論文

탄소 복합재-알루미늄 단일겹침 접착 체결부의 강도에 관한 인자연구

김태환*, 성명수*, 권진회**+, 최진호**

A Parametric Study on the Strength of Single-Lap Bonded Joints of Carbon Composite and Aluminum

Tae-Hwan Kim*, Myeong-Su Seong*, Jin-Hwe Kweon**+, Jin-Ho Choi**

ABSTRACT

Strength and failure of adhesively bonded carbon composite-to-aluminum single-lap joints were studied by experiment. The main objective of this study is to investigate the effect of various parameters such as curing pressure for bonding, overlap lengths, and adherend thickness on the failure loads and modes of the bonded joints with dissimilar materials. Experimental results show that the bonding pressure for composite-to-aluminum dissimilar materials should be 4 atm at the lowest. Failure load of the joints increases as the overlap length increases, but the strength (failure load divided by bonded area) decreases rapidly after the overlap width-to-length ratio is greater than 1. When the adherend thickness increase to double, bonding strength increase 12~55%. Major failure mode of the joints is the delamination in the composite laminate and the location of delamination goes deeper into the laminates as the bonding pressure and overlap length increase.

초 록

본 논문에서는 탄소 복합재와 알루미늄으로 구성된 이종재료 단일겹침 접착 체결부에서, 파손하중에 영향을 미치는 주요인자들의 효과를 실험적으로 연구하였다. 실험을 위해 접착압력 4가지(2, 3, 4, 6기압), 겹침길이 6가지(15, 20, 25, 30, 35, 40 mm), 모재 두께 2가지(1.58, 3.01 mm)에 대한 시편 총 66개를 제작하였다. 실험 결과 접착제 FM73에 대해 제작사에서 제시한 접착압력은 약 3기압이었지만 본 연구에서 사용한 이종재료 접착의 경우, 최소 4기압 이상의 접착압력이 필요함을 확인하였다. 겹침길이를 증가시킬 경우 파손하중이 증가하지만 접착부의 폭과 길이의 비가 1을 넘어갈 경우 접착강도 즉 단위 접착면적당의 파손하중의 증가는 크지 않았다. 모재의 두께도 접착부 파손하중 및 강도에 큰 영향을 미쳤으며 모재의 두께가 약 2배로 증가할 때 접착강도는 12~32%까지 증가하였다. 접착부의 파손은 대부분 복합재 모재의 층간분리 형태로 발생하였으며, 접착압력이 높아질수록, 접착길이가 길어질수록 층간분리가 발생하는 위치가 적층판 내부로 깊게 확대되는 경향이 있다.

Key Words : 단일겹침 접착 체결부(Single-lap Bonded Joint), 이종재료(Dissimilar Materials), 접착제(Adhesive), 접합모재(Adherend)

1. 서 론

이미 개발이 완료된 B-2, F-22와 같은 군용기에서는 물론이고, 최근 개발이 진행 중인 A-350, A-380, Boeing 787

* 경상대학교 항공공학과 대학원
** 경상대학교 기계항공공학부 교수/항공기부품기술연구소
**+ 경상대학교 기계항공공학부 교수/항공기부품기술연구소 교신저자(E-mail:jhkweon@gnu.kr)

과 같은 민항기에서도 대부분의 주구조물에 복합재료가 적용되고 있다. 이제는 항공기의 주재료가 알루미늄이 아닌 복합재료라고 말하는 것도 무리가 아닌 상황이다. 그러나 아직 국내에서는 복합재료를 항공기의 주구조물에까지 적용하고 있지는 못한 실정이며, 특히 구조물의 설계 데이타베이스의 구축이 미흡하다. 일부 국내 항공기 개발에서 복합재료가 적용되고 있지만 설계허용치 등의 기술자료는 해외 선진항공사들에 의존하고 있는 실정이다.

복합재 구조물의 설계에서 가장 중요한 부분 중 하나가 부품과 부품의 체결 혹은 조립이다. 복합재 구조물의 파손은 주로 조립을 위한 기계적 혹은 접착식 체결부에서 발생한다. 이에 따라 선진항공사들에서는 복합재의 구조적 체결부를 줄이기 위해 가능한 한 모든 구조물을 체결부 없이 일체형으로 제작하려는 시도도 이루어지고 있다[1,2]. 그러나 아직은 많은 부분에서 기계적 혹은 접착식 체결이 이루어지고 있는데, 최근에는 고성능 접착제의 개발이 이루어지면서, 기계적 체결보다는 접착식 체결에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.

접착식 체결방법은 구멍을 뚫을 필요가 없고, 기계적 체결방법에 비하여 넓은 면적에 하중을 분포시켜 비교적 균일한 응력분포를 가지게 하는 것이 장점이다. 그러나 분해와 조립이 어렵고, 온도, 습도 및 환경적 요인에 의하여 체결력이 약화될 수 있다. 또한 접착을 위한 표면처리 등 공정이 복잡하고, 접착상태를 검사하기 어렵다는 단점이 있다. 무엇보다도 가장 큰 문제점은 여전히 많은 엔지니어들은 접착식 체결방법의 구조적 신뢰성에 대해 확신을 갖지 못하고 있다는 것이다. 당장은 문제가 없더라도 장시간 다양한 환경조건에서 사용할 경우 목표수명동안 구조적 건전성을 어떻게 보장할 것인가 하는 것이 설계자들의 걱정거리이다.

따라서 신뢰성 있는 접착 체결부의 설계를 위해서는, 파손 및 강도 특성에 대한 광범위하고 체계적인 연구가 필요한 상황이다. 지금까지 공개된 접착 체결부에 대한 연구를 살펴보면, 복합재 단일겹침(single-lap) 체결부에 관한 실험 및 파손 연구[3,4,5], 복합재 단일겹침 체결부에서 스퓨(spew) 형상에 관한 실험 및 파손 연구[6], 금속-금속 단일겹침 체결부에 관한 파손 연구[7], 복합재 단일겹침 체결부의 피로에 의한 균열 성장에 관한 실험 연구[8], 복합재와 알루미늄의 이종재료 단일겹침 체결부의 강성에 관한 이론 및 실험 연구[9,10], 단일겹침 체결부와 이중겹침 체결부에 관한 이론 및 해석 연구[11], 이중겹침(double-lap) 체결부에 관한 이론식 연구[12], 하이브리드 이중겹침 체결부의 파손에 관한 실험 연구[13], 복합재와 금속의 이종재료 이중겹침 체결부의 피로에 의한 파손 성장에 관한 실험 및 이론 연구[14], 단일겹침과 이중겹침 체결부의 토크 전달 특성 연구[15,16] 등이 이루어져 왔다. 그러나 접착 체결부에 관한 기존의 연구들은 주로 동종재료 간 접착에 관한 것이고, 이종재료 접착 체결부의 파손 및 강도에 관한 체계적 연구는 부족한 실정이다.

본 연구의 주 목적은 탄소 복합재와 알루미늄 간 이종재질 접착 체결부의 접착강도 및 파손양상에 대한 실험을 수행하여, 각종 인자들이 접착 체결부에 어떻게 영향을 미치는지를 체계적으로 연구하는 것이다. 겹침길이 5가지만을 인자로 고려한 일차 연구결과는 참고문헌[3]에서 이미 발표하였고, 본 논문은 이 선행연구[3]의 후속연구 결과이다. 본 연구에서 설계변수로 선택한 인자는 선행연구의 결과를 포함하여, 겹침길이(6가지), 접착성형압력(4가지), 모재의 두께(2가지) 등이고, 총 66개의 시편에 대한 실험을 수행하였다. 연구를 위해 사용한 복합재료는 SK 케미컬의 USN-125(탄소섬유/에폭시 프리프레그)이고, 알루미늄은 2024-T3를 사용하였다. 접착제는 필름 형태의 고온경화용 접착제인 Cytec사의 FM73m을 사용하였다. 접착은 먼저 성형된 복합재 적층판과 알루미늄을 접착제로 이차 접착한다. 체결부의 두께, 표면처리 방법, 접착제의 종류와 두께, 가해 준 압력, 체결부에서 겹침의 폭과 길이 등은 ASTM D1002-01, D5868-01을 참고하여 결정하였다.

2. 시 험

2.1 시편 제작

본 연구에 사용된 단일겹침 접착 체결부 시편의 형상은 Fig. 1에 보인 바와 같으며 접착부 겹침길이를 '*b*'로 정의하였다. 이와 같은 단일겹침 접착 체결부의 형상은 금속-금속 단일겹침 접착 체결부의 전단강도 시험에 대한 규격인 ASTM D1002-01과 복합재-복합재 또는 복합재-금속의 전단접착체결 시험에 대한 규격인 D5868-01를 참고하여 결정하였다. 시편 제작의 어려움을 덜기 위해 시편규격의 인치(inch) 단위를 밀리미터(millimeter) 단위로 변환할 때의 발생하는 소수점 자리를 제거하고 수정된 규격으로 설계한 것이다.

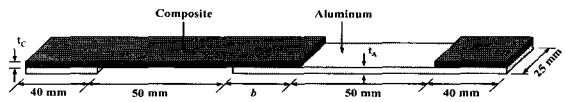


Fig. 1 Configuration of a Typical Single-lap Bonded Joint.

Fig. 1에서 t_A와 t_C는 각각 알루미늄과 복합재 모재의 두께를 나타낸다. 복합재료 모재의 적층순서는 $[\pm45/90/0]_{2S}$와 $[\pm45/90/0]_{4S}$의 두 가지로, 모재의 두께를 달리하고 알루미늄 모재의 두께와 비슷한 두께를 가진다. 성형 후 한 층(ply)의 평균두께는 0.105 mm이다. 실험에 의해 결정된 일방향 탄소 복합재 USN-125의 재료상수는 E_1=162 GPa, E_2=9.6 GPa, G_{12}=6.1 GPa, υ_{12}=0.298, X_T=2652 MPa, Y_T=43 MPa, S_{12}=94 MPa이다.

알루미늄 2024-T3는 표면에 크롬산 양극산화 피막처리를 하였고, 표면처리 후 두께는 1.58 mm와 3.01 mm이다. 재료상수는 E=73.0 GPa, G=26 GPa, υ=0.33, X=434 MPa, S=268

MPa이다. 본 연구에 앞서 실험으로 구한 필름 형태의 접착제 FM73m의 물성치는 E=2.8 GPa, υ=0.38, S=34 MPa이다. 여기서 S는 실험으로 구한 금속-금속 단일겹침 접착 체결부의 전단강도인데 제작사가 제시한 전단강도 46.1 MPa[17]보다 낮은 값이다.

시편의 제작방법은 다음과 같다. 먼저 복합재료 모재를 오토클레이브(6기압) 진공백 성형으로 제작한다. 참고문헌[4]에서 접착부의 표면처리를 사포 #400으로 수행한 경우 체결부의 강도가 가장 개선됨을 보였다. 본 연구에서는 이 결과를 참고하여 성형된 복합재료 적층판과 알루미늄 부재를 사포질(사포 mesh #400)한 후 아세톤으로 닦는다. 필름 형태의 접착제인 FM73m을 접착면적만큼 재단하여 시편에 접착하고 오토클레이브에서 진공백 성형방식(120°C, 1시간)으로 접착시킨다. 시편의 접착 성형압력(p) 4기압에 대해, 겹침길이(b)는 15, 20, 25, 30, 35, 40 mm의 여섯 가지로 하고 성형압력의 효과를 살펴보기 위해, 겹침길이(b)=25 mm인 시편에 대해, 접착성형압력을 2, 3, 4, 6기압 네 가지를 적용하였다. 압력은 오토클레이브로 조절한다.

Table 1 Dimension of a Bonded Joint Specimens

Specimen ID	Thickness mm		b	t_b	w	p	No. of
	t_C	t_A	mm	mm	mm	atm	specimens
FM-2S-4-15	1.68	1.58	15	0.112	25	4	5
FM-2S-4-20	1.68	1.58	20	0.123	25	4	5
FM-2S-4-25	1.68	1.58	25	0.153	25	4	5
FM-2S-4-30	1.68	1.58	30	0.132	25	4	5
FM-2S-4-35	1.68	1.58	35	0.137	25	4	5
FM-2S-4-40	1.68	1.58	40	0.199	25	4	6
FM-4S-4-15	3.45	3.01	15	0.168	25	4	6
FM-4S-4-25	3.37	3.01	25	0.187	25	4	6
FM-4S-4-35	3.45	3.01	35	0.193	25	4	6
FM-2S-2-25	1.68	1.58	25	0.141	25	2	5
FM-2S-3-25	1.68	1.58	25	0.195	25	3	6
FM-2S-6-25	1.68	1.58	25	0.185	25	6	6

본 실험에 사용된 단일겹침 접착 체결부 시편의 실제 형상은 Fig. 2에 보인 바와 같다. 4기압으로 접착한 시편의 치수는 Table 1과 같다. 표에서 t_b는 접착제층의 평균두께를 의미한다. 접착제 층의 두께는 접착 후 시편의 전체 두께에서 복합재와 알루미늄 모재 각각의 두께를 뺀 값이다.

시편 이름은 다음과 같다.

FM - ① - ② - ③

여기서 각 항의 의미는 다음과 같다.

FM : 접착제 종류(FM73m)

① : 복합재 모재의 적층량

② : 성형압력(p)

③ : 겹침길이(b)

Fig. 2 A Typical Single-lap Bonded Joint Specimen.

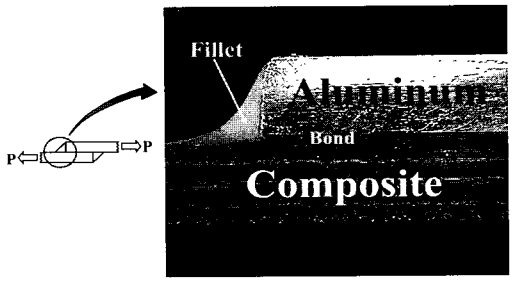


Fig. 3 A Typical View of Specimen After Water-jet Fabrication.

예를 들어, FM-2S-4-15는 FM73m의 접착제를 사용하여, 복합재를 $[\pm 45/90/0]_{2S}$로 적층하고, 성형압력 4기압에서, 겹침길이(b) 15 mm로 제작한 시편을 의미한다. 모든 시편은 워터젯(water jet)으로 가공하였다. 워터젯으로 가공된 시편의 단면은 Fig. 3에 보인 바와 같다.

2.2 체결부 시험

인장시험에 사용한 재료시험기는 Instron 5582(10톤 용량)이고 상온에서 ASTM D1002-01, D5868-01규격에 따라 분당 1.3 mm의 속도로 하중을 가하였다. 향후 해석결과와의 비교 및 알루미늄의 소성변형 확인용으로 알루미늄의 두 곳에 변형률게이지를 부착하였다. 시험 중 발생하는 체결부의 파손양상을 관찰하기 위해 Fig. 4에 보인 바와 같이 디지털 현미경 캠코더를 설치하였다. 본 시험에서는 40배 배율로 촬영하였다.

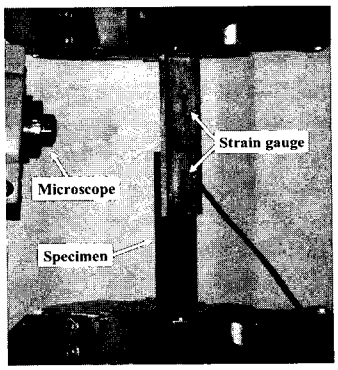


Fig. 4 Set-up for Bonded Joint Test.

3. 결과 및 검토

3.1 접착압력 변화에 따른 강도평가

접착 체결부의 파손 특성 및 강도를 변화시키는 다양한 인자들 중 첫 번째로 접착길이 25 mm인 경우에 대하여 접착 성형압력을 2, 3, 4, 6기압으로 변화시켜 체결부 강도의 변화를 살펴보았다. 접착 성형압력 변화는 체결부 접착을 위해 진공백 성형을 할 때 오토클레이브 압력을 조절하여 제어하였다. 제작사에서 제공하는 사양서에서의 접착 성형 시 권장압력은 40±5 psi로 3기압 내외이다[17]. 이것은 금속-금속 접착시의 기준이므로, 본 연구에서는 복합재-금속 이종재료 접착시의 접착압력의 효과를 살펴보았다.

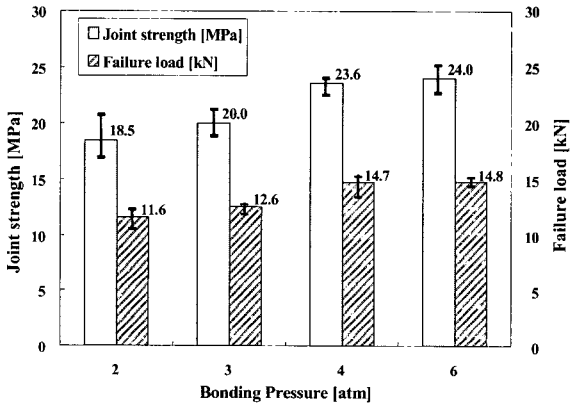


Fig. 5 Failure Loads and Strengths of Bonded Joints with Different Bonding Pressure (Overlap Length = 25 mm).

Fig. 5는 접착 성형압력의 변화에 따른 체결부의 강도와 파손하중을 비교하여 나타내고 있다. 본 연구에서는 접착층의 두께가 아닌 접착압력을 제어하였으므로 접착층의 두께는 달라질 수 있다. 본 실험에서 측정한 각 접착압력에 대한 평균두께는 2, 3, 4, 6기압에서 각각 0.141 mm, 0.195 mm, 0.153 mm, 0.185 mm로 나타났다. 접착제 제작사에서 권장하는 성형압력은 3기압 내외이다. Fig. 5의 결과에 의하면 접착압력이 4, 6기압일 때의 전단강도가 각각 23.6 MPa, 24 MPa로 크게 다르지 않은 반면 접착압력이 2기압일 때는 18.5 MPa로 4기압일 때 대비 21.6% 낮게 나타났다. 또한 제작사에서 권장하고 있는 접착 성형압력인 3기압일 때는 20 MPa로 15.3% 낮은 결과를 보였다. 본 연구의 결과에 의하면, 복합재-금속 접착결합의 경우, 금속-금속 접착을 위해 제작사에서 권장하고 있는 접착제의 접착 성형압력보다 높은 4기압 이상을 사용하는 것이 더 높은 접착강도를 얻을 수 있는 것으로 볼 수 있다.

Fig. 6에는 접착 성형압력을 달리하여 실험을 수행한 접착 체결부 시편의 대표적인 파손단면 사진을 제시하였다. 접착압력이 2기압인 경우를 제외하고는 모두 복합재 모재의 층간분리

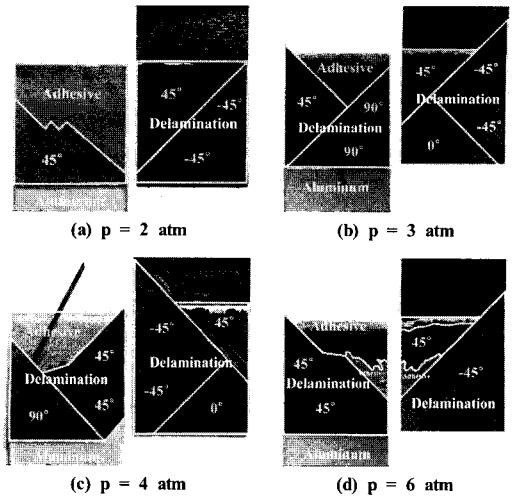


Fig. 6 Failure Modes of Bonded Joints with Different Bonding Pressure.

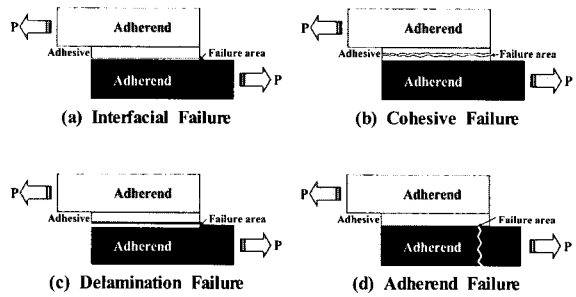
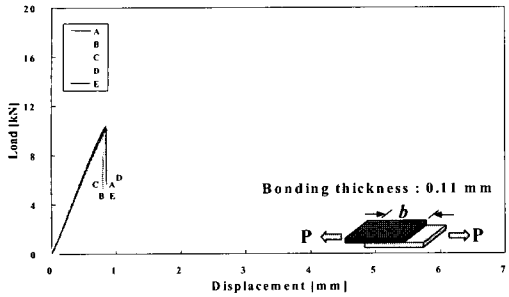


Fig. 7 Schematic Diagram for Failure Mode Definition of Bonded Joint.

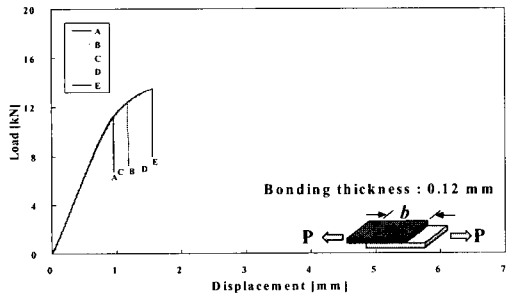
(delamination)가 주된 파손모드를 이루고 있다. 반면에 접착압력이 2기압인 경우(Fig. 6(a))에는 복합재 모재 최외곽층인 45°층과 -45°층간의 층간분리와 접착재-알루미늄의 계면파손이 약 절반씩 나타나고 있다. 2기압의 접착압력에서 접착제층과 알루미늄 모재 사이의 계면파손이 광범위하게 발생한 것은 2기압의 압력으로는 알루미늄과 접착제의 접착이 충분히 강하게 이루어지지 못함을 보여주는 것으로 판단된다. 만약 접착제의 접착이 충분히 강하게 이루어진 상태에서 접착제와 금속 계면파손이 발생한다면 접착부 강도는 훨씬 더 높게 나타났을 것이다.

층간분리는 주로 복합재 모재의 끝단분분에서 시작되어 확장되어 가므로, Fig. 6의 모든 경우에서, 층간분리는 복합재 적층판의 자유경계단에 가까울수록 심하게 나타나는 것을 알 수 있다. 반면에 접착제층과 알루미늄의 계면파손은 알루미늄의 끝단에서 시작되어 접착영역 속으로 확장되게 된다. 따라서 모든 사진에서 접착제 계면파손은 알루미늄의 자유경계단 근처에 넓게 발생하는 것을 알 수 있다. 또한 복합재 적층판의 층간분리는 접착영역 내에서만 국한되지 않고, Fig. 7(b)나 7(d)에서 같이, 접착영역 외부로까지 폭넓게 발생하기도 한다.

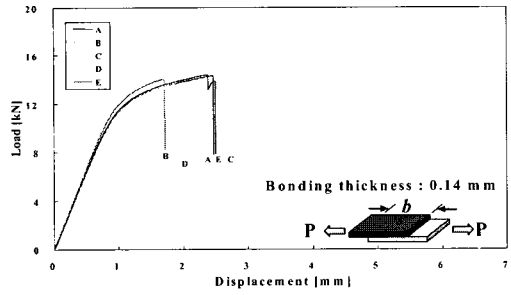
Fig. 7에 보인 몇 가지 전형적인 파손형태에서는, 접착 체결부의 이상적인 파손형태로 분류되는 순수 접착제 파손(cohesive failure)은 나타나지 않으며, 복합재 적층판이나 알루미늄 자체의 인장 파손도 발견되지 않고 있다.



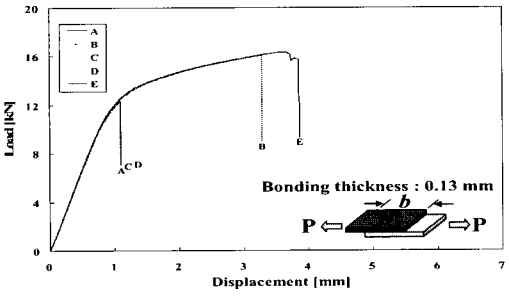
(a) b = 15 mm



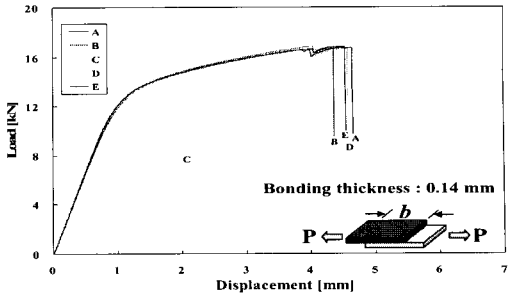
(b) b = 20 mm



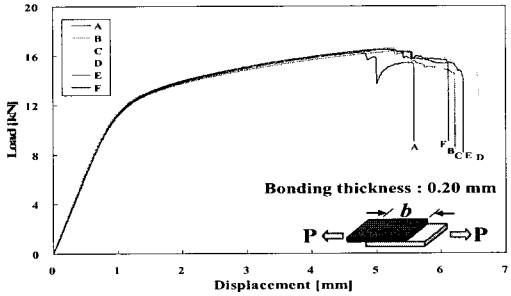
(c) b = 25 mm



(d) b = 30 mm



(e) b = 35 mm



(f) b = 40 mm

Fig. 8 Load-displacement Curves of Bonded Joints in Different overlap length (bonding pressure = 4 atm).

3.2 겹침길이 변화에 따른 강도평가

Fig. 8은 4기압의 접착 성형압력 조건에서 겹침길이를 달리하여 접착면적을 조절하였을 때의 하중-변위 곡선을 나타내고 있다.

겹침길이(*b*)가 짧은 15 mm에서부터 긴 40 mm까지의 하중-변위 곡선에서 겹침길이가 커짐에 따라 비선형적인 거동이 선명하게 관찰되고 있다. 동일한 접착 성형압력과 겹침길이일 때에도 시편별 파손하중이 조금씩 다르게 나타난다. 이것은 참고문헌[4]의 결과에서 알 수 있듯이 접착부의 스퓨 필렛(spew fillet) 형상, 표면처리 상태, 복합재 모재의 층간분리에 영향을 미치는 재료자체의 결함 등의 실험적인 차이가 조금씩 존재하기 때문인 것으로 판단된다.

참고문헌[4]의 결과에 의하면, FM73m 접착제로 접착제층 두께 0.12 mm, 겹침길이 20 mm인 복합재-복합재 동시성형 시편의 경우, 하중-변위 곡선은 선형적인 거동을 나타내었으며, 파손하중은 13 kN 내외이고, 변위는 0.6 mm 정도였다. 참고문헌[4]의 연구에서 사용된 것과 동일한 형상을 가진 복합재-알루미늄 시편의 하중-변위 곡선은 Fig. 8(b)이다. 접착제층 두께는 0.11 mm로 참고문헌의 두께와 거의 동일하다. 파손하중은 13 kN 내외로 비슷하며 13 kN 근처에서 비선형 거동을 시작하고 있다. 참고문헌에서 나타나지 않았던 하중-변위 곡선의 비선형성은 접착제 자체의 소성변형보다는 알루미늄 소재의 소성변형이 주원인인 것으로 볼 수 있다. Table 2에 보인

Table 2 Maximum Tensile Stress in Aluminum Part of Bonded Joints

Specimen ID	σ_{MAX} (MPa)	σ_Y (MPa)
FM-2S-4-15	267	289
FM-2S-4-20	322	
FM-2S-4-25	368	
FM-2S-4-30	355	
FM-2S-4-35	410	
FM-2S-4-40	415	

바와 같이 체결부의 최종파손 시 알루미늄에 걸리는 평균인장 응력(σ_{MAX})은, 겹침길이가 가장 짧은 FM-2S-4-15를 제외하고는, 모두 알루미늄의 항복응력을 넘어서고 있다. 따라서 최종파손이 발생하는 시점에서 알루미늄은 이미 소성변형 상태에 있는 것이다. 이러한 현상은 접착길이가 길어질수록 더 분명해지며 변형률게이지의 결과에서도 알루미늄의 소성변형을 확인하였다. 반면에 접착강도는 가장 높지만 알루미늄에 걸리는 인장응력은 가장 낮은 FM-2S-4-15에서는 하중-변위 곡선의 비선형이 거의 나타나지 않고 있다.

Fig. 9는 4기압에서 겹침길이(*b*)를 달리하였을 때의 체결부 접착강도와 파손하중을 나타내고 있다. 체결부의 겹침길이가 길어질수록 파손하중은 증가하지만, 반대로 파손하중에 접착면적을 나눈 값인 접착강도는 감소함을 알 수 있다. 이는 겹침길이가 증가하여도 파손하중이 선형적으로 비례하여 증가하지 않기 때문에, 파손하중에 접착면적을 나눈 값으로 접착강도는 낮아지게 되는 것이다. 이 결과는, 금속-금속 단일겹침 접착 체결부의 하중은 겹침부분의 양끝에서 집중적으로 작용하고 중앙부분으로 갈수록 작아지므로 겹침길이가 늘어날수록 파손하중이 점점 일정해지는 경향이 있다는 참고문헌[7]의 결론과도 일치한다고 볼 수 있다. 결국 접착 체결부에서 하중이 작용할 때 응력이 집중되는 접착부의 양쪽 가장자리 부분이 접착부 안쪽과 비교하여 훨씬 더 중요한 역할을 하고 있음을 알 수 있다. 또한 이는 접착 체결부에 있어 높은 파손하중을 얻기 위해 겹침길이를 증가시키는 것은 제한된 범위 내에서만 효과적임을 보여주는 결과이다. 실제 구조물의 설계 관점에서 본다면, 접착부의 폭(25 mm) 대 길이의 비가 1을 넘어가는 경우 겹침길이 즉 무게의 증가에 비해 파손하중의 증가는 크지 않은 것으로 판단된다. 그러나 겹침길이를 너무 줄일 경우 접착면적에 대한 파손하중의 비는 증가하겠지만 파손하중의 절대값이 크게 감소한다. 따라서 현실적으로는 접착영역의 폭과 길이의 비를 1 근처로 설정하는 것이 바람직한 것으로 판단된다.

또한 겹침길이(*b*)가 20 mm인 시편의 평균 파손강도는 25.8 MPa로서 제작사에서 제시한 알루미늄-알루미늄 단일겹침에서의 접착제 전단강도 46.1 MPa[17]에 비해 44% 가량 낮고, 참고문헌[13]에서 제시한 탄소 복합재-알루미늄 이종겹침 체결부의 전단강도 31.9 MPa에 비해서도 19%정도 낮은 값이다. 그러나

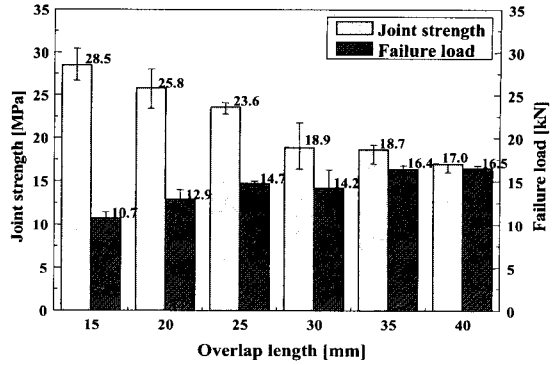


Fig. 9 Failure Loads and Strength of Bonded Joints in Different Overlap Length (Bonding Pressure = 4 atm).

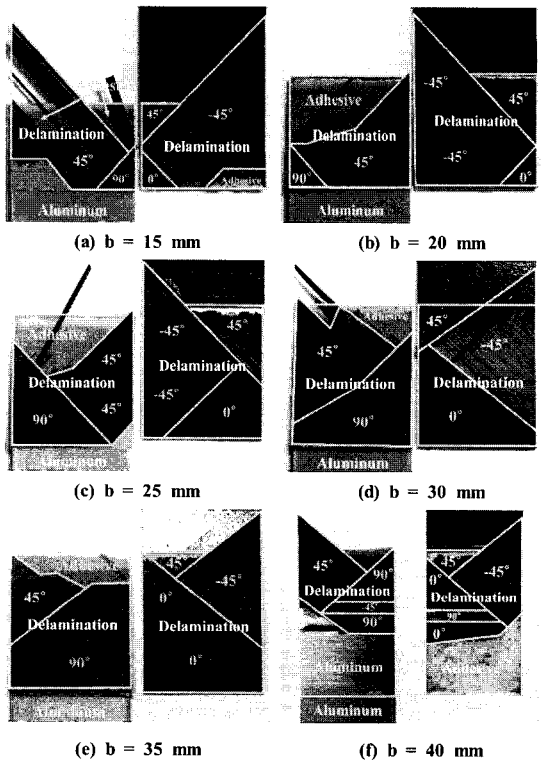


Fig. 10 Failure Modes of Bonded Joints with Different Overlap Lengths.

참고문헌[4]의 동시성형 복합재-복합재 단일겹침에서의 전단강도 23.6 MPa보다는 9% 가량 높다. 이러한 경향은 체결부의 파손형태와 관련이 있는 것으로 판단된다. 금속-금속 접합의 경우 접착제의 접착강도를 100% 이용할 수 있는 반면 복합재-복합재 동시성형 접합의 경우, 접착제의 파손 전에 복합재 모재가 층간분리에 의해 파손되었다. 본 연구에서 사용된 이종재료 접합 체결부의 경우 부분적으로는 접착제의 파손이 발생되

지만, 결국은 복합재 층의 층간분리에 의해 파손되므로, 금속-금속 간 접합부와 복합재-복합재 접합부 강도의 중간에 위치하는 강도를 보이는 것으로 볼 수 있다.

본 연구에서는 시편에 변형률게이지를 부착하여 변위와 함께 변형률도 측정하였다. 그러나 하중-변형률 곡선은 하중-변위 곡선과 물리적 의미가 동일하므로 본 논문에서는 따로 보이지 않았으며, 추후 해석결과와의 비교 때에는 변형률 정보를 사용 할 계획이다.

Fig. 10은 접착 성형압력 4기압에서 겹침길이(b) 15 mm에서 40 mm까지 여섯 가지의 다른 시편 각각에 대한 파손 후의 접착면에 대한 사진을 나타내었다. 시편의 최종파손은 사진에서 알 수 있듯이 Fig. 6에서와 같은 복합재 모재의 층간분리 파손이 주를 이룬다. 접착 체결부의 파손면 사진을 볼 때 주의할 것은 복합재 적층판에서의 층간분리가 사진에 보인 단면에서만 발생한 것은 아니라는 사실이다. 사진에서는 보이지 않지만 실제로는 다른 층에서 층간분리가 발생한 경우가 많이 있으며, 층간분리와 함께 모재의 일부가 분리되어 사진의 좌우단면이 일치하지 않는 경우도 있다.

Fig. 10(a)에 보인 겹침길이 15 mm일 때의 층간분리 파손은 주로 45°층과 -45°층 사이에서 넓게 분포하는 것을 볼 수 있다. 부분적으로 알루미늄 모재와 접착제층 사이의 계면파손, 90°층과 0°층에서 층간분리 파손도 나타났다. Fig. 10(b)는 겹침길이 20 mm인 경우로 접착제와 복합재 모재 사이에서 계면파손이 국부적으로 나타났으며, 주된 파손모드는 겹침길이 15 mm일 때와 마찬가지로 45°층과 -45°층 사이에서 층간분리의 형태로 발생하였다. 부분적으로 90°층과 0°층의 층간분리 파손도 보이고 있다.

겹침길이가 25, 30 mm로 증가할 경우 즉 접착부의 폭대 길이의 비가 1을 넘어갈 경우에는 $[\pm 45/90/0]_{2S}$ 적층판의 최외곽층이 아닌 내부층인 90°층과 0°층의 층간분리 파손 면적이 넓어지고 있는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 10(e)에 보인 바와 같이 겹침길이가 35 mm로 커질 경우 45°층과 -45°층 사이의 층간분리면적보다 내부층인 90°층과 0°층의 층간분리 파손이 더 넓게 발생한다. 또한 접착길이가 길어짐에 따라 복합재 모재의 끝단에서 층간분리뿐만 아니라 접착제 스퓨부분의 파손이 발생한 것을 볼 수 있다. 이것은 복합재와 알루미늄 모재 사이의 접착제에서도 파손이 발생하고 있다는 증거이다. Fig. 10(f)의 겹침길이가 40 mm인 경우를 보면 겹침길이 35 mm일 때 복합재 끝단에서 시작된 알루미늄 모재와 접착제의 계면파손이 크게 성장한 것을 확인할 수 있다. 사진에서는 최종파손면만을 보였기 때문에 90°층과 0°층 사이의 층간분리가 보이지 않지만 실제 시편에서는 광범위한 층간분리가 발생하였다.

3.3 모재 두께 변화에 따른 강도평가

본 절에서는 알루미늄 모재와 복합재 모재의 두께를 증가

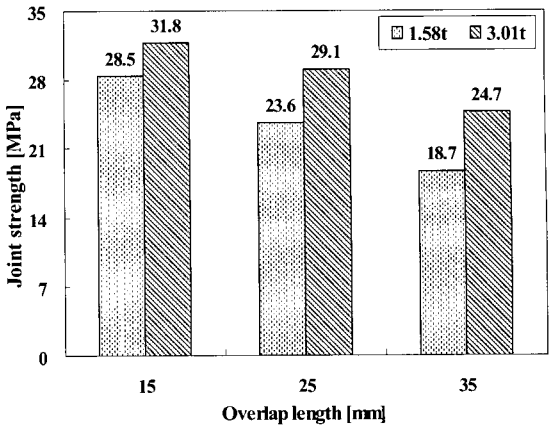


Fig. 11 Strengths of Bonded Joints with Different Adherend Thicknesses.

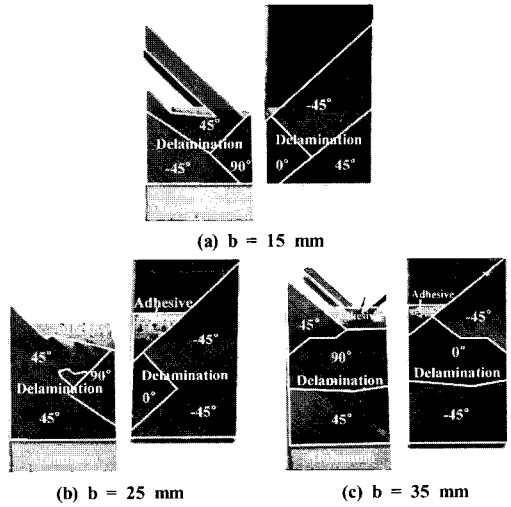


Fig. 12 Failure Modes of Bonded Joints with Thick Adherends with Different Overlap Lengths.

시켰을 때의 체결부 강도에 관한 실험 결과를 나타낸다. 모재의 두께를 증가시킬 경우 알루미늄 모재의 단면에 작용하는 인장응력이 줄어들게 되어 소성변형의 발생이 줄어들게 된다. 알루미늄 모재의 두께는 3.01 mm, 복합재 모재의 두께는 적층순서가 $[\pm 45/90/0]_{4S}$로 평균 3.38 mm이고, 앞절에서 사용한 시편 두께의 약 2배이다. Fig. 11은 복합재 모재와 알루미늄 모재의 두께가 각각 1.68 mm, 1.58 mm에서 3.38 mm, 3.01 mm로 증가한 경우에 대해서 겹침길이(b)를 15 mm, 25 mm, 35 mm로 변화시킨 접착 체결부의 강도를 나타내고 있다. Fig. 11에서 1.58t와 3.01t는 각각 알루미늄 모재의 두께가 1.58 mm와 3.01 mm임을 의미한다.

Fig. 11을 보면 모재의 두께가 증가함에 따라 체결부의 강도가 증가한 것을 볼 수 있다. 하지만 모재의 두께가 1.58

mm에서 3.01 mm로 1.68 mm에서 3.38 mm로 거의 두 배 정도로 두꺼워졌지만 체결부의 강도는 12~32%정도 증가하며, 두 배까지 증가하지는 않았다. 두께 증가의 효과는 접착길이가 길어질수록 더 커지는 것을 알 수 있다. 또한 모재의 두께가 두꺼운 접착 체결부에서도 겹침길이가 길어짐에 따라 파손하중이 비례적으로 증가하지 않으므로 파손하중에 접착부의 접착 면적을 나누어서 구하게 되는 파손강도는 점차적으로 감소함을 알 수 있다. 단일겹침 체결부에서 모재의 두께가 두꺼워지면 하중선의 불일치로 말미암아 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. 이로 말미암아 접착부에서의 두께방향 응력성분들의 값이 감소하게 되어, 체결부 강도가 증가하게 되는 것으로 볼 수 있다.

Fig. 12는 두께 3.01 mm의 알루미늄 모재와 일방향 탄소 프리프레그로만 적층된 두께 3.38 mm의 복합재 모재로 접착된 단일겹침 체결부에 대한 파손모드를 나타내고 있다. 전체적으로 층간분리에 의한 파손이라는 측면에서는 두께가 절반인 앞에서의 결과와 큰 차이가 없다. 그러나 겹침길이가 35 mm인 경우를 보면 모재의 두께가 얇았던 경우와는 달리 복합재 모재의 끝단에서 스퓨의 파손과 같은 특별한 파손이 관찰되지 않았다. 이것은 모재의 두께 증가에 따라 하중선 불일치에 따른 굽힘모멘트의 영향이 줄어든 것이 원인으로 분석된다.

Table 3에는 두꺼운 알루미늄 모재를 사용했을 때 파손하중에 해당하는 인장응력을 제시하였다. 실험을 수행한 세 가지 겹침길이 모두 파손하중을 기준으로 한 단면평균인장응력이 항복응력보다 낮은 것을 알 수 있다. 따라서 알루미늄에서의 전체적인 소성변형은 없을 것으로 예상할 수 있고, 실제 실험에서도 파손직전까지 하중변위곡선의 비선형성은 관찰되지 않았다.

Table 3 Maximum tensile stress in aluminum part of bonded joints

Specimen ID	σ_{MAX} (MPa)	σ_Y (MPa)
FM-4S-4-15	158	289
FM-4S-4-25	240	
FM-4S-4-35	286	

4. 결 론

본 논문에서는 필름 형태의 FM73m 접착제를 사용한 알루미늄 2024-T3와 USN-125 탄소/에폭시 복합재 단일겹침 체결부의 강도 및 파손모드가 접착압력, 접착면적(겹침길이), 체결부 모재의 두께 변화에 따라 어떻게 변하는지를 실험으로 연구하였다. 사용한 접착제에 대해 제작사에서 제시한 접착압력은 3기압 근처였지만 본 연구에서 사용한 이종재료 접착일 경우에는 충분한 접착강도를 갖기 위해서는 최소 4기압 이상의 접착압력이 필요함을 보였다. 겹침길이는 접착강도에 큰 영향을 미치는 인자로서 무게와 파손하중을 모두 고려할 때 접착부의 폭과 길이의 비가 1 근처일 때 가장 우수한 접착특성을 보이는 것으로 판단된다. 모재의 두께도 접착부 파손하중 및 강도에 큰 영향을 미쳤으며 접착길이가 길수록 모재두께의 효과가 더 큰 것으로 나타났다. 접착부의 파손은 대부분 복합재 모재의 층간분리형태로 발생하였으며, 접착압력이 높아질수록, 접착길이가 길어질수록 층간분리가 발생하는 위치가 접착면에서 멀어지는 경향이 있다.

후 기

본 연구는 한국학술진흥재단 중점연구소지원사업(KRF-2005-005-J09902)과 경상대학교 2단계 BK21 사업단의 지원으로 수행된 것입니다.

참고문헌

1) D. H. Middleton, *Composite Materials in Aircraft Structures*, Longman Scientific & Technical, New York, 1990.
2) M. C. Y. Niu, *Composite Airframe Structures*, Conmilit Press, Hong Kong, 1992.
3) 김태환, 이창재, 권진회, 최진호, "탄소 복합재와 알루미늄 이종재료 단일겹침 접착 체결부의 강도에 관한 실험 연구," 한국항공우주학회지, 제35권, 제3호, 2007, pp. 204-211.
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 파손모드 및 파손 강도 Ⅱ. 파손예측," 복합재료학회지, 제18권, 제1호, 2005, pp. 1-9.
6) 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.
7) 이중삼, 임재규, 김연직, "단일겹침 접착제 접합부의 응력분포와 강도평가," 한국용접학회지, 제19권, 제3호, 2001, pp. 342-347.
8) M. Quaresimin and M. Ricotta, "Fatigue Behaviour and Evolution of Single Lap Bonded Joints in Composite Material," *Composites Science and Technology*, Vol. 66, 2006, pp. 176-187.

9) 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.
10) J.F.P. Owens, 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.
11) S. C. Her, "Stress Analysis of Adhesively-bonded Lap Joints", *Composite Structures*, Vol. 47, 1999, pp. 673-678.
12) L.J. Hart-Smith, "Adhesive-bonding Double-lap Joints," NASA CR-112235, 1973.
13) J. H. Kweon, J. W. Jung, T. H. Kim, J. H. Choi, 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.
14) 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.
15) J. K. Choi and D. G. Lee, "Experimental Investigation of the Static Torque Transmission Capabilities of the Adhesively Bonded Single Lap Joints," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 48, 1995, pp. 341-347.
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) FM73 Toughened Epoxy Film, Data Sheet, Manufacturer's Data Sheet, Cytec Engineering Materials Ltd.