[UCI]I804:24011-200000235850

2008년 2월
석사학위논문

CFRP 부재의 적층구성에 따른 관통저항 특성

조 선 대 학 교 대 학 원

기계설계공학과

박 상 국

CFRP 부재의 적층구성에 따른 관통저항 특성

Characteristics of the Penetration Resistance on the Change of Stacking Sequences of CFRP Structures

2008 년 2 월 일

조 선 대 학 교 대 학 원

기계설계공학과

박 상 국

CFRP 부재의 적층구성에 따른 관통저항 특성

지도교수 양 인 영

이 논문을 공학석사학위 논문으로 제출함.

2007 년 10 월 일

조 선 대 학 교 대 학 원

기계설계공학과

박 상 국

박상국의 석사학위논문을 인준함.

위원장 조선대학교 교수 정 낙 규 ㊞

위 원 조선대학교 교수 김 지 훈 ㊞

위 원 조선대학교 교수 양 인 영 ㊞

2007 년 11 월 일

조 선 대 학 교 대 학 원

목 차

LIST OF TABLES ····· Ⅰ
LIST OF FIGURES ····· Ⅱ
ABSTRACT

제 1 장 서 론

1-1 연구배경 ····· 1
1-2 연구목적 및 방법 ····· 7

제 2 장 실험방법

2-1 시험편 ····· 12
2-2 실험장치 ····· 17

제 3 장 계면수 변화에 따른 관통특성

3-1 적층구성 변화에 따른 관통특성 ····· 21
3-2 파괴 모드 ····· 28
3-3 결언 ····· 31

제 4 장 곡률변화에 따른 관통특성

4-1 Shell 구조의 곡률변화에 따른 관통특성 ····· 32

4-2 Shell 구조의 적층구성에 따른 관통특성 ····· 39

4-3 파괴모드 ····· 42

4-4 결언 ····· 45

제 5 장 복상배열에 따른 관통특성

5-1 단일평판의 충격속도변화에 따른 관통특성 ····· 47

5-2 이중평판의 거리변화에 따른 관통특성 ····· 48

5-3 파괴모드 ····· 56

5-4 결언 ····· 59

제 6 장 결론 ····· 61

참 고 문 헌 ····· 64

LIST OF TABLES

Table 1 Specimen definition ····· 10
Table 2 The material properties and laminate strength ····· 14
Table 3 Specimen definition ····· 23
Table 4 Penetration result of composite laminated ····· 24
Table 5 Schematic of vacuum-bag molding system ····· 54
Table 6 Specimen definition ····· 36
Table 7 Specimen definition ····· 49
Table 8 Impact and absorbed energy ····· 51

LIST OF FIGURES

Fig. 1 The key factors of CFRP laminates ····· 4
Fig. 2 Stress inducing fiber failure ····· 9
Fig. 3 Stresses inducing matrix cracking ····· 9
Fig. 4 Stresses inducing delamination ····· 9
Fig. 5 Schematic of vacuum-bag molding system ····· 15
Fig. 6 Schematic of a stacking sequence ····· 15
Fig. 7 Autoclave ····· 16
Fig. 8 Circular clamping ····· 20
Fig. 9 Experimental procedure and penetration test setup ····· 20
Fig. 10 Schematic of a stacking sequence ····· 23
Fig. 11 Prediction of critical penetration energy ····· 25
Fig. 12 A specimens impact and absorbed energy rate ····· 27
Fig. 13 Section area of A2-specimen, $[0_3/90_3]_S$ ····· 30
Fig. 14 Section area of A4-specimen, $[0_3/90_3/0]_S$ ····· 30
Fig. 15 Prediction of critical penetration energy, R=200 ····· 37
Fig. 16 Prediction of critical penetration energy, R=150 ····· 37
Fig. 17 Prediction of critical penetration energy, R=100 ····· 38
Fig. 18 Relation between curvature and critical energy of specimens 38
Fig. 19 Relation between critical penetration energy and curvature
A2 and A4 specimen ····· 41

Fig. 20 Relation between critical penetration energy and curvature B2 and B4 specimen ····· 41
Fig. 21 Section area of A2-specimen, R=150 ····· 44
Fig. 22 Section area of A4-specimen, R=150 ····· 44
Fig. 23 Absorbed energy rate on distance change ····· 49
Fig. 24 Prediction of critical penetration energy ····· 54
Fig. 25 The penetration experiment under oblique impact ····· 54
Fig. 26 Specific velocity change versus penetration velocity ····· 55
Fig. 27 Section area of specimens ····· 58

ABSTRACT

Characteristics of the Penetration Resistance on the Change of Stacking Sequences of CFRP Structures

By Park, Sang-Guk
Advisor : Prof. Yang, In-Young,
Ph. D. Dept of Mechanical Design
Engineering Graduate School of
Chosun University

In this paper CFRP composite materials widely used as structural materials for airplanes, ships and aero space vehicles because of their high strength and stiffness. However, this material has a drawback of weakness against a transverse impact loading acting toward the direction of its stacked thickness, which requires different design parameters other than those used for general metal products in actual application. Therefore, to utilize a laminated composite material for structural component, impact behaviors, damage analysis and penetration characteristics against transverse impact loading must be studied essentially in the first place, and impact and penetration experiments for laminated composite material shell curved to actual

body shape of the structural component must be conducted in advance to any others. In connection with this point of view, this study utilized specimen of laminated composite material shell having certain radius of curvature considering actual structural component made of laminated CFRP composite material. Autoclave forming of CFRP process is the most commonly used method of applying heat and pressure simultaneously. This process is suitable for the structural aerospace and military applications which needs a high mechanical properties assisted by removal of trapped air or other volatiles. This study aims to investigate the effects of stacking sequence and distance on the penetration characteristics of CFRP laminated plates. They are stacked to $[0_3/90_3]s$, $[0_2/90_3/0]s$, $[0/90_2/0_2/90]s$, and their interlaminar numbers are two and six. They are distance to 0mm~30mm, and their real distance are 100mm~300mm. Composite laminated plates of dimensions 180mm × 180mm were prepared. The velocity of the steel ball that transversely impacts a specimen was measured both before and after impact by determining the time for the ball to pass two ballistic-screen sensors located at a known distance apart.

제 1 장 서 론

1-1 연구배경

복합재료는 스포츠, 레저 분야에서 30여년의 응용 확대에 힘입어 최상의 재료로 자리를 잡으며, 최근 확대일로의 스포츠, 레저 붐에 수요가 지속적으로 늘고 있다. 또한 항공기의 2차 구조로의 확대와 더불어 지금까지 쌓여진 기술을 바탕으로 자동차, 선박에도 적용이 확대되고 있다.

높은 비강도(specific strength)와 비강성(specific stiffness)을 가지는 복합재료는 항공우주, 자동차, 해양, 전기전자, 기반 산업뿐만 아니라 스포츠 용품과 의학 산업에 까지 다양한 분야에서 점점 사용이 증가되고 있다. 그러나 복합재료는 외부 물체의 충격에 의한 구조적 특성이 급격히 저하되는 단점이 있으며 이러한 문제점을 개선하려는 연구가 여러 분야에서 진행되고 있다. 특히, 조류충돌, 타이어의 파손 조각에 의한 충격, 지상 이착륙 상태에서의 튕겨져 나온 돌조각과의 충돌, 우주왕복선의 내열타일에 의한 충격, 부서진 엔진의 팰 블레이드에 의한 충격, 우박 등에 의한 충격과 같은 고속 충격은 충격체의 질량이 비교적 작지만 빠른 속도(10 ~ 100m/s)로 충돌하기 때문에 복합재 구조물의 손상 메커니즘이 저속충격의 경우와 다르고 구조물과 서브시스템에 치명적일 수 있다. 이러한 고속충격으로부터 기지균열(matrix cracking), 층간분리(delamination), 섬유파손(fiber breakage), 표면파쇠(surface spallation) 및 적층관통(laminate penetration)과 같은 다양한 파괴모드가 발생한다. 저속충격은 충격체에 의한 층간분리로 인하여 먼저 국부적인 굽힘강성을 저하시켜 굽힘과 좌굴에 영향을 미치며, 국부좌굴은 다시 층간분리의 확장을 유발하여 구조물이 전체적으로 취약하게 함으로써 정적 및 피로 강

도를 감소시킨다. 충격속도가 증가하면 즉, 고속충격인 경우 층간분리는 표면파쇄 및 적층관통과 함께 발생한다. 적층판이 뒷면을 관통시키기 위해 충격체가 필요한 에너지를 탄도한계(ballistic limit)라 하는데 이 범위를 넘는 높은 에너지의 충격은 탄공(crater hole)과 뒷면파쇄를 발생시킨다.

여기서 고속충격과 저속충격을 구분하는 속도의 범위를 살펴보면, Abrate[1)]는 충격체의 속도가 100m/s 이하인 경우를 저속충격이라 하고 , 충격체의 속도가 1km/s 이상인 경우를 고속충격으로 구분하였다. 하지만 Ruiz[2)]는 충격지점으로부터 응력파(stress wave)가 발생하여 동적해석이 필요한 50~300m/s이상을 고속이라고 하고, 경계지점에서 다중파(multiple wave)가 반사되어 준정적평형(quasi-static equilibrium)에 이르는 50m/s 이하를 저속충격이라 구분하였다. 또한, Abrate[3)]는 충격속도와 복합재료의 횡방향의 음속비(β =V/c)가 0.5~1.0% 변형률 범위인 경우를 저속과 고속충격의 천이속도로 정의하였다. 일반적으로 고속충격에 의한 손상은 전통적인 방법으로 감지하기가 어려우며, 기존의 연구들도 한 가지 기술만을 이용하여 신뢰할만한 손상평가 결과를 제시할 수 없음을 보여주고 있다.

최근까지 관통에 대한 연구가 군사적으로나 민간영역에서도 중요하게 되어 많은 연구가 이루어지고 있다. 대기권 외곽으로 운행하는 우주선, 위성, 초음속 항공기, 대륙 간 유도무기 등은 운석, 유성체나 우주선, 인공위성의 파편과 같은 질량 체의 초고속 충돌에 의하여 손상될 가능성이 상존하며, 우주 개발이 진행됨에 따라 비행체와 그 내부의 승무원, 정밀기기의 보호에 대한 요구가 커져가고 있다.

현재 국내외에서 사용되어지는 탄소섬유강화플라스틱의 성형법은 한 장의 복합재 프리프레그 시트(prepreg sheet :UD)를 다중 적층하여 열과

진공압축으로 성형하고 원하는 형상을 제작하는 오토클레이브(autoclave) 성형방법이 대부분이다.

그러나 탄소섬유와 강화 플라스틱인 에폭시 수지는 고강도를 갖는 취성재료이며, 이에 따라 외부에서 가해진 이물충격 손상(FOD)에 의한 충격손상 및 파손에 미치는 영향은 매우 크다. 이러한 이물충격손상 중 탄소섬유강화플라스틱을 항공기, 자동차 및 우주 비행체등은 파편이나 운석으로부터 비행체를 보호하기 위한 방편으로 동체 외부에 충격완화판을 설치하는 방법이 사용된다. 충격완화판은 대체적으로 0.1 ~ 5mm 두께를 가지며 동체로부터 대략 100 ~ 300mm 간격을 두어 설치된다. 초고속 충돌체가 판에 충돌하면 충돌체는 파괴되고 판은 관통되며 판 후면으로 고체, 액체, 기체가 혼합된 파편운(debris cloud)이 형성된다.[4] 충돌체와 판의 파편으로 구성된 파편운이 동체 방향으로 운동함에 따라 넓게 확산하여 에너지 밀도가 낮아진 상태로 동체에 분포 하중으로 작용하게 되어 충돌체가 직접 우주선에 충돌하는 경우의 국부적인 고에너지와 고압력으로 인한 우주선의 관통 위험성을 감소시킬 수 있다. 그러나 발표된 논문들은 횡방향 충격에 관한 손상거동 해석이 대부분이며 일정한 거리를 갖는 탄소섬유강화플라스틱의 관통 실험에 대한 연구는 이루어져 있지 않다.[5-9]

Fig. 1은 탄소섬유강화플라스틱 특성을 결정하는 인자들을 나타낸 그림이다. 나타낸 인자 중에 가장 중요한 것은 충격에 의한 충격손상, 파손, 흡수에너지, 섬유 및 기지의 파단이며, 그 이유는 이물충격에 의한 손상에 매우 취약하고 CFRP 적층판의 특성 때문이다. 즉, CFRP 적층판에 있어 섬유로서 강화된 면내 강도에 비해 층간의 강도가 현저히 낮기 때문

이다.[10-14] 또한 이물 충격손상 손상 부분에 압축하중이 작용하면 층간박리가 일어나고, 국소적인 좌굴이 발생하여 더욱 더 그 박리가 불안정하게 전파되고 결국에는 전체적인 파괴에 이른다. 따라서 적층복합재 구조를 실용화함에 있어서 금속재와 다른 설계변수는 이 재료가 두께 방향인 횡방향 충격하중(Transverse impact load)에 약하다는 점이다.[15-18]

적층판의 관통실험에 대한 논문을 살펴보면 파편운 특성에 대한연구 결과를 발표한 Piekutowski[19] 의 실험 중 직경 9.53mm의 2017-T4 Al구를 6.72km/s 로 초고속 운동시켜 판에 충돌시켜 변형거동을 관찰하였으며, Almohandes[20]는 706~826m/s속도로 mile steel과 FRP를 총 두께는 같이 하면서 4.5~24mm 까지 Air gap을 주어 관통 실험을 하였으며, 각 모드별 충격 전/후 속도와 관통 속도 변화 비를 구하였다.

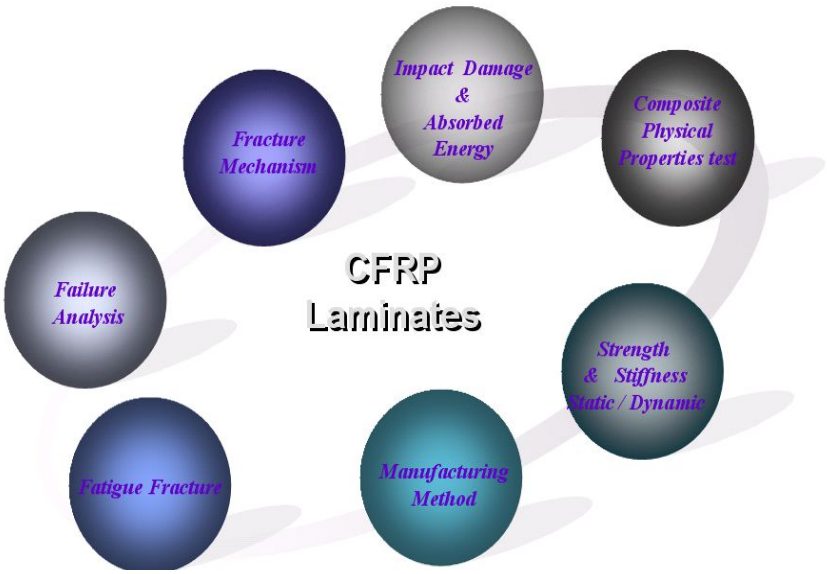


Fig. 1 The key factors of CFRP laminates

곡률을 갖는 CFRP 적층쉘의 횡방향 충격에 대한 논문을 살펴보면, Krishnamurthy[21]등은 헤르쯔 접촉이론(Hertz's contact law), 푸리에 급수(fourier series) 및 선형-비선형 유한요소해석 등을 통하여 곡면을 갖는 쉘과 원통형 쉘의 충격거동 및 손상량에 대하여 연구하였으며, Wardle[22-23] 등은 다양한 곡률반경을 갖는 복합재 적층 쉘을 제작하여 정적 및 저속 충격실험을 행하고, 그 결과 곡률반경 변화가 충격하중 및 변위에 미치는 영향에 관하여 고찰하였다. 이 논문에 의하면 평판으로 갈수록 충격하중은 커지는 반면, 변형량은 감소하고, 스팬(span) 간격이 커질수록 충격하중은 감소하고 변형량은 증가한다고 고찰하였다. 또한, Caprino G[24]등은 다양한 적층구성을 갖는 CFRP 쉘을 제작하여 충격실험을 통해 Indentation 값을 실험으로 얻어지는 값과 수식으로 얻어지는 값을 비교, 고찰한바 있으며, Cho[25] 등은 곡률반경을 고려한 CFRP 적층판의 관통특성을 평가하고자 에어건을 제작하고 관통실험을 행함으로써 CFRP 적층쉘의 곡률반경에 따른 관통특성 및 적층구성에 따른 관통특성을 실험적으로 고찰하고 발표한바 있다.

CFRP 적층평판의 횡방향 충격 및 관통실험에 대한 논문을 살펴보면, 임[26]등은 적층수 및 적층배향이 같은 CFRP 직교 이방성판에 충격손상을 가한 후 충격에너지의 크기와 박리손상면적의 관계 및 임계박리에너지의 관계를 실험적으로 고찰하였으며, 남[27]등은 섬유의 적층 배향에 따른 FML(섬유금속 적층판)의 압입 손상 거동에 관하여 고찰한바 있다. Cantwell[28]등은 FML 샌드위치 구조부재의 고속 충격실험을 통하여 각 시험편의 관통에너지 및 관통패턴에 대하여 고찰하였다. 또한, Symons[29]는 CFRP 적층판의 고속관통 및 저속 충격과 준 정적실험을 행하였으며, 손상결과를 C-Scan, Optical microscapy 와 X-Ray Computer microtomography 촬영을 통해 CFRP 적층판의 관통특성 및 에너지 흡수능력을 비교, 고찰하였다. Yasuhiro[30]등은 물성치가 다른 프리프레그로

일정한 크기와 두께를 갖는 CFRP 적층판을 제작한 후 고속 관통실험을 통해 관통특성 및 흡수에너지에 대해 연구 하였다.

그러나 지금까지 보고된 연구는 대부분 복합재료 평판 또는 직선 단면을 갖는 빔 구조물에 관한 것이었으며[31-34] 실제 환경에 가깝게 곡률을 가진 복합재 쉘 구조에 관한 충격거동과 충격손상 연구는 드물다. 또한, CFRP 적층판의 충격실험 및 이론논문들은 평판의 충격거동 해석 및 손상해석, 관통실험이 대부분이며, 곡률을 갖는 쉘의 실험은 저속충격실험을 통한 손상규명 및 거동해석이 대부분이다. 실제 CFRP 적층쉘의 응용분야는 많으며 대부분의 쉘의 형태를 띠고 있다. 즉, 항공기 날개나 동체, 압력용기, 배관, 로켓모터 케이스와 같은 적층복합재료 구조물들은 거의 예외 없이 쉘의 형태를 띠고 있으므로 곡률을 가진 복합재 쉘의 동적 거동인 손상 해석은 매우 중요하다.

.

1-2 연구목적 및 방법

오래전부터 충격역학에 관한 연구는 군용 장비의 관통성 평가와 방호 측면에서 많은 실험과 이론적인 해석이 수행되어 왔다. 그리고 최근에는 산업이 발달하면서 군용 물품뿐만 아니라 많은 상용 장비의 보호와 인명 보호측면에서 충돌 시 보호물 손상 크기의 판단이 상당한 관심사가 되고 있으며, 또한, 이러한 충격거동을 정확히 알아내고자 하는 많은 연구들이 수행되고 있다.

Goldsmith와 Finnegan[35-36]은 알루미늄판과 합금강판에 강구가 충돌시 침투 및 관통현상과 원통형 충격자가 표적에 수직 및 경사 충돌시의 현상에 관하여 이론적 및 실험적 고찰을 하였고, Awerbuch와 Bodner[37]는 금속판 표적에 충격자가 수직으로 관통할 때의 수학적 모델을 개발하였다. 그리고 Wu와 Goldsmith[38-39]는 40m/s의 속도로 이동하는 표적에 충격자가 50~500m/s의 속도로 수직 충돌할 때의 충격자의 관통궤적에 대하여 실험하였으며 이를 해석적 결과와 비교한 결과 잘 일치함을 확인하였다.

일반적으로 탄소섬유의 경우 강도는 아주 강하나 매우 가볍다는 특징을 가지고 있어서 구조 경량화 및 에너지 절감의 측면에서 항공기에도 이용률이 점차 증가하고 있는 추세이다. 하지만 충격에 약하다는 단점이 있어서 보이지 않는 모재의 손상으로 인해 파괴에 이르게 되며 그 결과 큰 피해를 초래하게 된다.

대부분의 구조부재가 곡면인 것을 감안한다면 쉘에 대한 정확한 특성을 파악하는 것이 매우 중요하다. 그러나 최근 대부분의 연구 결과들을 살펴보면 복합재 평판에 대한 연구결과이며, 복합재료 쉘의 충격손상, 저항에 대한 연구보고는 아직 부족한 상태이다. 특히 날개와 동체 같은 구조물은 판이 아닌 쉘구조이며 그 결과 생기는 충격응답과 손상 저항은 종래에 연구되었던 평판과는 다른 경향을 나타낸다. 그래서 저속 충격을 받

는 복합재료 적층판의 손상 해석을 보면 크게 섬유의 파손, 기지의 파손과 층간분리를 들 수 있다. 섬유의 파손은 첫 번째 층과 마지막 층에서 충격에 의한 높은 굽힘 응력에 의해서 발생하며, 그 부분의 섬유방향의 전단응력 성분들은 끝단 효과로 인해 그 크기가 상대적으로 매우 작게 된다. 따라서 섬유방향의 파손에 기여하는 응력은 단지 굽힘에 의한 섬유방향의 인장응력만을 고려한다. 기지의 파손 해석을 보면 충격에 의한 적층판의 굽힘은 충격지점의 반대 면에서 높은 인장응력을 발생시킨다. 이 응력은 섬유방향에 비해 상대적으로 강도가 낮은 섬유와 직각방향으로 기지의 파손을 발생시키게 된다. 이러한 섬유와 직각방향의 인장응력은 충격지점을 중심으로 섬유방향으로 땅콩 모양을 나타내게 된다. 많은 실험적 연구에서 기지의 파손이 땅콩 모양의 형태를 띠는 것은 바로 이러한 이유라 할 수 있다. 충격체가 재반동 되는 시점의 기지 파손 형태를 보면 기지의 파손은 충격지점의 반대 면에서 굽힘에 의한 섬유와 직각방향의 인장응력에 의해 가장 크게 발생하며, 접촉점에서는 국부적 Hertz 응력으로 인해 찌그러짐 현상이 나타난다. 또한, 중앙면 근처에서는 높은 전단응력으로 인한 전단 파손이 발생되고, 접촉지점에서 하단부로 점점 넓어지는 경향을 나타낸다. 층간분리는 기지의 파손으로부터 가장 먼저 발생하게 된다. 이것은 기지의 파손면에서 매우 높은 전단응력에 의한 결과이며, 두께방향의 인장응력은 층간분리를 확대시키게 된다. 이에 따라 층간분리 역시 섬유와 직각방향으로 땅콩 모양의 양상을 띠게 된다. 섬유와 직각방향의 인장응력으로 발생된 기지의 파손 영역은 동시에 층간분리로 발전하며, 두께방향의 압축응력은 층간분리의 진전을 막는다.[40] Fig. 2~ 4은 각각의 파손 모드와 관계된 응력 성분들을 개략적으로 나타낸다. 또한 층간분리는 층간의 접착면에서 발생하기 때문에 Fig 4의 응력 성분들은 층간의 접착면 응력 성분을 나타낸다.

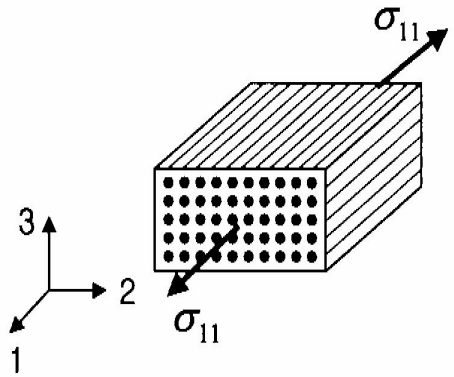


Fig. 2 Stress inducing fiber failure

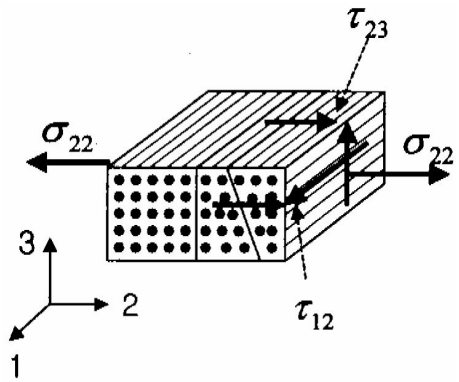


Fig. 3 Stresses inducing matrix cracking

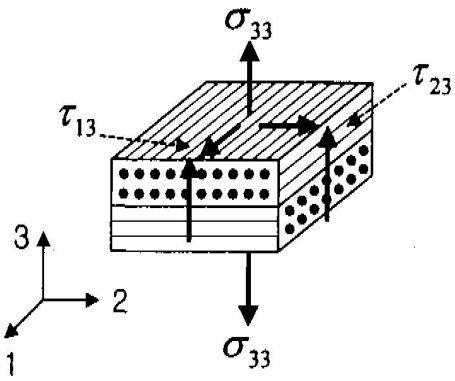


Fig. 4 Stresses inducing delamination

앞에서도 언급했듯이 탄소섬유와 에폭시 (epoxy) 수지는 고강도를 갖는 취성재료이며, 이에 따라 외부에서 가해진 이물충격손상(FOD; Foreign Object of Damage)에 의한 충격손상 및 파손에 미치는 영향은 매우 크다. 이러한 이물충격손상 중 탄소섬유강화플라스틱을 항공기, 자동차 및 우주비행체 등 다양한 곡면을 가진 구조부재에 적용하기 위해서는 먼저, 횡방향 충격 및 관통실험에 대한 고찰이 선행되어야 한다. 그러나 발표된 논문들은 횡방향 저속 충격에 관한 손상거동 해석이 대부분이며 곡면을 갖는 탄소섬유강화플라스틱의 관통실험에 대한 연구는 이루어져 있지 않다.

따라서 본 연구에서는 CFRP 부재의 적층구성에 따른 관통특성을 알아보기 위한 기초자료를 확립하기 위해, 적층구성 및 거리의 변화를 주어 관통실험을 행하고 각 시험편에 따른 관통모드와 속도 변화를 측정하여 임계관통에너지, 적층구성 및 거리 변화에 따른 에너지 흡수율, 관통속도 변화비를 알아보고자 0mm ~ 30mm까지 거리를 주어 관통 실험을 하였다.

계면수 변화에 따른 관통실험에 사용된 강구의 지름은 9.5mm로서 무게는 3.6gr이고, 실험은 공기를 압축시킨 후 게이지로 압력(5, 6, 7, 8bar)을 조절하고, 레이저 빔으로 시험편의 중심을 맞춘 후 에어건으로 강구를 발사 시킨다. 발사된 강구는 첫 번째 Ballistic Screen Sensor에 의해 관통 전 속도(초기속도)를 측정하고 지그에 고정된 시험편을 관통시킨 후 두 번째 Sensor에 의해 관통 후 속도를 측정한다. 측정된 속도로부터 관통 전 운동에너지와 관통 후 운동에너지를 구할 수 있으며 속도변화에 따른 관통 전/후 운동에너지를 비교 고찰함으로써 임계관통에너지(critical penetration energy)를 구한다. 또한, 고해상도 디지털 카메라를 이용하여 관통 실험 후 시험편의 내부에 발생한 섬유파단 및 층간크랙, 층내 크랙 등을 관찰함으로써 적층구성 및 곡률변화가 관통파괴모드에 어떠한 영향

을 미치는지에 관하여 고찰한다.

곡률변화에 따른 관통 실험방법은 Shell 구조로 된 각기 다른 시험편을 게이지 압력을 조절하여 곡률변화와 적층구성에 따른 관통실험을 행하였으며 측정된 관통 전/후 운동에너지를 이용하여 임계관통에너지를 구한다. 또한, 절단된 시험편 단면을 관찰함으로써 Shell 구조가 관통특성에 어떠한 영향을 미치는지에 관하여 고찰한다.

복상배열에 의한 관통 실험방법은 Ply 수와 적층 구성이 같을 때 단일평판, 이중평판일 때 충격속도변화를 주어 제작된 지그를 이용하여 관통실험을 수행한 후 임계관통에너지를 구한다. 또한, 절단된 시험편 단면을 관찰함으로써 복상배열에 따른 관통저항 특성과 관통파괴 모드에 어떠한 영향을 미치는지에 관하여 고찰하였다.

제 2 장 실험 방법

2-1 시험편

본 연구에서는 적층복합재 구조 부재를 적용하기 위해서는 먼저 횡방향 충격하중에 따른 충격거동 및 손상해석, 관통 특성 등의 규명이 필수적이며, 이와 더불어 실제 구조부재의 형상에 가까운 곡면 쉘의 형태를 띄는 적층 복합재 쉘의 충격실험 및 관통실험 등이 선행되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 실제 수송기계구조부재에 복합재 쉘을 적용시키기 위한 기초 자료를 확립하기 위해 항공기 날개 부분에 가장 대표적인 곡률 및 평판시험편을 제작하고 에어건에 의한 관통실험을 통하여 계면수 변화 및 곡률변화가 복합재 적층쉘의 관통특성에 미치는 영향에 관하여 고찰하고자 한다.

본 연구에 사용된 시험편에 대한 물성치는 Table. 1에 나타내었고, 제작방법은 H.F.사의 일방향 프리프레그시트(uni-direct prepreg sheet: CU125NS)를 적층순서에 맞게 적층한 후 진공백 성형과정을 통해 오토클레이브를 이용하여 폭과 너비가 각각 180mm, 두께는 0.8mm/ply로 4ply, 6ply, 8ply, 12ply 직교 적층판(cross ply laminate)을 제작하였다. 성형방법은 fig. 7의 Autoclave를 이용하여 챔버(chamber) 내부둘레에 위치한 히터에 의해 경화점 온도 130℃, 경화시간 90분으로 하여 시험편을 제작하였으며, 성형시에 진공펌프에 의해서 진공배 속을 10^{-1} Pa 정도 가압시켜 제작하였다. 경화된 시험편은 다이아몬드 휠을 부착한 자동정밀 절단기(MICRACUT Precision cutter)를 이용하여 150×150mm 크기를 갖도록 절단・제작한 후, 자체 제작한 에어건(Air Gun)에 의한 관통실험을 행하고, 관통특성에 관하여 고찰한다. 본 연구에 사용된 실험장치 구성은 Fig. 9에 나타낸 것과 같이 공기를 압축시키는 압축공기(air tank), 에어건의

압력을 조절하는 밸브, 시험편의 중앙에 수직으로 관통되게 하기 위해 목표점을 조준하는데 사용하는 레이저 빔, 강구속도를 측정하는 Ballistic Screen Sensor 2개 및 오실로스코프와 시험편 고정지그로 구성되어있다.

본 연구에서 사용한 CFRP 적층복합재 시험편의 적층구성은 12ply로 적층된 $[0_3/90_3]_S$, $[0_2/90_3/0]_S$와 8ply로 적층된 $[0_2/90_2]_S$, $[0/90_2/0]_S$, 6ply로 적층된 $[0/90_2]_S$, 4ply로 적층된 $[0/90]_S$ 적층복합재가 계면수 2개와 4개를 갖도록 fig. 6과 같이 적층하였다. 또한 CFRP 적층부재가 실제 구조부재에 이용될 것을 상정하여 일정한 곡률을 갖는 적층복합재 쉘을 시험편으로 사용하였다. 시험편의 곡률 반경은 항공기 날개에 일반적으로 사용되는 곡률 반경을 갖는 지그인 fig. 5를 이용하여, 곡률반경이 100mm, 150mm, 200mm 를 제작하였다. 본 연구에서 사용한 시험편의 규약을 Table 2에 나타냈다. 예를 들어, A2시편은 $[0_3/90_3]_S$로 적층된 시험편으로 ply수는 12장, 계면수는 2개이며, 곡률반경은 평판과 R20, R15 및 R10으로 성형한다. Table 2와 같이 제작된 시험편을 가지고 본 연구에서는 A와 B, C와 D를 비교함으로써 적층구성에 따른 관통저항 특성에 미치는 영향에 관하여 고찰하고자 하며, 또한 각 시험편에 대해 4가지 형태의 곡률반경을 적용함으로써 곡률변화에 따른 관통특성을 고찰하고자 한다.

Table 2 The material properties and laminate strength

	Fiber (Carbon)	Resin (Epoxy #2500)	Prepreg sheet (CU125NS)
Density [kg/m^3]	1.83×10^3	1.24×10^3	-
Tensile strength [GPa]	4.89	0.08	2.53
Elastic modules [GPa]	240	3.60	138
Breaking elongation[%]	2.1	3.0	1.7
Poisson ratio	-	-	0.30
Resin content	-	-	33 [%Wt]
Curing temp.[℃]	-	130	130℃ for 90min

Table 2 Specimen definition

Spec.	Stacking sequence	Ply no.	Interface no.	Curvature radius
A2	$[0_3/90_3]_S$	12	2	RU, R=∞ R20, R=200mm R15, R=150mm R10, R=100mm
A4	$[0_2/90_3/0]_S$	12	4	
A6	$[0/90_2/0_2/90]_S$	12	6	
B2	$[0_2/90_2]_S$	8	2	
B4	$[0/90_2/0]_S$	8	4	
C2	$[0/90_2]_S$	6	2	
D2	$[0/90]_S$	4	2	

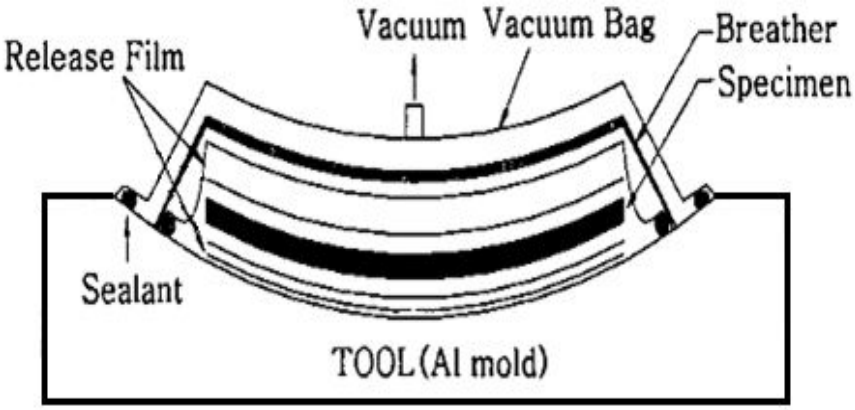


Fig. 5 Schematic of vacuum-bag molding system

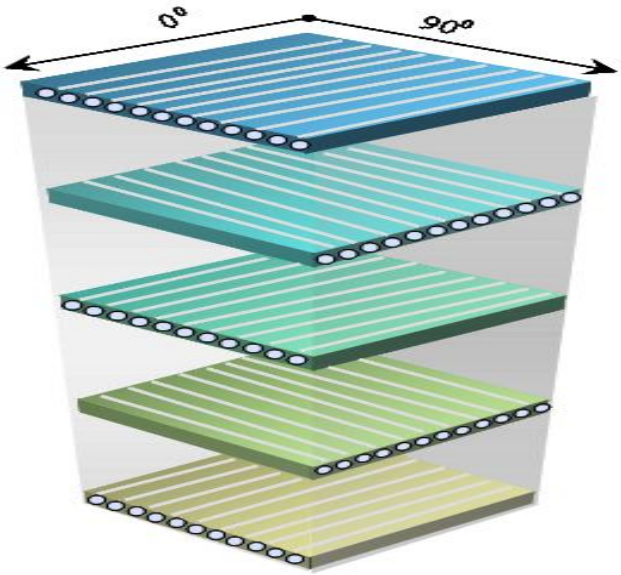
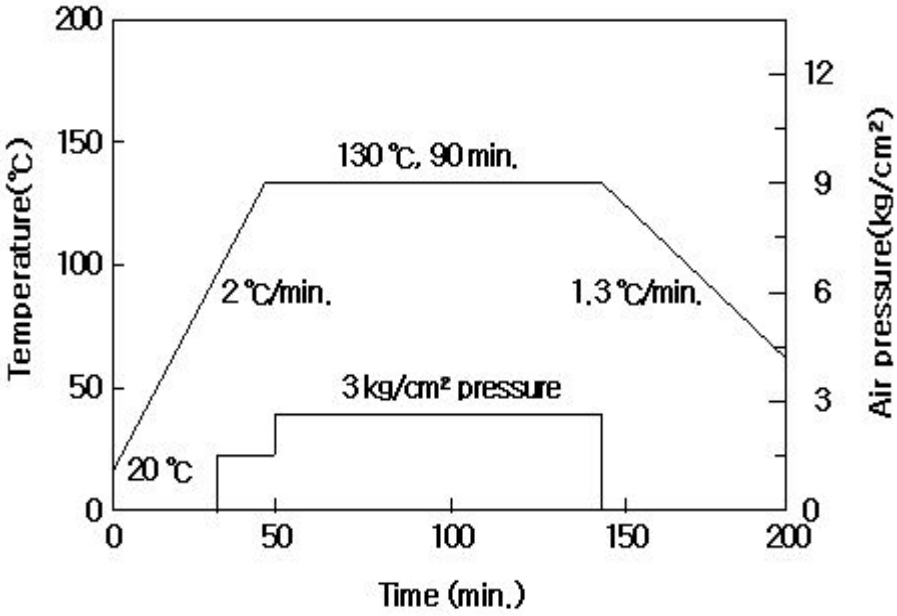


Fig. 6 Schematic of a stacking sequence



(a) Curing cycle

(b) Autoclave

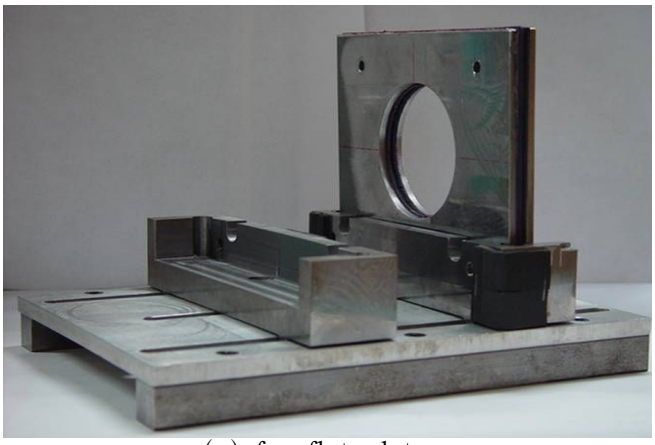
Fig. 7 Autoclave

2-2 실험 장치

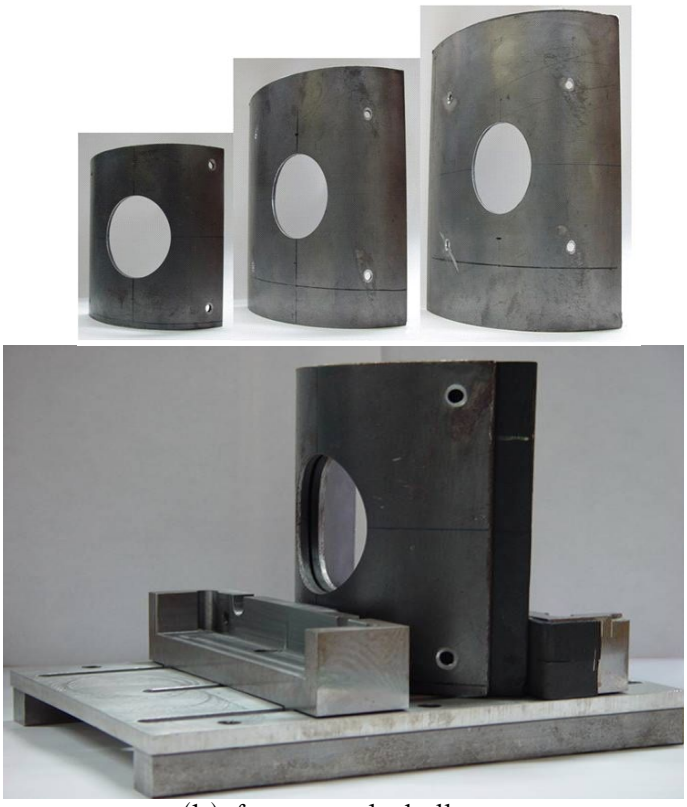
Fig. 8에 본 연구에서 사용된 시험편의 고정 지그를 나타냈다. 평판과 곡면 지그 모두 시험편의 원형고정(circular clamping)지지 조건을 갖는 구조로 되어 있다. 또한 이러한 시험편을 지지하는 경계조건은 기존의 연구논문[41-44] 에서 나타낸 바와 같이 복합재 적층쉘의 거동에 절대적인 영향을 미친다. 고정된 시험편의 중앙에 강구가 정확히 관통되게 하기 위해 에어건의 총구 둘레에 레이저 빔을 부착하였다. 또한 강구의 발사는 에어건의 챔버(chamber)에 의해 압축된 공기를 이용하였으며, 게이지 압력 3~8bar까지 1bar 씩 상승시켜 관통실험을 행하였다. 강구의 충격속도는 시험편의 앞·뒤에 설치된 볼 스크린 센서에 의해 강구가 2정점 간을 통과하는 시간을 체크하여 측정하였으며, 시험편의 흡수에너지는 관통직전과 관통직후 강구의 운동에너지 차에 의해 측정하였다. 관통실험 후 시험편 내부에 발생한 크랙패턴 및 관통모드를 판별하기 위해 본 연구에서는 디지털식 광학현미경을 이용하여 관찰하였다.

본 연구에 사용된 실험장치 구성은 Fig. 9에 나타낸 것과 같이 공기를 압축시키는 압축기와 에어건 압력을 조절하는 게이지, 강구속도를 측정하는 ballistic screen sensor및 오실로 스코프와 시험편 고정 지그로 구성되어 있다. 실험방법으로는 압축기에서 공기를 압축시킨 후 게이지로 압력(5, 6, 7, 8 bar)을 조절한다. 레이저 빔으로 시험편의 중심을 맞춘 후 에어건으로 강구를 발사 시킨다. 발사된 강구는 첫 번째 센서를 지나 지그에 고정된 시험편을 관통시킨 후 두 번째 센서를 지나고 스톱박스(stop box)안으로 들어간다.

시험편을 고정한 지그는 실험 시 곡률과 평판의 모든 경계조건을 만족시킬 수 있는 지그를 사용하는 것이 중요하다. 따라서 ASTM D-3736의 평판용 지그를 참고하여 곡률반경∞, 200, 150, 및100mm 곡면에 맞는 지그를 제작하였다. 또한, 관통 시 시험편의 변형에 의한 미끄러짐을 최소화하고 충격 시 전단파에 의한 진동으로 에너지가 손실되는 것을 방지하기 위한 제진대의 역할로 고무패드를 지그 사이에 위치시켰다. 에어건에서 발사된 강구의 속도는 앞, 뒤에 설치된 센서에서 감지하여 오실로스코프로 측정한다. 측정된 속도로부터 관통 직전의 운동에너지와 관통 후 운동에너지를 구할 수 있으며 관통 실험후 시험편의 내부에 발생한 섬유파단 및 층간크랙, 층내크랙 등을 관찰하기 위해 본 연구에서는 고해상도 디지털 카메라를 이용하였다.



(a) for flat plate



(b) for curved shell

(c) for air gab plate

Fig. 8 Circular clamping fixtures

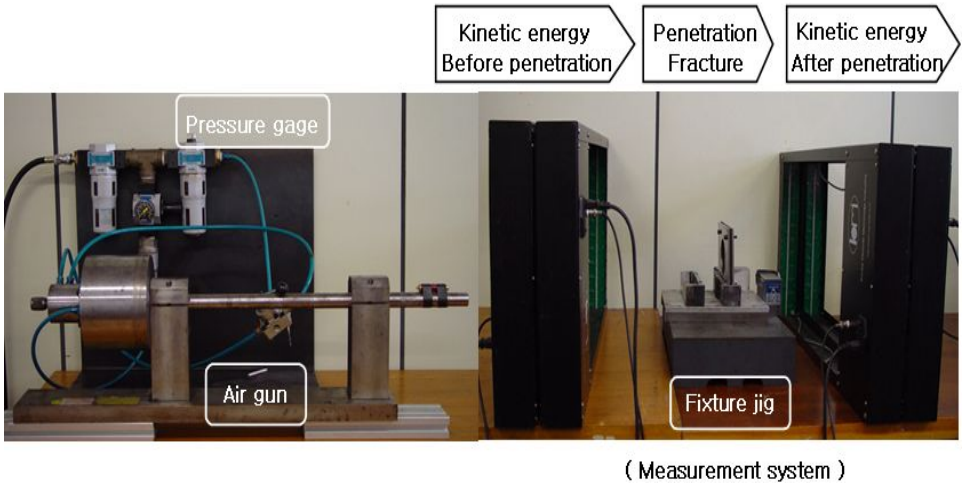


Fig. 9 Experimental procedure and penetration test setup

제 3 장 계면수 변화에 따른 관통특성

3-1 적층구성 변화에 따른 관통특성

항공, 우주, 추진기관 분야에 널리 사용되고 있는 섬유강화 복합재료는 기존의 금속재료에 비하여 비강도와 비강성이 높은 경량화 재료로 우수한 피로특성과 내마모성, 내열성, 절연성 등의 특성을 가지고 있으며, 적층각 및 적층 순서에 따라 적절한 강도와 강성을 갖는 재료로 설계 제작할 수 있는 장점이 있다. 그러나 섬유강화 복합재료는 재료의 특성상 층과 층 사이의 경계, 섬유와 기지 사이의 경계가 약하고 판에서 두께 발향으로의 보강섬유가 존재하지 않으므로 금속재료에 비하여 낮은 에너지의 충격에서도 손상이 발생하기 쉽다.[45-47)]

복합재료는 강화섬유를 각도에 따라 여러 겹 적층하고 이들 섬유사이를 기지가 충전 및 접착되어 고정시켜 주기 때문에 비등방성 구조를 가지고 있다. 따라서 충격을 받을시 적층 패턴에 따라 여러 형태의 다양한 결함이 발생될 수 있으며 그 방향도 불규칙적이다. 이들 중 대표적인 결함으로는 표면 찍힘(Dent), 기지크랙(Matrix Crack), 층간 분리(Delamination), 섬유 파단(Fiber Fracture) 등이 발생할 수 있다. 표면 찍힘은 일반적으로 충격자에 의하여 일정 충격 에너지 이상에서 쉽게 일어날 수 있으며, 찍힘의 형상은 충격자의 형태에 주로 의존된다. 충격을 받는 순간 복합재료는 일차적으로 변형이 일어나며 탄성한계를 벗어나면 기지 크랙이 발생되고, 충격 에너지가 증가할수록 크랙의 크기가 점차 진전되며 강화섬유 층간에서는 수평적으로 기지 크랙이 발생되고 곧이어 층간 분리를 일으킨다. 충격 에너지가 좀 더 높은 단계에서는 강화섬유의 탄성 한계를 견디지 못하고 과도한 층간 분리와 섬유파단이 일어난다.[47-48)]

본 연구는 적층각 및 적층구성이 다른 판형 복합재료의 충격 손상에 대하여 충격 충격에너지별 결함의 발생정도를 비교 하였다. 그리고 적층각 및 적층구성에 따라 결함의 형상 및 발생 정도에 상당한 차이가 있었으며, 충격 에너지가 증가할수록 기지 크랙, 층간 분리, 섬유 파단의 순으로 결함이 발생하였고 그 크기도 대체적으로 증가하는 경향을 보였다.

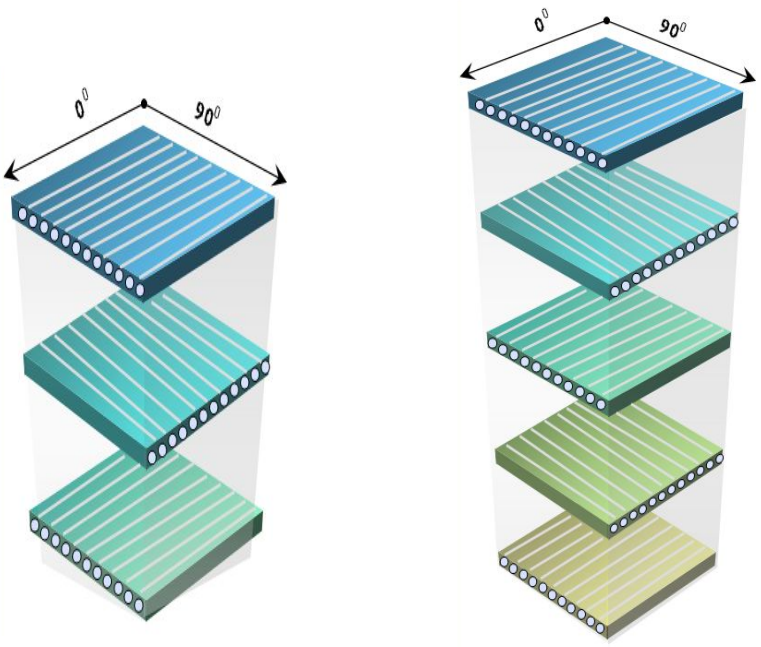
탄소섬유강화플라스틱의 성형법은 한 겹의 복합재 시트(prepreg sheet)를 다중 적층하여 열과 진공 압축에 의해 성형하고 원하는 형상을 제작하는 오토클레이브(autoclave) 성형방법이 대부분이다. 그러나 탄소섬유와 강화 플라스틱인 에폭시 (epoxy) 수지는 고강도를 갖는 취성재료이며, 이에 따라 외부에서 가해진 이물충격손상(FOD; Foreign Object of Damage)에 의한 충격손상 및 파손에 미치는 영향은 매우 크다. 따라서 본 절에서는 적층각 및 적층패턴을 달리한 판형 복합재료에 대하여 충격에너지를 다양하게 주고, 육안검사와 고해상도 디지털 카메라로 절단면을 관찰을 통하여 충격 부위에 대한 손상정도를 고찰하였으며, 결함의 종류에 따라 이들 결함을 효과적으로 검출하기 위한 비파괴검사 방법을 제시하였다.

시편은 강화재와 모재가 탄소섬유/에폭시로 구성된 두께 0.8mm의 단일 방향 prepreg를 사용하여 A, B 두 가지 시편을 Table 3과 같은 방식으로 제작하였다. 계면수를 갖는 시편을 제작할 때는 Fig 10 을 보면 알 수 있듯이 A 시편은 12ply로 적층 구성을 A2=$[0_3/90_3]_S$로 하여 2계면으로 적층하였고 A4=$[0_2/90_3/0]_S$로 하여 4계면으로 적층하였으며, 같은 방식으로 8ply도 단일방향 prepreg로 구성하였다. 적층된 시험편은 오토클레브에서 130℃, 3bar에의 환경에서 약 2시간 유지시킨 뒤 서서히 냉각시켜 제작하였다. 성형 시에 진공펌프를 이용해 진공 백 속을 10^{-1} Pa 정도 가압시켜 제작하였다. 경화된 시험편은 다이아몬드 휠을 부착한 자동정밀 절단기(MICRACUT Precision cutter)를 이용하여 가

로 150mm × 세로 150mm로 절단하여 시험에 사용하였다.

Table 3 Specimen definition

Spec.	Stacking sequence	Ply no.	Interface no.
A2	$[0_3/90_3]_S$	12	2
A4	$[0_2/90_3/0]_S$	12	4
B2	$[0_2/90_2]_S$	8	2
B4	$[0/90_2/0]_S$	8	4



(a) 2 interface (b) 4 interface

Fig. 10 Schematic of a stacking sequence

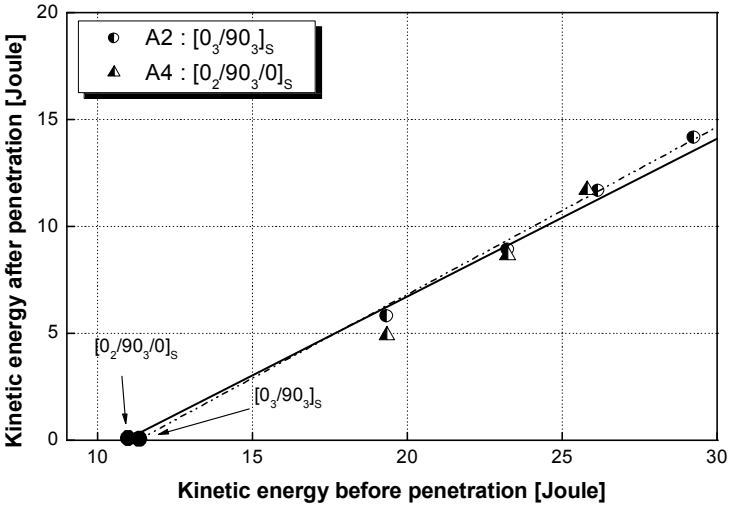
Table 4 Penetration result of composite laminated

(a) 12ply

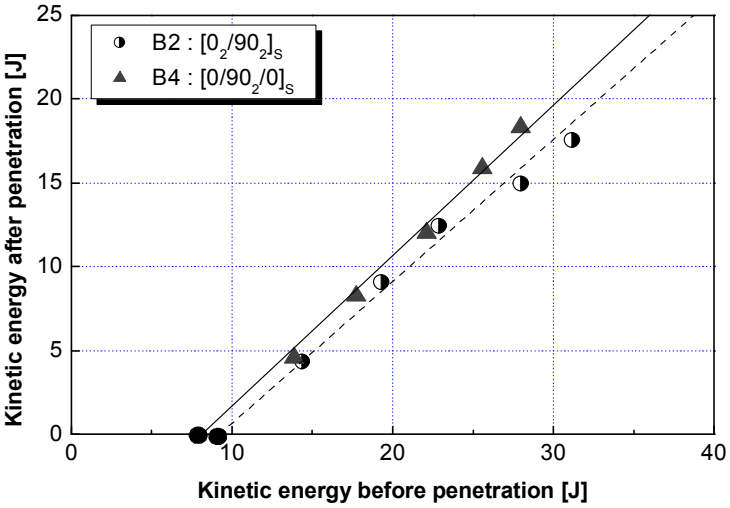
Specimen	Pressure [bar]	E_1 [J]	E_2 [J]	E_a [J]	Penetration
A2	3	14.39	4.322	10.068	○
	4	19.307	9.076	10.231	○
	5	22.904	12.433	10.471	○
	6	27.973	14.948	13.025	○
	7	31.163	17.541	13.622	○
A4	3	13.863	4.578	9.285	○
	4	17.725	8.253	9.472	○
	5	22.108	12.018	10.09	○
	6	25.567	15.849	9.718	○
	7	27.973	18.294	9.679	○

(b) 8ply

Specimen	Pressure [bar]	E_1 [J]	E_2 [J]	E_a [J]	Penetration
B2	3	14.39	4.322	10.068	○
	4	19.307	9.076	10.231	○
	5	22.904	12.433	10.471	○
	6	27.973	14.948	13.025	○
	7	31.163	17.541	13.622	○
B4	3	13.863	4.578	9.285	○
	4	17.725	8.253	9.472	○
	5	22.108	12.018	10.09	○
	6	25.567	15.849	9.718	○
	7	27.973	18.294	9.679	○



(a) 12ply flat-plate specimen



(b) 8ply flat-plate specimen

Fig. 11 Prediction of critical penetration energy

적층구성에 따른 CFRP 적층판의 관통특성을 알아보기 위해 충격 속도의 변화를 주어 각 시험편에 대한 관통실험을 행하였고, 파괴모드를 고찰하기 위해 관통점을 기준으로 다이아몬드 커팅 기를 이용하여 시험편을 90°방향으로 절단하고 고해상도 디지털 카메라로 절단면을 관찰하였다.

모든 시험편에 있어서 관통실험에 따른 파괴 패턴은 층간크랙(interlaminar crack), 층내크랙(intralaminar crack) 및 라미나 파단(laminar fracture)들을 포함하였다. Figs. 12은 평판 시험편 12ply 2, 4, 6 계면의 에너지 흡수율을 비교한 그래프이다.

계면수 변화에 따른 CFRP 적층판의 관통특성을 알아보기 위해 A시험편(12ply = A2,A4,A6)의 충격속도는 일정하게 하고 적층 구성의 변화를 주어 각 시험편에 대한 관통 실험을 행하였다. Fig.12는 x축에 시험편 계면수(Interface No.)를, y축에 에너지흡수율(Absorbed energy rate)을 나타냈으며 시험편의 계면수에 따른 에너지 흡수율을 구하였다.

$$\text{에너지 흡수율}[\%] = \frac{E1 - E2}{E1} \times 100$$

여기에서 E1은 관통 전 강구의 운동에너지 값을 나타내며, E2는 관통 후 강구의 운동에너지 값을 나타내었다.

Fig.12를 살펴보면 계면수가 증가할수록 에너지 흡수율이 증가하는 것을 보였다. 이는 선행연구를 하였던 Im[7]에서 보면 일반적으로 계면수가 적은 시험편이 많은 시험편에 비해 다소 높은 임계관통 에너지를 보였다. 그래서 임계관통에너지가 높을수록 에너지 흡수율은 낮아지는 것으로 볼 수 있다. 그 이유는 계면수가 많은 복합재의 경우, 적층부재의 강도와 강

성은 적층부재의 두께와 적층구성에 지배적이기 때문이다.

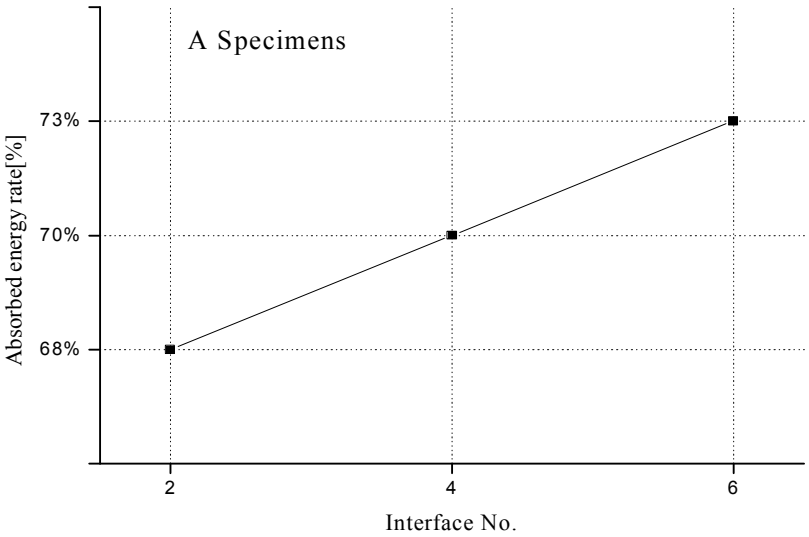


Fig. 12 A specimens Impact and absorbed energy rate

3-2 파괴모드

적층구성에 따른 CFRP 적층판의 관통특성을 알아보기 위해 충격 속도의 변화를 주어 각 시험편에 대한 관통실험을 행하였고, 파괴모드를 고찰하기 위해 관통 점을 기준으로 다이아몬드 커팅 기를 이용하여 시험편을 90°방향으로 절단하고 고해상도 디지털 카메라로 절단면을 관찰하였다. Figs. 13, 14는 평판 시험편 12ply 2계면과 4계면 시험편을 절단한 단면사진이다. 모든 시험편에 있어서 관통실험에 따른 파괴 패턴은 층간크랙(interlaminar crack), 층내크랙(intralaminar crack) 및 라미나 파단(laminar fracture)들을 포함하였다.

CFRP 적층판의 임계관통에너지에 가장 중요한 인자는 층간크랙이다. 섬유의 파손은 첫 번째 층과 마지막 층에서 충격에 의한 높은 굽힘응력에 의해서 발생하며, 그 부분의 섬유방향의 전단응력 성분들은 끝단효과로 인해 그 크기가 상대적으로 매우 작게 된다. 따라서 섬유방향의 파손에 기여하는 응력은 단지 굽힘에 의한 섬유방향의 인장응력만을 고려한다. 기지의 파손은 충격에 의한 적층판의 굽힘은 충격지점의 반대 면에서 높은 인장응력을 발생시킨다. 이 응력은 섬유방향에 비해 상대적으로 강도가 낮은 섬유와 직각방향으로 기지의 파손을 발생시키게 된다. 이러한 섬유와 직각방향의 인장응력은 충격지점을 중심으로 섬유방향으로 땅콩 모양을 나타내게 된다. 많은 실험적 연구에서 기지의 파손이 땅콩 모양의 형태를 띠는 것은 바로 이러한 이유라 할 수 있다. 충격체가 재반동 되는 시점의 기지 파손 형태를 보면 기지의 파손은 충격지점의 반대면에서 굽힘에 의한 섬유와 직각방향의 인장응력에 의해 가장 크게 발생하며, 접촉점에서는 국부적 Hertz 응력으로 인해 찌그러짐 현상이 나타난다. 또한, 중앙면 근처에서는 높은 전단응력으로 인한 전단 파손이 발생되고, 접촉지점에서 하단부로 점점 넓어지는 경향을 나타낸다. 층간분리는 기지의 파손으로부터 가장 먼저 발생하게 된다. 이것은 기지의 파손

면에서 매우 높은 전단응력에 의한 결과이며, 두께방향의 인장응력은 층간분리를 확대시키게 된다. 이에 따라 층간분리 역시 섬유와 직각방향으로 땅콩 모양의 양상을 띠게 된다. 섬유와 직각방향의 인장응력으로 발생된 기지의 파손 영역은 동시에 층간분리로 발전하며, 두께방향의 압축응력은 층간분리의 진전을 막는다. 또한 층간분리는 층간의 접착 면에서 발생하고, 응력 성분들은 fig.4와 같이 층간 접착면의 응력 성분을 나타낸다.[49)]

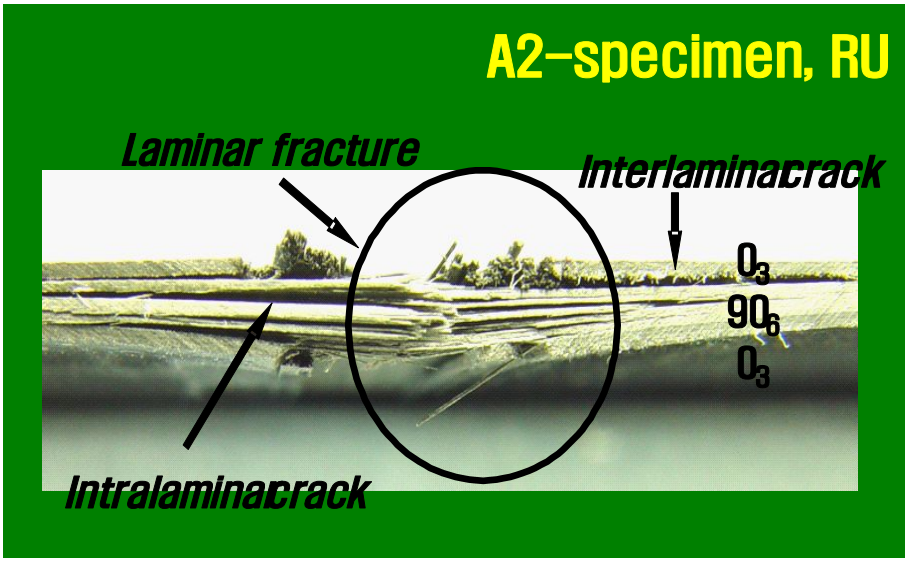


Fig. 13 Section area of A2-specimen, $[0_3/90_3]_S$

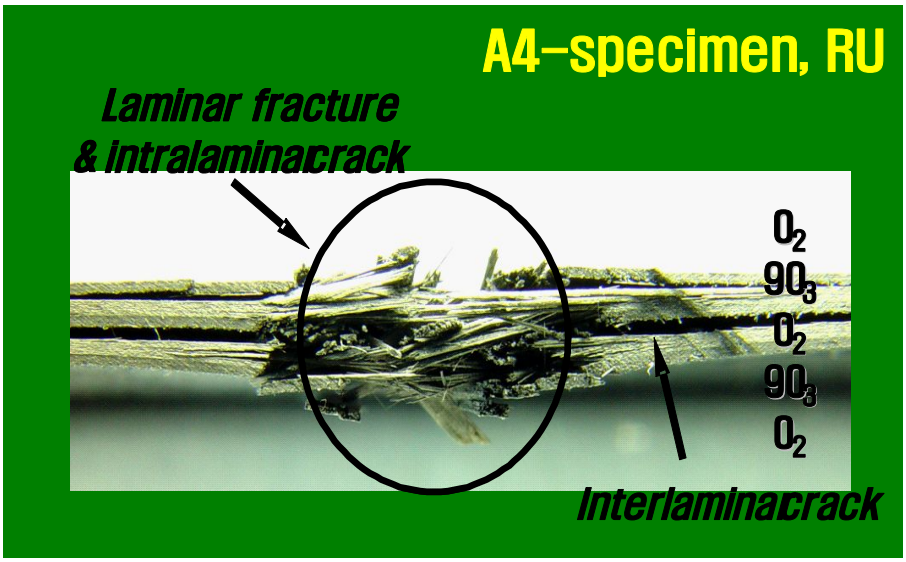


Fig. 14 Section area of A4-specimen, $[0_2/90_3/0]_S$

3-3 결 언

적층구성에 따른 CFRP 적층판의 관통특성을 알아보기 위해 충격 속도의 변화를 주어 각 시험편에 대한 관통실험을 행하였고, 파괴모드를 고찰하기 위해 관통 점을 기준으로 다이아몬드 커터기를 이용하여 시험편을 90°방향으로 절단하고 고해상도 디지털 카메라로 절단면을 관찰하였다. 모든 시험편에 있어서 관통실험에 따른 파괴 패턴은 층간크랙(interlaminar crack), 층내크랙(intralaminar crack) 및 라미나 파단(laminar fracture)들을 포함하였다.

계면수가 증가할수록 에너지 흡수율이 증가하는 것을 보였다. 일반적으로 계면수가 적은 시험편이 많은 시험편에 비해 다소 높은 임계관통 에너지를 보였다. 그래서 임계관통에너지가 높을수록 에너지 흡수율은 낮아지는 것으로 볼 수 있다. 그 이유는 계면수가 많은 복합재의 경우, 적층부재의 강도와 강성은 적층부재의 두께와 적층구성에 지배적이기 때문이다.

계면수에 따른 관통특성을 살펴보면 계면수가 적은 시험편의 임계관통에너지는 계면수가 많은 시험편보다 높게 나타났다. 그 이유는 계면수가 적을수록 CFRP 적층쉘의 충격 전 굽힘강성이 계면수가 많은 CFRP 적층쉘의 굽힘강성에 비해 낮게 나타나는 반면, 충격 후 굽힘강성은 더 높게 나타나기 때문이다.

제 4 장 곡률변화에 따른 관통특성

4-1 Shell 구조의 곡률변화에 따른 관통특성

적층 복합재 구조를 실용화함에 있어서 금속재와 다른 설계변수는 이 재료가 두께 방향인 횡방향 충격하중(transverse impact load)에 약하다는 점이며, 따라서 이에 관한 연구가 국내·외적으로 매우 많이 이루어졌다.[50-56] 그러나 지금까지 보고된 연구는 거의 대부분 복합재료 평판 또는 직선 단면을 갖는 빔 구조물에 관한 것이었으며, 실제 형상에 가깝게 곡률을 가진 복합재 쉘 구조에 관한 충격거동과 충격손상 연구는 매우 적다. 하지만 실제로 항공기 날개나 동체, 압력용기, 배관, 로켓 모터 케이스와 같은 적층복합재료 구조물들은 거의 예외 없이 쉘의 형태를 띠고 있으므로 곡률을 가진 복합재 쉘의 동적 거동이나 손상 해석은 매우 중요하다. 저속충격의 문제는 실험과 해석적인 방법으로 계속 연구되어 왔는데, 크게 충격거동해석과 손상해석으로 나눌 수 있으며 최근에 와서 복합원통쉘의 저속충격거동을 해석하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다.

곡률을 가진 복합재 구조의 저속충격에 의한 손상을 실험이나 이론적으로 해석한 연구는 제한적이다. Christoforou[57-58] 은 충격을 받은 원통형 복합재료에 대한 실험과 해석모델에 관한 연구를 수행하였다. Christoforou와 Swanson[57]은 실험과 해석적인 연구를 병행하였다. 이들은 2개의 해석모델을 제안하였는데, 하나는 원통형 중공 실린더의 충격거동을 해석하기 위한 스프링-질량 모델이며, 다른 하나는 에너지 방법에 기초한 링 모델이었는데, 링의 거동은 재료 역학적 접근법에 의해 계산되

었다. Christoforou, Swanson, Beckwith[58]는 면내관성과 회전관성(in-plane and rotary inertia)을 무시함으로써 충격을 받는 단순 지지된 직교이방성 원통형 쉘에 대한 해석적인 해를 구하였다. 그러나 위의 해석은 횡방향의 전단변형을 무시한 Love의 쉘이론에 기초하였기 때문에 적층된 비등방성 복합재료 쉘에 적용시 처짐과 응력값에서 30%이상의 오차를 초래할 수 있다고 하였다[59]. Wardle와 Lagace[60]는 복합원통쉘의 충격손상을 불안정한 충격거동에 초점을 맞추어 해석하였는데, 볼록한 쉘에 하중이 가해질 때 발생하는 불안정한 충격거동이 쉘의 손상을 감소시킨다고 하였다.

복합재 쉘의 충격손상에 관한 연구는 충격거동에 관한 연구에 비해 매우 적으며, 대부분의 연구가 이론과 수치해석에만 의존하여 그 결과의 적합성을 입증하는데 있어 불충분하다고 할 수 있다. 특히, 저속충격을 받는 복합재료평판에서 최대 접촉력과 손상저항성 사이에 상호관계가 있음은 잘 알려진 사실이나[61-62], 곡률을 가진 복합재 쉘의 경우는 그 연구가 아주 미흡하다. 따라서 본 절에서는 12ply와 8ply의 각 2계면과 4계면 적층구조를 갖는 시편에 대해 충격에너지를 달리하여 구조의 기하학적 형상의 변화에 따라 달라지는 충격거동과 충격손상의 상호관계를 규명하고자 하였다.

유한한 곡률을 가진 적층복합재 구조의 저속충격손상에 따른 임계관통에너지를 보기 위하여 곡률반경이 각각 R=100,150,200mm인 쉘 형태의 시편을 CFRP로 제작하여 충격실험을 행하고, 곡률변화에 따른 임계관통에너지 값을 비교하여 고찰하였다. 관통특성 평가를 위해 충격거동을 측정한 결과 강성과 곡률반경이 쉘의 동적 충격거동에 큰 형향을 미치는 것

을 확인하였으며, 충격거동과 충격손상은 밀접한 상호관계가 있으므로 구조의 곡률반경을 독립변수로 선정하여 임계관통에너지를 평가하였다.

CFRP는 충격 시 역학적 거동이 매우 복잡하고 손상의 형태도 매우 복잡하여 섬유와 모재의 파괴, 섬유의 파단, 적층계면에 있어서의 층간박리 등 여러 가지 요소가 복합적으로 동시에 작용한다. 또한 손상의 크기 및 형태는 충격체의 형상, 질량, 속도 및 복합재료 자체의 적층구성에도 관계되며, 충격에 따른 손상은 재료가 가진 잔류강도를 현저히 저하시킨다. 이러한 문제로부터 복합재료를 실용화 시키고, 그에 대한 안전성 및 신뢰성의 보증을 위해 충격강도 및 손상허용성 평가 등에 대한 많은 연구가 필요하다. 따라서 본 절에서는 항공기의 제조, 수리, 정비 중의 공구낙하, 항공기의 이착륙 시 작은 돌 등과의 충돌, 비행 중 폭우, 우박, 새 등의 비교적 경량인 물체의 고속 충격에 의한 이물충격손상(Foreign Object Damage: FOD)을 받을 경우 CFRP 적층재의 곡률변화에 의한 관통특성을 실험적으로 규명하고자 한다.

본 절에서 사용된 시험편의 적층구성은 A2, A4시험편은 12ply 2계면과 4계면으로 적층하였다. 또한 CFRP 적층쉘이 실제 항공부재에 이용될 것을 상정하여 항공기 날개에 일반적으로 사용되는 곡률반경을 적용하였으며, 본 연구에서 적용한 곡률반경은 R=100, R=150, R=200 인 시험편을 사용하였다. 시험편의 규약은 Table. 6에 나타냈다.

곡률 변화에 따른 CFRP 적층쉘의 관통특성을 알아보기 위해 각 곡률 시편인 R=100, R=150, R=200 시편을 충격 속도의 변화를 주어 각 시험편에 대한 관통실험을 행하였다. Figs. 15~17은 x축에 관통 전 운동에너지(kinetic energy before penetration)를, y축에 관통 후 운동에너지(kinetic

energy after penetration)를 나타냈으며 선형 커브 피팅(liner curve fitting)을 통해 각 시험편의 임계관통에너지(critical penetration energy)를 구하였다. 선형으로 커브 피팅 한 후 x축 상에 위치한 ●는 각 시험편의 관통에 필요한 최소 운동에너지인 임계관통에너지를 의미한다. Fig. 15는 곡률반경 200mm, Fig. 16은 곡률반경 150mm, Fig. 17은 곡률 반경 100mm 시험편의 시험결과이다.

Figs. 15~17을 살펴보면, 일반적으로 2계면을 갖는 A2와 B2 시험편이 4계면을 갖는 A4와 B4 시험편보다 다소 높은 임계관통에너지를 보였다. 그 이유는 기존의 평판 논문에서 많이 거론되었듯이 계면수가 작을수록 충격 전 굽힘강성(bending stiffness before impact, no-delamination)이 낮게 나타나는 반면, 충격 후 굽힘강성은 높게 나타나기 때문이다. 따라서 본 연구에서도 평판실험과 유사한 경향을 보였으며 곡률반경 변화와 무관하게 모두 유사한 경향을 보였다. Fig 18을 살펴보면 곡률이 커짐에 따라(즉, 곡률반경이 작아짐에 따라) 선형적으로 증가하는 경향을 보였다. 이는 같은 적층구조 및 계면수가 증가 하더라도 곡률이 커짐에 따라 굽힘에 의한 흡수에너지와 면내변위(in-plan deformation)에 의한 흡수에너지가 증가하기 때문으로 사료되며 관통에 의한 crack 길이 또한 곡률이 커짐에 따라 더 증가하리라 사료된다.

곡률변화에 따른 임계관통에너지를 Fig. 18에 나타냈다. x축을 곡률반경으로 표현할 경우 평판시험편의 경우 ∞의 값을 갖게 되며, 정량적인 분석 그래프를 얻기 어렵다. 따라서 본 연구에서는 이를 고려하여 x축을 곡률반경의 역수인 곡률로 나타냈다. 또한 Figs. 15~17의 커브 피팅을 통하여 얻은 임계관통에너지를 y축에 나타냈다.

Fig. 18을 살펴보면, 모든 시험편에 있어 곡률이 증가함에 따라 임계관

통에너지는 선형적으로 증가하는 경향을 보이고 있다. 이는 CFRP적층쉘에 횡 방향 충격하중이 가해질 경우 평판형상의 시험편은 굽힘하중변형에 의한 크랙진전 및 섬유파단 등에 의해 에너지를 흡수하는 반면 곡률형상의 시험편은 굽힘에 의한 변형뿐만 아니라 면내 변형에 의한 크랙진전 및 섬유파단 등에 의해 충격에너지를 흡수함에 따라 임계관통에너지가 더 높게 나타났으며 곡률이 증가할수록 면내변형에 의한 충격에너지 흡수율이 증가하게 되고 그 결과 따라 임계관통에너지는 증가한다고 사료된다.

Table 6 Specimen definition

Spec.	Stacking Sequence	Ply no.	Interface no.	Curvature radius
A2	$[0_3/90_3]_S$	12	2	R100, R150, R200
A4	$[0_2/90_3/0]_S$	12	4	R100, R150, R200

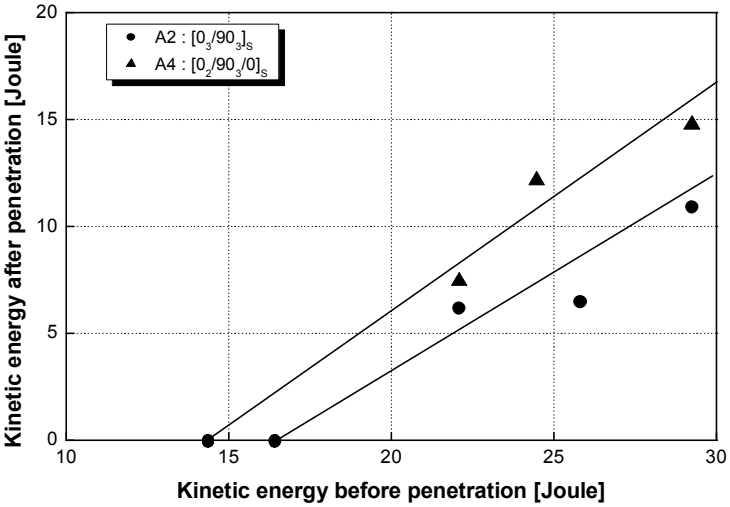


Fig. 15 Prediction of critical penetration energy, R=200

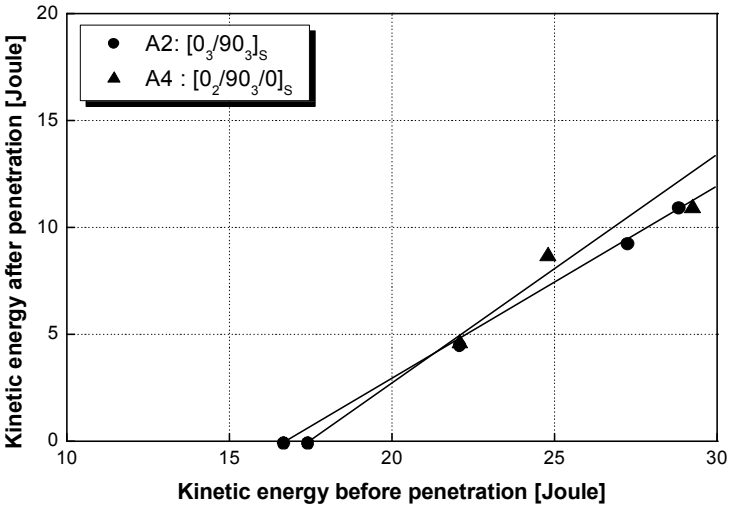


Fig. 16 Prediction of critical penetration energy, R=150

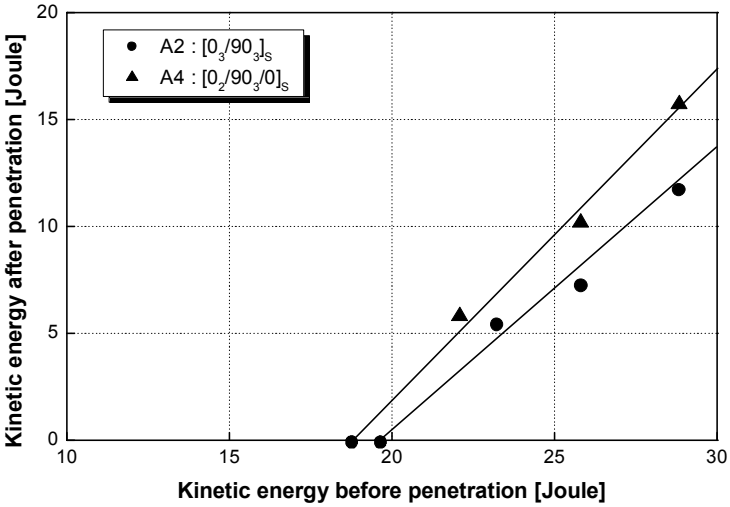


Fig. 17 Prediction of critical penetration energy, R=100

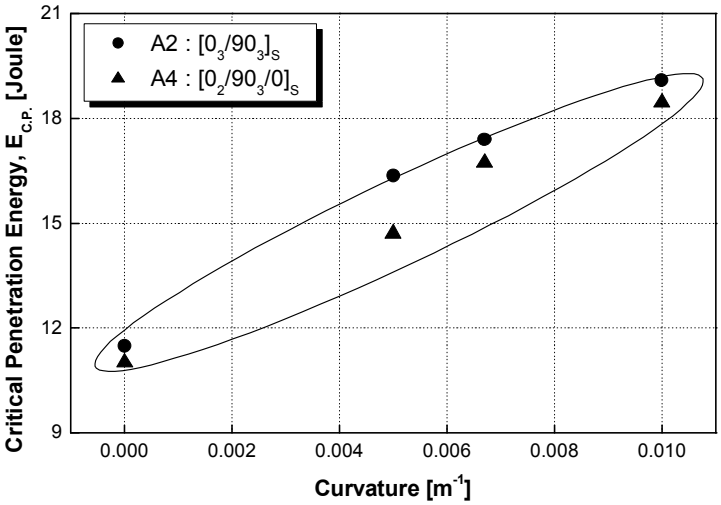


Fig. 18 Relation between curvature and critical energy of specimens

4-2 Shell 구조의 적층구성에 따른 관통특성

본 절에서 사용된 시험편의 적층구성은 A2, A4시험편은 12ply 2계면과 4계면으로 적층하였으며 B2, B4 시험편은 8ply 2계면과 4계면으로 적층하였다. 또한 CFRP 적층쉘이 실제 항공부재에 이용될 것을 상정하여 항공기 날개에 일반적으로 사용되는 곡률반경을 적용하였으며, 본 연구에서 적용한 곡률반경은 R=100, R=150, R=200 인 시험편을 사용하였다. 곡률변화에 따른 임계관통에너지를 Figs. 19, 20에 나타냈다.

Figs. 19와 20를 살펴보면, 모든 시험편에 있어 곡률이 증가함에 따라 임계관통에너지는 선형적으로 증가하는 경향을 보였으며, 이는 곡률이 증가할수록 굽힘에 의한 변형과 면내변형의 저항에 의해 손실되는 충격에너지량이 증가하게 되며, 그 결과 더 높은 임계관통에너지를 갖기 때문이다. Fig. 20에서 8ply로 적층된 CFRP 복합재 적층쉘의 곡률에 대한 임계관통에너지의 기울기(slope a)는 그다지 크지 않은 반면, 12플라이로 적층된 CFRP 복합재 적층쉘의 곡률에 대한 임계관통에너지의 기울기(slope b)는 더 크게 나타남을 확인할 수 있다. 따라서 Figs. 20을 통하여 곡률에 대한 임계관통에너지의 기울기는 ply수에 지배적이며, ply수가 많아질수록 더욱 뚜렷해지리라 사료된다.

또한 Fig. 20에 나타난 결과처럼, 플라이수가 작은 경우에는 같은 플라이를 적층하였다고 할지라도 적층구성에 따라 그 기울기가 크게 변화하는 반면, Fig. 19의 12ply로 적층된 $[0_3/90_3]_S$와 $[0_2/90_3/0]_S$ 시험편의 경우에는 그다지 큰 기울기 변화를 보이지 않았다. 즉, ply수가 증가할수록 곡률에 대한 임계관통에너지의 기울기는 적층구성에 큰 영향을 받지 않는다고 사료되며, 앞 절에서도 거론했듯이 계면수가 작은 A2와 B2 시험편이 더 큰 임계관통에너지를 갖는다.

본 연구에서 사용한 시험편의 규약을 Table. 7에 나타냈다.

Table 7 Specimen definition

Spec.	Stacking Sequence	Ply no.	Interface no.	Curvature radius
A2	$[0_3/90_3]_S$	12	2	R=∞, R100 R150, R200
A4	$[0_2/90_3/0]_S$	12	4	R=∞, R100 R150, R200
B2	$[0_2/90_2]_S$	8	2	R=∞, R100 R150, R200
B4	$[0/90_2/0]_S$	8	4	R=∞, R100 R150, R200

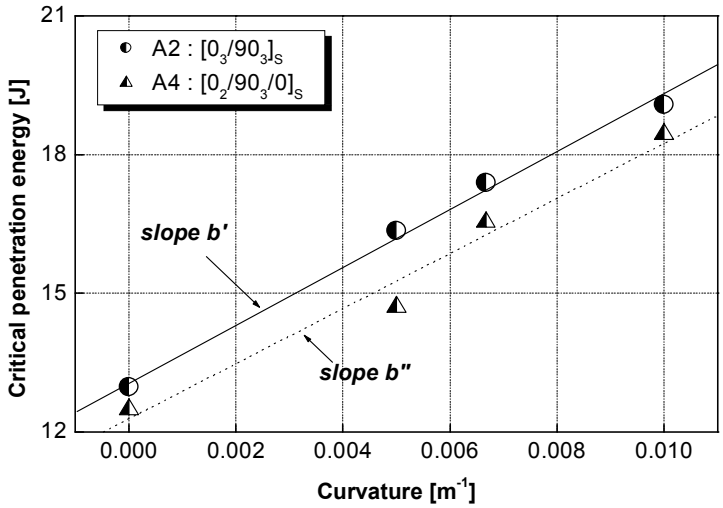


Fig. 19 Relation between critical penetration energy and curvature, A2 and A4 specimen

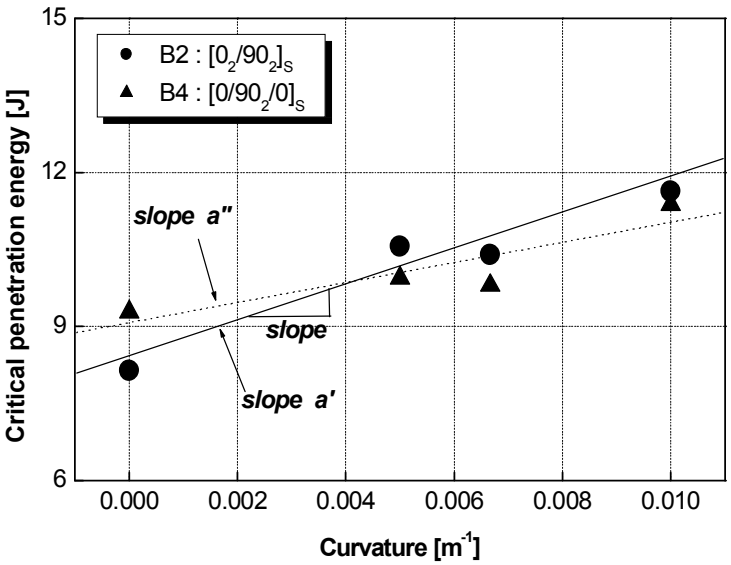


Fig. 20 Relation between critical penetration energy and curvature, B2 and B4 specimen

4-3 파괴모드

적층구성 및 곡률변화에 따른 관통 파괴 모드를 고찰하고자 본 연구에서는 관통 점을 기준으로 하여 원주방향을 따라 다이아몬드 커터기를 이용하여 절단하였으며, 그 결과 얻어진 각 시험편의 대표적인 단면 사진을 Figs. 21, 22에 나타냈다. Fig. 21은 A2로서 12ply 2계면 시험편의 곡률반경 150mm를 갖는 쉘의 관통 단면 사진이며, Fig. 22는 A4로서 12ply 4계면 시험편의 곡률반경 150mm를 갖는 쉘의 관통 단면 사진이다.

Fig. 21을 살펴보면 관통실험에 따른 파괴 패턴은 층간크랙(interlaminar crack), 층내크랙(intralaminar crack) 및 라미나 파단(laminar fracture)등을 포함하였다. 층간크랙은 0°ply와 90°ply의 계면에서 발생하였고, 층내크랙은 90°로 적층된 ply의 층내에서 발생하였다. 또한 라미나 묶음의 파단은 90°로 적층된 ply에서 나타났다. 이러한 형태로 크랙 및 라미나 파단이 나타나는 이유는 횡 방향 충격하중 시 0°ply는 기지의 전단크랙(matrix crack)에 의해, 90°ply는 섬유의 굽힘 저항과 섬유 파단에 의해 충격에너지를 흡수하기 때문이다. 즉, 횡방향 충격하중이 가해질 때 0°ply는 전단에 의해, 90°ply는 굽힘에 관여되어지며, 그 결과 2계면수를 갖는 시험편의 경우에는 충격 점을 기준으로 첫 번째 계면에서 가장 큰 원주 방향 크랙길이를 보였다.

또한 평판시험편과 곡률을 갖는 시험편의 크랙길이 및 박리면적을 비교해보면, 곡률이 증가할수록 첫 번째 계면에서 발생하는 크랙길이 및 전체 박리면적이 증가하는 경향을 확인할 수 있었다. 이러한 경향이 타나난 이유는 곡률이 증가함에 따라 횡방향 충격하중에 의해 발생하는 면내변

위에 대한 저항은 증가하며, 적층배향이 서로 다른 라미나 묶음들 사이에서 면내변위의 변형량 차이로 인한 계면간 전단형태의 양상을 띠기 때문이다.

Fig. 22를 보면, 2계면수를 갖는 시험편의 절단면과 유사한 경향을 보였으나. 최대의 크랙길이와 박리면적을 보이는 계면은 충격 점으로부터 세 번째 계면에서 나타났다. 이러한 경향은 평판의 충격실험 및 관통실험에 대한 기존 논문과 유사하였다.

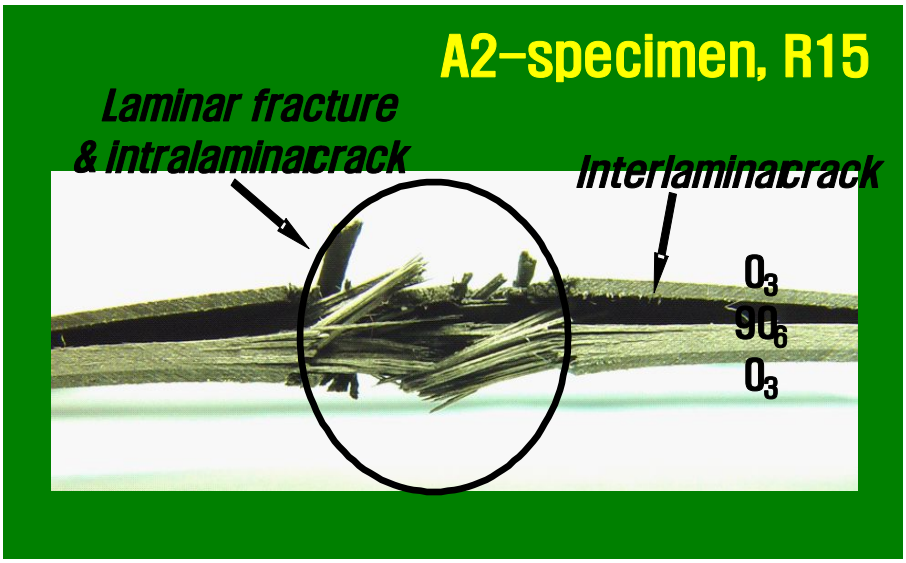


Fig. 21 Section area of A2-specimen, R=150

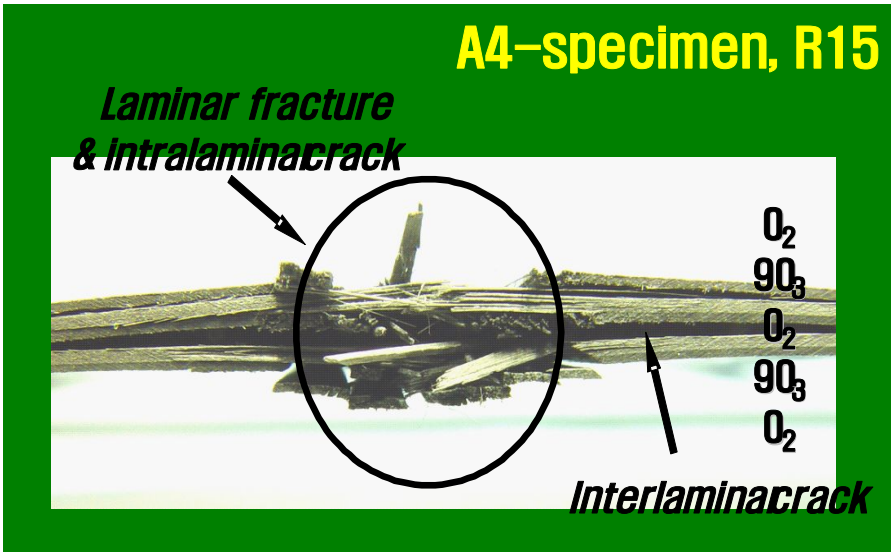


Fig. 22 Section area of A4-specimen, R=150

4-4 결언

1. 계면수에 따른 관통특성을 살펴보면 계면수가 적은 A2와 B2 시험편의 임계관통에너지가 계면수가 많은 A4와 B4시험편 보다 다소 높게 나타났다. 그 이유는 평판의 관통실험에 대한 기존의 논문의 고찰과 같이 계면수가 많은 복합재 경우 적층부재의 강도와 강성은 적층부재의 두께와 적층구성에 지배적이기 때문이다.

2. 곡률변화에 따른 관통특성을 살펴보면 곡률이 증가 할수록 임계관통에너지는 선형적으로 증가하는 경향을 보였다. 이는 곡률이 증가할수록 굽힘에 의한 변형뿐만 아니라 면내 변형의 저항이 증가하게 되고, 결국 시험편이 관통 되는데 필요한 에너지가 더 많이 필요하기 때문이다.

3. 곡률에 대한 임계관통에너지의 기울기는 ply에 지배적이며, ply수가 많아질수록 더욱 뚜렷해지리라 사료된다.

4. 복합재 적층쉘의 관통에 의한 파괴패턴은 층간크랙(interlaminar crack), 층내크랙(intralaminar crack)과 라미나 파단(laminar fracture)등이 나타났다. 0°로 적층된 라미나에서는 기지의 크랙진전(matrix crack)이 90°로 적층된 라미나에서는 층내크랙 및 라미나 묶음의 파단 등이 나타났으며, 0°와 90°라미나의 사이인 계면에서는 층간크랙이 나타났다.

5. 관통실험에 따른 크랙길이 및 박리면적을 살펴본 결과, 2계면수를 갖는 A2와 B2 시험편에서는 충격 점으로 부터 첫 번째 계면에서,

4 계면수를 갖는 A4와 B4 시험편에서는 충격 점으로 부터 세 번째 계면에서 가장 큰 원주방향 크랙길이 및 박리면적이 관찰되었다.

.

제 5 장 복상배열에 따른 관통 특성

5-1 단일평판의 충격속도 변화에 따른 관통특성

충격체가 CFRP적층판을 관통 할 정도의 손상 정도가 높고 고속인 충격 파괴의 실험적 해석을 행하여 적층구성이 다른 각 적층재의 관통 파괴 현상 특히, 각각의 적층재에 대하여 충격에너지의 크기와 CFRP 적층재의 손상과의 관계, 관통후의 에너지 손실과의 관계 및 임계관통 에너지의 한계를 명확히 함과 동시에 같은 적층 구조를 갖는 시험편의 적층수의 차이에 따라 내충격성 특히, 관통저항에 강한가에 대한 연구(정종안, CFRP 적층판의 관통파괴 특성)가 있었다.[63] 결론은 섬유배향과 적층구조가 같고 적층 수에 따라 관통부에 흡수되는 단위 체적당의 에너지는 모두 선형적으로 증가하였으며, 충격에너지가 클수록 판 두께가 얇을수록 흡수에너지는 작아짐을 알았다.

계면수가 같고 적층수가 다른 CFRP 적층재의 경우 적층매수가 증가함에 따라 임계관통에너지는 선형적으로 증가하였고 단위체적당 관통에 손실되는 흡수에너지는 시험편의 두께에 따라 거의 선형적으로 증가하였다고 밝힌다. 이는 적층부재의 강도와 강성은 적층 부재의 두께와 적층구성에 지배적이기 때문이다.

5-2 이중평판의 거리변화에 따른 관통특성

일반적으로 충격완화판에 대한 연구는 초고속으로 가속된 알루미늄 구를 얇은 알루미늄 판에 수직으로 충돌시키는 모델을 주로 선택하여 충돌체와 판의 변형 거증을 분석함으로써 이루어지고 있다. 이러한 연구에 의해 파편운 생성 형상과 운동 특성을 해석하여 비행체 동체에 미칠 영향을 예측, 평가할 수 있으며, 이를 통해 적절한 방호능력을 지니는 충격완화판의 설계에 요구되는 조건과 사양을 결정할 수 있다. 현재 우주선, 위성, 초음속 항공기 등의 소재는 금속과 탄소섬유를 이점을 살린 탄소섬유복합소재로 만들어 지고 있으며 수요가 늘면서 복합재 구조 부재의 안정성 평가의 필요성이 대두되고 있다.

본 연구에서는 총 적층 수는 12ply로 같게 하고 첫 번째 충격시험편과 두 번째 충격 시험편인 CFRP 적층판을 제작하였으며, Table 3과 같이 일정한 거리를 두어 실험을 수행하였다. Fig. 24를 보면 알 수 있듯이 시험편간 거리에 따른 간격은 0mm, 10mm, 20mm, 30mm 로 주었으며 Expt. 1같은 경우 12ply 이므로 0mm로만 실험을 수행하였으며, 첫 번째 시험편을 Spec.1로, 두 번째 시험편을 Spec.2로 표기 했다. Air gun의 압력 게이지를 이용하여 초기 속도는 일정하게 하여 관통 실험을 행하였으며 각각의 Expt.에 대해 거리 변화에 따라 6~10회 실험을 행하였으며 Fig. 23은 거리 변화에 따른 에너지 흡수율을 나타냈다. 실험 Expt. 1의 경우 에너지 흡수율이 두개의 시험편으로 실험 한 값보다 상대적으로 낮은 값을 보였으며, 대체적으로 Expt. 2-3의 경우가 Expt. 4 보다 높았다. 이는 시편의 총 두께가 같았어도 관통 할 때 첫 번째와 두 번째의 시편의 두께를 달리 했을 때가 더 높은 관통속도비,ΔV_p[m/s.mm]를 보였다.

여기서 관통 속도 비란 발사체가 시험편을 관통할 때, 발사체인 강구의 속도를 시편의 총 두께로 나누어 준 값으로서 에너지손실비(specific energy loss)를 나타낸다. 이는 에너지 흡수율이 높을수록 속도변화비가 크다고 볼 수 있으며 충격완화판의 충격 흡수 특성으로도 볼 수 있다.

Table 7 Specimen definition (distance change)

Expt. No.	Spec.1	Spec.2	Ply no.
1	A2	-	12
2	B2	D2	8+4
3	B4	D2	8+4
4	C2	C2	6+6

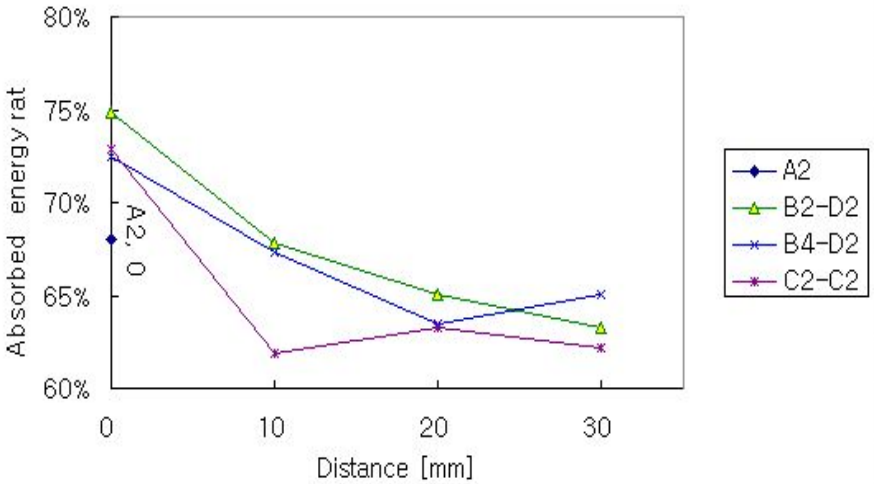


Fig. 23 Absorbed energy rate on distance change

Table 8 에 속도의 변화에 따른 CFRP적층재의 관통 특성을 알아보고자 게이지 압력을 조정하여 충격속도 60～132m/s로 변화를 주었으며, 시편간 거리는 0mm로 하여, 각 시험편에 대한 관통실험을 행하였다. 본 연구에서는 임계 관통에너지(critical penetration energy)를 CFRP 복합적층재의 관통특성을 규명하는 파라메타로 보고 관통 전 운동에너지를 x축에, 관통 후 운동에너지를 y축에 나타내고, 선형 커브 피팅(linear curve fitting)을 통하여 각 시험편의 관통에 필요한 최소 운동에너지인 임계관통에너지를 구하였다. 선형커브 피팅 한 후 x축상에 위치한 접점은 각 시험편의 관통에 필요한 최소 운동에너지임 임계관통에너지를 의미한다.

이 실험(속도 변화)에서 Vp(표적을 통하여 관통의 길이로 나눠지는 발사체 속도에 있어서의 변화로서 정의되는)가 표적 저항을 표현하기 위해서 빌려 쓰였다. 총 판 두께로 나눠지는 발사체 운동 에너지의 손실 또한 대표하는 매개 변수로 나타냈으며, 표적 두께 및 계면의 효과를 설명하기 위해 Fig. 26을 얻게 되는 탄도의 시험 결과를 나타낸다.

Table 8 Impact and absorbed energy

(a)B2-D2 specimen

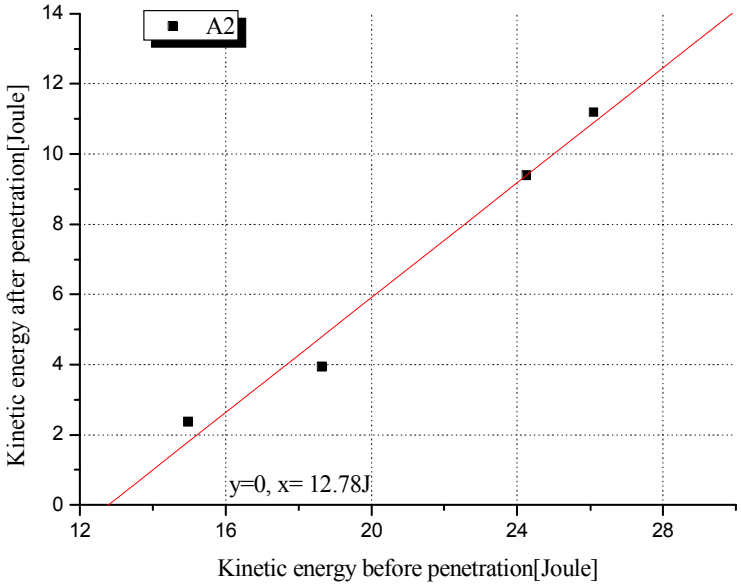
Distance [mm]	Impact energy	Absorbed energy	Absorbed energy rate
0	22.6	15.99	75%
10	21.98	14.90	68%
20	22.26	14.46	65%
30	22.88	14.47	63%

(b)B4-D2 specimen

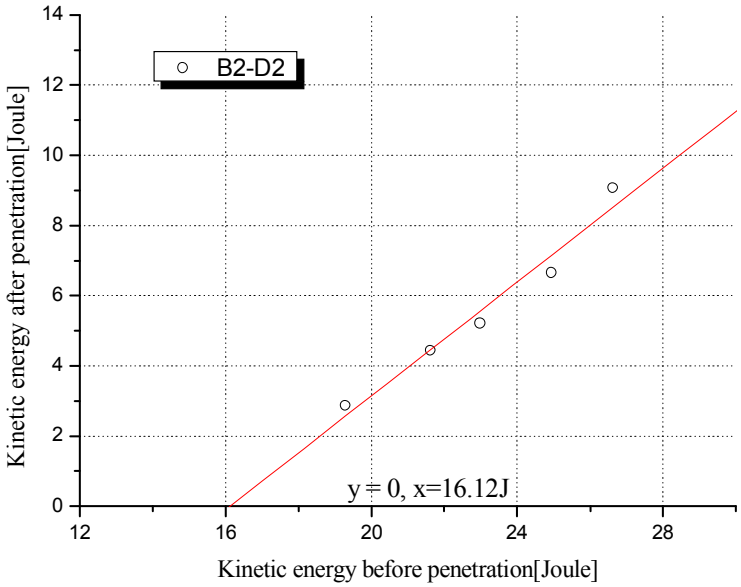
Distance [mm]	Impact energy	Absorbed energy	Absorbed energy rate
0	22.08	16.10	73%
10	23.29	14.41	62%
20	22.98	14.56	63%
30	22.67	14.11	62%

(c)C2-C2 specimen

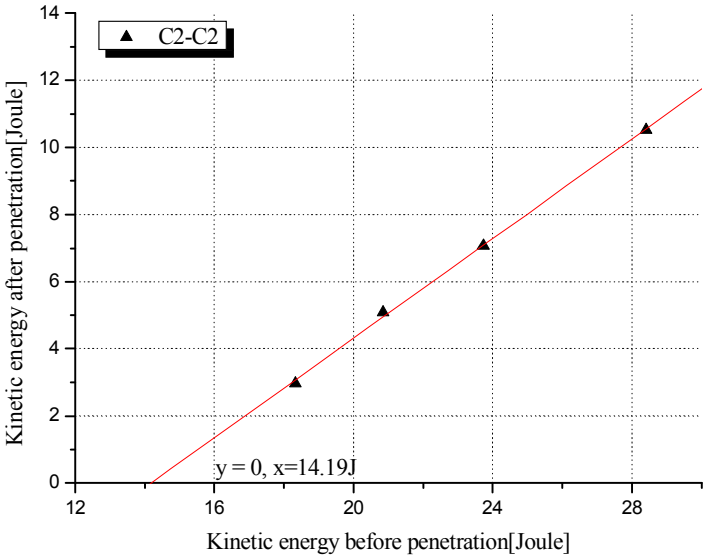
Distance [mm]	Impact energy	Absorbed energy	Absorbed energy rate
0	22.08	16.10	73%
10	23.29	14.41	62%
20	22.98	14.56	63%
30	22.67	14.11	62%



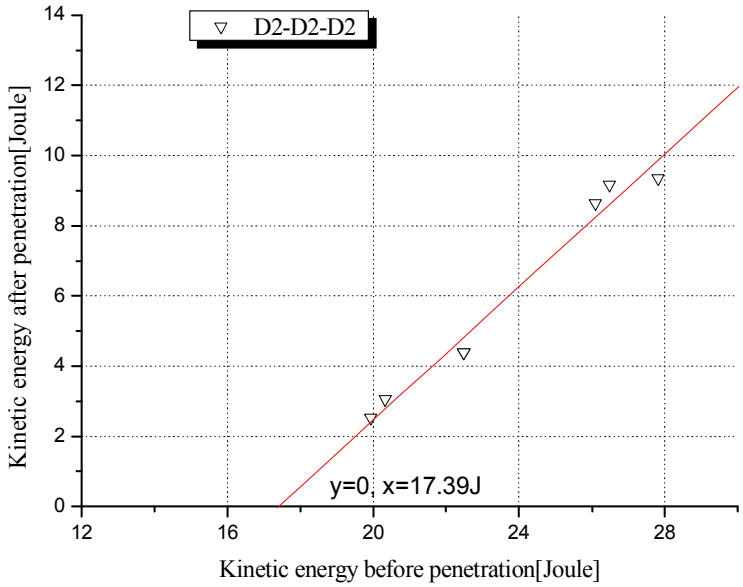
(a) A2 specimen



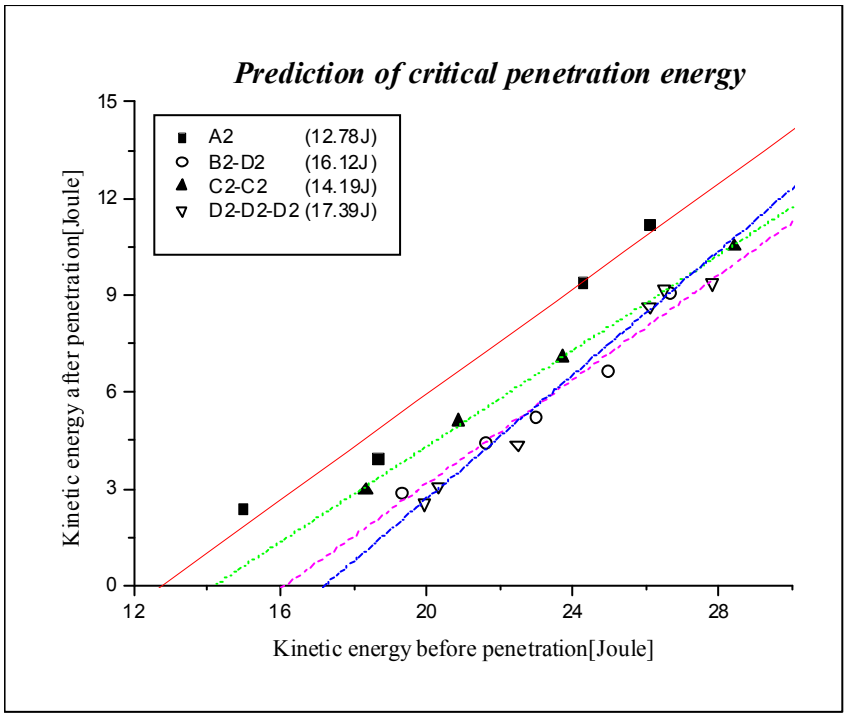
(b) B2-D2 specimen



(c) C2-C2 specimen



(d) D2-D2-D2 specimen



(e) Total Prediction of critical penetration energy

Fig. 24 Prediction of critical penetration energy

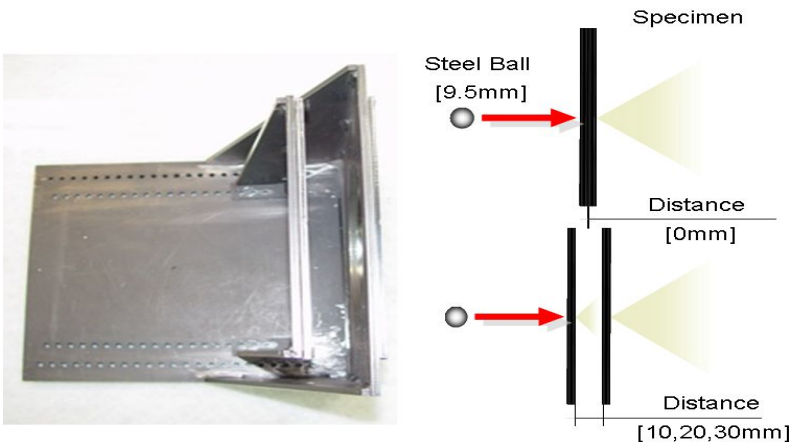


Fig. 25 The penetration experiment under oblique impact

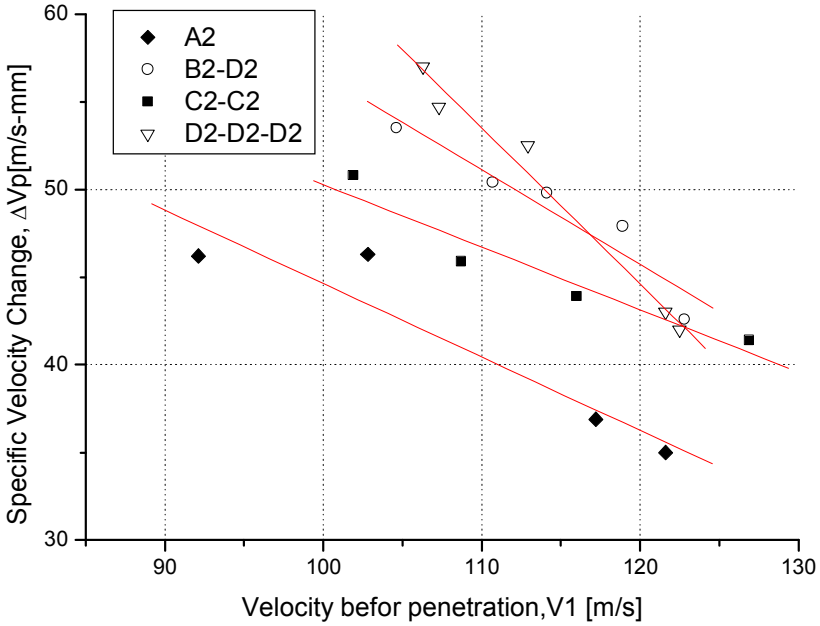
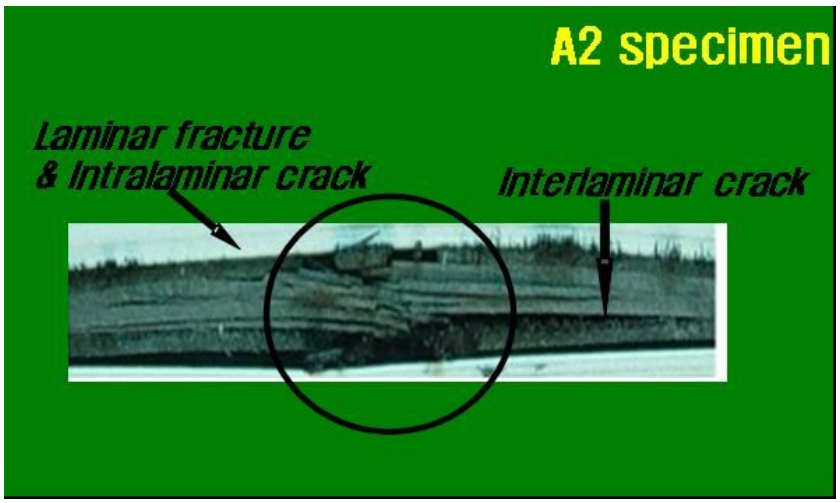


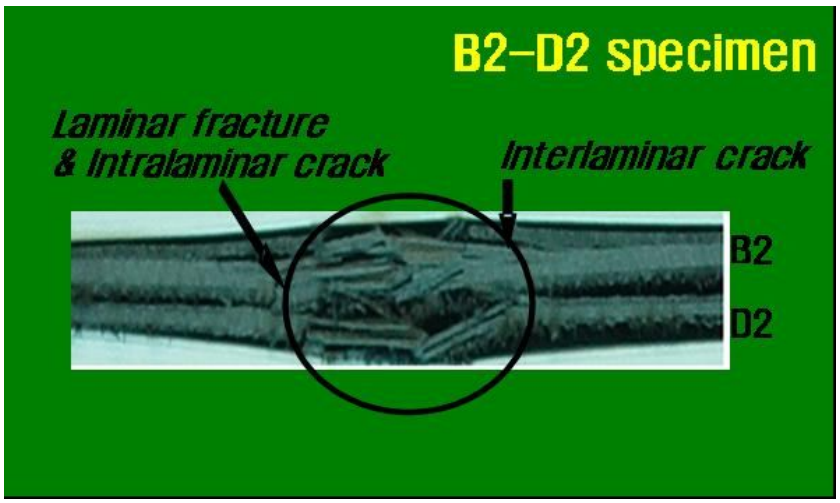
Fig. 26 Specific velocity change versus penetration velocity

5-3 파괴모드

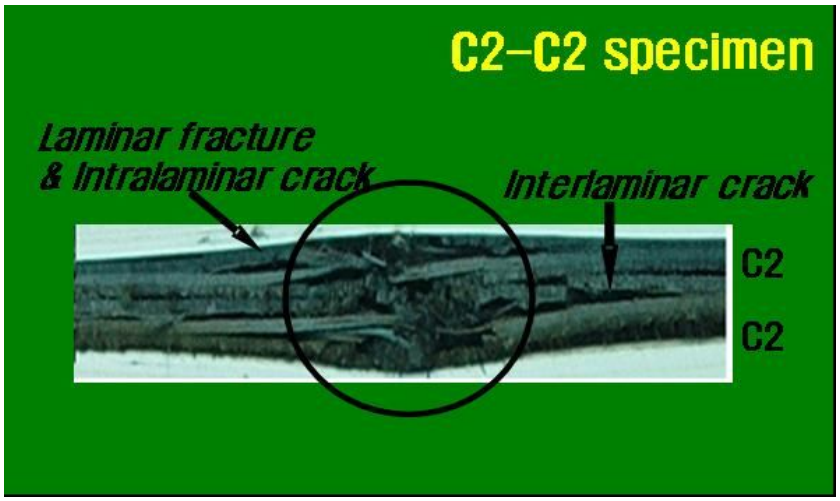
적층판의 거리 변화에 따른 CFRP 적층판의 파괴모드를 고찰하기 위해 본 연구에서는 관통 점을 기준으로 다이아몬드 커팅 기를 이용하여 시험편을 90°방향(원주방향)으로 절단하고 절단면을 관찰하였다. 모든 시험편에 있어 관통실험에 따른 파괴 패턴은 층간크랙(interlaminar crack), 층내크랙(intralaminar crack) 및 라미나 파단(laminar fracture)등을 포함하였다. Fig 27 을 보면 층간크랙은 0°ply와 90°ply의 계면에서 발생하였고, 층내크랙은 90°로 적층된 플라이의 층내에서 발생하였다. 또한 라미나 묶음의 파단은 90°로 적층된 ply에서 나타났다. 이러한 형태로 크랙 및 라미나 파단이 나타나는 이유는 횡 방향 충격하중 시 0°ply는 기지의 전단크랙(matrix crack)에 의해, 90°ply는 섬유의 굽힘 저항과 섬유파단에 의해 충격에너지를 흡수하기 때문이다. 즉, 횡 방향 충격하중이 가해질 때 0°ply는 전단에 의해, 90°ply는 굽힘에 관여되어지며, 그 결과 2계면수를 갖는 시험편의 경우에는 충격 점을 기준으로 첫 번째 계면에서 가장 큰 원주 방향 크랙길이를 보였다.



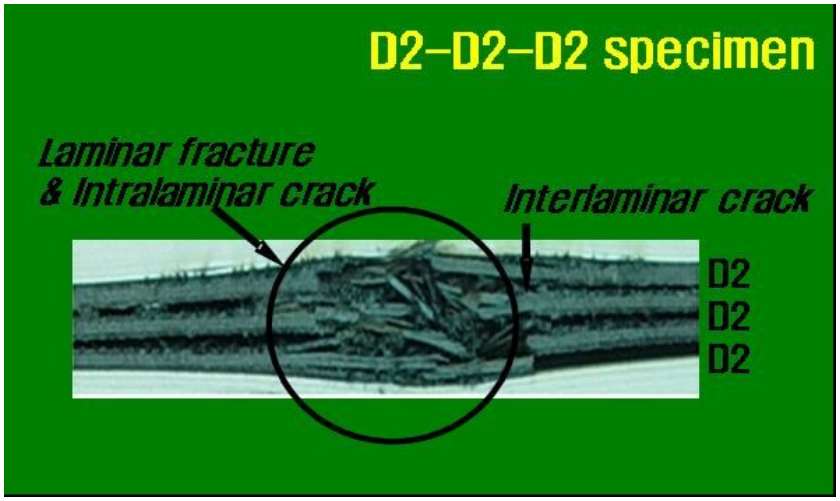
(a) A2 specimen



(b) B2-D2 specimen



(c) C2-C2 specimen



(d) D2-D2-D2 specimen

Fig.27 Section area of specimens

5-4 결언

본 연구에서는 적층구성 및 거리변화를 주어 CFRP적층판의 거리변화에 따른 관통특성에 미치는 영향을 평가하기 위해 적층구성 및 거리 변화를 주어 시험편을 제작하고 에어건에 의한 관통 실험을 행하였다 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

1) 계면수에 따른 관통특성을 살펴보면 계면수가 적은 A2시험편의 임계관통에너지는 계면수가 많은 D2-D2-D2시험편 보다 높게 나타났다. 그 이유는 평판의 관통실험에 대한 기존의 논문의 고찰과 같이 계면수가 많은 복합재 경우 적층부재의 강도와 강성은 적층부재의 두께와 적층구성에 지배적이기 때문이다.

2) CFRP 적층판의 시편간 거리에 따른 에너지 흡수율을 살펴보면 시편간 거리가 커질수록 에너지 흡수율은 낮아지며, 관통이 안 된다. 총 ply가 같을 때 평균 에너지 흡수율을 비교해 보면 충돌 전 속도가 클수록 에너지 흡수율은 낮아지기 때문이다.

3) CFRP 적층판의 충격속도변화에 따른 ΔV_P값을 비교해 보면 적층수와는 무관하게 4Ply만을 갖는 시험편이 ΔV_P가 높았다.
이는 충격완화판으로 하나의 적층판보다는 여러 개의 적층판이 관통속도를 크게 줄일 수 있다고 볼 수 있다.

4) CFRP 적층판의 전체 두께가 동일한 복상배열의 경우 첫 번째 적층판의 두께가 두꺼울수록 임계관통에너지 값이 대체적으로 크며, 관통 속도변화비 및 방탄성능(충격에너지 흡수)이 우수하다.

5) 복상배열 적층판의 관통에서는 두 개의 적층판의 두께가 동일할 때는 최소의 임계관통에너지 값을 얻을 수 있었다. 즉, 두 적층판의 두께가 동일할 때 관통에 대한 저항력이 가장 낮다. 또한 전체 두께가 동일한 복상배열의 경우 첫 번째 적층판의 두께가 두꺼울수록 충격에너지 흡수가 우수하다.

제 6 장 결 론

본 연구는 적층각 및 적층구성이 다른 판형 복합재료의 충격 손상에 대하여 충격 충격에너지별 결함의 발생정도를 비교 하였다. 그리고 적층각 및 적층구성에 따라 결함의 형상 및 발생 정도에 상당한 차이가 있었으며, 충격 에너지가 증가할수록 기지 크랙, 층간 분리, 섬유 파단의 순으로 결함이 발생하였고 그 크기도 대체적으로 증가하는 경향을 보였으며, 관통특성 실험으로 얻어진 연구결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 계면수에 따른 관통특성을 살펴보면 계면수가 적은 A2와 B2 시험편의 임계관통에너지가 계면수가 많은 A4와 B4시험편 보다 다소 높게 나타났다. 그 이유는 평판의 관통실험에 대한 기존의 논문의 고찰과 같이 계면수가 많은 복합재 경우 적층부재의 강도와 강성은 적층부재의 두께와 적층구성에 지배적이기 때문이다.

2. 곡률이 증가함에 따라 임계관통에너지는 선형적으로 증가하는 경향을 보였으며, 이러한 결과는 곡률이 증가할수록 굽힘에 의한 변형뿐만 아니라 면내변형의 저항이 증가함에 따라 더 높은 임계관통에너지가 필요하기 때문이라 사료된다.

3. 곡률에 대한 임계관통에너지의 기울기는 ply수에 지배적이며 플라이 수가 많아질수록 더욱 뚜렷해졌다.

4. 복합재 적층쉘의 관통에 의한 파괴패턴은 층간크랙(interlaminar

crack), 층내크랙(intralaminar crack)과 라미나 파단(laminar fracture)등이 나타났다. 0°로 적층된 라미나에서는 기지의 크랙진전(matrix crack)이 90°로 적층된 라미나에서는 층내크랙 및 라미나 묶음의 파단 등이 나타났으며, 0°와 90°라미나의 사이인 계면에서는 층간크랙이 나타났다.

5. 관통실험에 따른 크랙길이 및 박리면적을 살펴본 결과, 2 계면수를 갖는 A2와 B2 시험편에서는 충격 점으로부터 첫 번째 계면에서, 4 계면수를 갖는 A4와 B4 시험편에서는 충격 점으로부터 세 번째 계면에서 가장 큰 원주방향 크랙길이 및 박리면적이 관찰되었다.

6. 계면수에 따른 관통특성을 살펴보면 계면수가 적은 A2와 B2시험편의 임계관통에너지는 계면수가 많은 A4와 B4시험편보다 높게 나타났다. 그 이유는 계면수가 적을수록 CFRP 적층쉘의 충격 전 굽힘강성이 계면수가 많은 CFRP 적층쉘의 굽힘강성에 비해 낮게 나타나는 반면, 충격 후 굽힘강성은 더 높게 나타나기 때문이다.

7. 곡률반경에 따른 관통특성의 결과를 살펴보면 곡률이 증가함에 따라 임계관통에너지는 선형적으로 증가하는 경향을 보였으며, 이러한 결과는 곡률이 증가할수록 굽힘에 의한 변형뿐만 아니라 면내변형의 저항이 증가함에 따라 더 높은 임계관통에너지가 필요하기 때문이라 사료된다.

8. 계면수에 따른 관통특성을 살펴보면 계면수가 적은 A2시험편의 임계관통에너지는 계면수가 많은 D2-D2-D2시험편 보다 높게 나타났다. 그

이유는 평판의 관통실험에 대한 기존의 논문의 고찰과 같이 계면수가 많은 복합재 경우 적층부재의 강도와 강성은 적층부재의 두께와 적층구성에 지배적이기 때문이다.

9. CFRP 적층판의 시편간 거리에 따른 에너지 흡수율을 살펴보면 시편간 거리가 커질수록 에너지 흡수율은 낮아지며, 관통이 안 된다. 총 ply가 같을 때 평균 에너지 흡수율을 비교해 보면 충돌 전 속도가 클수록 에너지 흡수율은 낮아지기 때문이다.

10. CFRP 적층판의 충격속도변화에 따른 ΔV_P값을 비교해 보면 적층수와는 무관하게 4Ply만을 갖는 시험편이 ΔV_P가 높았다. 이는 충격완화판으로 하나의 적층판보다는 여러 개의 적층판이 관통속도를 크게 줄일 수 있다고 볼 수 있다.

11. CFRP 적층판의 전체 두께가 동일한 복상배열의 경우 첫 번째 적층판의 두께가 두꺼울수록 임계관통에너지 값이 대체적으로 크며, 관통속도변화비 및 방탄성능이 우수하다.

12. 복상배열 적층판의 관통에서는 두 개의 적층판의 두께가 동일할 때는 최소의 임계관통에너지 값을 얻을 수 있었다. 즉, 두 적층판의 두께가 동일할 때 관통에 대한 저항력이 가장 낮으며 전체 두께가 동일한 복상배열의 경우 첫 번째 적층판의 두께가 두꺼울수록 충격에너지 흡수가 우수하다.

참 고 문 헌

1. S. Abrate, "Impact on lamina composite materials,"applied Mechanics review, Vol. 44, No. 4, 1999, pp.155-190.
2. C. Ruiz and J. harding, "Modelling impact of composite structures using small specimens," in Impact Behaviour of Fiber-reinforced Composite Materials and Structures (S.R. Reid and G. Zhou, eds), Woodhead Publishing Ltd., 2000.
3. S. Abrate, Impact on composite structures, Cambridge University Press. 1988.
4. Abrate, S. " Impact of composite laminates"Apple Mach Rev, 44 (4), 1991, pp. 155-190.
5. Y. Tanabe, M. Aoki, K. Fujii, H. Kasano and E. Yauda, "Fracture Behavior of CFRPs Impacted by Relatively Hugh-velocity Steel Sphere," International Journal of Impact Engineering, Vol.28, 2003, pp.627-642,
6. Y. J. Cho, Y. N. Kim and I. Y. Yang, "Energy Absorption Characteristics of CFRP Laminated Shell According to High Speed Penetration," KSPE Proceeding, 2004, pp.912-915,
7. K. H. Im, N. S. Park, Y. N. Kim and I. Y. Yang, "A Study on Impact Characteristics of the Stacking Sequence in CFRP Composites Subjected to Falling-weight Impact Loading,"Int. J. Automotive Technology, Vol.4, No.4, 2003, pp.203-211.
8. S. R. Reid and G. Zhou, "Impact Behaviour of Fiber Reinforced Composite Materials and Structures," Woodhead Publishing Limited, 2000, pp.75-105.

9. J. J. Hwang, G. S. Lee, Y. N. Kim, S. W. Ra, J.K. Sim and I. Y. Yang, “Impact Damage of CFRP Laminated Shells with the Curvature,” KSPE Proceeding, 2003, pp.1341-1344,
10. G. L. Farley, R. M. Jones. "Energy-Absorption Capability of Composite Tubes and Beams." NASA TM 101634, 1989.
11. G. L. Farley. "The Effects of Crushing Speed on the Energy -Absorption Capability of Composite Tubes." Journal of Composite Materials 1991, pp.1314-1329,
12. G. L. Farley, R. M. Jones. "Crushing Characteristics of Continuous Fiber-Reinforced Composite Tubes." Journal of Composite Materials 1992, pp.37-50,
13. G. L. Farley, R. M. Jones. "Analogy of the Effect of Materials and Geometrical Variables on Energy-Absorption Capability of Composite Tubes." Journal of Composite Materials pp.78-89, 1992.
14. G. L. Farley, R. M. Jones. "Crushing Characteristics of Composite Tubes with Near-Elliptical Cross Sections." Journal of Composite Materials pp.1741-1751, 1992.6. 强化プラジスチック協會編. 『新版 FRP入門』, 1987. pp.8.
15. 심재기, 양인영, 오택열. “충격하중을 받는 CFRP 적층판의 충격손상과 굽힘 잔류강도.” 『대한기계학회집』 pp.2752-2761, 1993.
16. 최익현, 홍창선, “ 복합적층판의 저속충격실험 및 거동에 대한 실험적 연구.” 『대한기계학회논문집』 pp.359-371, 1994.
17. Hwang, B.. *Damage Initiation During Low-Velocity Impact on Composite Laminates,* Ph.D. Thesis Dept. of Mechanical Engineering: U. of Dayton, Ohio, May 1994.
18. Zhoua, G.. "Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels." Composite Structures pp. Issues

1-4, 589-597, 1997.

19. Colin J. Hayhurst and Richard A. Clegg“Cylindrically symmetric SPH simulations of hypervelocity impacts on thin plates” International Journal of Impact Engineering, Vol 20, pp 337-348, 1997.
20. D. D. Symons, “Characterization of Indentation Damage in 0/90 Lay-up T300/914 CFRP,” Composite Science and Technology, Vol.60, No.3, pp.391-401, 2000.
21. Kim, Y. N. and Yang, I. Y., "Impact Response and Damage of Composite Shell with Various Curvatures," 11th APCNDT 2003, pp. 72-77, 2003.
22. Wardle, B. L. and Lagace, P. A., "Behavior of Composite Shells under Transverse Impact and Quasi-Static Loading," AIAA Journal, Vol. 36, No. 6, pp. 1065-1073, 1998.
23. Wardle, B. L. and Lagace, P. A. "Importance of Instability in Impact Response and Damage Resistance of Composite Shells," AIAA Journal, Vol. 35, No. 2, pp. 389-396, 1997.
24. G. Caprino, A. Langella, V. Lopresto, "Indentation and penetration of carbon fibre reinforced plastic laminates" composite Engineering Vol. 34 No.4 pp. 319-325, 2003.7. Lubin G. 『Handbook of Composites』, Van Nostrand Reinhold, 1982. pp.147.
25. Cho, Y. J., Kim, Y. N.and Yang, I. Y., "Energy Absorption Characteristics of CFRP Laminated Shell According to High Speed Penetration", KSPE Proceeding, pp.912-915, 2004.
26. Im, K. H., Sim, J. K. and Yang, I. Y, "A Study on Impact Response Damage Behavior of CF/Epoxy Composite Laminates", Transactions of the KSME, Vol. 26, No. 5, pp. 835-842, 2002.

27. Nam, H. W., Jung, S. W. and Han, K. S., "Stacking Sequence Effects on Indentation Damage Behaviors of Fiber Metal Laminate", Transactions of the KSME, Vol. 26, No. 5, pp. 960-968, 2002.
28. Cantwell, W. J. and Villanueva, G. Reyes, "The high velocity impact response of composite and FML-reinforced sandwich structures", Composites Science and Technology 63, pp. 1-20, 2003
29. Digby D. Symons, "Characterizations of indentation damage in 0/90 lay-up T300/914 CFRP" Composite Science and Technology Vol. 60 No. 3 pp. 391-401,2000.
30. Yasuhiro Tanabe, Motokazu Aoki, Keisuke Fuji, Hideaki Kasano, Eichi Yauda, "Fracture Behavior of CFRPs impacted by relatively hugh-velocity steel sphere" International Journal of Impact Engineering Vol. 28 pp.627-642, 2003.
31. Wu, H. T. and Springer, G. S.. "Measurements of Matrix Cracking and Delamination Caused by Impact on Composite Plates." J of Composite Materials pp.518-532, 1988.
32. Sun, C. T. and Chen, J. K.. "on the impact of Initially Stressed Composite Laminates." J. of Composite Materials pp.490-504, 1985.
33. Choi H. Y., Down, R. J and Chang, F. K.. "A New Approach toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composite Due to Low-velocity Impact: Part I - Experiments." J. of Composite Materials pp.992-1011, 1991.
34. Jackson , W. C. and Poe, C. C., Jr.. "The Use of Impact Force as a Scale Parameter for the Impact Response of Composite Laminates." J. of Composite Technology and Research pp.282-289, 1992.
35. W. Goldsmith and S. A. Finnergan, 1971, " Penetration Process in Metal Targets At and Above Ballistic Velocities". International

Journal of Mechanical Sciences, Vol.13, pp. 834-866

36. W. Goldsmith and S. A. Finnergan, 1986, "Normal and Oblique Impact of Cylindro-Conical Projectiles on Metallic Plates", International Journal of Impact Engineering, Vol. 4, No. 2, pp. 83-105
37. J. Awerbuch and S. R. Bodner, 1974, "Analysis of The Mechanics of Perforation of Projectiles in Metallic Plates", International Journal of Solids and Structures, Vol. 10, No. 6, pp. 671-684
38. E. Wu and W. Goldsmith, 1990, "Normal Impact of Blunt Projectiles on Moving Targets ; Experimental Study", International Journal of Impact Engineering, Vol. 9, No. 4, pp. 389-404
39. E. Wu and W. Goldsmith, 1990, "Normal Impact of Blunt Projectiles on Moving Targets ; Analytical Considerations", International Journal of Impact Engineering, Vol. 9, No. 4, pp. 405-432
40. 이영신, 김동진, 송근영, 정수경, 강근희, 최병두, "A Study on the Penetration Characterisics for the Rigid Impactor and the Lead Target", 대한기계학회, 대한기계학회 춘추학술대회 1998년 제1권 제1호, 1998. 1, pp. 420-425.
41. Vistasp M. Karbhari. "Energy Absorption Characteristics of Hybrid Braided Composite Tubes." J. Composite Materials pp.1164-1186, 1997.
42. Im, K. H, Park, N. S., Kim, Y. N., Kim, S. K., Yang, I. Y., “Characteristic Analysis of Falling Weight Impact Response in CF/Epoxy Composite Plates Using Frequency Responses." The Korea Society for Composite Materials, Vol. 16 No. 2 9pp. 9-17, 2003.
43. Hwang, J. J, Lee, G. S., Kim, Y. N., Ra, S. W., Sim, J. K., Yang, I. Y., “Impact Damage of CFRP Laminated Shells with the Curvature",

KSPE Proceeding, pp1341-1344, 2003.

44. G. L. Farley, R. M. Jones. "Energy-Absorption Capability of Composite Tubes and Beams." NASA TM 101634, 1989.

45. B. T. Smith, "Correlation of the Delay Technique whit Ultrasonic Imaging of Impact Damage in Graphite-Epoxy Composites", Material Evaluation, No. 47, pp. 1408-1414, 1989

46. Raymond F. Wegman, "Nondestructive Test Methods for Structural Composites", SAMPLE Handbook No. 1, pp. 21-48, 1989

47. 나성엽, 김형원. "복합재료의 충격 손상에 대한 비파괴검사 기법 연구", 국방과학연구소, TEDC-421-010114, pp. 1-29, 2001

48. 김재훈, 이영신,"통제기 구조용 복합재료 설계개발 시험", 충남대학교, MADC-411-010062, pp. 1-83,200

49. 이영신,"복합재료 원통쉘의 진동, 충격강도 특성 및 그의 설계최적화에 관한 연구", 충남대학교 산업기술연구소, 1994

50. 이호철, 이영신, 김재훈, 전제춘, " Analysis on the Composite Laminated Plate Subjected to Low Velocity Impact", 대한기계학회, 대한기계학회 춘추학술대회 2000년 제2권 제1호, 2000, pp. 244-249.

51. 심재기, 양인영, 오택열 ,"Impact Damage and Residual Bending Strength of CFRP Composite Laminates Subjected to Impact Loading - Fracture Mechanism and Impact Damage of Orthotropy Laminated Plates", 대한기계학회, 대한기계학회 논문집 제17권 제11호, 1993, pp. 2752-2761.

52. 최익현, 홍창선, "An Experimental Study on Low - Velocity Impact Test and Response of Composite Laminates", 대한기계학회, 대한기계학회 논문집 제18권 제2호, 1994, pp. 359-371.

53. 최익현, 홍창선, "복합적층판의 저속충격 손상영역 평가", 한국항공우주학회지, 제 18권,2호, 1994, pp. 78-88.

54. Hwang, B. "Damage Initiation During Low-Velocity Impact on Composite Laminates", Ph. D. thesis, Dept. of Mechanical Engineering, U. of Dayton, Ohio, 1994.

55. Zhoua, G. "Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels", Composite Structures, Vol. 38, Issues 1-4, 1997, pp. 589-597.

56. Kwon, O. Y. and Hong, D. H. "Nondestructive Evaluation of Impact-Damaged CFRP Laminates by Acoustic Emission during Flexural Loading," In : Proceedings of ICCM-11, Gold Coast, Australia, 1997, pp. VI-223-229

57. Chroistoforou, A, P. and Swanson, S. R. "Analysis of Simply-Supported Orthotropic Cylindrical Shells Subject to Lateral Impact Loads," ASME J. of Applied Mechanics, Vol. 57, 1990, pp. 376-382.

58. Chroistoforou, A, P. and Swanson, S. R. and Beckwith, S. W.,"Lateral Impact of Composite Cylinders,"Composite Material: Fatigue and Fracture, Second Volume, ASTM STP 1012, Paul A. Lagace. Ed., ASTM, Philadelphia, 1989, pp. 373-386.

59. Reddy, J. N., "Energy and Variational Methods in Applied Mechanics," A Wiley-Interscience Publication, 1992, pp. 408- 410.

60. Wardle, B. L. and Lagace, P. A., "Importance of Instability in Impact Response and Damage Resistance of Composite Shells," AIAA J. Vol. 35, No. 2, 1997, pp. 389-396.

61. Jackson, W. C. and Poe, C. C., Jr.,"The Use of Impact Force as a Scale Parameter for the Impact Response of Composite Laminates," J. of Composites Technology and Research, Col. 15, 1992, pp.282-289.

62. Lagace, P. A. et al., "A Preliminary Preposition for a Test Method to Measure (Impact) Damage Resistance," J. of Reinforced Plastics and Composites, Vol. 12 No. 5, 1993, pp. 584-601.
63. 정종안, 김정호, 양인영, “CFRP 적층판의 관통파괴 특성,” 한국자동차공학회, 1994년 춘계학술대회논문집, 1994, pp. 583-589