

금속-복합재 하이브리드 체결부의 강도 특성 연구

정재우* · 송민환** · 권진회*** · 최진호***

A Study on the Strength of Metal-Composite Hybrid Joints

Jae-Woo Jung*, Min-Hwan Song**, Jin-Hwe Kweon***, Jin-Ho Choi***

Abstract

The strength of aluminum 7075 and carbon composite hybrid joints was studied for adhesive, bolt, and the adhesive-bolt combined joints. Several hybrid joint specimens were tested to get the failure load and modes for three types of the joints. Adhesive Cytec EA9394S was used for aluminum and carbon bonding. Failure load of the adhesive-bolt combined joint was 94 % of the sum of the failure load of the separately bonded and bolted joints. Hybrid joint also showed more stable failure behavior than the simple adhesive or bolted joint.

Key Words: 이중 겹침(Double lap), 하이브리드(Hybrid), 접착제(Adhesive), 피접착제(Adherend)

1. 서 론

구조물의 접합이 필요할 경우, 해당 구조물의 기능 및 사용 목적과 환경 등을 고려하여 체결방법을 선택한다. 일반적으로는 접착과 기계적 체결 두 가지 중 한 가지 방법을 사용하게 되는데, 기계적 체결방법과 접착에 의한 체결방법을 함께 사용하는 경우도 있다.

지금까지의 많은 연구를 통해 체결재를 이용한 기계적 체결은 실험과 이론적 해석방법이 비교적 잘 정리되어 있다[1,2,3,4].

접착제를 이용한 경우도 접착제의 종류나 접착 방법에 따라 설계 허용치 및 재료 물성치가 제한되어 있긴 하지만, 이미 다양한 방법으로 접착제 강도 및 파손 해석을 위한 연구가 진행되어 왔다. 단일 겹치기 방법의 실험과 해석에 대한 연

구[5,6]가 있고, 이중 겹치기 방법에 대한 파손 예측식도 정립되어 있다[7].

접착제와 체결재를 동시에 적용하는 하이브리드 체결(hybrid joint)의 경우 단일 겹치기와 단계적 겹치기 체결(steppped-lap joint) 방법에 대한 연구결과가 보고되어 있다[8,9]. 하지만 여전히 체결재 또는 접착제로만 체결되었을 경우에 비해 하이브리드 체결부 강도나 파손 모드에 대한 실험 데이터와 해석 결과는 부족한 실정이다.

항공우주 분야에 적용되는 대부분의 구조용 접착제는 필름 형태를 사용하고 있고, 필름 접착제를 사용할 경우 고온에서의 경화가 일반적이다. 하지만 고온경화 시 주변 구조물의 열 손상의 발생 가능성이 높아 온도와 압력 조건에 대한 작업자의 세심한 주의가 요구된다. 따라서 상온경화가 가능한 고강도용 접착제의 개발과 설계 물성치의 확보가 필요한 실정이다. 특히 상온경화를 할 경우, 열공급장비와 제반 부자재가 필요 없고, 주변 구조물이 고온에 노출될 위험이 없어지며, 작업성이 우수해지는 등의 여러 가지 장점이 있다.

* 경상대학교 대학원 항공공학과

** 한국항공우주산업(주)

*** 경상대학교 기계항공공학부-항공기부품기술연구소

본 연구에서는 실제 항공 구조물에 사용되고 있는 카본 복합재와 알루미늄 7075로 된 이중 겹침 체결부에 대하여 상온에서 경화 가능한 페이스트(paste) 형태의 접착제로 접착할 경우와 체결재(볼트)만 사용할 경우 그리고 접착제와 체결재를 동시에 적용할 경우에 대한 시험을 수행하고 그 결과를 비교하였다.

2. 체결부 시험

2.1 시편 제작

Cytec Fiberite사의 고강도용 일방향 복합재 HyE 1076E와 7075-T62 알루미늄을 모재로 이중 겹치기 시편을 제작하였고 접착제는 Loctite사의 페이스트 형태의 상온경화 접착제 Hysol EA9394를 사용하였다.

알루미늄 모재는 AMS-QQ-A-250/11 규격으로 승인받은 7075-T62로 선정하였고, 표면처리 는 미 군사 규격인 MIL-A-8625, Type I을 적용하여 크롬산 양극산화 피막처리를 수행하였다.

접착제는 페이스트 형태의 이액형(two part) 에폭시로서 상온에서 경화되며 177°C에서도 우수한 기계적 물성을 가진다. 실제 초음속 항공기에는 접합 시 접합면의 균일한 두께를 보장하고 고강도 접합을 위해 유리섬유를 적용하기도 하지만 본 연구에서는 순수 접착제의 물성을 적용하기 위해 생략하였다.

시편을 접합할 때는 알루미늄과 카본/에폭시 복합재 접합면을 320번 사포로 광택이 없을 만큼 문지른 후 아세톤으로 세척하였으며 접합면에 접착제를 얇게 도포한 후 클램프를 이용해 일정한 압력을 가해 약 7일간 상온에서 경화시켰다.

본 연구에서 제작한 시편의 형상은 Fig. 1과 같으며 접착제 접합(adhesive joint) 시편 5개, 체결재 시편 3개 그리고 접착제로 접합한 후 접착 중앙부분에 볼트로 체결한 하이브리드 체결(hybrid joint) 시편이 5개이다.

시편의 양쪽에 구멍을 뚫어 핀을 꽂은 후 하중을 가한다. 시편의 규격 및 두께는 Table. 1과 같다.

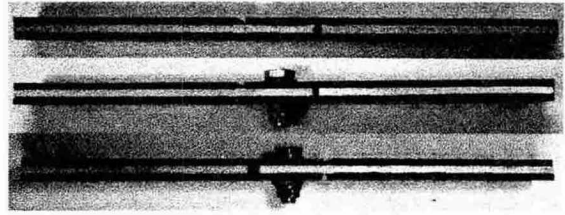


Fig. 1 Type of specimens

Table. 1 Specification of specimen

	규격	두께(mm)	비고
Aluminum	AMS-QQ-A-250/12	3.19	Al 7075-T62
Graphite/Epoxy	Hye 1076E	2.235	UD Tape, [45/-45/90/0] _{2s}
Adhesive	Cytec EA9394S	0.0955 (Cured)	Epoxy, Paste
Fastener	NAS6204-06(Bolt) NAS1149D0463K(Washer) MS21042L4(Nut)	6.35 (Dia)	

2.2 시험 장치 및 방법

알루미늄-카본 복합재 이중 겹침 시편을 위해 Fig. 2에서와 같이 핀을 설치할 수 있는 지그를 별도로 제작하여 시험기에 설치하였다. 인장 시험기 INSTRON 8516을 사용하였고 하중은 변위제어를 통해 1.5 mm/min의 속도로 가하였다.

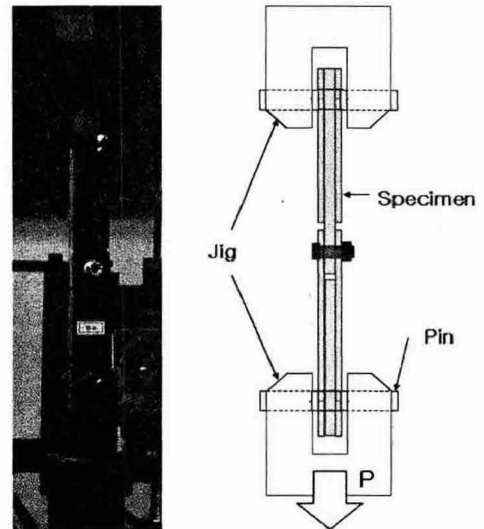


Fig. 2 Experimental set up

3. 결과 및 분석

3.1 접착제 접합 시편

접착제만을 사용한 접합 시편의 경우 평균 6.11 kN에서 최종파손이 발생한다. Fig. 3에 보인 바와 같이 하중 초기를 제외하고는 하중과 변위가 선형적으로 증가하는 것을 볼 수 있다. 파손은 접착제 자체의 전단파손 형태로 발생하였고, 접착제와 알루미늄 모재 혹은 복합재 모재와의 계면 분리는 발생하지 않았다. 하중 초기에 약간의 비선형성이 나타나는 것은 하중을 가하는 편과 원공사이의 접촉면적이 미세하게 달라지기 때문으로 판단된다.

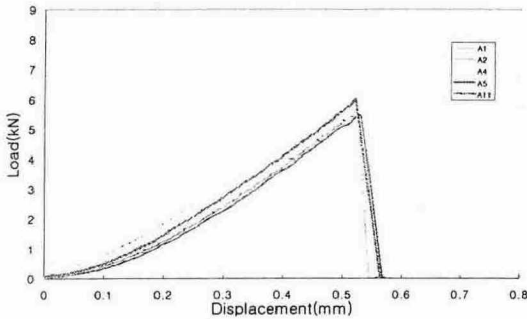


Fig. 3 Load-displacement curves for adhesive joints

3.2 볼트 체결 시편

볼트 체결 시편은 Fig. 4에서 보는 바와 같이 14 kN 근처에서 하중-변위선도가 꺾이는 현상이 나타나는데 이것은 가장 약한 90도 층의 기지 방향이 파손되기 때문에 나타나는 현상으로 판단된다. 최대 파손하중은 평균 17.9 kN으로 나타났다. 최종 파손은 순수인장(net-tension)의 형태를 보이는데 시편의 폭에 비해 볼트 직경이 너무 컸기 때문으로 판단된다. 통상적인 체결부의 경우 베어링으로 파손되도록 하는 것이 일반적이므로 시편의 형상에 대한 수정이 필요할 것으로 판단된다.

3.3 하이브리드 체결 시편

Fig. 5에 보인 바와 같이 하이브리드 체결 시

편의 파손하중은 22.6 kN으로 다른 체결방법에 비해 가장 큰 값을 가진다. 접착제 접합과 볼트가 함께 체결되었으나 접착제의 파손하중이 볼트 체결부 파손하중에 비해 상대적으로 매우 작으므로 접착층에서 먼저 파손이 일어나고, 이후에 볼트의 파손 없이 복합재 모재가 인장에 의해 파손된다. 따라서 최종 파손하중이 볼트 체결부 파손하중과 동일할 것으로 예상할 수 있으나 접착제 접합 시편과 볼트 체결 시편, 하이브리드 체결 시편의 최대, 최소, 평균 파손하중을 비교한 그래프 Fig. 6에 의하면 하이브리드 체결부 강도가 접착제 체결 강도와 볼트 체결부 강도를 합한 값의 94% 정도나 된다.

Fig. 5의 하중-변위 선도를 살펴보면 두 번의 꺾임을 볼 수 있는데, 첫 번째는 접착제의 파손이 시작되는 부분으로서 13 kN 정도의 값을 가진다. 이것은 접착제만 사용했을 때의 시편 접합 강도보다 훨씬 큰 값이다. 두 번째 부분은 복합재 90도 층에서의 기지파손으로 판단된다. 하이브리드 시편에서 두 번째 꺾임점의 하중은 볼트만 사용한 시편의 최대 파손 접합강도와 거의 같다.

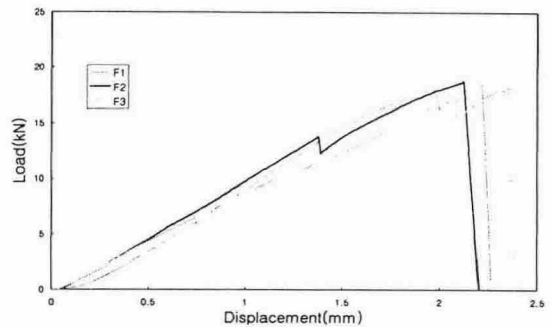


Fig. 4 Load-displacement curves for bolted joints

5. 결론

본 논문에서는 이중 재료를 사용한 이중 겹침 체결부의 파손하중이 체결방식에 따라 어떻게 달라지는지를 연구하였다. 상온경화 페이스트 형태의 접착제를 사용한 체결부의 파손하중은 매우 낮게 나타났고, 볼트와 접착제를 동시에 사용한 하이브리드 체결부는 접착제나 볼트만 사용한 결

과를 단순 합한 값의 94%나 되는 높은 파손하중을 보였다. 본 연구를 통해 상온경화 접착제의 사용만으로도 이종재료 체결부의 강도를 크게 높일 수 있음을 확인하였다.

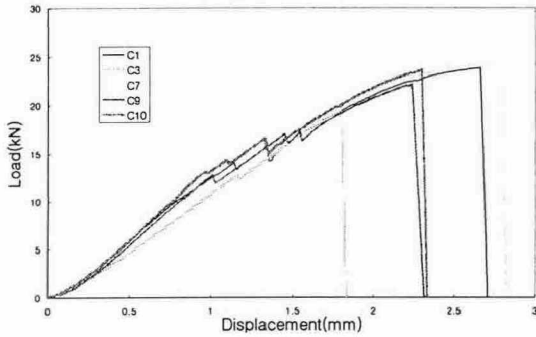


Fig. 5 Load-displacement curves for hybrid joints

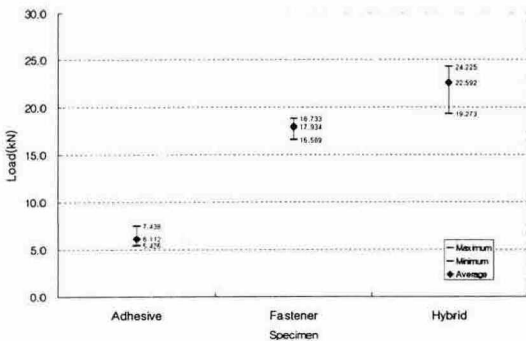


Fig. 6 Experimental failure strength of joint specimens

후 기

본 연구는 산업자원부 지방기술혁신사업(RTI 04-01-03)과 교육부 지방대학혁신역량 강화사업의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

1) 안현수, 권진희, 최진호, “복합재 체결부의 파손해석을 위한 새로운 특성 길이 결정 방법”, 복합재료학회지, 제 16권, 제 4호, 2003, pp10-21

2) H.S.Wang, C.L.Hung and F.K.Chang, □□ Bearing Failure of Bolted Composite Joints. Part I: Experimental Characterization, □□ Journal of Composite Materials, Vol. 30, No. 12, 1996, pp. 1284-1313.

3) 박노희, 권진희 외 4인, “편하중을 받는 유리/에폭시 평직 적층판의 체결부 강도”, 한국복합재료학회 논문집, 제 15권, 제 2호, 2002, pp. 1-10

4) Bulent Murat Icten, Onur Sayman, “Failure analysis of pin-loaded aluminum-glass-epoxy sandwich composite plates”, composites science and technology, Vol.63, 2003, pp727-737

5) 김광수, 유재석, 안재모, 장영순, “일방향 복합재료 single lap 접합 조인트의 파손 모드 및 파손 강도, I. 실험”, 복합재료학회지, 제 17권, 제 6호, 2004, pp. 14-21

6) 김광수, 이영무, 김천곤, “일방향 복합재료 single lap 접합 조인트의 파손 모드 및 파손 강도 II. 파손예측” 복합재료학회지, 제 18권, 제 1호, 2005, pp1-9

7) Hart-Smith LJ, “Adhesive-Bonding Double-Lap Joints” NASA CR-112235, 1973

8) Gordon Kelly, “Load transfer in hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joint”, composite structures, 2004

9) Hart-Smith LJ, “Bonded-bolted composite joints”, Journal of Aircraft, Vol.22, No. 11, 1985, pp993-1000

10) James F.P. Owens, Pearl Lee-Sullivan, “Stiffness behaviour due to fracture in adhesively bonded composite-to-aluminum joints II. Experimental”, international journal of adhesion & adhesives, Vol.20, 2000, pp47-58

11) Hart-Smith LJ, “Bolted and Bonded Joints”, ASM HANDBOOK Composite, Vol.21, pp271-289