

보강재 본딩접합 복합재 적층판구조 피로손상 균열진전 수명예측에 대한 연구

권정호*[†] · 정성문**

A Study on Prediction of Fatigue Damage Crack Growth for Stiffener Bonded Composite Laminate Panel

Jung-Ho, Kwon*[†], Seong-Moon, Jeong**

ABSTRACT: The prediction and analysis procedure of fatigue damage crack growth life for a stiffener bonded composite laminate panel including center hole and edge notch damage, was studied. It was performed on the basis of fatigue damage growth test results on a laminated skin panel specimens and the analysis results of stress intensity factor for the stiffener bonded composite panel. According to the comparison between experimental test and prediction results of fatigue damage growth life, it was concluded that the residual strength and damage tolerance assessment can be carried out along to the edge notch crack growth.

초 록: 본 연구에서는 적층판 시편의 피로손상 균열진전 시험결과와 적층보강판 구조의 응력강도 해석결과를 기초로 충격손상을 모사한 원공과 노치손상을 내재한 보강재 본딩접합 적층보강판 구조의 피로손상 균열진전 수명예측에 대하여 고찰하였다. 그리고 적층보강판 구조시편에 대한 손상허용 시험결과와 손상진전 수명예측 해석결과를 비교분석한 결과 손상균열 길이 변화에 따라 최종파단에 대한 잔여강도를 예측하고 손상허용성 평가를 할 수 있었다.

Key Words: 손상균열진전(damage crack growth), 피로수명예측(fatigue life prediction), 응력강도(stress intensity), 충격손상(impact damage), 손상허용성평가(damage tolerance assessment), 복합재 보강판구조(composite stiffened panel)

1. 서 론

항공기구조는 설계규정에서 요구하는 감항안전성을 충족하기 위하여 손상허용성 평가가 필수적으로 수행되어야 한다. 최근 복합재 적용이 주구조에 확산되면서 보강재 본딩접합 적층보강판 형태의 구조에 대한 손상허용성 평가가 요구되고 있다. 피로손상과 연관된 손상허용성 평가는 손상균열의 진전과 그에 따른 잔여강도 거동에 대한 분석이 선행되어야 한다. 특히 복합재는 충격손상에 취약하여 충격손상 이후의 손상균열의 진전에 대한 손상허용성 평

가가 중요하다. 복합재 적층판의 저속 충격손상에 대한 최근 연구결과 Fig. 1에서 보는 바와 같이 원공 형태의 불연속부로 이상화할 수 있는 것으로 보고된 바 있다[1]. 그러나 그림에서 보는 바와 같이 충격손상부 가장자리에는 노치 형태의 미소균열이 모재에 형성되는 것을 알 수 있다. 그리고 손상진전을 C-Scan으로 관찰한 결과 Paris의 손상진전식의 형태로 진전수명 예측모델이 제시된 바 있다. 최근까지 보강판 형태의 복합재구조에 대한 손상허용성 해석과 관련하여서 대부분 충격손상후 압축하중에 대한 손상허용성[2,3]이나 패치수리후의 피로손상 거동 등에 대한 연구

접수: 2012년 12월 04일, 수정: 2013년 4월 15일, 게재승인: 2013년 4월 15일

*[†]울산대학교 기계공학부 항공우주공학전공 교수, Corresponding author(E-mail: jhkwn@ulsan.ac.kr)

**울산대학교 항공우주공학과 대학원

중제어 방식으로 수행하였다. 초기 노치부로부터 진전하는 손상균열은 50배율 CCD카메라와 화상분석시스템을 사용하여 표면균열을 PC 모니터 상에서 실시간으로 관찰하였다. 다음 Fig. 4에서 시험장치 셋업을 보여주고 있다. 적용한 피로하중은 적층판 인장강도의 91.7%에 해당하는 10.141 kN을 최대하중으로 하중비 $R=0.1$ 의 일정진폭 하중, 그리고 하중 주파수(Frequency)는 주파수 영향이 없도록 충분히 낮은 5 Hz로 수행하였다.

2.2 시험결과 및 분석

다음 Fig. 5는 피로하중 10.141 kN에 대하여 초기 노치로부터 진전해 나간 손상균열을 표면에서 CCD카메라로 관찰한 사진과 균열면을 주사전자현미경(Scanning Electron Microscope)으로 관찰한 결과를 보여주고 있다. 그리고 Fig. 6은 손상균열이 진전해 간 경로를 표면에서 관찰한 결과를 도식적으로 보여주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 Fabric 적층판(직교이방성)의 경우 인장-인장하중에서 피로손상은 층간분리 손상에 의해 성장함을 알 수 있고 거시적으로는 등방성 재료와 유사하게 하중작용 방향의 수직면을 따라 성장함을 알 수 있다. 그리고 Fig. 7은 최대작용하중 10.141 kN (하중비 $R=0.1$)에서 수행한 피로손상 균열진전 수명거동을 보여 주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 대개 10^4 사이클 하중 이후부터 균열진전률이 급격히 증가하는 것으로 나타났다. 이러한 진전거동 데이터로부터 secant법으로 구한 균열진전률 거동은 log-log 스케일 상에서 Fig. 8에서와 같이 선형적인 선도관계를 얻을 수 있고 Paris의 선형거동식으로 다음과 같이 정식화할 수 있다.

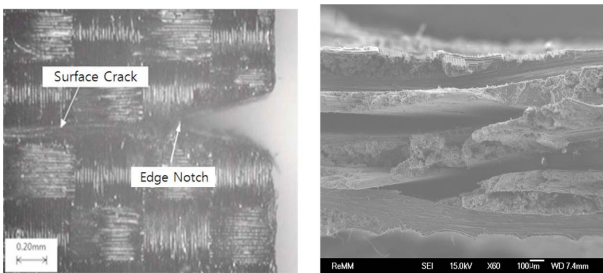


Fig. 5. Observation of damage crack growth on CCD camera and crack surface on SEM.

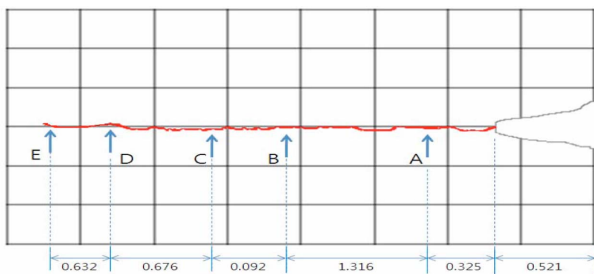


Fig. 6. Schematic pattern for damage crack path.

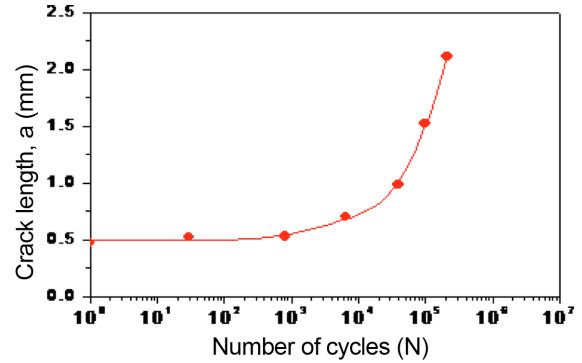


Fig. 7. Test result of fatigue damage crack growth.

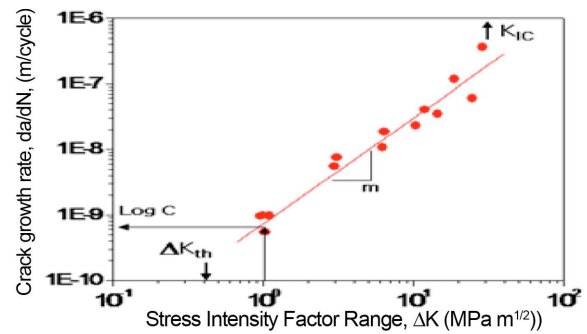


Fig. 8. Behaviour of fatigue damage crack growth rate.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2)$$

여기서 재료상수인 C , m 은 각각 Fig. 8에서의 직선선도의 da/dN 축 절편과 기울기로 결정되며 분석결과 다음 값을 갖는다. 즉,

$$C = 6.8 \times 10^{-10}$$

$$m = 1.7$$

3. 손상균열 복합재 보강판 응력강도 해석

복합재 보강판의 손상균열 진전수명을 평가하기 위하여 손상균열 진전에 따른 파괴역학적 파라미터 변화거동 평가가 요구되는데 본 연구에서는 응력강도계수 해석을 수행하였으며 참고문헌[12,13]에서 제시된 복소퍼텐셜 해석법을 통하여 구하였고 손상균열길이 0.125, 0.550, 0.950인 치에 대하여 MSC/NASTRAN을 사용한 유한요소해석을 수행하여 결과를 비교하였다. 사용된 유한요소는 복소퍼텐셜 해석결과와의 비교 편의성을 위하여, 단위두께의 2차원 면 요소인 CQUAD4 요소를 사용하였으며, 손상균열 주변에서의 응력변화 및 응력집중을 가능한한 정확하게 묘사하기 위하여 균열부위를 조밀하게 모델링(Fine meshing)하였다. 사용된 요소수는 총 757개, 절점수는 총 921개로 구성되어 있으며 Fig. 9에서 유한요소모델과 Fig. 10에서 해석결

과로 Von-Mises 응력분포를 보여주고 있다. 그리고 응력강도계수를 계산하기 위하여 균열끝단 요소는 CRACK2D 요소를 사용하여 해석을 수행하였으며 Fig. 11에서 스킨적층판 재료의 파괴인성치로 표준화한 응력강도계수값으로 복소퍼텐셜 해석법과 유한요소해석 결과를 비교하여 보여주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 두 계산결과는 2~6%의 근사한 차이를 나타냄을 알 수 있다.

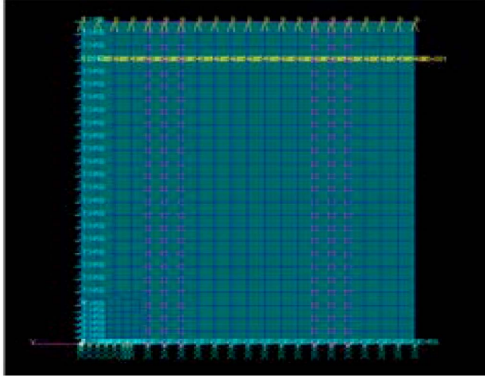


Fig. 9. Finite element mesh for stiffened panel.

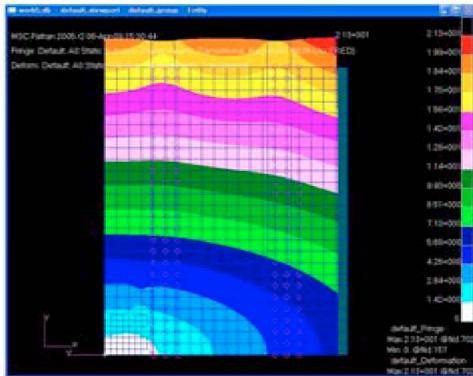


Fig. 10. Von-mises stress distribution from FEA results (In the case of damage crack length of 0.125 inches).

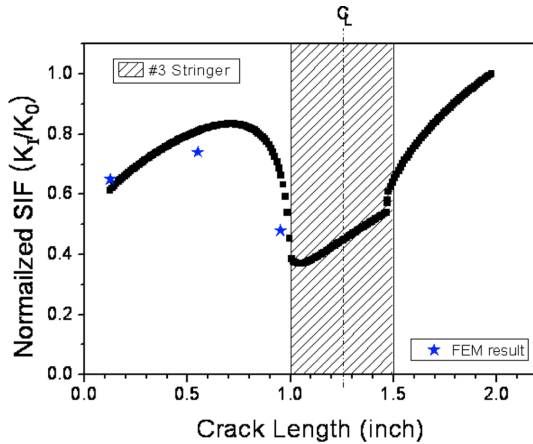


Fig. 11. Analysis results of stress intensity factors for stiffener bonded composite panel as a function of damage crack length using complex potential method.

4. 복합재 보강판 손상균열 진전수명 평가

4.1 손상균열 진전수명 해석

스킨 적층판 재료시편에 대한 균열손상 진전시험 결과와 균열손상 길이에 따른 응력강도계수 계산결과로부터 보강판구조에 대한 손상균열 진전수명해석을 수행하였으며 세부적인 해석절차는 다음 Fig. 12에서 보여주고 있다. 작용응력은 보강판 구조시편 시험에 적용할 동일한 최대하중(61.98 kN)에 대한 응력을 입력값으로 하였으며 피로하중은 하중비 $R=0.1$ 의 일정진폭 반복하중으로 간주하였다. 손상균열 성장은 초기 노치균열 0.15인치로부터 균열증분을 초기에는 0.1인치, 그리고 0.2인치, 0.5인치 등으로 증가시켜 가며 해당되는 하중사이클수를 계산하도록 하였다. 다음 Fig. 13은 계산결과 손상균열 성장수명을 그래프로 보여주고 있다.

4.2 보강판 시편 손상균열 진전수명 시험

손상균열 진전해석 결과와 비교하기 위하여 보강판 구조시편에 대한 손상균열 성장시험을 수행하였다. 다음 Fig. 14에 시험형상과 치수를 보여주고 있다. 시험기는 MTS 8502

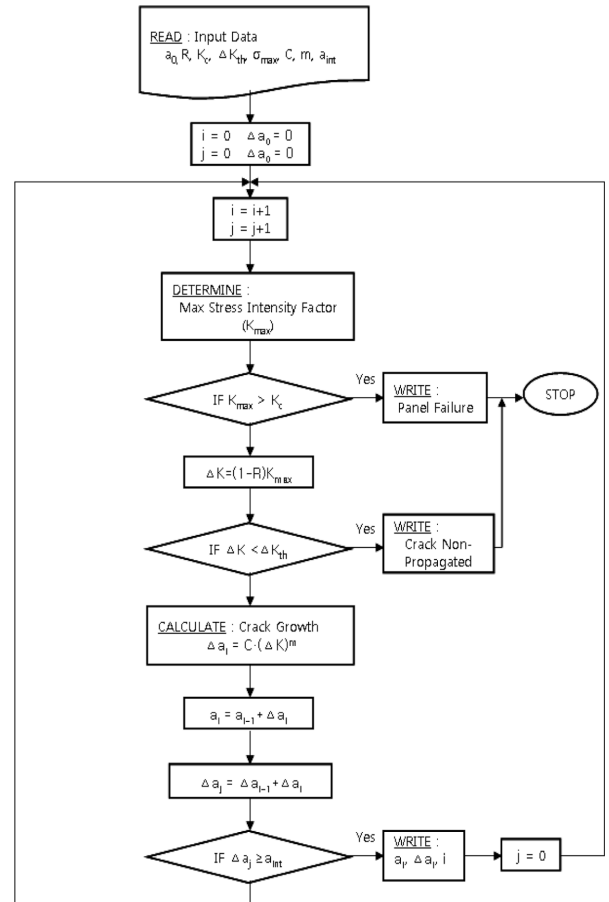


Fig. 12. Analysis procedure of fatigue damage crack growth life.

피로시험기로 하중제어 방식으로 수행하였으며 시험하중은 해석에 입력자료로 사용한 최대하중 61.98 kN, 하중비 $R = 0.1$, 하중주파수는 하중제어 오차가 3% 미만 되도록 6 Hz로 하중을 제어하였다. 하중 형태는 일정진폭의 사인

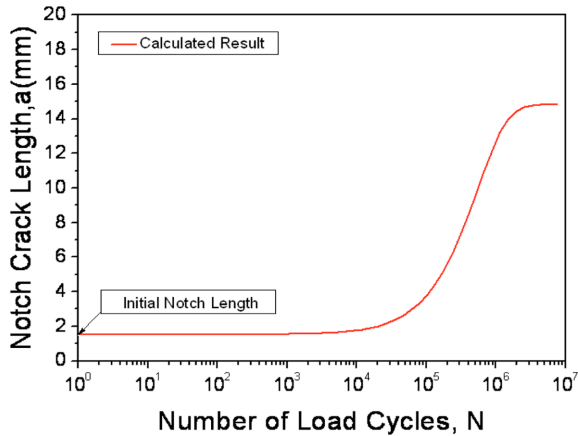


Fig. 13. Analysis procedure of fatigue damage crack growth life.

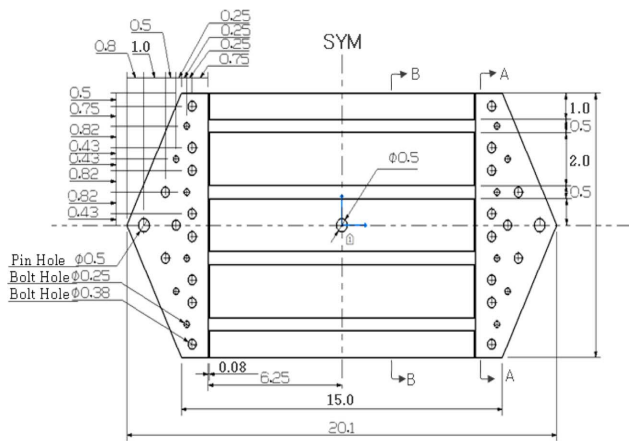


Fig. 14. Specimen configuration for fatigue damage growth test of stiffener bonded composite panel.



Fig. 15. Test set-up for stiffened panel.

정형파로 입력하였다. 중앙 원공부 가장자리 노치 손상은 Fig. 5 적층판 시편의 노치와 동일하게 도입하였으며 노치로부터 성장하는 균열손상 길이는 50배율 CCD카메라가 장착된 travelling microscope와 화상분석시스템을 사용하여 실시간 측정하였다. 다음 Fig. 15에서 시편이 시험기에 장착되고 CCD카메라와 travelling microscope가 장착된 시험장치 셋업을 보이고 있다.

4.3 시험결과 및 분석

시험은 구조시편이 최종 파단될 때까지 수행하였으며 Fig. 16에서 중앙부 원공 가장자리 노치부에서 성장하여 접착층 분리된 스트링거를 가로질러 최종 파단으로 진전된 손상균열을 보여주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 최종파단까지 단일방향 강화섬유 적층으로 구성된 스트링거는 파손되지 않고 스킨/보강재 접착층이 분리되면서 스킨 손상균열은 보강재 접착부를 지나 최종파단으로 성장해 나간 것을 알 수 있다. 그리고 Fig. 17은 CCD 카메라를 통하여 화상분석시스템으로 확대 관찰한 시편 중앙부 원공 우측 가장자리 노치부에서의 손상균열을 보여주고 있다. 손상균열 진전에 따라 10단계로 측정한 결과를 Fig. 18에서 해석결과와 비교하여 보여주고 있다. 여기서 보는 바와 같이 해석결과에 비교하여 시험결과 균열진전이 다소 빠르게 나타났으나 손상균열이 성장하여 보강재 가까이 접근하면서 해석결과에 근접해감을 알 수 있다.



Fig. 16. Fatigue damage crack growth pattern for stiffened panel.

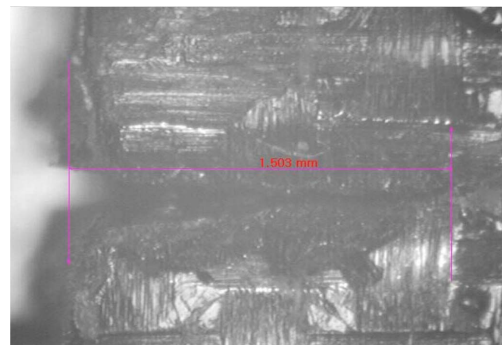


Fig. 17. Measurement of damage crack length at circular hole edge notch.

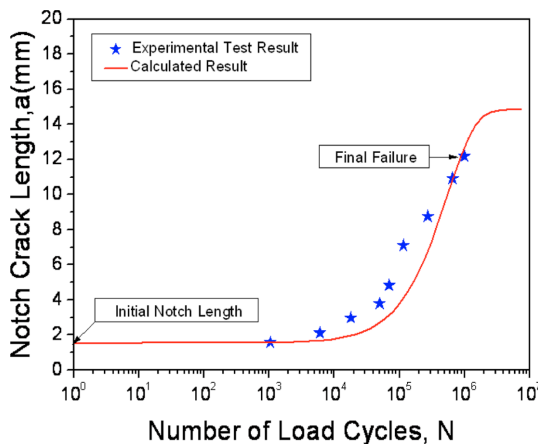


Fig. 18. Comparison of analysis results of fatigue damage crack growth life with test data.

5. 결 론

스킨적층판 시편 실험결과(피로하중비 $R = 0.1$) 손상균열 진전에 대한 산포도가 매우 크게 나타났으나 전체적으로는 하중작용선에 수직방향으로 균열이 성장하여 mode I 형태 파단을 보여 주었다. 그리고 주사전자현미경(Scanning Electron Microscope) 관찰에서 내부 층간분리에 의하여 손상이 성장하여 적층판 두께 전체 균열로 진전되어 갔음을 알 수 있다. 이때 손상균열진전률, da/dN 은 log-log 스케일에서 Paris의 선형거동식으로 선도관계를 얻을 수 있었다. 충격손상으로 모델링된 초기 원공 및 노치부를 가진 복합재 보강판 구조에 대하여 손상균열진전에 따른 손상균열 선단의 응력강도계수 변화 거동을 복소퍼텐셜 해석법 전산프로그램을 사용하여 구하였다. 그리고 MSC/NASTRAN을 사용하여 얻은 유한요소해석 결과와 비교하였으며 2~6% 정도의 근사한 차이를 나타냄에 따라 복소퍼텐셜 해법의 유효성을 확인할 수 있었다. 손상균열진전에 따라 응력강도가 증가하나 그 증가율은 중간 보강재에 가까워지면서 보강재의 보강효과의 영향으로 점진적으로 감소하다가 손상균열 길이가 약 0.75인치 이후부터 보강재 가장자리에 이를 때까지 응력강도값이 급격히 감소함을 알 수 있다. 그리고 이후 보강재를 가로질러 성장하면서 다시 응력강도값이 선형적으로 증가하다가 보강재의 가장자리를 벗어나면서 다시 증가율이 증대되면서 최종파단에 이르는 것으로 나타난다. 손상균열진전을 시험결과와 응력강도해석 결과를 기초로 보강재 본딩접합 적층판구조의 균열진전 수명해석을 수행하고 복합재 보강판 구조시편의 손상허용 시험결과와 비교분석하였다. 단계별 균열진전 측정결과로부터 해석결과와 비교하여 시험결과가 다소 빠르게 나타났으나 노치 손상균열이 성장하여 보강재 가까이 접근하면서 해석결과에 근접하는 것으로 나타났다. 이러한 분석결과로부터 손상균열 길이 변화에 따라 최종파단에 대한 복합재 보강판의 잔여강도를

예측하고 손상허용성을 평가할 수 있다.

후 기

이 논문은 2012년 울산대학교 연구비에 의하여 연구되었음.

참고문헌

1. Kinsey, A., "Post-impact Compressive Behaviour of Low Temperature Curing Woven CFRP Laminates," *Composite*, Vol. 26, No. 9, 1995, pp. 661-667.
2. Suh, S.S., Han, N.S.L., Yang, J.M., and Hahn, H.T., "Compression Behaviour of Stitched Stiffened Panel with a Clearly Visible Stiffener Impact Damage," *Composite Structures*, Vol. 62, Issue 2, 2003, pp. 213-221.
3. Butler, R., Almond, D.P., Hunt, G.W., Hu, B., and Gathercole, N., "Compressive Fatigue Limit of Impact Damaged Composite Laminates," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 38, Issue 4, 2007, pp. 1211-1215.
4. Sabelkin, V., Mall, S., and Avram, J.B., "Fatigue Crack Growth Analysis of Stiffened Panel Repaired with Bonded Composite Patch," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 73, Issue 11, 2006, pp. 1553-1567.
5. Mouritz, A.P., and Chang, P., "Tension Fatigue of Fiber-dominated and Matrix-dominated Laminates Reinforced with Z-pins," *International Journal of Fatigue*, Vol. 32, Issue 4, 2010, pp. 650-658.
6. Attia, O., Kinloch, A.J., and Matthews, F.L., "The Prediction of Fatigue Damage Growth in Impact-damaged Composite Skin/stringer Structures, Part I: Theoretical Modelling Studies," *Composites Science and Technology*, Vol. 63, Issue 10, 2003, pp. 1463-1472.
7. Kassapoglou, C., and Kaminski, M., "Modeling Damage and Load Redistribution in Composites Under Tension-tension Fatigue Loading," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 42, Issue 11, 2011, pp. 1783-1792.
8. Swift, T., "Fracture Analysis of a Stiffened Structure," *ASTM STP 842*, 1984, pp. 69-107.
9. Vlieger, H., "Damage Tolerance of Stiffened Skin Structures," *ASTM STP 969*, 1988, pp. 169-219.
10. Halpin, J.C., Johnson, T.A., and Waddoups, M.E., "Kinetic Fracture Models and Structural Reliability," *International Journal of Fracture Mechanics*, Vol. 8, 1970, pp. 167-174.
11. Brown, Jr. W., and F. Srawley, J.E., "Plane Strain Crack Toughness Testing of High Strength Metallic Materials," *ASTM STP 410*, 1966, p. 12.
12. Kwon, J.H., and Hwang, K.J., "Stress Analysis for Laminated Composite Plate with Circular Hole or Crack Using Complex Potential Method," *Journal of The Korean Society For Composite Materials*, Vol. 20, No. 5, 2007, pp. 56-63.
13. Kwon, J.H. and Pavchk, V.N., *Complex Potential Method for Stress Intensity Analysis in Stringer Bonded Composite Panel with Impact Damage*, Pro. of Int. Symposium IFOST2010, Vol. 1, 2010.