접착부에서 굽힘모멘트로 인한 응력성분들의 값이 감소하게 되어 체결부 강도가 증가하게 되는 것으로 볼 수 있다.

Fig. 13~16의 결과를 제작공정의 측면에서 살펴보면, 비록 그 차이는 크지 않지만, 8층과 24층인 경우 접착제를 사용하지 않는 일체성형에서, 32층과 40층의 경우 이차접착에서 더 높은 강도가 나타난다. 이러한 현상이 실험을 수행한 특정 겹침길이(25.4 mm)에 대해서만 나타난 것인지 다른 겹침길이에서도 동일한 현상이 나타날 것인지에 대해서는 추가적인 연구가 필요하겠지만, 최소한 체결부의 형상에 따라서는 이차접착의 파손강도가 더 높게 나타날 수도 있다는 것은 흥미로운 사실이다.

Fig. 17은 이차접착 체결부에서 모재 두께를 달리함에 따라 접착제 중립면의 길이방향 중앙선을 따라 von-Mises 응력의 분포를 보인 것이다. 겹침영역 끝단을 제외하면 응력의 차이는 크지 않다. 그러나 끝단에서 응력의 최대값은 모재 두께가 줄어들수록 커지는 것을 알 수 있다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 CYCOM 5276-1/G40-600-24K 탄소/에폭시 복합재와 FM300K 접착제를 이용하여 단일겹침 접착 체결부의 제작공정(4종류), 겹침길이(5종류), 모재두께(4종류)를 변화시키면서 총 335개의 시편에 대한 실험을 수행하였다. 단일겹침 접착 체결부 설계허용치 실험 결과, 제작공정, 겹침길이, 모재 두께가 모두 파손강도에 영향을 미치는 것으로 나타났다. 겹침길이가 길어질수록 파손강도가 낮아진다는 것은 이미 잘 알려진 사실이지만, 모재의 두께에 따라 파손강도가 크게 달라지는 것을 확인하였다. 본 연구에서는 특히 제작공정의 측면에서 파손강도의 변화를 살펴보았는데, 대부분의 겹침길이와 모재

두께에서 접착제가 없는 일체성형 시편과 이차접착 시편이 우수한 파손강도를 보였다. 일체성형 시편의 결과는 예상된 것이지만 이차접착 시편의 강도가 일체성형과 비슷하거나 더 높은 것과 동시성형 시편의 강도가 낮은 것은 본 연구에서 발견한 흥미로운 결과이다.

## 후 기

본 연구는 한국학술진흥재단 중점연구소지원사업(KRF-2008-005-J01001)과 한국항공우주산업(주)의 지원으로 수행된 것입니다.

## 참고문헌

- 1) C. S. Ban, Y. H. Lee, J. H. Choi and J. H. Kweon, "Strength Prediction of Adhesive Joints using the Modified Damage Zone Theory", *Composite Structures*, Vol. 86, 2008, pp. 96-100.
- 2) J. H. Kweon, H. S. Ahn and J. H. Choi, "A New Method to Determine the Characteristic Lengths of Composite Joints without Testing", *Composite Structures*, Vol. 66, 2004, pp. 305-315.
- 3) 김태환, 성명수, 권진희, 최진호, "탄소 복합재-알루미늄 단일접착 접착 체결부의 강도에 관한 인자연구", *한국복합재료학회지*, 제20권 제 5호, 10, 2007, pp. 34~42.
- 4) K. S. Kim, J. S. Yoo, Y. M. Yi and C. G. Kim, "Failure Mode and Strength of Uni-directional Composite Single-lap Bonded Joints with Different Bonding Methods", *Composite Structures*, Vol. 72, 2006, pp. 477-485.
- 5) 김광수, 이영무, 김천곤, "일방향 복합재료 single lap 접합 조인트의 파손 강도 II", *복합재료학회지*, 제18권 제1호, 2005, pp. 1-9.
- 6) 이중삼, 임재규, 김연직, "단일접착 접착제 접합부의 응력분포와 강도평가", *복합재료학회지*, 제19권 제3호, 2001, pp. 342-347.
- 7) S. C. Her, "Stress Analysis of Adhesively-bonded Lap Joints", *Composite Structures*, Vol. 47, 1999, pp. 673-678.
- 8) M. Quaresimin and M. Ricotta, "Fatigue Behavior and Evolution of Single Lap Bonded joints in Composite Material", *Composite Science and Technology*, Vol. 66, 2006, pp. 176-187.
- 9) L. J. Hart-Smith, "Adhesive-bonding Double-lap Joints", NASA CR-112235, 1973.
- 10) J. H. Kweon, J. W. Jun, T. H. Kim, J. H. Choi and D. H. Kim, "Failure of Carbon Composite-to-aluminum Joints with Combined Mechanical Fastening and Adhesive Bonding", *Composite Structures*, Vol. 75, 2006, pp. 192-198.
- 11) J. F. P. Owens and P. Lee-Sullivan, "Stiffness Behaviour Due to Fracture in Adhesively Bonded Composite-to-Aluminum Joints I. Theoretical Model", *International Journal of Adhesion & Adhesives*, Vol. 20, 2000, pp. 39-45.
- 12) J. F. P. Owens and P. Lee-Sullivan, "Stiffness Behaviour due to Fracture in Adhesively Bonded Composite-to-Aluminum Joints II. Experimental", *International Journal of Adhesion & Adhesives*, Vol. 20, 2000, pp. 47-58.
- 13) T. P. Lang and P. K. Mallick, "Effect of Spew Geometry on Stresses in Single Lap Adhesive Joints", *International Journal of Adhesion & Adhesives*, Vol. 18, 1998, pp. 167-177.
- 14) 김중진, 성명수, 김홍주, 차봉근, 권진희, 최진호, "복합재-알루미늄 단일접착 하이브리드 체결부 강도 특성 실험 연구", *한국항공우주학회지*, 제36권 제9호, 9, 2008, pp. 841-850.
- 15) P. T. Cheuk, L. Tong, C. H. Wang, A. Baker, P. Chalkley, "Fatigue Crack Growth in Adhesively Bonded Composite-Metal Double-lap Joints", *Composite Structures*, Vol. 57, 2002, pp. 109-115.
- 16) J. H. Choi and D. G. Lee, "The Torque Transmission Capabilities of the Adhesively Bonded Tubular Single Lap Joint and the Double Lap Joint", *Journal of Adhesion*, Vol. 44, 1994, pp. 197-212.
- 17) ASTM D5868-01, "Standard Test Method for Lap Shear Adhesion for Fiber Reinforced Plastic (FRP) Bonding".
- 18) ASTM D3165-07, "Standard Test Method for Strength Properties of Adhesives in Shear by Tension Loading of Single-Lap-Joint Laminated Assemblies".
- 19) 김광수, 유재석, 안재모, 장영순, "일방향 복합재료 Single Lap 접합 조인트의 파손모드 및 강도 I. 실험", *한국복합재료학회지*, 제17권 제6호, 2004, pp. 14-21.