

# 항공기 구조물에서 에폭시 접착제 응용

민 경 주

## 1. 서 론

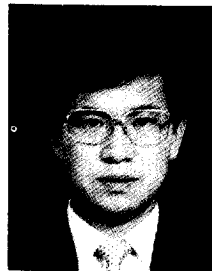
항공기 구조물 제작을 위한 접착제의 용도는 다양화되고 있으며 구조물 경량화 요구에 따라 많은 잇점을 갖고 수요가 날이 증가하는 추세이다. 그러나 사용의 증가 및 응용의 중요성에도 불구하고, 접착에 대한 품질인증 및 제조상 몇가지 문제점이 제기되고 있다. 즉 접착제 경화 반응시간의 변화, 취급특성, 내구성 및 기계적 성질 등의 이해가 아직 미흡하여, 이것의 특성결정(characterization)이 확실하지 않아, 품질 인증의 문제점을 완전히 해결하지 못하고 있는 실정이다. 접착제를 사용하는 항공기 제작회사는 접착제를 제조하는 측에서 제시한 것보다 더 우수한 품질 인증을 요청하였으며, 이에 따라 접착제 제조 업체에서 그들의 요구에 부응하기 위한 개발연구를 실시하고 있다. 그러나 현실적으로 접착제 제조회사들은 여러가지 이유로 접착제에 대한 상세한 정보 제공을 꺼려하고 있다. 접착제 조성에 대한 소유권이 특허화되어 있지 않으며, 자세한 조성 명세서의 공개는 경쟁회사에 대해 know-how를 알려주는 결과가 되고 만다. 이러한 이유때문에 접착제 제조회사는 현재 생산되고 있는 접착제이든 생산이 중단된 접착제이든 이것들의 배합 조성은 공개하지 않는 것을 원칙으로 하고 있다. 더구나 접착제 제조업체들은 품질 인증 시험과 품질 관리 항목을 밝히는 것이 결국은 경쟁력을 상실한다고 믿고 있으며, 자료 제출을 거부하고 있으며, 비밀 계약을 통하여 화학적 식별 및 시험 방법 등을 공개하고 있다. 접착제 판매 가격의 상당한 부분이 시험료가 차지하고 있기 때문에, 대기업 제조 업체가 소규모 제조 업체보다 제품의 신뢰성이 더 부여됨이 일반적이다.

본 고찰에서 관심을 두는 분야는 항공기 구조물 제작에 가장 많이 응용되고 있는 에폭시 접착에 대한 것으로써, (가) 접착제가 어느곳에 사용되는가? 그리고 접착부위에서 요구되는 특수조건은 무엇인가? (나) 어떠한 접착제가 사용되는가? (조성 또는 공급자, 그리고 제품사양서 측면

에서) (다) 접착제 제조사는 품질 관리를 위하여 어떠한 실험을 실시해야 하는가? (라) 설정된 성능 요구 사항은 무엇인가? (마) 항공기 제작업체에서 어떤 종류의 특성 결정을 하고 있는가? (물리 및 화학적으로, 예를 들면 (1) 허용기준, (2) 보존 기간 조절, 그리고 (3) 접착 공정 생산라인의 품질관리), (바) 기타 물리화학적 특성결정을 위한 추가 방법은 어떤 것인가? 등이다. 이와 덧붙여서 항공산업에서 예견되는 요구사항 및 문제점을 도출하기 위하여 미국내의 Boeing, Lockheed, 그리고 McDonnell-Douglas사의 3개 항공기 제작 업체에서 생산되는 항공기들을 예로 들었다. 즉 Lockheed L-1011 Tristar 공정 및 C-5 수송기 날개 연결 부위에 발생하는 피로 균열(Fatigue Cracks)의 수선을 위한 접착제 응용을 기술하였다. 또한 미 공군의 F-15, 미 해군의 F-4 요격기를 비롯해서 기타 민수용 항공기 제작 공정에 사용되는 접착제 등도 소개하였다.

## 2. Lockheed L-1011 Tristar

기체가 넓은 항공기의 설계 및 제작에 대한 문제점은 정상적인 운항 조건하에서 영구한 수명의 구조물 제작 여부에 달려있다. 향상된 피로 수명(Fatigue Life) 및 부사고 운



민경주

- 1979 인하대 고분자공학과 (공학사)
- 1986 미국 Univ. of Akron (이학박사)
- 1989 미국 Thiokol Corporation Aerospace Group, 선임연구원
- 1990 국방과학연구소, 선임연구원
- 1991~ 한국항공우주연구소, 우주추진새 전기관연구소, 책임연구원

### Application of Epoxy Adhesives in Airframe Construction

한국항공우주연구소, 우주추진기관연구소(Kyung Ju Min, Korea Aerospace Research Institute, Space Propulsion System Dept., P. O. Box 15, Daeduck Science Town, 305-606, Korea)

항을 위해서는 접착제 접착이 예상되지만, 문제점은 접착제 접착의 (1) 충분한 강도 (2) 내부식성 (3) 품질 수준 등이다. 접착제의 사용은 경량이면서 피로에 대한 저항력이 크고, 공기역학적으로 유리한 panel을 제조하는데 유리하지만, 수명이 영구한 기체 제조를 위해서는 내부식성에 문제점이 있다. 접착부위 파괴의 원인이 되는 수분은 구조물의 수선과 관련하여 기술 및 가격면에서 불리한 요인이 된다.

Tristar 기체는 길이 방향으로 내경 235 인치의 일정한 단면적을 가지는 semimonocoque shell로 이루어져 있다. 표면에 있는 개구부 주위의 doublers와 triplers는 접착제 접착을 이용해서 150피트 길이의 기체에 연결되어 있으며, 1차 접착 구조물 및 2차 접착구조물로 나누어져 구분된다. 1차 접착 구조물에는 fuselage, skin panels, fail safe straps, floors, longerons, plank tab ends와 pads, bulkheads, 그리고 pylon panels 등이 있다. 2차 접착 구조물에는 ailerons, flaps, spoilers, surface panels, leading edges, 그리고 slats 등이 있다. 이들 접착 부위는 높은 전단 응력과 높은 박리 접착 강도가 요구되며, 고온과 부식성 액체에 잘 견디어야 하며, 접착제의 경화온도가 260°F가 넘지 않아야 한다. 상온 경화 접착제도 유용하지만, 이들은 기계적 강도가 강하지 못할 뿐만 아니라, 변형 온도가 높지 못한 단점을 갖고 있다. 접착제의 기타 요구조건은 1) 재현성있는 기계적 강도, 2) 용도에 사용 가능한 접착제 화학 등급, 3) 순도, 4) 부식 방지 프라이머, 그리고 5) 수리 가능성 등이다. Tristar에 대한 접착 공정 시설물은 overhead 컨베이어로 연결되어 있으며, 8가지의 주요 공정으로 구성되어 있다.

- 1) 판넬 표면을 탄성체 보호막으로 분부 도장한다.
- 2) 스트레치 프레스를 이용하여 0.015인치 허용치 범위 내에서 판넬의 형을 뜬다. 로울러로써 일정한 곡률의 판넬을 제작한다. 이때 도포된 보호막은 이들의 공정에 영향을 받지 않는다.
- 3) 예비 맞춤 라인에서 doubler, tripler, 그리고 fail-safe strap 등의 예비 맞춤을 위하여, 판넬을 금속 접합 고정물에 설치한다.
- 4) 세척 라인에서 판넬 및 doubler와 straps에 코팅된 보호막을 제거하기 위하여 알카리 세척액에 통과시키고, 세척 및 건조시킨다.
- 5) 금속 표면의 접착력을 극대화시키기 위하여 표면을 dichromate 욕조에서 에칭(Etching)시킨 후 세척 및 건조시킨다.
- 6) 접착 프라이머(BR-127 에폭시)를 2.5~5.0 $\mu$ m두께로 분무하여 균일하게 코팅하고, 가열하여 용매를 제거한 후 250°F에서 1시간 동안 경화시킨다. 이때 공정 조건은 -67°F에서의 박리 접착 강도를 기준으로 조절된다.

7) 프라이머가 도포된 판넬은 clean room에서 저장되며, 오염이 엄격하게 통제된 layup room에서 접착제가 도포된 후 layup이 진행된다. 사용되는 접착제는 FM-137 에폭시이며, 12~15% 희석용액으로 만들어서 250 $\mu$ m 두께로 코팅한다. layup된 판넬은 vacuum bag을 이용하여 약 10 psi 정도로 감압한다.

8) bag내의 판넬은 250°F, 135 psi의 autoclave내에서 경화시킨다. 이 공정은 autoclave를 밀봉하고, 비활성 가스를 이용하여 110~115 psi 정도로 가압한 후, 온도를 250°F까지 상승시켜 최종 압력 135 psi 조건하에서 실시한다. 총 경화시간은 3.5 hr이며, 최종 온도 및 압력 조건에서 1시간 경화시킨 후, 1시간 냉각시킨다.

품질 인증을 위한 첫번째 시험은 ASTM D1 781-62에 의한 박리접착강도(Peel Strength)시험을 실시하며, 또한 쿠폰 시편을 이용하여 ASTM D1002-72에 의한 lap shear 시험을 실시한다. 기공(Void)의 유무 확인을 위해 비파괴 검사를 실시하는데 주로 자동화된 초음파 기기를 사용한다. 이 밖에 부식 방지를 위하여 도장(Painting) 및 접착선(Bond Line)을 덮는 작업이 더 보완된다.

앞서 언급한 바와 같이 운항되는 항공기의 여러가지 구조 부품에도 접착제가 응용되고 있는데, Boeing사에서는 금속/금속, honeycomb/금속의 접착에 접착제를 사용하고 있다. 금속/금속 접착에는 tear straps, doublers, triplers 등이 있으며, honeycomb 접착은 이차 구조물인 spoilers, ailerons, 그리고 flaps 등에 한하여 사용된다. 그러나 Boeing YC-14인 경우에는 안정기의 inspar 표면의 금속/honeycomb 구조물에도 접착이 응용된다. 금속/honeycomb 접착은 음향 감소(Acoustic Attenuation)를 위해 항공기 구조체에서 광범위하게 사용되고 있다. F-15 구조 부품중 접착제를 사용한 각종 부위를 그림 1에서 보여준다.

### 3. C-5 수송기 수리

항공기 접착 공정에서 주요하게 고려해야 할 사항은 수리시 작업의 용이함과 가격이다. C-5 날개 접합부에 약 0.4인치의 doubler를 상하부 표면에 접착시키는데, 접착면에 도포되는 접착제 두께 변화 때문에 피로균열(Fatigue Cracks)이 발생되고 있으며, 이에 대한 수리가 요구된다. 이를 위해 먼저 고려할 사항은 접착시험, 공정 재현성, 조립쇠의 선택 및 layup 등이다. 사용되는 접착제는 3M사의 AF 127-3이며, 아래의 순서와 같이 수리한다. (1) 예비 맞춤 및 구멍 뚫기, (2) 접착 공정 확인, (3) 날개와 doubler의 세척. 이 공정 단계에서는 도포된 페인트를 벗겨 내고, 세정(Rinse)한 다음 alconox로 문지르고, 표면처리 후 내부

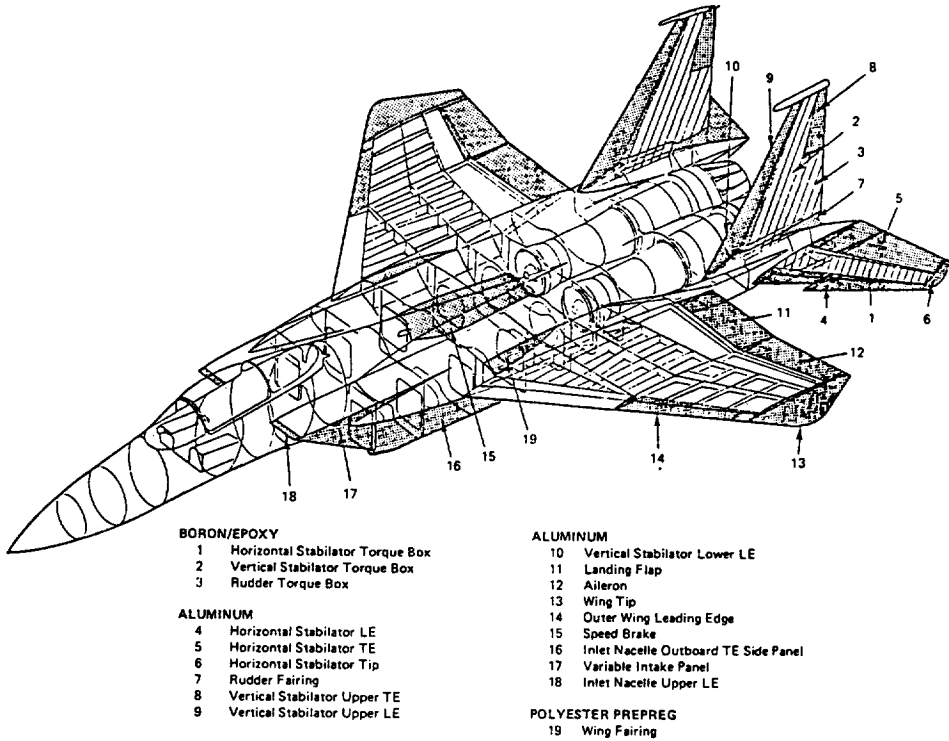


그림 1. F-15 구조물 접착 부위.

식성 프라이머를 코팅한다. (4) 접착제 도포, (5) 접착 공정 i) 나사를 조이면서 doubler에 압력을 가한다. 그 후 유압 프레스를 사용하여 접착면을 조인다. ii) 가열 담요를 사용하여 215°F에서 경화시킨다. 자동 온도 조절장치를 이용하여 각 부위별로 일정한 온도를 유지시킨다. (6) 마지막으로 비파괴 시험(초음파)을 실시하여 접착여부를 판단한다.

#### 4. 에폭시 접착제

현재 여러가지 에폭시 접착제가 Boeing, Lockheed, McDonnell-Douglas사의 항공기에 사용되고 있으나 이들 접착제의 조성 및 화학 구조와 화학 반응 등은 거의 알려져 있지 않고 있다. Lockheed사에 공급되는 250°F 및 350°F 경화용 접착제는 표 1과 같다. 250°F 경화용 접착제는 아음속(Subsonic) 비행체에 사용되며, 이 밖에도 AF 55가 이용되고 있다. McDonnell-Douglas의 여러가지 항공기에 사용되는 접착제는 표 2에 있다. Boeing사는 주로 American Cyanamid에서 생산되는 FM 123, 3M, 그리고 AF 126을 사용해 오고 있다. 그러나 Hysol사 및 Goodrich사의 접착제 사용도 검토되고 있으며, 이들 모두가 250°F 경화용으로써 거의 같은 물성을 보이지만, 이들의 조성은

표 1. Lockheed사에서 사용중인 250°F 및 350°F 경화 에폭시 접착제

250°F		350°F	
Adhesive	Primer	Adhesive	Primer
AF 127-3	EC3921, EC3926	AF 31	EC 2174
Plastilock 717	720, 721	FM 61	BR 227
EA9601	EA 920, EA 9209.1	FM 96	BR 227A
Reliabond 393-1	Type 5, Type 7	FM 1000, EP-15	BR 1009(8, 49)
FM 123-4	BR 125, BR 123	HT 424	HT 424
FM 123-2	BR 125, BR 123	Metlbond 328	Metlbond 328
FM 137	BR 127	Reliabond 398	Reliabond 398
		Metlbond 329	
		AF 143	EC 3917
		Plastilock 729	Plastilock 728

상당히 판이하다. 조성은 정해진 규격을 사용하는 대신 Boeing과 각 공급자간의 합의에 따라 조절 설정된다. 보다 향상된 250°F 경화용 에폭시 접착제의 개발을 위해 Boeing사 및 공급자간의 상호 동의하여 해석기술을 포함한 화학 조성 개발을 시도하였으며, 화학적 반응 메커니즘을 규명하여 관련된 기술지식을 얻기 위한 노력이 계속되고 있다.

##### 4.1 조성연구

에폭시 접착제는 경화 촉매, 가소제, 충전제, 에폭시 경화제, 그리고 에폭시 완능기를 가지는 화학물질 등 여러가

표 2. McDonnell-Douglas사에서 사용하는 에폭시 접착제

Aircraft	Primary adhesive system	Cure temp, °F	Supplier	Service temp, °F	Structures
F-15	FM-400 supported film (Epoxy) FM-404 foaming film (Epoxy)	350	Am. Cyanamid	-65 to 420	Aluminum and composite honey-comb sandwich
F-4	BR-400 primer, corrosion inhibiting FM-96 supported film (Epoxy) FM-61 supported film (Epoxy/Nitrile Phenolic)	350	Am. Cyanamid	-65 to 350	Aluminum honey-comb
DC-10	BR-227A Primer(Epoxy) FM-123-2, supported film BR-127, primer	250	Am. Cyanamid	-65 to 180	Metal to metal only finger doubler for sonic fatigue resistance
	EA-9602 supported film AF-151 supported film EC-3924 primer		Hysol-Dexter		
	AF-32 unsupported film (Nitrile Phenolic)	300	3M	-65 to 180	Aluminum honey-comb sandwich
	AF-202 supported film (Epoxy/Nitrile Epoxy) EC-1660 Primer	300	3M	-65 to 200	Aluminum honey-comb sandwich
	EA-951 unsupported and supported film (Nylon Epoxy) FM-1015 unsupported and supported film (Nylon Epoxy)		Hysol-Dexter Am. Cyanamid		

지 성질을 가진 물질로 배합된 조성물이다. 배합 성분이나 조성은 접착 구조물의 성능 요구 조건에 따라 조제되기 때문에, 사용되는 목적에 따라 독립적으로 조성 연구를 실시하여 성능시험후 사용된다. 에폭시 접착제 조성중 에폭시 관능기를 갖는 화학물질이 가장 주된 재료이며, 이것의 구조 및 특성에 따라 물성이 크게 좌우된다. 즉 분자량과 에폭시 관능기 수, 그리고 화학 구조에 따라 열적 및 기계적 성질이 좌우된다. 이러한 에폭시 물질을 구조물로 사용하기 위하여는 이것의 경화반응을 통해서 거대분자(Macromolecules)의 3차원 망상구조(Networks)를 만들어야 한다. 이는 아민(Amine)이나 무수물(Anhydride)과 같은 에폭시 경화제를 사용해서 수행한다. 이것의 기본 반응은 에폭시 사이드(Epoxy)기에 아민의 친전자 혹은 무수물의 친핵 공격에 의해 이루어진다. 접착 구조물이 습기에 장시간 노출되어 파괴의 우려가 있을 경우 아민보다는 무수물류의 경화제를 사용함이 일반적이다. 이들의 화학반응을 쉽게 일어나도록 유도해야 할 경우에는 경화촉매를 사용해야 하며, 복잡한 화학 메카니즘에 의해 경화반응이 진행된다. 또한 강도보다는 보다 강인성(Toughness)이 요구되는 구조물의 접착을 위해서는 에폭시 접착제 조성중에서 flexibilizer가 요구되기도 한다. 이밖에 충전제(Filler)가 첨가되는데 이는 1) 점도조절, 2) 경화된 에폭시 수지의 열팽창

계수의 최소, 3) 경화 반응중 수축감소, 4) 고온에서의 내열성 향상, 5) 원가 절감을 목적으로 한다.

#### 4.2 기계적 시험 방법

접착제 접합면에 부과되는 응력으로는 shear, tension, 그리고 cleavage의 3가지 형태이다. 이중 shear 및 tension은 강성 부착물에 작용하는 힘에 해당하며, cleavage는 연성 부착물 계면에 전달되는 장력에 해당한다. 접착제의 파괴 시험은 주로 ASTM(American Society for Testing and Materials)규격에 의해 수행한다. 시험종류는 시험방법 및 시편모양에 따라 달라지며, 크게 랩-전단 응력(Lap-Shear Strength), 박리 접착 강도(Peel Strength), 그리고 비틀림-링(Torsional-Ring) 등이다.

##### 4.2.1 Lap-Shear Strength(랩-전단 응력)

접착제의 인장 lap-shear 시험이 폭넓게 사용되며, single-lap-shear strength(ASTM D1002-72) 및 double-lap-shear strength(ASTM D3528-76) 등이 있다. 이 방법은 시편의 제조가 용이하다는 장점을 갖고 있으며, 여러 온도의 조건하에서 경제적으로 시험할 수 있지만, 접착제의 두께가 얇기 때문에 응력 분포가 균일하지 못한 문제점이 지적되고 있다. 이를 보완하기 위한 방법이 ASTM D3938-81이며, 이는 single-lap 시편을 사용하면서 접착제의 전단 강도 및 응력을 측정할 수 있다. 압축 lap-shear 방법을

이용한 시험 방법이 ASTM D4027-81에 기술되어 있으며, 이 또한 접착제의 전단 강도 및 응력을 측정할 수 있다. 접착제의 크리프(Creep) 특성 시험을 위해서는 ASTM D1780-72, ASTM D2294-69, 그리고 피로(Fatigue) 특성 시험을 위해서는 ASTM D3166-73을 이용할 수 있다. 또한 온도 및 습기에 의한 노화 시험 방법은 ASTM D2919-71에 기술되어 있으며, 이들 시험을 위한 시편은 모두 single-lap이며 인장시험으로 수행한다. 그러나 이들 시험 방법으로 얻어진 결과가 설계에 직접 사용할 수 있는가에 대해서는 확실하지 않다.

#### 4.2.2 Peel Strength(박리 접착 강도)

박리 접착 강도는 일반적으로 설계를 위한 데이터로 이용되지 않지만, damping 특성과 관련된 충격(Impact) 및 피로(Fatigue)와 같은 기계적 성질과 직접 연관되어 있으며, 비교적 용이한 시험 방법 때문에 많이 이용되고 있다. 높은 박리 접착 강도는 충격 및 피로에 대한 저항력을 향상시킬 수 있으며, 접착제 개발자들은 가능한 높은 박리 접착 강도를 얻기 위한 조성 연구를 수행한다. 박리접착강도 시험은 floating roller test(ASTM D3167-76), 90-degree peel test(BS 5350 : Part C14), 180-degree peel test(ASTM D903-49) "T" peel test(ASTM D1876-72), climbing drum peel test(ASTM D1871-76)에 의해 수행되고 있다. 박리 접착 강도 시험은 접착제의 강인성을 비교할 수 있는 장점이 있지만, 온도 및 시험속도, 표면 처리 등을 비롯한 여러가지 시험 조건에 따라 결과치가 달라지기 때문에, 이 값이 설계에 직접 응용되지는 못한다.

#### 4.2.3 Torsional-Ring(비틀림-링)

이 시험방법은 뉘킨 링이라고도 불리우며, ASTM E 229-70에 의해 수행하며, 구조 접착제의 전단 강도 및 전단 응력을 측정하는데 사용된다. 막대형의 시편을 서로 붙여 시험하며, 접착 전체면에 골고루 전단력이 작용한다는 장점을 갖고 있으나, 시편을 정확하고 재현성 있게 조립하기가 어려우며, 고온에서 경화된 연결부위의 두꺼운 접착제의 특성이 film 상태의 접착제와 다른 특성을 야기시킬 수 있다는 단점도 있다.

#### 4.3 품질인증 및 특성연구

접착제의 조성, 시험, 품질인증에 대한 직접적인 정보 제공을 접착제 제조 회사들이 거부하기 때문에, 여기서는 가상적인 접착제 조성을 만들어서 품질인증 및 특성연구를 시도하고자 한다. 대상 품목은 250°F 및 350°F 경화용 두 가지 에폭시 접착제이다.

#### 250°F Curing Resin :

Parts	Material
50	DEN 438, an epoxy Novolac
50	EPON 828, a bisphenol A epoxy
10	CTBN, a carboxyl terminated acrylonitrile-butadiene copolymer

Prereacted

1	Triphenylphosphine
6	DICY, dicyandiamide
5	1472, a higher molecular weight/acrylonitrile-butadiene copolymer
4	N,N-dimethyl-N'-(4-chlorophenyl) urea
35	Asbestos
	Nylon Cloth Carrier

#### 350°F Curing Resin :

Parts	Material
90	MY 720 Tetraglycidylmethylenedianiline
10	DEN 438, an epoxy Novolac
50	DDS, Diaminodiphenylsulfone
150	Aluminum Powder
1.5	Boron fluoride ethylamine complex Fiberglass Cloth Carrier

가상적인 조성이기 때문에 예비반응(Prereaction)이 존재하므로 첨가된 성분을 모두 분별함이 용이하지 않지만, 일반적인 특성 결정 방법을 간단히 아래에서 논의하였다.

#### 4.3.1 FTIR Spectroscopy

이 방법은 가장 다용도로 사용되며, 간단하기 때문에 화학 분석 기법으로 널리 사용되고 있다. 이것은 고정밀 장비로써 숙련된 실험자가 측정하여야 하며, 얻어진 spectrum을 해석함이 요구된다. FTIR spectrum에서 에폭사이드기(Epoxy Group)는 910~915 cm<sup>-1</sup>에서 나타나며, 니트릴기(Nitrile Group)는 970 cm<sup>-1</sup>에서 나타난다. 따라서 이들 피크와 방향기(Aromatic Group) 피크(815 cm<sup>-1</sup>)의 크기를 상대적으로 비교함으로써 함량분석이 가능하다. 또한 dicyandiamide의 함량도 FTIR 측정으로 상대적으로 얻을 수 있으며, diaminodiphenyl sulfone(DDS)의 함량도 sulfone 피크(1105 cm<sup>-1</sup>)를 이용하여 계산할 수 있다.

350°F 예비 반응된 경화수지는 비용해성이므로 시편 준비가 용이하지 않으며, 이때는 ATR(Attenuated Total Reflectance)를 사용해서 측정이 가능하다.

#### 4.3.2 GPC(Gel Permeation Chromatography)

이 분석법은 에폭시와 니트릴 고무 등의 고분자 물질 분석에 적합하다. 에폭시 접착제가 경화된 후, 용해될 수 있는 부분을 용매로 추출한 후 용해된 물질의 분자량 분포를 알 수 있으며, 분자량의 높고 낮음과 또 이들의 함량이 경화 반응에 미치는 반응 정도를 규명할 수 있다. 이 방법은 시험 시간이 많이 요구되지만 대단히 유용한 분석법으로 알려져 있다.

#### 4.3.3 에폭시 당량

에폭시 당량값을 이해함은 에폭시 접착제의 물성을 조절하는데 매우 중요하며, 보통 기기 분석 및 습식분석으로 가능하다. 기기 분석은 FTIR로써 당량값을 알 수 있으며, 습식분석보다는 측정방법이 빠르다.

#### 4.3.4 원소분석

황, 불소, 질소 등의 함량을 측정할 수 있으며, 350°F 경화 에폭시 접착제에 특히 유용하다.

#### 4.3.5 열분석

이 방법은 경화 초기 온도를 측정할 수 있으며, 촉매나 경화제 뿐만 아니라 경화반응 진행정도를 양적으로 얻을 수 있다. 또한  $T_g$  (Glass Transition Temperature)의 측정이 가능하기 때문에 조성된 접착제의 사용 범위를 이해할 수 있다.

#### 4.3.6 기타

접착제에 사용된 충전제는 일반 유기물과 쉽게 분리시킬 수 있기 때문에 성분 파악이 용이하다. 한편 나일론이나 유리섬유 carrier의 경우는 수지가 없도록 세척하여 직조 (Weave)에 대한 시험을 실시한다. Carrier가 나일론인 경우 FTIR로써 쉽게 추적할 수 있다.

에폭시 접착제의 유동성이 성능에 심각한 영향을 미치기 때문에 저장수명(Pot-Life)을 측정하여야 하며, 가압하에서 경화시키는 동안 시간별로 접착제 유동성을 표준 곡선과 비교 검토해야 한다. 접착제 공급처의 가장 심각한 애로 사항은 접착제 사용자에 따라 공정 방법 및 순서가 다양하게 적용된다는 것이다. 궁극적으로는 주어진 온도 범위내에서의 성능시험을 통하여 접착제 선정 및 공정 순서에 대한 허용 규정을 설정한다. 이것에 대한 시험으로는 광범위한 온도범위(-67°~+400°F)내에서 bell 및 honeycomb박리 접착 강도를 비롯해서 전단응력시험, fracture toughness 시험 등을 이용할 수 있다. 이들 시험 방법은 접착제 사용자에 따라 조금씩 달라질 수도 있으며, 얻어진 시험 결과를 서로 제공해서 경비 절감의 효과도 얻을 수 있다.

### 5. 화학, 물리적 특성 결정

생산되는 접착제의 요구성능, 허용기준, 저장 수명 조절, 그리고 생산라인의 품질 인증 등은 접착제 제조회사와 상관없이 거의 비슷한 방법으로 결정된다. 접착제의 규격은 성능을 좌우하는 고분자 물질의 특성치보다는 일련의 성능 변수에 의존하기 때문이다.

#### 5.1 요구 성능(Performance Requirements)

Boeing사의 요구 성능들은 저온, 상온, 고온의 노화 조건하에서 전단 응력(Shear Strength), 박리 접착 강도, 그리고 계면 장력(Interfacial Tension) 등에 관한 것이며, 이들 모두 정부 규격으로 명시되어 있다. 이밖에도 파단 전파(Fracture Propagation)와 지속하중(Sustained Load) 등도 명문화하고 있다. 이들 요구성능들은 입고된 접착제 및 90°F에서 15일간 노화시킨 접착제에 대해서 적

용된다.

Lockheed사의 요구성능들은 미 육군 규격(MMM-A-132, MIL-C-7438F, MIL-A-25463A, MIL-A-83376, 그리고 MIL-A-83377)에 의하며, 이 규격은 조성문제와는 상관 없다. 금속/금속 접착에 사용되는 접착제의 시험은 lap-shear 시험을 이용하며, -67°F, 상온, 그리고 고온에서 특성을 측정한다. 이때 시험은 주기적으로 환경 염(Environmental Salt)으로 분사시키거나 염수에 담근 후 사용된다. -67°F와 상온 및 고온에서의 박리 접착 강도와 상온 및 고온에서의 크리프 파괴/변형(Creep Rupture/Deformation)시험 역시 요구 성능에 포함된다.

McDonnell-Douglas사에서 각종 항공기에 사용되는 대표적인 접착제의 성능시험 조건은 표 3과 같다.

표 3에서 제시한 접착제외에도 각종 접착제 및 primer가 사용되는데, 이것들의 저장 온도 및 수명, 경화 조건 및 기타 요구 성능 조건들이 설정되어 있다.

#### 5.2 생산라인의 품질관리(Production Line Quality Control)

위에서 예시한 3개 항공에서는 생산라인의 품질 관리를 위해서 구조물의 표면처리, primer 코팅 두께 조절, 접착제 도포 및 치공구 준비사항을 감독하며, 초음파를 이용한 비파괴 검사와 시험편을 이용한 파괴 검사 등을 수행한다. Lockheed의 품질관리는 접수된 시험편의 lap-shear와 박리 접착 강도 시험으로 선행된다. 저장 탱크와 배관 및 시험편에 대한 파괴검사는 주기적으로 수행된다. 특히 파괴 검사에서는 SEM(Scanning Electron Microscopy)를 사용해서 파단면의 구조를 관측하여 육안으로 재 점검한다. 비파괴 검사는 초음파외에도 X-ray를 사용하며, 전담 부서가 맡아서 수행한다. 항공기 피로 수명(Fatigue Life) 시험이나 비행후 시험에 반드시 비파괴 시험이 실시되나, 이는 품질 관리 측면에서 충분하지 못하며, 반드시 plug 시험에 대한 파괴시험 및 운항중의 음향 이상 유무확인이 수반되어야 한다. Lockheed사에서 품질관리를 위해 사용중인 분석법은 DSC(Differential Scanning Calorimetry) GPC(Gel

표 3. McDonnell-Douglas사의 접착제 성능 시험 조건

Aircraft	Adhesive	Test/Requirement
F-15	FM-400	상온, 365°F, 420°F에서의 Shear 측정
	BR-400	Climbing Drum Peel(상온)
	FM-404	Honeycomb Beam Shear(상온) 노화시험은 상대습도 60%에서 90일간(40°F) 혹은 5일간(90°F) 노화시킨 후 MMS 307 요구 조건에 따라서 실시한다.
F-4	FM-96	Shear(상온 및 350°F)
	FM-61	Climbing Drum Peel(상온)
DC-10	DMS-1911	Shear
	DMS-1633	T-Peel
	DMS-2103	C/D Peel

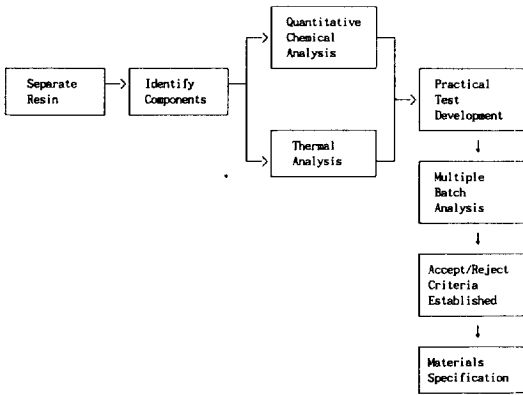


그림 2. 접착제 수지의 품질 관리 계통도.

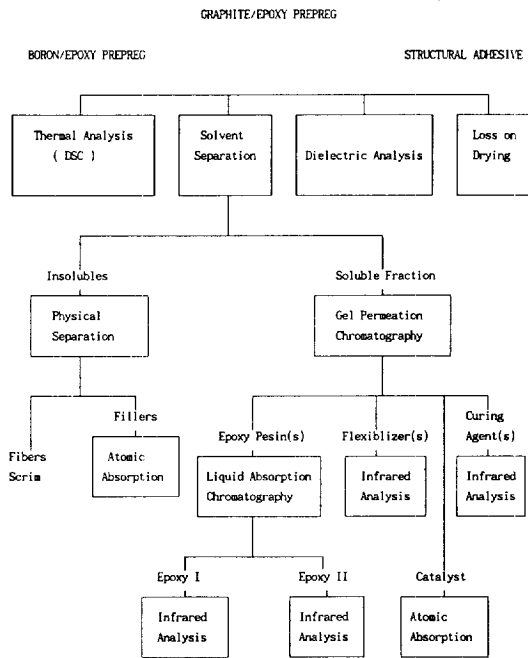


그림 3. 접착제 수지의 분리 및 식별.

Permeation Chromatography, FTIR(Fourier Transform Infrared Spectroscopy), TMA(Thermomechanical Analysis), TGA(Thermogravimetric Analysis), 전자현미경, DRS(Dielectric Relaxation Spectroscopy) 등을 사용하는 기기분석과 화학 분석법을 이용하는 습식 분석 등이 있다.

Boeing사가 공급자와 합의한 화학조성에 대한 품질 관리를 위한 분석법은 알려져 있지 않다. 그러나 McDonnell-Douglas사에서 수행중인 분석단계는 접착제의 품질 관리를 위해 근본적인 방법을 제시하고 있다. 접착제의 입고시 검사, 저장기간 후 검사, 저장중 검사, 경화시간 조절, 제작 공정 관리, 비파괴 및 초음파 검사 등을 수행하고 있다.

기기 분석에 의한 접착제의 품질관리는 그림 2에 간략하게 나타내었으며, 수지의 종류 및 분석에 관한 기법은 그림 3과 같다. 수지를 분자량별로 분리하는 작업은 GPC를 이용하여 수행하며, 이들의 성분 확인은 FTIR, 그리고 열 특성 분석은 DSC를 이용한다.

3개 항공사에서 앞으로 추진할 품질 관리 기법은 주어진 시험 방법에 대한 신뢰성 확인, 재현성, 그리고 정확성을 높이는 것이며, 품질인증을 개선하기 위한 새로운 방법의 개발에 연구를 집중적으로 진행시키고 있다.

## 6. 결 론

접착(Adhesive Bonding)에서의 문제점 및 요구사항에 관련된 중요한 요점들은 다음과 같다. 품질관리의 개선, 신뢰성 있는 설계(설계자는 보수적이며, overdesign을 할려는 경향이 있음), 그리고 수명 평가 기준(운항되는 항공기로부터 관련된 자료를 입수하는 것은 시간상 많은 어려움이 있음) 등이 요구된다. 습기는 구조물 접착에서 가장 주된 저해요인으로 알려져 있으며, 습기 문제를 해결하기는 매우 어려운 것으로서 이를 극복하기 위한 요소 기술이 요구된다. 접착 공정에서 아마도 가장 중요한 기법은 접착면의 표면처리법, 접착면의 접촉, 그리고 접착제 경화 공정이다. 이 중에서 표면 처리법은 극한 환경 조건하에서의 신뢰성 있는 접착을 위해서 가장 주요한 기술임에 틀림없다.

본 고찰에서 언급한 문제점을 다시 한번 확인하면 다음과 같다. (1) 사용자 측면에서 품질 인증이 요구됨. (2) 품질 관리를 위해서 수행하고 있는 조성 및 화학적 시험 방법에 대해서 사용자와 공급자간에 협조가 필요함, (3) 접착제 제조업체는 조성의 공개를 서로 꺼림. (4) 설계를 위한 시험 데이터들은 보다 기초적인 시험법, 즉 화학 및 분자(Molecule) 측면에서 얻은 데이터가 필요함 (5) 보편적이며, 신뢰성있는 기계적 접착 시험법이나 비파괴 접착 시험법은 없음.

대부분의 접착제가 고분자로 이루어져 있기 때문에, 이것의 특성 결정(characterization)과 관련된 문제점들을 해결해야만 요구하는 품질인증을 할 수 있으며, 항공기 구조물에 직접 응용되는 접착제의 접착 개념을 확고히 할 수 있다. 따라서 차세대 항공기 개발에 필요한 설계 및 제조 기법 개발에 더욱 더 기여하게 될 것이다.

## 참 고 문 헌

1. C. G. Overberger "Organic Polymer Characterization", National Materials Advisory Board, Publication NMAB-332, 1977.
2. D. H. Middleton, "Composite Materials in Aircraft Structures" Longman Scientific and Technical, 1990.
3. A. H. Landrock, "Adhesives Technology Handbook", Noyes Publication, 1986.