

論文

MD-11 복합재료 Spoiler 개발 관련 접착 소재 및 기술 평가

안규종* · 엄용성* · 하종민* · 심이택*

**Evaluation of Bonding Materials and Technology
in Developing MD-11 Composite Spoiler**

K.J. Ahn*, Y.S. Eom*, J.M. Ha* and Y.T. Shim*

ABSTRACT

Thermo-mechanical properties of the structural adhesives for aircraft composite application were characterized using thermal analysis and mechanical testing methods. Although the lap shear strengths generally decreased with increasing temperature, some adhesives exhibited a maximum strength in a specific temperature range. DMA thermograms revealed that this phenomenon was attributed to phase transition of additives and/or carriers contained in the adhesives. This observation implied that the measurement of lap shear strength was influenced by strength as well as toughness (or fracture toughness) of the adhesives. All adhesives were elastic at low temperatures, but exhibited viscoelastic behaviors at high temperatures. With increasing water uptake of the cured adhesives following a Fickian diffusion mechanism, both glass transition temperature and lap shear strength were significantly decreased. Of interest, lap shear strengths measured at the room temperature increased with increasing water uptake. This may be attributed to the fact that the absorbed water acts as a plasticizer in glassy adhesives and then enhances toughness resulting in an increase of the lap shear strength. Conclusively, this work demonstrated that the material properties measured by testing methods in accordance with the material specifications of the aircraft companies are not intrinsic and equilibrium, but extrinsic and transient properties at high temperatures.

초 록

본 연구에서는 현재 항공기용 복합재료 구조물 제작에 사용되는 Adhesive의 열기계적물성(Thermo-Mechanical Property)을 열분석 및 기계적 시험을 통하여 고찰하였다. 전단강도는 온도가 증가할수록 감소하나 소재에 따라 특정한 온도 범위에서 최대의 값을 나타냈으며, 열분석시험 결과 이와 같은 현상은 Adhesive에 첨가된 Additive 혹은 Carrier의 상변화에 기인한다는 것을 알 수 있었다. 따라서 측정된 전단강도는 열역학적으로 정의되는 고유한 기계적 강도 이외에 인성, 혹은

* (주)대한항공 한국항공기술연구원

파괴인성에 의하여 영향을 받을 수 있다는 것을 알 수 있었다. 모든 Adhesive는 저온에서는 탄성, 고온에서는 점탄성을 나타내며, 따라서 측정되는 전단강도는 저온에서는 본 논문에서 사용된 넓은 시험영역에서 시험속도에 무관하나 고온에서는 온도 및 시험속도에 영향을 받는다는 것을 알 수 있었다. Adhesive의 수분흡수 Mechanism은 Fickian Diffusion을 따르며, 수분흡수량의 증가와 함께 Glass Transition Temperature 및 전단강도가 상당히 감소하는 것을 알 수 있었다. 하지만 상온에서 측정된 전단강도는 수분흡수와 함께 증가하였으며, 이는 흡수된 수분이 Glassy State의 Adhesive 내에서 Softener로 작용하여 인성을 증가시킨데 기인한다. 결론적으로 현재 항공사의 Material Specification에 규정된 시험방법에 따라 측정되는 Adhesive의 물성은 소재 자체의 열역학적인 고유한 기계적 물성 이외에 시험조건에 영향을 받는 Extrinsic Property이며 또한 평형물성이 아닌 Transient Property라는 것을 알 수 있었다.

1. 서 론

복합재료는 서로 다른 물성을 갖는 두가지 이상의 물질을 혼합하여 각각의 단일재가 갖고 있는 우수한 성질을 최적화할 수 있도록 개발된 소재이다. 복합재료는 금속에 비하여 높은 비강도, 부식에 대한 높은 저항력, 낮은 열팽창계수 및 매끈한 표면상태를 얻음으로써 항력에 대한 저항을 줄일 수 있다는 장점으로 인하여 항공기에 널리 사용되어 왔다. 반면에 복합재료는 가격이 비싸고 손상허용, 층간응력, 및 번개보호기능에 문제점이 존재하고 있다. 특히 항공기에 응용되는 고성능 복합재료는 한 방향의 물성이 다른 방향에 비해 월등히 높은 비등방성을 갖고 있으므로 종전의 고분자나 금속 등 등방성물질을 취급할 때와는 전혀 상이한 설계, 해석 및 공정기술을 요구한다. 대한항공에서는 80년대 초반부터 복합재료를 응용한 항공기 구조물 개발에 착수하여 80년대 중반이후 양산체제에 들어갔으며, 그동안 전투기 및 헬기를 포함한 군수산업, 소형항공기 설계 제작, 및 해외 대형항공기 부품 설계 제작에 복합재료를 개발 응용하여 왔다. MD-11 Spoiler는 해외수주 사업의 일환으로 1989년 본격 개발에 착수하여 1992년 개발에 성공함으로써 미국 Douglas 항공사에 수출하기 시작한 복합재료 부품이다. MD-11 Spoiler는 복합재료를 사용하여 설계 제작하고 FAA의 국제인증 획득한 대형 구조물로서 비록 항공기 구조상 2차구조물로 분류되나 단위면적당 받는 하중은 1차구조물의 하나인 Aileron보다 큰 고하중 구조물이다.

Spoiler는 Fig.1에서 보듯이 2장의 CF/Epoxy Laminate Skin이 Nomex H/C(Honeycomb) Core 양쪽에 접합된 Sandwich 구조물로서 Skin과 Core는 각각 굽힘하중 및 전단하중을 감당하도록 설계되어 있다[1]. Prepreg, H/C Core, Adhesive등 모든 복합재료 기본소재는 제작에 앞서 항공사의 Material Specification에 따라 물리·기계적 시험에 합격한 제품만을 사용할 수 있다. 또한 제작된 구조물은 FAA 인증절차에 따라 고온다습한 조건 하에서 일정한 기간동안 Conditioning한후 FAA 입회하에 고온다습한 조건하에서 Full-Scale 시험을 수행하며, 시험은 실제 과정에서 사용된 설계한계하중(DLL, Design Limit Load)의 150%까지 현저한 파괴현상이 나타나지 않을 경우에 성공으로 간주한다. 이와 같은 시험조건은 항공기 운영 및 운항 도중 만날 수 있는 최악의 기상조건하에서 최대의 안전요인을 고려한 극한적인 상황을 모사한 것이라고 할 수 있다.

1992년 1월에 실시된 1차시험은 구조물이 DLL의 약 70% 근처에서 파괴되는 실패를 거쳤으며, 파괴된 부위를 검사한 결과 주된 파괴현상이 Laminate Skin과 H/C Core 사이의 Debonding으로 판명되었다. 이에 따라, 소재, 공정 및 설계에 관한 전반적인 재검토가 이루어졌으며, 시험 결과 사용된 Adhesive가 시험에 요구되는 환경조건 하에서 물성이 급격히 하락하는 현상이 관찰되었다. 따라서 1992년 6월에 실시한 2차시험은 소재를 변경하여 제작한 구조물을 사용한 결과 DLL의 200%까지 가는 성공을 거두는 결실을 가져오게 되었다. 본 연구에서는 Spoiler관련 소재시험의 일부로서 온도와 습도가 Adhesive 물

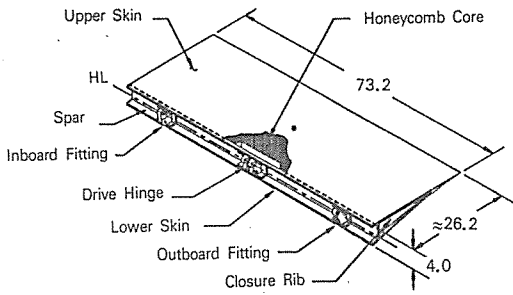


Fig. 1. A Schematic Diagram of MD-11 Composite Spoiler (* designates the location of strain gauge attached.)

성에 미치는 영향을 열분석 및 기계적 시험을 통하여 고찰하였으며 기존 물성시험방법의 문제점 및 해결책이 논의되었다.

2. 실험

2-1. Full-Scale Sandwich 구조물 제작 공정 및 시험

Spoiler의 Laminate Skin은 4장의 CF/Epoxy(AS4/3501-6) Prepreg Tape으로 이루어져 있으며 기본 Lay-up은 $[+45/-45]_S$ 이다. Upper 및 Lower Skin은 Autoclave를 사용하여 2.8°C/min로 가열하여 177°C에서 2시간동안 반응시킨 후 2.8°C/min로 상온까지 냉각하였다. 이와 같이 제작된 Laminate Skin은 Al₂O₃사포(320 grit)를 이용하여 표면처리한 후, 121°C에서 Epoxy-Base Adhesive를 사용하여 Nomex H/C Core에 접착하였다. 모든 공정이 끝난 시험구조물은 실제 상황을 모사하기 위하여 Top Coat와 Primer를 사용하여 최종 표면처리 하였다.

최종구조물은 시험에 앞서 FAA 환경요구조건에 따라 60°C 및 95% R.H. (Relative Humidity)의 고온다습한 조건(Hot/Wet Condition)하에서 30일 동안 Conditioning한 후, 동일한 습도조건에서 온도를 74°C로 증가시켜 시험이 실시되었다. Conditioning에 앞서 구조물 표면 각 부위에 Epoxy를 사용하여 Strain Gauge를 부착시켰으며, 시험 중 각각의 하중 조건 하에서 Strain 변화를 측정하였다. 시험은

FAA의 참관 하에서 시행되었으며 3단계로 이루어져 있다. 우선 구조물을 DLL의 0%에서 30%, 다시 0%로 돌아오는 하중 Cycle을 세번 반복하는 Pre-Loading 시험을 거친 후, 다시 DLL의 100% 까지 한번 왕복하는 Limit-Loading 시험을 실시하였다. 이때 구조물의 손상여부를 확인한 후 이상이 없는 경우에는 최종적으로 구조물이 파괴될 때까지 DLL의 10%씩(100% 이상에서는 5%) 점차 하중을 높이는 Ultimate Failure 시험을 실시하였으며, DLL의 150% 까지 현저한 파괴현상이 나타나지 않을 경우 성공으로 간주하였다.

2-2. Adhesive 물성시험

Adhesive 물성시험에서는 Douglas 항공사의 동일한 Material Specification에 등재된 3가지의 Adhesive가 사용되었다. 서로 다른 회사 제품인 이들 Adhesive는 나일론이나 폴리에스터 등의 부직포에 Additive가 첨가된 Epoxy-Base Resin을 Hot-Melt 공정을 사용하여 함침시킨 접착제 Tape이다. 본 시험에서는 Adhesive의 수분흡수 및 그에 따른 열적, 기계적물성 변화를 DSC(Differential Scanning Calorimetry by Rigaku), DMA(Dynamic Mechanical Analyzer by DuPont), 및 Universal Mechanical Testing Machine(Instron 8501 Series)을 사용하여 측정하였다. 특히 기계적물성은 Material Specification에 명시된 방법의 하나인 Single Lap-Shear Test를 사용하였으며 파괴표면은 전자현미경(SEM) 및 Video 현미경을 이용하여 관찰하였다.

수분흡수 및 열적특성을 측정하기 위한 시편은 5장의 Adhesive Film을 적층한 후, Autoclave를 사용하여 제작하였으며, 표준 Lap-Shear Test시편의 Adherend는 Pre-Cure된 1.5mm 두께의 Woven CF/Epoxy Laminate를 사용하였고 Adhesive의 두께는 0.05mm로 조절하였다. 이때 모든 시편은 실제 Spoiler 제작에 사용된 Adhesive의 Cure와 동일한 조건에서 제작되었다. 제작된 시편의 절반은 제작 후 곧바로 시험을 수행하였으며 나머지 절반은 온습도가 조절되는 항온조에서 30일 동안 실제 Spoiler의 시험조건과 동일한 조건, 즉 60°C & 95%

R. H., 하에서 Conditioning을 시킨 후 동일한 시험을 실시하였다.

수분흡수 시험은 각 Adhesive Laminate당 5개의 시편을 일정한 시간 간격으로 항온조에서 꺼내어 무게변화를 측정하였다. DSC 및 DMA 시험은 질소 환경조건 하에서 5°C/min의 가열속도로 시행하였으며, Lap-Shear 시험은 서로 다른 온도(25, 75, 90°C)에서 속도를 변화하여 (0.13, 1.3, 13, 50mm/min) 실시하였으며 모든 시험은 최소한 5회 이상 시행하였다.

3. 결과 및 토론

2차에 걸친 Spoiler Full-Scale 시험에서 Strain 변화를 측정된 결과 Fig.1에서 '*'로 표시된 중앙 Doubler 가장자리에서 가장 커다란 응력분포가 확인되었다. Fig.2는 1,2차 시험결과 Upper 및 Lower Skin의 '*' 부분에 부착된 Strain Gauge로 측정된 하중에 따른 Strain 변화를 나타낸다. 그림에서 보듯이 Upper Skin은 인장하중, Lower Skin은 압축하중을 받으므로 측정된 Strain 값은 각각 +, -로 표시되었다. Fig.2.(A)에서 보듯이 1차 시험은 DLL의 70% 부근에서 Lower Skin의 파괴로 인하여 압축변위가 급격히 증가하고 Upper Skin은 전혀 파괴되지 않은 현상을 나타냈다. 파괴된 Lower Skin

표면부위를 검사한 결과 H/C Core의 Cell 자국이 명확히 남겨진 Adhesive가 부착되어 있었으며 결국 근본적인 파괴원인은 Adhesive와 H/C Core 사이의 Adhesive Debonding으로 판명되었다. Adhesive를 변경한 후 실시한 2차시험은 Fig.2.(B)에서 보듯이 DLL의 200%까지 Upper 및 Lower Skin의 현저한 Strain 변화없이 일정한 Modulus 값을 나타냈으며, 파괴된 Skin 표면은 H/C Core가 찢겨져 Adhesive에 부착된 형상으로 Lower Skin의 압축파괴가 주된 파괴원인으로 판명되었다.

Spoiler Full-Scale 시험 결과 Adhesive의 Material Specification에 명시된 기본물성이 Sandwich 구조물에서 요구하는 특성을 적절히 나타내며 또한 시험방법이 적절한가에 대한 의문점을 남겼다. Spoiler 구조역학상 가장 요구되는 Adhesive의 물성은 전단강도이며 일반적으로 Lap-Shear Test에 의하여 측정할 수 있다. 특히 Single Lap-Shear Test는 하중전달경로의 Eccentricity로 인한 굽힘 Moment의 유발로 정확한 강도측정이 어려울 수 있으나 제작이나 비교해석이 용이하여 널리 사용되고 있으며 또한 Material Specification의 기본시험방법으로 명시되어 있다[2]. Single Lap-Shear Test는 Adhesive의 두께 및 Adherend의 표면처리에 영향을 받는 것으로 알려져 있다. 하지만 Adhesive 'A'를 사용하여 시험한 결과 Fig.3에서 보듯이 측정된 전단강

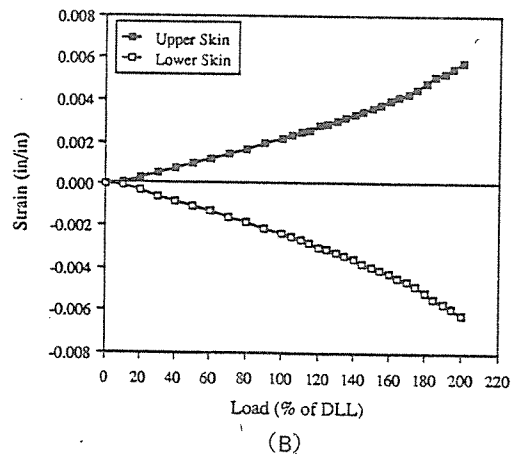
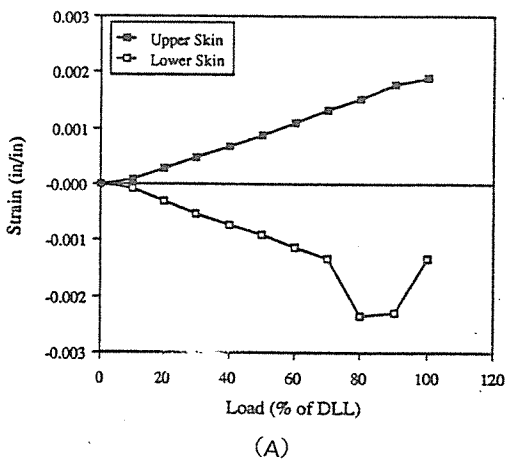


Fig. 2. Stress-Strain Curves Measured at the Locations Designated in Fig.1 for (A) First and (B) Second Full-Scale Tests

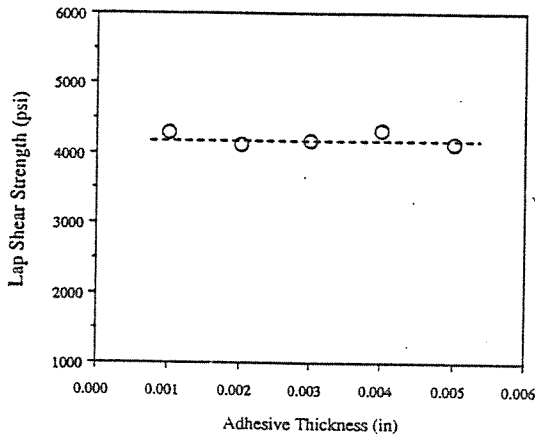


Fig. 3. Effect of Adhesive Thickness on Lap Shear Strength for Adhesive 'A'

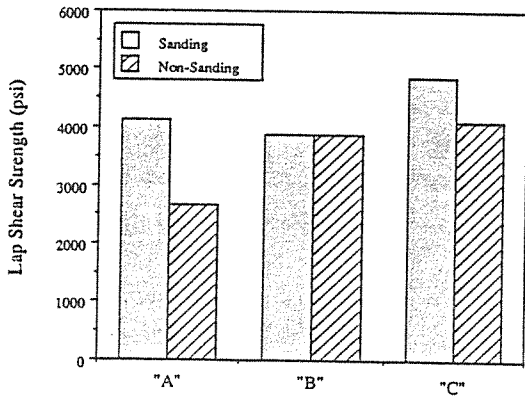


Fig. 4. Effect of Surface Treatment on Lap Shear Strength for Adhesive 'A'

도는 일정한 범위(0.001 in~0.005 in)내에서 Adhesive의 두께에 무관하였다. 반면에 전단강도에 미치는 Adherend의 표면처리 효과는 Adhesive의 종류에 따라 선별적으로 나타났다. Fig.4에서 보듯이 Adhesive 'A'와 'C'는 Al₂O₃ 사포를 이용하여 표면처리를 함에 따라 전단강도가 20% 내지 60% 증가하는 반면 Adhesive 'B'는 표면처리에 무관하였다. 일반적으로 표면처리에 따른 전단강도 증가는 파괴 부위가 Adherend와 Adhesive 사이에서 점차 Adhesive 사이로 변이하는 현상을 나타냈다.

Fig.5는 동일한 Material Specification에 등재된 3종류 Adhesive들의 온도에 따른 전단강도를 나타낸다. 상온에서는 모든 Adhesive가 Material Spe-

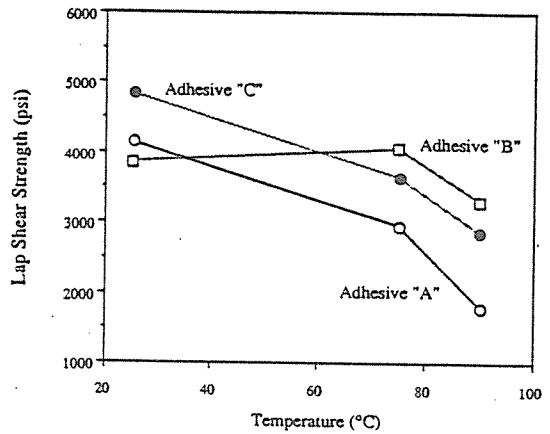


Fig. 5. Effect of Temperature on Lap Shear Strength for Three Different Adhesives before Hot/Wet Conditioning

cification 상에서 요구하는 최저물성치를 만족시키나 일반적으로 고온에서의 물성이 급격히 감소하였다. 특히 Adhesive 'A'와 'C'는 온도가 증가함에 따라 전단강도가 점차 감소하여 75°C 이상에서는 급격히 하락하는 반면, Adhesive 'B'는 75°C에서 최대치를 나타내고 점차 감소하는 현상을 나타냈다. Table 1에서 보듯이 열분석시험 결과 모든 Dry Adhesive의 Glass Transition Temperature(T_g)는 85°C이상이므로 75°C에서는 Glassy State로 존재하는 것을 알 수 있다. 이와 같은 현상은 측정된 전단강도는 Adhesive의 열역학적으로 정의되는 고유한 기계적 강도 이외에 인성, 혹은 파괴인성과 같은 다른 요인에 의하여 영향을 받을 수 있다는 것을 의미한다.

Table 1. Results of Glass Transition Temperature and Moisture Absorption for Three Different Cured Adhesive Laminates

Adhesive	T _g (°C) **		Maximum * Water Uptake (%)	Diffusion * Coefficient (cm ² /sec) × 10 ⁸
	Dry	Wet		
A	86	72	2.1	2.67
B	109	80	3.3	0.94
C	110	81	3.0	1.54

* : measured at 60°C

** : onset temperature in DSC thermogram measured at a heating rate of 5°C/min

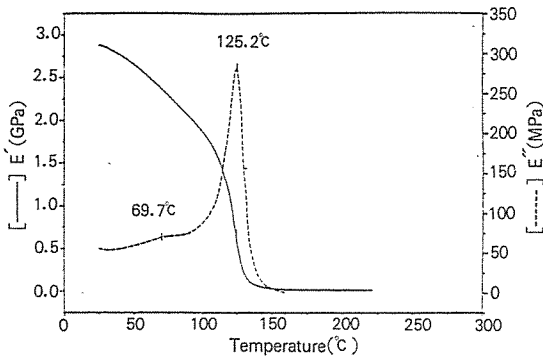


Fig. 6. DMA Thermogram of the Cured Adhesive 'B' before Hot/Wet Conditioning

Fig. 6은 Dry Adhesive 'B'의 DMA Thermogram으로서 125°C 근처에서 나타나는 Loss Modulus (E'')의 최대점은 DSC시험에서도 발견되는 Adhesive 주요성분인 Epoxy Resin의 Glass Transition을 나타내며 모든 Adhesive에서 공통적으로 발견되었다. 하지만 Adhesive 'A'나 'C'의 경우 70°C 부근에서 Loss Modulus의 Peak이 거의 나타나지 않거나 Plateau 형태로 존재하는 것에 비하여 Adhesive 'B'의 경우에는 현저한 Peak이 존재하는 것을 알 수 있었으며 이와 같은 현상은 Adhesive의 인성을 향상시키기 위한 목적으로 첨가된 CTBN과 같은 첨가제(Additive), 혹은 부직포(Carrier)의 상변화, 특히 Glass Transition에 기인한다고 사료된다. Peak의 형태 및 크기는 사용된 첨가제나 부직포의 특성, 사용량, Epoxy 수지와와의 Compatibility 및 열적 특성의 차이에 의하여 결정된다. 따라서 75°C에서 시험한 경우 이와 같은 소량의 첨가제는 인성이 높은 Rubbery State로 존재하여 전체 Adhesive의 강도는 크게 감소시키지 않으나 인성을 향상시키는 Softener로 작용하며, 전반적으로 Adhesive의 전단강도 측정치를 증가시키는 역할을 하게 된다.

Fig. 7은 서로 다른 온도에서 시험속도를 변화시키면서 측정된 Adhesive 'B'의 전단강도 시험결과이다. 일반적으로 상온에서 측정된 전단강도는 본 시험에서 사용된 넓은 시험영역에서 시험속도에 무관한 반면 고온에서는 시험속도가 증가할수록 측정된 전단강도가 증가하는 결과를 보였다. 상온에서는 첨가제는 Adhesive 성분이 모두 Glassy State인 고

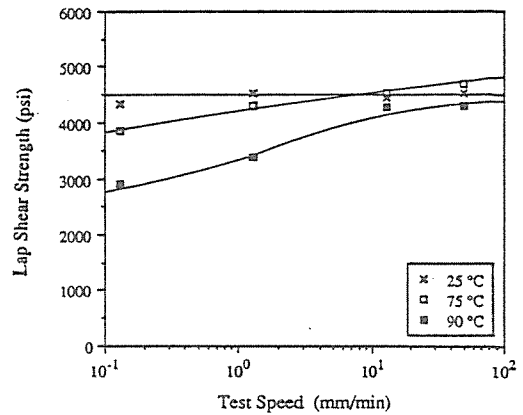


Fig. 7. Effect of Test Speed on Lap Shear Strength for Adhesive 'B'

체이므로 측정된 강도는 물질의 고유한 물성치(Intrinsic Property)를 나타내며, 고온에서는 첨가제나 Adhesive 성분이 부분적으로 혹은 전반적으로 Rubbery State의 점탄성을 갖게되어 실제 측정하는 강도는 물질의 고유물성 및 시험조건에 영향을 받아 결정되는 일시적인 물성치(Transient Property)를 나타낸다. 따라서 현재 일정한 시험속도에서 측정하도록 항공사의 Material Specification에 명시되어 있는 물질의 전단강도 측정치는 Adhesive가 점탄성을 나타내는 고온에서는 의미가 없으며 정확한 강도시험은 가급적 낮은 시험속도를 사용하여야 한다.

이와 같은 Adhesive의 점탄성은 무차원 변수인 Deborah Number(De)에 의하여 설명될 수 있다 [3,4]. Deborah Number는 물질의 이완시간(Relaxation Time, τ)에 대한 시험시간(Testing Time Scale, t)의 비율로 표시된다. (즉 $De=t/\tau$) 저온에서는 물질의 Relaxation Time이 거의 무한대이므로 Testing Time에 무관하게 Deborah Number는 0에 접근하며, 고온에서는 Relaxation Time이 거의 0이므로 Testing Time에 무관하게 Deborah Number는 무한대로 접근한다. 물질이 점탄성을 나타내는 중간온도에서는 Relaxation Time과 Testing Time이 거의 같은 범위의 값을 갖게 되어 Deborah Number는 Testing Time에 큰 영향을 받는다. 이러한 온도범위에서는 Testing Time의 증가, 즉 시험속

도의 감소는 Relaxation Time의 감소, 즉 온도증가와 같은 효과를 나타낸다. 따라서 Fig. 7에서 보듯이 시험속도가 감소하면 측정된 전단강도의 값은 온도 증가에서 관찰할 수 있듯이 감소하는 경향을 나타내며, 이런 현상은 T_g 부근에서 현저히 나타난다. 오랫동안 분자량이 큰 고분자물질의 점탄성을 설명하는 도구로서 널리 사용되어 온 이와 같은 온도와 시간 사이의 관계, 즉 Time-Temperature Superpository Relationship은 전단강도 시험에서도 정성적으로 적용될 수 있으나 정량적 접근은 지속적인 연구를 요한다[5].

고온다습한 조건(60°C & 95% R.H.)하에서 30일동안 Conditioning한후 측정된 Adhesive의 물리화학적 특성이 Table 1에 요약되어 있다. 시험에 사용된 모든 Adhesive는 수분흡수에 있어서 Fickian Diffusion Mechanism을 따르는 것으로 관찰되었다[6]. 또한 세 종류의 Adhesive 중 Adhesive 'A'가 가장 빠른 수분흡수속도와 가장 작은 최대수분흡수량을 보인 반면, Adhesive 'B'는 가장 느린 수분흡수속도와 가장 큰 최대수분흡수량을 나타냈다. Adhesive가 수분을 흡수함에 따라 T_g 도 감소하여 수분흡수가 거의 평형상태에 도달한 30일 후에는 Adhesive 'A'는 15°C, Adhesive 'B'와 'C'는 약 30°C의 T_g 감소를 나타냈다. Adhesive 'B'와 'C'가 Adhesive 'A'에 비하여 상대적으로 큰 T_g 감소를 보인 원인은 상대적으로 큰 수분흡수량 때문이라고 생각된다. 결국 FAA Full-Scale 시험에서 요구되는 Conditioning조건 후 모든 Adhesive의 T_g 는 실제 FAA의 강도시험 온도(75°C)와 동일한 범위 내에 존재하게 되어 어느 정도 점탄성을 나타내게 된다.

Fig. 8은 30일동안 Conditioning한 Adhesive를 사용하여 측정된 전단강도 시험결과이다. 그림에서 보듯이 Wet Adhesive는 온도가 증가함에 따라 전단강도가 급격히 감소하는 현상을 나타냈다. 특히 $T_g(72°C)$ 가 시험온도(75°C)보다 낮은 Adhesive 'A'는 75°C이상에서 전단강도가 온도에 반비례하여 급격히 감소하는 현상을 나타냈다. 또한 수분을 흡수한 모든 Wet Adhesive는 Dry Adhesive에 비하여 상온(25°C)에서 상당히 높은 전단강도 값을 나타냈으며, 이는 흡수된 수분이 Glassy State의 Adhesive내에서

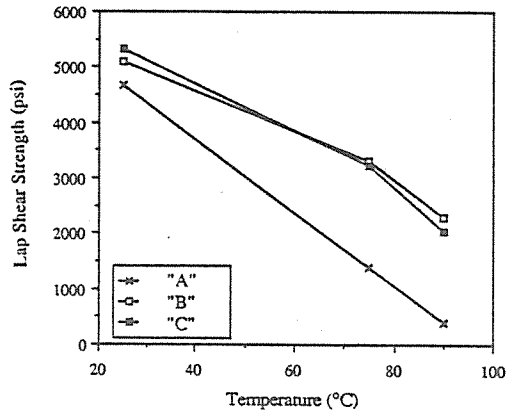


Fig. 8. Effect of Temperature on Lap Shear Strength for Three Different Adhesives after Hot/Wet Conditioning

Softener로 작용하여 인성을 증가시키는데 기인한다. 이와같은 현상은 앞서 언급한 바와 같이 전단강도가 열역학적으로 정의되는 고유한 기계적 강도 이외에 인성, 혹은 파괴인성에 의하여 영향을 받는다는 것을 입증한다.

현미경을 사용하여 파괴부위를 관찰한 결과 Composite Laminate를 Adherend로 사용한 Single Lap-Shear Test에서는 4종류의 서로 다른 파괴현상이 발견되었다. 이런 파괴현상은 Adherend내의 층간에서 파괴가 발생하는 Interlaminar Failure, Adhesive층과 인접한 Adherend의 표면에 존재하는 얇은 Epoxy Resin층에서 파괴되는 Surface Failure, Adhesive내에서 파괴되는 Cohesive Failure, Adhesive와 Adherend의 사이에서 파괴되는 Adhesive Failure이다[7]. 파괴현상은 측정된 전단강도와 밀접한 관계를 갖고 있으며, 일반적으로 높은 전단강도의 경우 Interlaminar 혹은 Surface Failure, 낮은 전단강도에서는 Adhesive Failure를 나타내며 중간치의 전단강도에서는 Cohesive Failure가 관찰되었다. 또한 파괴현상은 온도가 감소할수록, 혹은 시험속도가 증가할수록 Adhesive, Cohesive, Surface, Interlaminar Failure순으로 변화하는 것을 관찰할 수 있었다.

결론적으로 본 연구를 통해 현재 항공기 복합재료 구조물에 사용되는 Adhesive는 저온에서는 탄성,

고온에서는 점탄성을 나타낸다는 것을 알 수 있었다. 이와 같은 현상은 수분흡수와 함께 더욱 현저하게 나타나며 최종 구조물의 기계적특성, 특히 Creep/Relaxation이나 Fatigue과 같은 Long-Term Property를 감소시킨다. 본 연구에서 사용된 모든 Adhesive는 항공사의 동일한 Material Specification에 합격하여 사용이 공인된 제품임에도 불구하고 이와 같은 문제점이 현재까지 항공기부품 설계 및 제작에 여전히 존재하는 가장 커다란 이유는 항공사가 소재와 관련하여 규정한 Material Specification과 이들 소재를 사용하여 제작된 구조물을 사용하여 시험하는 FAA의 시험조건 사이의 불일치 때문이라고 생각된다. 따라서 올바른 소재물성에 대한 정의, 시험방법 및 조건이 규정되어야 하며, 이를 해결하기 위해서는 항공기 제작사, 항공기 제작 및 운항을 관리하는 FAA, 및 항공기 부품을 생산하는 업체 간의 긴밀한 협조 관계가 필수적이다[8].

4. 결 론

본 연구에서는 MD-11 Composite Spoiler 제작 관련 소재 시험의 일부로서 항공사의 동일한 Material Specification에 등재된 3종류의 Adhesive를 사용하여 온도와 습도가 Adhesive 물성에 미치는 영향을 열분석 및 기계적 시험을 통하여 고찰하였으며 기존 물성시험방법의 문제점이 논의되었다.

시험결과 현재 항공기부품 제작에 있어서 Bonding에 사용되는 Adhesive는 일반적으로 온도가 증가할수록 전단강도는 감소하나 소재에 따라 특정한 온도 범위에서 최대의 전단강도를 나타냈다. 열분석시험 결과 이와 같은 현상은 인성을 증가시키려는 목적으로 Adhesive에 첨가된 Additive 혹은 Carrier의 상변화에 기인한다는 것을 알 수 있었다. 또한 이와 같은 현상은 측정된 전단강도는 Adhesive의 열역학적으로 정의되는 고유한 기계적 강도 이외에 인성, 혹은 파괴인성에 의하여 영향을 받을 수 있다는 것을 의미한다.

모든 Adhesive는 저온에서는 탄성, 고온에서는 점탄성을 나타내며, 따라서 측정되는 Adhesive의 전단강도는 상온에서는 본 논문에서 사용된 넓은

시험영역에서 시험속도에 무관하나 고온에서는 온도 및 시험속도에 영향을 받는다는 것을 알 수 있었다. 또한 Adhesive의 전단강도는 일반적으로 점탄성 고분자 물질에서 발견되는 Time-Temperature Superposition 관계가 성립된다는 것을 발견할 수 있었다.

Adhesive의 수분흡수 Mechanism은 Fickian Diffusion을 따르며, 수분흡수량의 증가와 함께 Glass Transition Temperature 및 전단강도가 상당히 감소하는 것을 알 수 있었다. 하지만 상온에서 측정된 전단강도는 모든 Adhesive가 수분흡수와 함께 증가하였으며, 이는 흡수된 수분이 Glassy State의 Adhesive내에서 Softener로 작용하여 인성을 증가시킨데 기인한다.

결론적으로 현재 항공사의 Material Specification에 규정된 시험방법에 따라 측정되는 Adhesive의 물성, 특히 고온물성은 소재자체의 열역학적인 고유한 기계적 물성 이외에 시험조건에 영향을 받는 Extrinsic Property이며 또한 평형물성이 아닌 Transient Property라는 것을 알 수 있었다. 따라서 복합재료 구조물 설계를 위한 기본소재 Data-Base를 마련하기 위하여 올바른 소재물성에 대한 정의, 시험방법 및 조건이 Material Specification 상에 명시되어야 한다.

감사의 글

본 연구를 위하여 수고하여 주신 대한항공내 한국항공기술연구원 및 김해사업본부에 계신 분들에게 감사드립니다. 또한 본 연구의 시험을 도와주신 선경의 임승규 박사님, 정훈희 연구원, KIST의 최철림 박사님, 이광희 박사님, 김준경 박사님, 박민 연구원, 한국화이바의 조정미 박사님, 김영수 차장님 및 연구소 여러분께 깊이 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. J. Corden, *Engineered Materials Handbook*, Reinhart, T.J., ed., ASM International, pp. 721 (1987)
2. L.J. Hart-Smith, *Differences Between Adhe-*

sive Behavior in Test Coupons and Structural Joints, Douglas Paper 7066, Douglas Aircraft Company (1981)

3. C.D. Han, *Multiphase Flow in Polymer Processing*, Ch.2, Academic Press, New York (1981)

4. K.J. Ahn, J.C. Seferis, T. Pelton, and M. Wilhelm, *Poly. Comp.*, **13**, 3, 197(1992)

5. M.L. Williams, R.F. Landel, and J.D.

Ferry, *J. Am. Chem. Soc.*, **77**,3701(1955)

6. J. Crank, *The Mathematics of Diffusion*, Clarendon Press, Oxford (1956)

7. K.J. Ahn, Y.S. Eom, Y.T. Shim, and J. C. Seferis, *Comp. Struc.*, in press (1992)

8. Douglas Aircraft Company, *IPD Process Description : Definition of Milestone Deliverables*, November (1991)
