

항공기 인증을 위한 복합재 구조물 설계/해석

김성준*, 최익현**, 안석민***, 엄찬홍****

Design and Analysis on Composite Structure for Aircraft Certification

Sung Joon Kim*, Ik Hyeon Choi**, Seok Min Ahn***, Chan Hong Yeom****

Abstract

There are a number of factors affecting the continued airworthiness of composite structure. Unlike metal structure, damages made in manufacturing processes or maintenance repair procedures need to be considered. The different levels of degradation and damage, which may occur, must be considered for structural substantiation of static strength, stiffness, flutter, and damage tolerance. This can start with an evaluation of environmental effects for the particular composite material. Matrix-dominated composite properties, such as compressive strength, are most sensitive to moisture absorption and temperatures. Static strength substantiation includes the smaller damages that will not be detected in production or maintenance inspection while damage tolerance addresses larger damages that need to be repaired once discovered. In this paper, we intend to list the airworthiness regulations and advisory circular that are deemed closely related to the certification of composite airplanes.

초 록

복합재 항공기의 경우 인증 시 여러 가지 요소를 고려해야한다. 금속과는 달리 복합재 구조물의 감항성은 운용 및 제작 중 발생하는 손상 등에 의해 큰 영향을 받는다. 그러므로 예상 가능한 여러 가지 손상에 대해 정적강도, 강성, 플러터 및 손상허용강도 등을 입증하여야한다. 복합재료의 기계적물성은 환경조건에 영향을 받는다. 특히 압축강도는 수지의 영향이 지배적이고 수지가 온도와 습도의 영향을 많이 받으므로 설계/해석 시 고려하여야한다. 복합재 항공기의 경우 육안으로 탐지가 어려운 손상에 대한 정적강도를 입증하여야하고, 육안으로 보이는 큰 손상에 대해서는 발견 즉시 수리하도록 규정되어있다. 본 논문에서는 복합재 구조물의 설계/해석에 필요한 규정을 분석하고 해석방법 등에 대해 검토하려한다.

키워드 : 충격(Impact), 층간분리(Delamination), 인증(Certification), 접착부(Bonded Joint), 기계적 체결부(Mechanical Joint)

접수일(2008년12월19일), 수정일(1차 : 2009년 6월 5일, 2차 : 2009년 6월 17일, 게재 확정일 : 2009년 7월 1일)

* 첨단공력구조팀/yaelin@kari.re.kr

** 첨단공력구조팀/lhchoi@kari.re.kr

*** 첨단공력구조팀/smahn@kari.re.kr

**** 항공미래기술연구실/yeom@kari.re.kr

1. 서 론

최근 항공기의 주요 구조물에 복합재료를 적용하여 경량화를 추진하고 있다. 보잉 등의 선진 항공사는 거의 모든 구조물을 복합재료로 사용하여 개발하고 있다. 이는 복합재료가 비강도가 높고 피로하중에 잘 견디며, 적층각을 적절하게 조합함으로써 다양한 형태의 외부하중에 대처할 수 있기 때문이다. 그러나 복합재료는 운용 환경조건에서 정적 및 피로강도가 저하되고 재료의 물성저하를 겪는다. 복합재를 이용하여 안전한 항공기 구조를 설계하기 위해서는 감항성 인증을 고려한 설계, 해석 및 시험 방법이 정립되어야 한다. 이를 위하여 복합재 구조물이 노출되는 환경조건을 정의하고 평가하여야 하며, 사용할 재료에 대한 인증을 얻고 극한 환경 조건에서 적용될 설계 허용치를 구하여야 한다. 또한 설계허용치를 근거로 구조해석에 적용할 수 있는 파손이론과 설계 정확도를 정립하여야 한다. 그리고 충격손상 허용에 대한 기준을 마련하고, 시험을 통하여 설계허용치를 얻어야하며 설계된 구조물에 대해서는 해석과 시험을 통해 안전성을 입증하여야 한다. 선진 항공사에서는 감항성 인증절차 및 규정을 근거로 복합재 설계, 해석 시험기준을 정립하여 사용하고 있다. 국내에서도 고등 훈련기를 비롯하여 현재 개발이 진행 중인 한국형 헬기 개발 사업 등을 통하여 관련 기술들을 확보하고 있다. 본 논문에서는 복합재 항공기의 인증을 위한 규정을 분석하고, 선진항공사에서 적용하고 있는 방법들을 검토함으로써 인증을 위한 복합재 설계요구조건과 이를 충족하기 위한 해석 및 시험평가 방법을 고찰하고자 한다.

2. 관련 규정

FAR(Federal Aviation Regulation)[1~2], AC(Advisory Circular)[3] 및 미국 군사규격(MIL-SPEC)[4]을 분석하여 복합재 구조물의 감항성인증에 필요한 설계요구조건을 정리하였다.

1) Get-Home Loads (AC 25.571 - 1C, paragraph 8.c.)

정의된 속도에서 기동 제한 하중의 70%, 돌풍 제한하중의 40%(수직, 수평방향) 및 타당한 최대 기내 차압을 고려하여 구조물을 설계해야 한다.

2) Barely Visible Impact Damage (FAR 25.305.b, AC 20-107A, paragraph 6.g)

제작이나 운용 중 예상되는 실제적인 충격손상에 대하여 구조물의 강도가 극한 하중(Ultimate load)을 감당하여야 한다. 이때의 손상은 지정된 검사절차에 의해 발견 가능한 손상보다 클 필요는 없다.

3) Discrete Source Damage (FAR 25.571.e, AC 25.571)

조류충돌이나 프로펠러, 엔진 블레이드 및 회전체 기계류의 파손에 의한 충격을 받은 경우 비행 중 받게 되는 정적 하중을 견뎌야 한다.

4) Disbonds of bonded joint (FAR 23.573 (5)(I))
임계 부위의 최대 접착분리 상태에서 극한 하중(Ultimate load)을 감당하여야 한다.

5) Proof of structure - Static (AC 20-107A.6)
복합재 구조물의 정적강도는 적절한 환경조건을 고려한 극한 강도 시험 및 해석적인 방법을 통하여 입증한다.

6) Proof of structure - Fatigue/Damage Tolerance
복합재 구조물의 손상에 대한 민감도를 측정하는 시험으로써 피로시험 시 구조물에 손상을 부가하고 손상의 진전여부를 파악한다.

3. 설계 요구조건 분석

3.1 Barely Visible Impact Damage

MIL-HDBK-17H에서는 복합재의 강도해석 시 open hole 강도와 CAI(Compression After

Impact)강도 중 보수적인 값을 사용하도록 하고 있다. 여기서 open hole 강도는 시편의 형상이나 시험방법 등이 표준화되어 있다. CAI 시편의 형상은 대략적으로 MIL-HDBK-17H에 정의되어있으나, 시편에 부과되어야 하는 충격에너지는 개별 항공기의 운용조건 및 설계/제작 및 검사방법에 따라 달라지므로 정의하기 어렵다. 적층판의 두께에 따른 충격에너지에 대한 개략적인 관계는 Fig.1과 같이 정의된다. 선진항공사의 경우 설계 시 구조물에 가해지는 면내하중에 대해 open hole강도나 CAI강도를 이용하여 복합재 구조물을 sizing하고 있다.

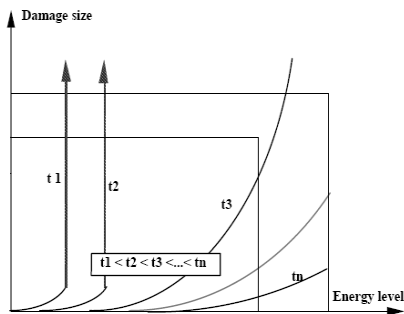


Fig.1 Damage size as a function of impact energy for different laminate thickness

3.2 Discrete Source Damage

항공기가 discrete source damage에 해당하는 손상을 받은 경우 복합재 구조물은 제한하중(limit load)상태에서 기동 하중(maneuver load)의 70% 또는 돌풍 하중(gust load)의 40%를 견뎌야 한다고 명시되어 있다[5].

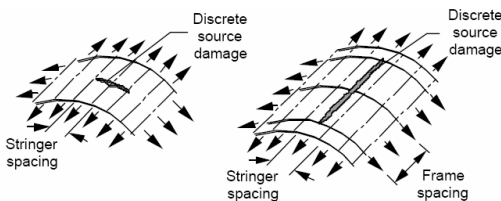


Fig.2 Schematics of discrete source damage

MIL-HDBK-17H 에는 discrete source damage에 대한 여러 가지 해석 방법에 대하여 서술하고 있다. 이외에도 discrete source damage와 같은 notch(notch)가 있는 복합재 구조물의 잔류강도 평가를 위한 많은 연구가 수행되어 왔다. 이러한 해석모델은 크게 선형탄성 파괴역학을 이용한 모델과 특성길이(characteristic length)개념을 이용한 모델로 구분된다. 특성길이를 이용한 이론적인 모델(point stress criteria와 average stress criteria)은 Whitney와 Nuismer[6]에 의해 제안되었다. Fig.3은

3.3 Bonded joint

현재 많이 사용되고 있는 접합부의 강도해석 방법은 대부분 Hart-Smith등에 의해 정립된 것이다[4]. MIL-HDBK-17H 에는 접합부의 형태에 따른 해석 방법들이 자세하게 설명되어 있다. 손상 허용요구조건으로 접착분리(disbond)에 대한 강도요구조건으로 5개의 stringer를 갖는 스킨구조가 접착분리가 되는 경우 제한하중을 감당할 수 있어야 한다[4]. 이때 crippling이나 좌굴강도 등에 대한 평가를 수행하여야 한다.

3.4 Mechanical joint

복합재 구조물이 체결류를 이용하여 기계적으로 조립되는 경우 파손 모드는 베어링(bearing)파손, bolt pulling 등이다(Fig.3 참조).

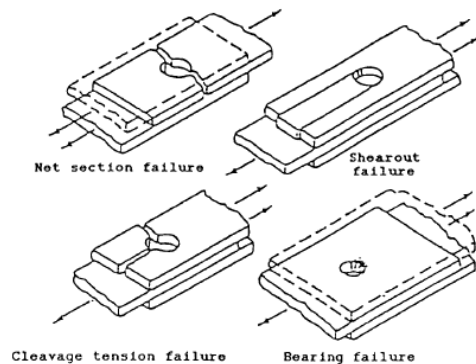


Fig. 3 Failure modes for mechanically fastened joints

일반적으로 복합재 구조물의 설계 시 급작스런 파손을 막기 위해 베어링(bearing)에 의한 파손이 되도록 설계한다. 바이패스하중(bypass load)이 무시할 수 없을 정도의 값을 보이는 경우에는 베어링하중과 함께 바이패스하중을 복합적으로 고려한 체결부의 거동이 해석대상이 된다. 이를 위해 베어링/바이패스 상관선도 등을 이용하여 체결부의 사이징에 사용된다.

3.5 구조물의 정적강도 입증

3.5.1 Building Block Approach

Building Block Approach는 설계개발시험을 위한 단계적인 접근 방법이다. 각 단계의 시험이 상세한 구조설계의 특징을 잘 나타내도록 해야 하며 피라미드 형태로 시험 수를 구성한다(Fig.4 참조). 기초 층에 많은 수의 적층판의 역학강도 시험시험편을 갖고, 차례로 elements, details, sub-components의 층을 갖는다.

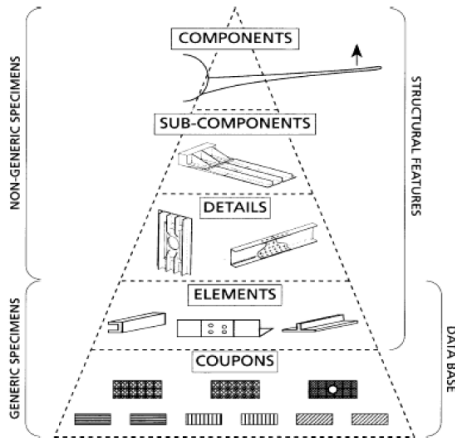
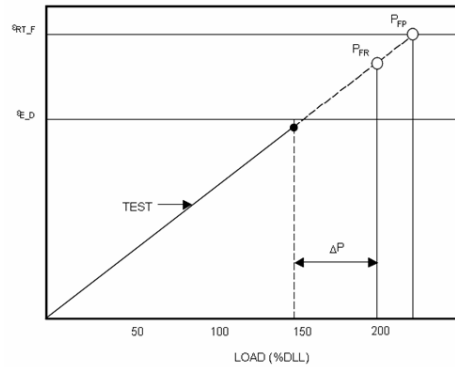


Fig.4 Building block approach

3.5.2 Full Scale Component 시험 평가

복합재 구조물에 대한 정적 시험을 수행하는 경우 온도와 습도환경에 의한 재료의 물성저하를 고려하기 위해서, 구조물을 극한환경조건에서 사

전조정(preconditioning)하고 그 조건에서 시험을 수행하거나, 극한 환경에서의 설계허용치에 대한 환경보정계수와 설계개발 시험으로부터 얻을 수 있는 보정계수를 이용한 파손하중(P_{FR})을 결정하여 상온에서 시험한다(Fig.5).



- ϵ_{RT_F} : Mean Room Temperature Failure Strain
- ϵ_{E_D} : Design Allowables Strain for Worst Case Environment
- $\epsilon_{T_150\%}$: Test Strain at 150% DLL
- P_{FF} : Predicted Failure Load
- P_{FR} : Required Failure Load
- ΔP : Environmental Compensation Factor

Fig.5 Static strength testing approach for composite structures [7]

3.6 구조물의 피로강도 입증

복합재 구조물의 피로 및 손상허용시험절차는 대략 Fig.6과 같다. 피로 및 손상허용 시험을 수행하는 경우 시험체에 부과되는 손상의 종류는 대략 BVID(Barely Visible Impact Damage), VID(Visible Impact Damage) 및 accidental damage(lightning strike, large notch 등)이다. 부과되는 충격에너지는 구조물의 형상, 운용조건, 설계/제작 및 검사방법 등에 의해 결정된다. 복합재 구조물의 경우 높은 정적 응력과 피로 거동 사이에 연관관계가 없으므로 일반적으로 한 가지 시험체로 정적 강도 시험과 피로 및 손상허용 시험을 수행한다.

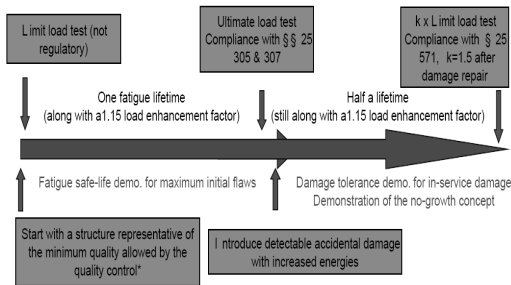


Fig.6 Fatigue/Damage tolerance testing approach for composite structures

4. 복합재 구조 해석방법 검토

4.1 정적강도해석

복합재를 이용하여 항공기 구조물을 설계하기 위해서는 적층판의 설계허용치를 정하여야 한다. 적층판의 주요 설계허용치는 탄성계수, 포아송비, 그리고 정적강도를 꼽을 수 있다. 탄성계수와 포아송비는 라미나(lamina)에 대한 시험 결과 치를 평균하고, 고전 적층판 이론(CLT)을 적용하여 산출한다. 적층판의 정적강도를 결정하는 일률적인 방법은 현재 정립되어 있지 않다. AC20-107에서는 “적층판의 설계허용치를 라미나의 시험치로 부터 해석적인 방법을 이용하여 구하거나, 직접 적층판의 시험치를 통해 구해야 한다.”라고 기술하고 있다[3]. 또한 AC 20-107에서는 적층판이 낫취, 층간분리 등의 손상을 고려하도록 하고 있다. 선진 항공사의 경우 일반적으로 두 가지 방법으로 정적 강도를 평가하고 있다. 첫째 환경조건(온도, 습도)을 고려한 B-basis물성을 이용하여 굽힘 및 응력집중을 고려한 해석을 수행하고, 둘째 CAI강도나 open hole강도를 이용하여 면내하중에 대한 강도평가를 수행한다. (1)식은 적층판 수준의 강도를 평가하는 saint venant failure criteria이다. (1)식에서 $\epsilon_1, \epsilon_2, \gamma_{max}$ 는 각각 적층판의 주변형률과 최대 전단 변형률이고, $\epsilon_{ta}, \epsilon_{ca}, \gamma_a$ 는 적층판의 허용 변형률이다.

$$\begin{aligned} \epsilon_1 &= \left[\left(\frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} \right)^2 + \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right] < \epsilon_{ta} \\ \epsilon_2 &= \left[\left(\frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} \right)^2 - \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right] < \epsilon_{ca} \\ \frac{\gamma_{max}}{2} &= \left[\sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right] < \frac{\gamma_a}{2} \end{aligned} \quad (1)$$

(1)식은 적층판의 45°층이 33%에서 66%수준으로 구성되고, balanced layup이며, 하중상태도 면내 하중(N_x, N_y, N_{xy})만 작용하는 경우에 사용된다.

4.2 Discrete source damage 해석

특성길이를 이용한 이론적인 모델(point stress criteria와 average stress criteria)은 Whitney와 Nuismer[6]에 의해 제안되었다. 이 모델에서는 낫취가 있는 복합적층판의 인장 강도를 이론해로부터 구한 응력분포를 이용하여 결정한다. 이 모델은 고전적인 파괴역학을 사용하지 않고 두 가지 변수(낫취가 없는 시편의 강도와 특성길이)를 이용하여 임의의 낫취 길이를 갖는 복합적층판의 잔류강도를 평가한다. 이 모델에서 특성길이는 시편의 기하학적 형상에 무관한 재료상수로 가정한다. Point stress criteria는 낫취 선단에서 고정된 거리만큼 떨어진 위치에서의 응력이 낫취가 없는 시편의 정적 강도와 같아지면 파손된다는 것이고, average stress criteria는 일정길이 안의 평균응력이 낫취가 없는 시편의 정적 강도와 같아지면 파손된다는 것이다. Waddoups가 선형탄성 파괴역학을 이용하여 제안한 파손모델(Inherent model)은 복합재 내부에 가상의 균열길이를 가정하고 이를 이용하여 낫취가 있는 적층판의 잔류강도를 예측하는 방법이다[8]. 또한 변형률을 이용한 파손모델이 Poe에 의해 제한되었다. 얇은 적층판을 대상으로 개발된 모델이지만 universal toughness parameter로 1.5를 적용하였을 경우 두꺼운 적층판의 파손강도도 예측 가능함을 보였다[9]. 또한 Mar-Lin은 파괴역학적인 방법을 쓰지 않고 "curve fit"모델을 이용하여 낫취가 있는 복합적층판의 강도를 평가하였다[10]. 낫취가 균열과 같은 형상

으로 존재하는 경우에 대하여 참고문헌 [11]의 실험결과와 전술한 파손모델을 이용한 해석결과를 비교하였다. Table 1에 적층판의 시험결과를 시편의 형상에 따라 정리하였다. Fig.7 는 실험에 사용한 시편의 형상이며, 시편의 폭 W 는 50.8 mm이다. 시험에 사용한 복합재는 T300/5208이다. Fig. 8~10에서는 3가지 적층패턴의 경우 시험결과와 여러 가지 해석모델의 결과를 비교하여 보여주고 있다.

Table 1. Characteristic length and fracture toughness of laminate [11]

Pattern	2a/W	Inherent_a(mm)	Point_d0(mm)	Average_a0(mm)	KQ (Pa(m) ^{1/2})
[0/+45/90] _s	0.250	2.540	1.160	5.030	4.1857E+07
	0.375	2.570	1.210	5.180	4.4435E+07
	0.500	2.260	1.080	4.500	4.3091E+07
	0.625	2.130	1.030	4.270	4.2713E+07
Average		2.375	1.12	4.75	4.3024E+07
[0/+45] _s	0.250	1.120	0.538	2.240	3.3813E+07
	0.375	1.210	0.589	2.410	3.5755E+07
	0.500	1.310	0.640	2.620	3.7712E+07
	0.625	1.140	0.561	2.290	3.5688E+07
Average		1.20	0.58	2.39	3.5742E+07
[0/90] _s	0.250	1.380	0.655	2.770	4.5585E+07
	0.375	1.670	0.803	3.350	5.0947E+07
	0.500	2.670	1.270	5.360	6.3553E+07
	0.625	2.000	0.968	3.990	5.6912E+07
Average		1.93	0.92	3.87	5.4249E+07

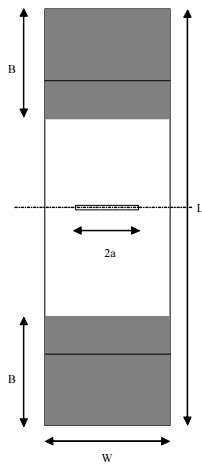


Fig. 7 Configuration of specimen

대부분의 모델(inherent model, point stress model, average stress model)은 실험결과와 유사한

값을 예측하며 general toughness parameter 모델의 경우 다른 모델에 비하여 비교적 보수적인 결과를 줄 수 있다.

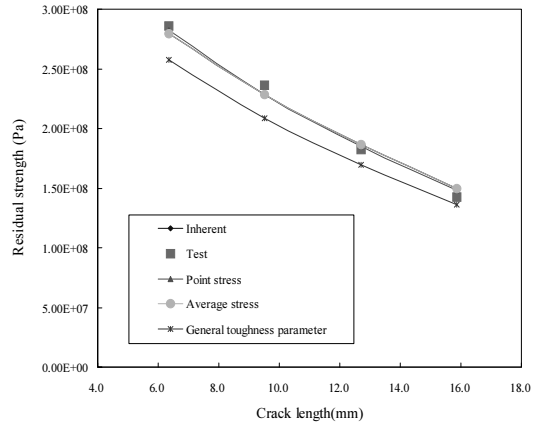


Fig. 8 Residual strength of composite laminate, Lay-up pattern [0/45/90]_s

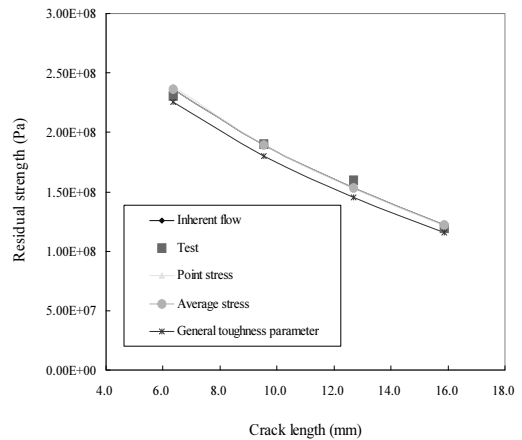


Fig. 9 Residual strength of laminate, Lay-up pattern [0/45]_s

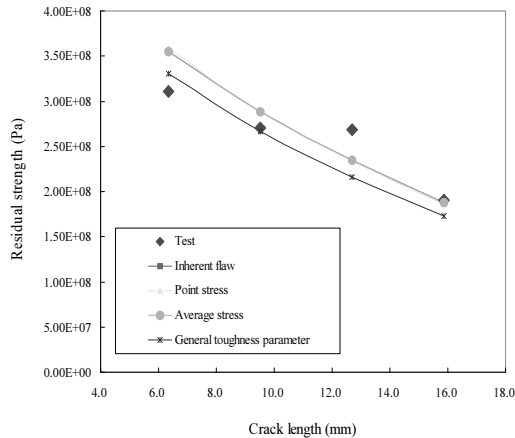


Fig. 10 Residual strength of laminate, lay-up pattern (0/90)_s

5. 결론

본 논문에서는 복합재 항공기의 인증을 위한 설계 규정을 분석하고, 인증을 위한 복합재 설계 요구조건과 이를 충족하기 위한 해석 및 시험평가방법을 소개하였다. 또한 정적강도해석과 discrete source damage 해석 방법에 대하여 검토하였다.

6. 후기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술연구원에서 위탁 시행한 항공안전기술 개발 사업으로 수행된 연구임

참고 문헌

1. FAR Part 23, Airworthiness Standards: normal, utility, acrobatic, and commuter
2. FAR Part 25, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes
3. AC20-107A, Composite Aircraft Structures, FAA, 1984

4. MIL-HDBK-17H, Composite Materials Handbook
5. AC 25.571, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure
6. Whitney, J. M. and Nuismer, R. J., "Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations," Journal of composite materials, Vol. 8, pp.253-265, 1974
7. MIL-A-8867, "Airplane Strength and Rigidity Ground Tests"
8. Wu, E. M., " Application of fracture mechanics to anisotropic plates," Journal of applied mechanics, pp.967-974, 1967
9. Poe, Jr., C. C., "A unifying strain criterion for fracture of fibrous composite laminates," Engineering Fracture Mechanics, Vol.17 1983, pp. 153-171.
10. Mar, J. W. and Lin, K. Y., "Fracture of boron/aluminum composites with discounties," Journal of Composite Materials, Vol. 11, Oct. 1977, pp
11. Harris, C. E. and Morris D. H., " Fracture behavior of thick, laminated graphite/epoxy composites," NASA Contractor report 3784