

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2019.27.3.024>
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

EA-9320 접착제와 알루미늄 합금의 접착강도 특성에 관한 실험적 연구

김창수*, 백승익**, 박근석***

An Experimental Study on the Adherence Strength Characteristics of EA-9320 Adhesive and Aluminum Alloy

Changsoo Kim*, Seungik Baek**, Keunseog Park***

ABSTRACT

The paste-type adhesive can be stored for a certain period of time and can be cured at room temperature. So it is mainly used for crack patching repair of aircraft airframe structures. This study analysed the influence of environmental factors and evaluated the adherence strength characteristics according to the adherence delay time of the paste-type adhesive. The test specimens were made of aluminum alloy(AL 2024-T3) with reference to ASTM D1002 which is generally performed to measure the adherence strength of the adhesive used for metal bonding. As a result of analysing the influence of temperature and humidity, it was found that the optimal temperature range is $24.5 \pm 0.5^\circ\text{C}$ and the optimal humidity range is $71 \pm 1\%$ for maintenance work of the aircraft using EA-9320 adhesive. In addition, the adherence strength did not decrease with the inherent application time of the EA-9320, but it was found that the adherence strength dropped rapidly when the applied time exceeded the inherent application time of it.

Key Words : Patching Repair(패칭 수리), Adhesive(접착제), Adherence Strength(접착강도), Debonding(분리), Hybrid(하이브리드)

1. 서론

복합재료의 발전과 함께 항공기 구조용 접착제의 개발로 인해 복합재 패치를 이용한 균열 패칭 수리(crack patching repair) 기법이 도입되었다(Middleton, 1990). 이러한 수리기법은 접착

제면(the plate-patch interface) 전체에 하중이 분배되고, 복합재의 경량성으로 인해 수리작업에 소요되는 중량을 줄일 수 있다는 장점이 있다(Baker and Jones, 1988).

그러나 이러한 항공기 기체 구조물의 접착에 의한 수리 기법은 분해와 조립이 어렵고, 환경적 요소에 의하여 접착강도가 영향을 받을 수 있다. 또한 접착을 위한 표면처리 공정이 복잡하고, 장시간 다양한 운용환경에서 사용할 경우, 총 수명 주기 동안 구조 건전성을 보장할 수 있다는 확신을 가지기 어렵다는 단점이 있다.

이로 인해 항공기 정비작업 현장에서는 구조

Received : 29. Mar. 2019. Revised : 7. Aug. 2019.
Accepted : 18. Sep. 2019

* 국제대학교 항공정비학과 교수

** 대전대학교 군사학과 석사과정

*** 방위산업기술지원센터

연락처 E-mail : pksm06@naver.com

연락처 주소 : 경남 사천시 항공로 64

건전성을 보장하기 위해 균열이 발생한 부위에 접착제를 이용하여 알루미늄 패치를 접착 후 리벳을 사용하여 기계적으로 결합하는 하이브리드(hybrid) 방법이 주로 사용되고 있다(Jung etc. 2006).

이러한 하이브리드 체결 방법에 대해서는 Hart-Smith(1985)와 Kelly(2004) 등의 많은 연구가 있었지만, 실제 작업자들이 활용할 수 있는 환경적 요소에 대한 영향성 및 접착 지연시간에 따른 접착강도 특성에 관하여 활용할 수 있는 데이터는 거의 없는 실정이다.

본 연구에서는 상온에서 경화가 가능하면서도 높은 접착강도를 가지며, 경화 후에는 전기절연성이 우수하여 항공기 기체구조물의 패칭 수리에 가장 많이 사용되고 있는 페이스트형 접착제인 EA-9320¹⁾의 환경적 요소의 영향성을 분석하고, 접착 지연시간에 따른 접착강도 특성을 평가하였다. 본 연구결과는 항공기의 주요 기둥이나 표피(skin)에 발생한 균열에 대해서 접착제와 볼트를 동시에 사용하는 하이브리드 체결 방법을 이용한 패칭 수리 작업 시 최적의 정비작업 수행을 위한 자료로 활용될 수 있어 인적요인에 의한 항공기 결함을 예방하여 비행안전에 기여할 수 있을 것이라 판단된다.

II. 접착제 및 실험 시편

2.1 접착제

항공기 기체 구조물에 발생한 균열 패칭 수리에 사용되는 접착제는 전단탄성계수와 전단강도 뿐만 아니라, 운용온도, 경화온도, 경화시간, 접합시설 등 접합면의 분리에 직접적 영향을 미치는 환경적 요소를 고려하여 선정하여야 한다.

접착제 핸드북(Adhesive Association of Japan, 1991)에서는 필름형(film-type), 페이스트형(paste-type), 폼형(foam-type) 접착제로 분류하고 있다. 필름형 접착제는 일정한 점성과 접착 두께를 제공하며 접착강도가 뛰어나지만, 상온에서 보관

이 불가능하므로 별도의 냉동 보관시설이 필요하다. 페이스트형 접착제는 사용수명이 길고 상온에서 일정기간 보관이 가능하며, 접근이 어려운 수리부위에 사용하기 적합하나, 수지와 경화제의 혼합 과정에서 부적절한 혼합으로 인해 필요한 강도를 얻지 못할 가능성이 있다(Kang and Park, 2001). 폼형 접착제는 경화하는 동안 팽창하는 성질이 있어 하니콤(honeycomb) 수리나 틈을 채우는 용도로 주로 사용된다.

본 연구에서는 상온에서 12개월 동안 보관이 가능하여 별도의 보관시설이 없는 야전에서도 사용이 가능한 에폭시 계열의 페이스트형 EA-9320 접착제를 사용하여 실험을 수행하였다. 이 접착제는 상온에서 경화가 가능하면서도 높은 전단강도를 가지고 있어 항공기 기체구조물의 패칭 수리 작업에 주로 사용되고 있다.

2.2 실험 시편

항공기 정비 작업을 위한 환경적 요소(온도, 습도)에 대한 영향성 분석 및 접착 지연시간에 따른 접착강도의 특성을 평가하기 위한 실험 시편은 항공기 구조물에 주로 사용되고 있는 알루미늄 합금(AL2024-T3)으로 제작하였다. 일반적으로 금속 접합에 사용되는 접착제의 접착강도를 측정하기 위해 수행하는 ASTM D1002를 참조하여 제작한 시편의 형상은 Fig. 1과 같다. 알루미늄 시편의 접착부위는 고온 사포와 세정제를 이용하여 이물질들을 제거하고, 증류수로 세척하고 건조시킨 후 접착작업을 수행하였다.

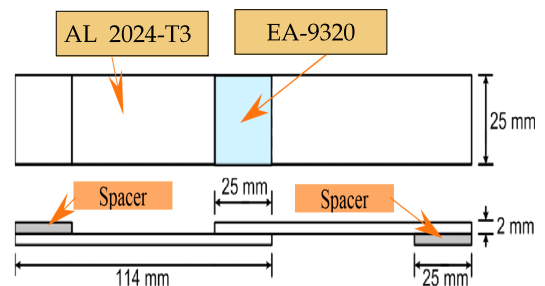


Fig. 1. Configuration of test specimen

1) EA-9320 접착제 : 미국의 Dexter-Corp.에서 개발한 페이스트형 접착제의 일종으로 상온 보관이 가능하면서도 전기절연성이 우수하여 항공기 기체구조물의 패칭 수리 작업 시 가장 많이 사용되고 있음.

ASTM D1002에 제시된 실험 시편의 경우, 하중을 적용하면 접착부에 굽힘 모멘트가 유발될 수 있기 때문에 동일 부재에서 채취한 25mm × 25mm × 2mm 크기의 블록을 시편의 끝단에 각각 부착하여 작용하중에 의해 접착부에 발생하는 굽힘 모멘트를 최소화하였다(Hwang etc. 2009).

실험에서 사용된 페이스트형 EA-9320 접착제와 AL2024-T3 실험시편의 물성치는 Table 1과 같다.

Table 1. Property of repair material

| 접착제 (EA-9320) | 실험 시편 (AL 2024-T3) |
|-------------------------|--------------------------|
| $t_A = 0.1 \text{ mm}$ | $t_p = 3.175 \text{ mm}$ |
| $G_A = 355 \text{ MPa}$ | $E_p = 72.4 \text{ GPa}$ |
| | $G_p = 27.2 \text{ GPa}$ |

III. 실험 및 결과

3.1 온도-습도 영향성

항공기 기체 구조물은 운용 중에 대기와의 접촉에 따라 여러 가지 부식이 발생하게 되며, 일반적으로 항공기의 외피와 기골이 결합되는 이음매 부분은 구조용 접착제의 접착강도가 저하될 경우, 접착계면의 분리(debonding) 현상이 발생함과 동시에 내부로 대기 중의 수분이 침투하여 부식을 유발하게 된다.

이러한 부식이 발생하는 대표적인 원인 중 하나가 작업 조건의 부적합이다. 여기서 말하는 작업 조건이란 온도와 습도를 말하며, 이 두 가지 요인은 접착강도에 상당한 영향을 미친다. 특히, 항공기의 수평안정판 끝단(horizontal stabilizer tip)과 같은 부위에서의 접착작업은 작업온도와 습도에 민감하게 영향을 받게 된다. 따라서 접착계면의 들뜸으로 인한 재작업의 문제를 해결하여 공정지연을 막을 수 있도록 온도, 습도의 영향성을 분석할 필요성이 있다.

본 연구에서는 온도, 습도의 영향성을 분석하기 위해 결과값 또는 특성치에 영향을 주는 인자(factor) 수가 n이고, 각 인자의 조건인 수준

(level)수가 k인 k^n 요인 실험 계획법을 활용하였다(Eretec, 2014).

Table 2. Test conditions for temperature-humidity influence analysis

| 인자 | 실험조건 | | 조건 내용 |
|------------|------|----|----------------------|
| 온도 (°C) | 최소 | 17 | 접착제의 뭉침이 발생되지 않는 온도 |
| | 최대 | 25 | 접착제의 흘러내림이 없는 최대 온도 |
| 습도 (%) | 최소 | 40 | 조기 경화가 발생되지 않는 최소 습도 |
| | 최대 | 85 | 수포가 발생되지 않는 최대 습도 |

실험 인자 수준에 따른 모든 조합에서 실시되는 실험계획으로 2인자 2수준 완전요인으로 실험설계를 하였으며, 실험조건은 Table 2와 같다. 제한적 반복 실험을 통해 접착제의 접착강도에 대한 상대분석을 Minitab 프로그램을 활용하여 수행하였으며, 그 결과는 Fig. 2와 같이 표준화된 효과의 정규 확률도(normal probability plot)로부터 온도(A), 습도(B) 그리고 온도와 습도의 결합 환경(AB)에서의 효과 유형이 유의함을 알 수 있다.

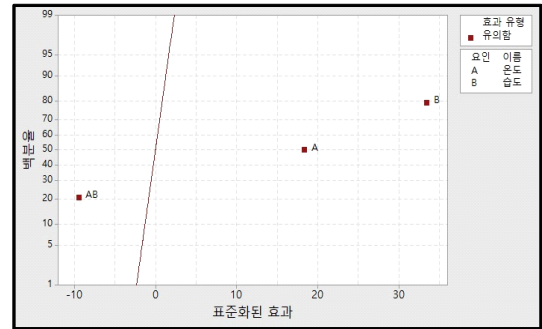


Fig. 2. Normal probability plot

또한, 표준화된 효과의 절댓값을 파레토 차트(Pareto chart)를 이용하여 유형별로 분류하면 Fig. 3과 같다. 가장 점유율이 높은 것부터 낮은 순으로 정렬된 Fig. 3의 파레토 차트로부터 온도, 습도 그리고 온도-습도의 결합 환경의 3가지 요인 모두 기준선인 2.78을 초과하고 있으므로 접착제의 접착강도에 유의한 교호작용을 하고 있음을 확인할 수 있다(Michael, 2009).

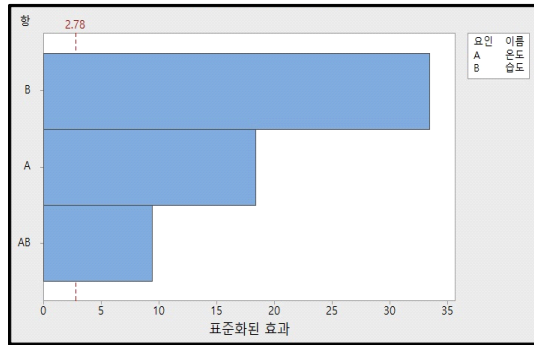


Fig. 3 Pareto chart

접착강도 대 온도, 습도에 대한 회귀분석 결과는 Table 3과 같다. 여기서 계수는 주효과의 기울기이고, SE 계수(표준오차)는 표준편차를 제공근으로 나눈 값이다. 또한 t 값은 정규분포에 비해 아래로 퍼진 형태의 분포를 보이는 각 인자의 t 분포 통계량 값으로 각 인자들이 어떠한 영향을 미치는지 여부를 t 검정한 결과 값을 의미한다.

Table 3. Result of regression analysis

| 항 | 계수 | SE 계수 | t | p |
|----|---------|--------|-------|-------|
| 상수 | -44.000 | 13.800 | -3.20 | 0.024 |
| 온도 | 2.438 | 0.571 | 4.27 | 0.008 |
| 습도 | 0.789 | 0.102 | 7.77 | 0.001 |

Table 3에서 통계적 가설 검증에서의 유의확률인 p 값이 각각 0.05 이하이므로 온도, 습도 인자가 접착제의 접착강도에 대해 영향을 주고 있음을 확인할 수 있다.

온도, 습도에 대한 최적의 조건 분석을 위해 Table 3의 계수를 활용하여 접착강도에 대한 회귀방정식을 구하면 다음과 같다.

$$\text{접착강도} = -44.0 + (2.438 \times \text{온도}) + (0.789 \times \text{습도})$$

이러한 회귀방정식을 통해 온도 및 습도에 대한 최적 조건을 분석한 결과는 Fig. 4와 같으며, 접착제 적용 부위에 대한 최적의 작업 온도는 $24.5 \pm 0.5^\circ\text{C}$ 이고, 습도는 $71 \pm 1\%$ 임을 알 수 있다.

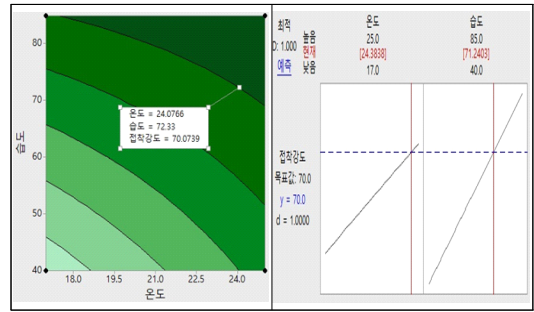


Fig. 4 Analysis for optimal condition on temperature and humidity

3.2 접착 지연시간에 따른 접착강도

항공기 구조 수리용 접착제인 EA-9320의 접착 지연시간에 따른 접착강도 특성을 평가하기 위해 접착제 고유의 Application time(30분) 이전과 이후로 구분하여 실험을 설계하였다.

3.2.1 Application time 이전

페이스트형 접착제인 EA-9320의 경화제와 수지를 완전 혼합(mixing)하고, 30분 이내에서 그룹별로 구분하여 접착 지연시간을 적용하여 패치를 접착하였다. 그룹별 접착 지연시간은 5분, 10분, 15분, 20분, 25분 5단계로 구분하였다.

Table 4. Test results (within 30 min)

| 지연시간 회수 | 지연시간 | | | | |
|------------|------|------|------|------|------|
| | 5분 | 10분 | 15분 | 20분 | 25분 |
| 1회 | 97.7 | 98.3 | 99.0 | 99.4 | 98.0 |
| 2회 | 98.1 | 98.7 | 98.4 | 99.8 | 98.7 |
| 3회 | 98.6 | 98.0 | 99.7 | 98.5 | 97.5 |
| 4회 | 99.2 | 99.3 | 98.3 | 98.1 | 98.8 |
| 5회 | 98.7 | 99.2 | 98.9 | 97.9 | 98.4 |
| 6회 | 98.4 | 97.7 | 98.7 | 99.5 | 97.7 |
| 7회 | 97.4 | 98.8 | 97.4 | 97.8 | 99.4 |
| 8회 | 99.4 | 97.6 | 99.1 | 98.2 | 99.0 |

EA-9320 접착제의 최소 경화시간(30분) 경과 이전에 Mini-Force Gage를 활용하여 그룹별 접

착강도를 측정하고, 산출 값을 100단위로 환산하였으며, 접착강도 실험 결과는 Table 4와 같다. 또한 두 변수간의 상호변동관계를 확인하기 위해 산점도(scatter plot)를 그리면 Fig. 5와 같다. 또한, 접착 지연시간(x)과 접착강도(y) 두 변수가 관계되어 있는 정도를 표준화한 Pearson 상관계수(r)는 다음 수식 (1)을 통해 구할 수 있다.

$$r = \frac{\Sigma(x - \bar{x})(y - \bar{y})}{\sqrt{\Sigma(x - \bar{x})^2 \times \Sigma(y - \bar{y})^2}} \quad (1)$$

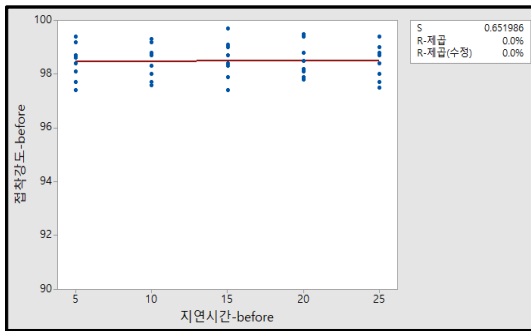


Fig. 5 Scatter plot (within 30 min)

Minitab 프로그램을 활용하여 두 변수의 상관관계를 분석한 결과, *Pearson* 상관계수는 0.017로 거의 무시할 수 있는 수준의 선형관계에 있으며, p -값이 0.919이므로 유의하지 않음을 알 수 있다. 따라서 EA-9320 접착제가 가지고 있는 고유의 Application time(30분) 이전에 작업을 완료한다면 접착강도가 저하되지 않는다는 것을 확인할 수 있다.

3.2.2 Application time 이후

실험 조건은 Application time(30분) 이전과 동일하며, 그룹기준만 변경하여 실험을 설계하였다. 또한, 그룹별 접착 지연시간은 35분, 45분, 55분, 65분, 75분 5단계로 구분하였다.

Table 5. Test results (after 30 min)

| 지연시간 횟수 | 35분 | 45분 | 55분 | 65분 | 75분 |
|------------|------|------|------|------|------|
| 1회 | 87.7 | 72.5 | 48.4 | 34.9 | 20.4 |
| 2회 | 85.4 | 74.6 | 44.0 | 31.3 | 24.2 |
| 3회 | 86.1 | 71.8 | 40.5 | 32.7 | 23.1 |
| 4회 | 88.6 | 68.9 | 41.7 | 36.6 | 20.9 |
| 5회 | 80.8 | 76.7 | 44.8 | 35.7 | 16.7 |
| 6회 | 84.4 | 70.1 | 48.1 | 32.4 | 24.5 |
| 7회 | 88.5 | 75.5 | 43.5 | 28.5 | 21.7 |
| 8회 | 84.1 | 76.6 | 47.6 | 29.2 | 19.4 |

Application time(30분) 이후의 접착강도와 지연시간 두 변수간의 상호변동 관계를 확인하기 위해 산점도를 그리면 Fig. 6과 같다.

Minitab 프로그램을 활용하여 접착 지연시간과 접착강도의 상관관계를 분석한 결과, *Pearson* 상관계수가 -0.979 로 강한 음의 선형관계에 있으며, p -값이 0.000으로 유의 수준임을 알 수 있다. 즉, 접착제의 고유의 Application time 이내에서는 접착 지연시간의 변화에 따라 접착강도가 저하되는 현상이 없으나, 초과할 경우 접착강도가 급격히 저하되는 현상이 발생하였다. 따라서 EA-9320 접착제 고유의 Application time (30분) 이후에는 접착 지연시간이 경과할수록 접착강도가 저하되므로 그 시간 이후 작업에 대해서는 접착강도를 보증할 수 없다는 것을 확인할 수 있다.

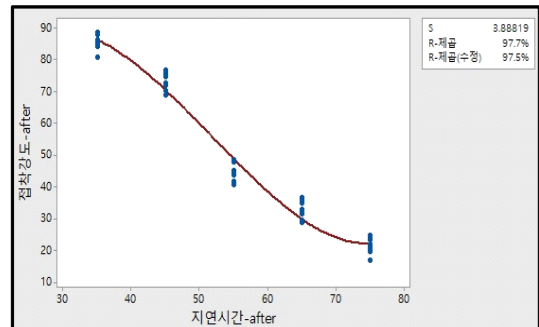


Fig. 6 Scatter plot (after 30 min)

IV. 결 론

상온에서 일정기간 동안 보관할 수 있고, 경화가 가능하여 항공기 기체구조물의 패칭 수리에 주로 사용되고 있는 페이스트형 접착제인 EA-9320에 대해 환경적 요소에 의한 영향성 분석 및 접착 지연시간과 접착강도의 상관관계를 평가하였다.

온도, 습도의 영향성을 분석하기 위해 인자 수가 n 이고, 각 인자 수준수가 k 인 k^n 요인 실험 계획법을 활용하였으며, 실험 인자 수준에 따른 모든 조합에서 실시되는 2인자 2수준 완전요인으로 실험을 설계하였다. 실험을 통해 EA-9320 접착제를 이용한 수리 작업을 위한 최적의 온도는 $24.5 \pm 0.5^\circ\text{C}$ 이고, 최적의 습도는 $71 \pm 1\%$ 임을 확인할 수 있었다.

또한 EA-9320의 접착 지연시간과 접착강도의 상관관계는 제품 고유의 Application time 이내에서는 접착강도가 저하되는 현상이 없으나, 그 시간 이후에는 접착강도가 급격히 저하되는 현상을 발견하였다. 따라서 접착제 고유의 Application time 이내에서 접착작업을 완료해야만 접착강도에 대한 품질을 보증할 수 있음을 알 수 있었다. 향후 항공기 기체구조물의 패칭 수리 작업 시 균열 형상에 따른 접착제면의 분리현상의 영향성을 고려한 연구를 수행한다면 보다 정확한 EA-9320 접착제의 접착강도 특성을 파악할 수 있을 것이라 판단된다.

본 연구결과는 접착제를 이용한 패칭 수리 작업 시 인적요인에 의해 발생할 수 있는 항공기 결함을 예방할 수 있어 비행안전에 기여할 수 있을 것이라 판단된다.

References

- [1] Middleton, D. H., Composite Materials in Aircraft Structures, Longman S&T, 1990.
- [2] Broek, D., Elementary Engineering Fracture Mechanics, Kluwer, Dordrecht, The Netherlands, 1991.
- [3] Baker, A. A., and Jones, R., Bonded Repair of Aircraft Structure, Martinus-Nijhoff, Dordrecht, The Netherlands, 1988, pp.220-224.
- [4] Aging Aircraft Program Office, Aging Aircraft Project Requirement Submissions, ASC/SMA, 1999, pp.827-838.
- [5] Jung, J. W., Song, M. H., Kweon, J. H., and Choi, J. H., "Effect of adhesives on the strength of composite-to-aluminum double-lap hybrid joints", International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 34(3), 2006, pp.44-50.
- [6] Kelly, G., Load Transfer in Hybrid (bonded/bolted) Composite Single-lap Joint, Composite Structure, 2004, pp.1-9.
- [7] Hart-Smith, L. J. "Bolted composite joints", Journal of Aircraft, 22(11), 1985, pp.993-1000.
- [8] Adhesive Association of Japan, Adhesive Handbook, 1991, pp.14-38.
- [9] Kang, C. H., and Park, K. S., "An experimental study on the crack patching repair technique with paste adhesive", International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 29(4), 2001, pp.116-122.
- [10] Hwang, Y. E., Oh, J. O., and Yoon, S. H., "Degradation characteristics of structural", pp.443-446.
- [11] Eretec, Minitab Release 14, 2014, pp.538-539.
- [12] Michael L. George, Lean 6 Sigma Pocket Tools Book, 2009, pp.360-388.