

공학석사 학위 청구논문

고기능성 복합신소재를 이용한 허니컴
샌드위치 패널의 최적설계

The Optimum Design of the Honeycomb Sandwich Panel
using the High Functional Composites

지도교수 김 윤 해

2006年 2月

한국해양대학교 대학원

재료공학과

박 태 군

本 論 文 을 朴 泰 君 의 工 學 碩 士 學 位 論 文 으 로 認 准 함

주 심 공학박사 이 성 렬 ㉠

부 심 공학박사 김 윤 해 ㉠

부 심 공학박사 김 용 직 ㉠

2006 年 2 月

한국해양대학교 대학원

재 료 공 학 과

박 태 군

목 차

1. 서론	2
2. 이론적 배경	4
2.1 LCD/PDP 생산라인용 파렛트	4
2.2 허니컴 샌드위치 구조	9
3. 본론	28
3.1 단면계수와 단면 2차 모멘트	28
3.2 허니컴 샌드위치 패널의 강성	29
3.3 강도계산식	31
3.3.1 2점 지지, 분포하중	31
3.3.2 2점 지지, 집중하중	32
3.3.3 캔틸레버 빔의 분포하중	34
3.3.4 캔틸레버 빔의 집중하중	35
3.3.5 4점 지지, 분포하중	36

3.3.6 최소중량설계	40
3.4 허니컴 샌드위치 패널의 두께설계	41
3.5 유한요소해석의 변형량 해석결과	43
4. 결론	45
5. 참고 문헌	46

ABSTRACT

A typical honeycomb sandwich panel consists of two thin, high-strength facings bonded to a thick, light-weight core. Each component by itself is relatively weak and flexible, but when it combined in a sandwich panel they produce a structure that is stiff, strong, and lightweight. In addition to use in honeycomb sandwich panels, honeycomb is used for energy absorption, radio frequency shielding, light diffusion, and to direct air flow. Accordingly, the usage of honeycomb sandwich structure is very widely applied to the aircraft, the automobile, and marine industry, etc., because of these advantages.

With the increasing interest in using the sandwich structure with honeycomb core, there is also an increasing demand for knowledge and basic understanding of the processing technology for these relatively new materials.

Generally, this honeycomb sandwich structure is manufactured by autoclave process. In this study, the honeycomb sandwich structure was produced by prepreg. To prove the suitability the honeycomb sandwich structure with prepreg. The optimum design of the skin

materials and honeycomb sandwich structure were evaluated with the theory of stress analysis.

In the study, a pallet having a thickness about 25 mm, applied to produce LCD/PDP, using honeycomb sandwich panel is designed by optimism from stress analysis of composite material. And it can get the following conclusion.

The result of designing a pallet manufactured by honeycomb sandwich having a thickness, 20mm, it is satisfied against the standard, so it makes sure that designing a pallet is optimized.

Nomenclature

t : Panel's total thickness(cm)

t_f : Skin plate thickness (cm)

t_c : Thickness of honeycomb core (cm)

a, b : Supporting span (cm)

q : Distribution load (kg/cm²)

P : Concentrated load (kg/cm)

δ : Panel's maximum sag (cm)

M : Maximum moment (kgcm/cm)

D : Stiffness (kgcm²/cm)

σ_f : Skin plate Strength (kg/cm²)

τ_c : Shear stress of honeycomp core

σ_{cr} : Breaking strength of honeycomb core (kg/cm²)

ρ : Density

E : Modulus of elasticity of skin plate (kg/cm²)

G_c : Shear modulus of elasticity of core (kg/cm²)

$\lambda = 1 - (\text{Poisson ratio})^2$

$\alpha_1, \alpha_2, \beta, \gamma$: Modulus

1. 서론

이 설계를 하게 된 이유는 기존의 알루미늄 합금제 파렛트가 외부의 충격에 약한 알루미늄 재질로 되어 있고 복합재에 비해서 무게가 많이 나기기 때문이다. 하지만 이 LCD/PDP 생산용 파렛트를 허니컴 복합재를 이용할 경우에 알루미늄 파렛트가 가지고 있는 단점들을 보강할 수가 있다.

그래서 본 논문은 LCD/PDP 생산라인에 사용되는 알루미늄 합금제 파렛트(pallet)를 허니컴 복합재 파렛트로 대체하기 위한 필수과정으로서 강도 및 두께를 설계하는데 중점을 두고 있다.

알루미늄 파렛트의 단점을 보강한 탄소섬유복합재질의 파렛트는 알루미늄 재질의 것보다도 성형성과 질량대비 강도가 우수하지만 이 탄소섬유 파렛트 또한 충격에는 약한 특징을 가지고 있어 이를 보강할 필요가 있어 개발하게 된 것이 바로 본 논문에서 설계를 한 허니컴 복합재 파렛트이다.

이 재료는 현재 항공기에 널리 사용되고 있으며 허니컴 샌드위치 구조물(honeycomb sandwich structure)은 일반적으로 비교적 두껍고 경량인 심재(core)의 상하에 얇고 고강도인 표면재(face plate)를 접착시켜 구조상의 강도 효율을 높인 것이다. 이 허니컴 파렛트는 알루미늄 합금제 파렛트나 유리섬유 파렛트에 비해서 우수한 특징이 두 가지가 있는데, 우선 밀도가 알루미늄합금제 파렛트뿐만 아니라 유리섬유복합재 파렛트에 비해서도 낮다는 것이다. 다음으로는 알루미늄합금제 파렛트와 유리섬유판 파렛트가 가지고 있던 최대 결점인 충격에 의한 손상을 심재를 통해서 막아 줄 수가 있다는 것이다.

덧붙여 기존의 금속재 파렛트와 비교했을 때 허니컴 샌드위치 구조로된 파렛트는 상당한 무게감소를 이룰 수가 있어 경제적인 면과 연료 소비량면에서도 상당한 효과를 거둘 수가 있다. 그리고 이 허니컴 구조물 복합재료는 금속재료에 비해 상당한 진동 감쇠 능력을 가지고 있는 것으로 알려져 있으

므로 제조 시에 발생하는 진동으로 인한 불량률을 최소화시키고, 파렛트의 경량화와 비틀림으로 인한 진동이 줄어들어 생산성 향상과 정비성 향상을 시킬 수가 있다.

하지만 일반적으로 이용되고 있는 알루미늄 파렛트의 경우는 그 평가기술의 기술력과 공신력이 어느 정도 축적되었다고 사료되나, 복합재료의 경우 사용이 널리 확대되고 있는 시점임에도 불구하고 이 복합재를 이용할 경우에는 이를 평가할 수 있는 기술이 전무한 실정이기 때문에 본 논문이 더욱 가치를 지닌다고 생각한다.

2. 이론적 배경

2.1 LCD/PDP 생산라인용 파렛트

Table 1은 일반적인 유리섬유 복합재 파렛트(composite pallet)와 기존 알루미늄 파렛트(aluminum pallet)와의 특성을 비교하여 나타낸 것이다.

이 표를 살펴보면은 각 파렛트에 사용된 재질은 알루미늄(aluminum)과 유리섬유 복합재(reinforced fiber plastics)이며 중량비는 알루미늄이 1(100%)일 때 복합재는 0.3(30%)로 현격히 중량차가 나는 것을 알 수가 있다. 부식성에 있어서는 둘 다 우수한 특성을 나타내고 있으며 비강도는 알루미늄파렛트의 경우 낮은데 비해 복합재 파렛트는 우수한 편이고 비신장도(specific elongation)의 경우는 복합재 파렛트가 높다. 진동흡수도에 있어서 복합재 파렛트가 우수하며 베어링수는 복합재 파렛트가 적게 소모되고 유지비를 비교할 경우에도 복합재 파렛트가 적게 든다. 하지만 금속과의 접합성과 재성성은 알루미늄이 우수하다.

일반적인 유리섬유 복합재의 경우 면재로써는 에폭시 수지가 함침 되어 있는 유리섬유 프리프레그(prepreg)를, 코어 재료로써는 하니컴 코어(honeycomb core)를 사용한다.

그리고 기존의 복합재 파렛트를 제작시 사용되는 성형기는 컴퓨터 프로그램에 의하여 성형조건을 입력시킨 다음 진공압력, 외부압력, 온도사이클 등을 전기적 신호로써 압력주기와 온도주기를 제어하여 일정한 압력과 온도로 성형할 수 있도록 설계되어 있는 오토클레이브를 사용한다.

이 복합재에 사용되는 섬유로는 강도와 전기적 특성이 우수하고 가격이 저렴하여 보강재로 가장 많이 사용되고 있는 E-glass 섬유 프리프레그를 사용한다.

E-glass 섬유 프리프레그의 특성은 Table. 2 에 나타나있고 Aramid

honeycomb core에 대한 특성은 Table. 3에 있는데 기존의 알루미늄 파렛트나 유리섬유복합재 파렛트에 비해서 하니컴 코어를 사용한 파렛트는 하니컴 코어가 가지고 있는 뛰어난 열적 안정성 및 방염성, 탁월한 치수 안정성, 가수분해 안정성 및 내마모성, 가공의 용이성, 화학적 적합성, 우수한 내전압 강도, 내자외선 및 내 방사성 그리고 저신율 및 고인장 탄성율과 같은 우수한 특성으로 인해 기능적으로 우수한 LCD/PDP생산용 파렛트가 될 것이다.

Table 1. Comparison of characteristics between aluminium pallet and composites pallet

Kind of pallet Characteristics	Aluminum pallet	Composites pallet
Materials	Aluminum	Reinforced fiber plastics
Weight	1 (100%)	0.3 (30%)
Anti - corrosion	Good	Good
Specific strength	Low	High
Specific elongation	Low	High
Absorption of vibration	Bad	Good
Number of bearings	Many	Few
Maintenance	Bad	Good
Joining for metal	Good	Bad
Recycling	Good	Bad

Table 2. Chemical properties of E-glass fiber prepreg

Properties	Value
Volatile content	1.5(Max.)[%]
Resin content	40±3[%]
Fiber areal weight	208[g/sq.m]
Gel time	14±3[min]
Resin flow	25±5[%]
Laminate thick/ply	0.18[mm]
Tg	120(Min.)[$^{\circ}\text{C}$]

Table 3. Properties of honeycomb core material

Aramid honeycomb core	
Nomex paper	66< %
Phenolic multipolymer resin	33>%
Epoxy multipolymer resin	0.3>%
Nylon multipolymer resin	0.3>%

2.2 허니컴 샌드위치 구조

샌드위치 구조란, 적층형 Hybrid 구조의 일종이며, 문자 그대로 표면부의 2층과 중간층으로 구성되며, 이들 3층이 일체화됨에 따라 뛰어나 기능이 발휘되는 구조이다. 샌드위치 구조의 복합성형체는 일반적으로 비교적 두껍고 경량인 심재(core material)의 상하에 얇고 고강도인 표면재(face plate)를 접착시켜 구조상의 강도 효율을 높인 것이다.

표면재는 이들 면에 대한 평행방향으로 작용하는 전단응력과 수직방향으로 작용하는 전단응력과 수직 방향으로 작용하는 응력에 변형이 되지 않도록 강도를 가져야 한다. 표면재료로 사용되는 재료는 알루미늄 합금, 섬유 강화 플라스틱, 티타늄합금, 철강 및 베니어판이다.

중간층의 재질은 구조적으로 두 가지의 기능을 구비하여야 한다. 첫째 양 표면 재질을 보강하여 표면에 수직인 방향으로의 변형에 대한 저항성을 증가시킨다. 둘째로는 표면에 수직인 방향에 따라 작용하는 힘에 견딜 수 있는 전단강도(shear strength)를 구비하여야 한다.

중간층의 재질로서는 폴리머, 인조고무, 무기질 시멘트, 발사(balsa)나무 등이 있다. 중간층의 재료로 사용되는 것 중 다른 하나는 허니컴구조인데, 이것은 얇은 호일(foil)형 재료를 육각형 셀(cell)로 가공하여 셀의 축 방향이 표면재에 수직하게 위치시킨 구조이다. 이와 같은 허니컴구조의 샌드위치 패널은 여러 가지 용도에 사용되고 있는데, 지붕, 바닥, 빌딩의 벽체 등에 사용되고 있으며, 비행기에서는 날개, 동체 및 비행기 꼬리 표면에 사용되고 있다.

Fig. 1은 전형적인 샌드위치 구조물에 대한 개략도이며, 표면재(aluminium sheet, glass fiber, carbon fiber, kevlar etc.)와 심재(aluminium honeycomb, nomex honeycomb etc.)를 접착제(adhesive)를 사용하여 결합시킨 것이다.^[8]

항공산업에서 널리 응용되고 있는 Honeycomb Core와 구조적으로 결합시

킨 sandwich structure는 무게감소, 강도증가 및 전반적인 비용감소 뿐만 아니라 aerodynamic smoothness, 소음 감소, 열전달의 극대/국소화의 효과를 거둠으로서 계속해서 사용 발전되고 있다.^[7]

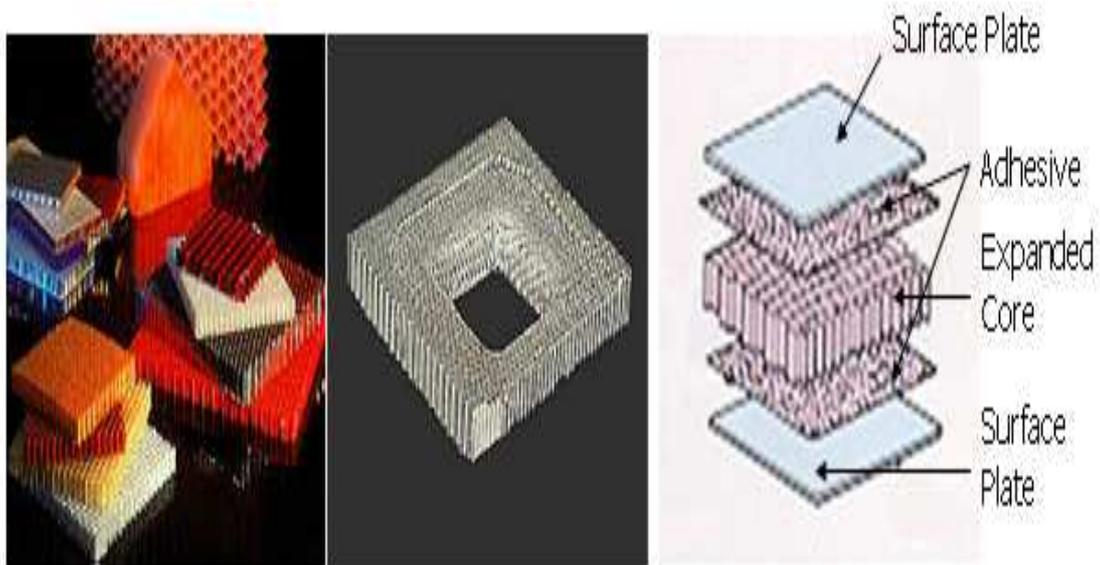
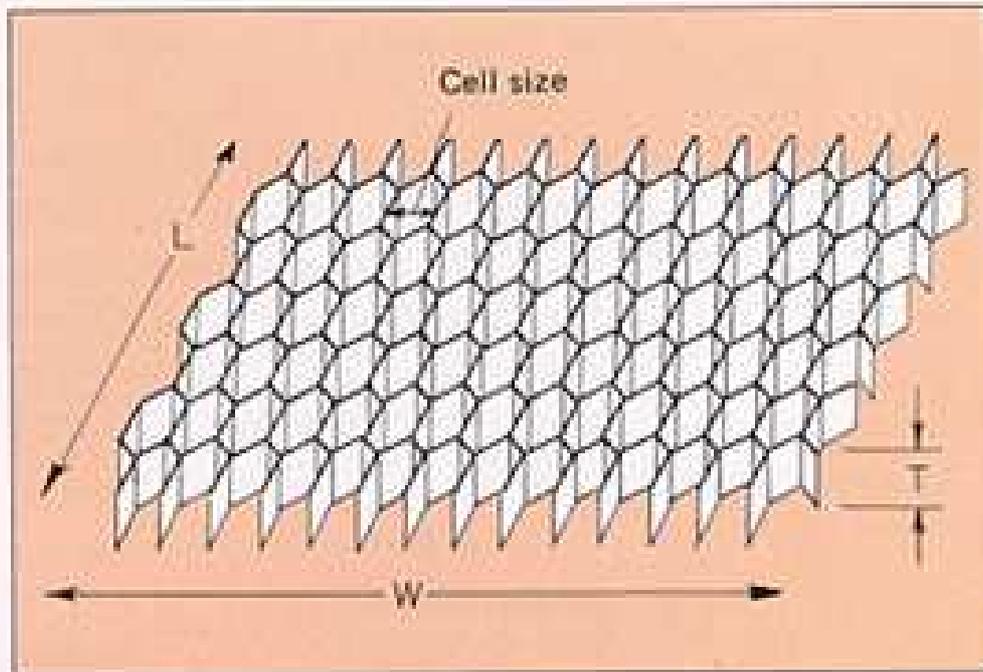


Fig. 1. Honeycomb sandwich structure

개략적인 구조적인 구성에 이어서 허니컴 샌드위치의 용어에 대해서 살펴 보기로 하자. Fig. 2를 참조하여 각부의 정의된 용어를 알아보면 "L" dimension은 리본/ 길이방향으로의 치수를 의미한다. "W" 치수(dimension)는 리본에 수직인 방향/ 폭방향으로의 치수, "T" 두께(thickness)는 코아면간의 거리, 노드(nodes)는 셀(cell)사이의 접합된 면, 셀크기(cell size)는 폭방향으로 측정된 두개의 평행한 반대면 셀 사이의 거리, 리본 방향(ribbon direction)은 노드에 평행한 방향, 밀도(density)는 pound per cubic foot (PCF)를 의미하며, 천공(perforated)은 허니컴 셀 벽(honeycomb cell wall)에 구멍을 뚫는 것을 의미하며 이는 허니컴 구조물의 경화(curing)시 접착제(adhesive)나 수지(resin)에서 배출되는 가스를 방출시킬 목적이나 최근에는 접착제 개선으로 비천공형태(non-perforated type)가 많이 사용된다.^[9]



L = Ribbon direction, or width

W = Long direction, or direction perpendicular to the ribbon

T = Honeycomb thickness, or cell depth

Fig. 2. The Technical terms of honeycomb

일반적으로 honeycomb은 expansion process에 의해서 만들어 지는데 고밀도 제품의 경우에는 corrugated process가 가장 일반적인 방법이다.^[10]

먼저 Fig. 3은 일반적 방법인 expansion process를 보여주고 있는데, 첫 번째로 node line에 adhesive가 부착된 web material을 적당한 크기로 자른 후 이것을 적층하고 adhesive line을 경화(curing)시켜 expansion 시키기 전의 block 형태로 만든다. 이 block을 원하는 두께로 잘라 slice형태로 만들고 expansion 시켜 원하는 cell형태로 만든다.

주로 고밀도 제품을 만드는데 사용되는 공정으로 적용되는 corrugated process를 Fig. 4에 그 과정을 도시하고 있다. Fig에 제시된 바와 같이 공정의 특징은 먼저 web material을 corrugating roll로 미리 성형을 하고 corrugated sheet의 node부분에 adhesive를 바르고 적층하여 블록(block)형태로 만든 다음 원하는 두께만큼 잘라 사용한다.

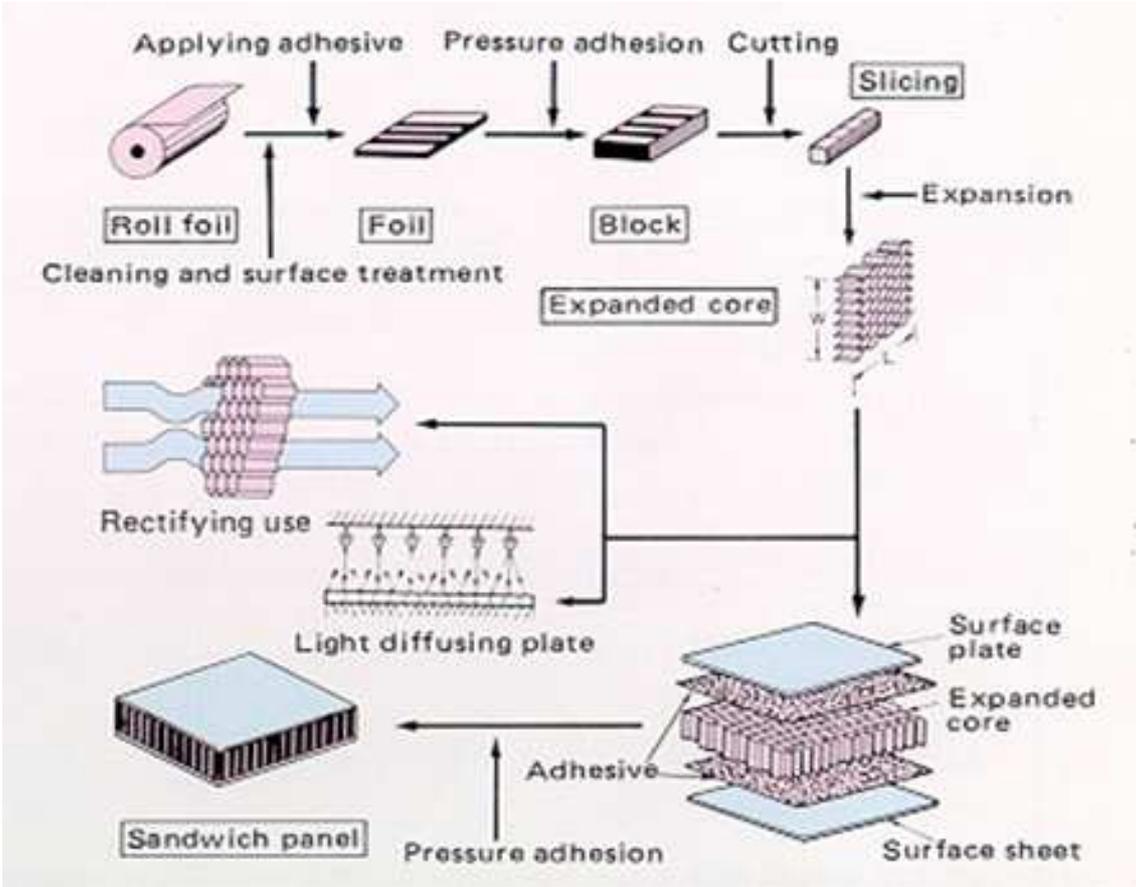


Fig. 3. Expansion method

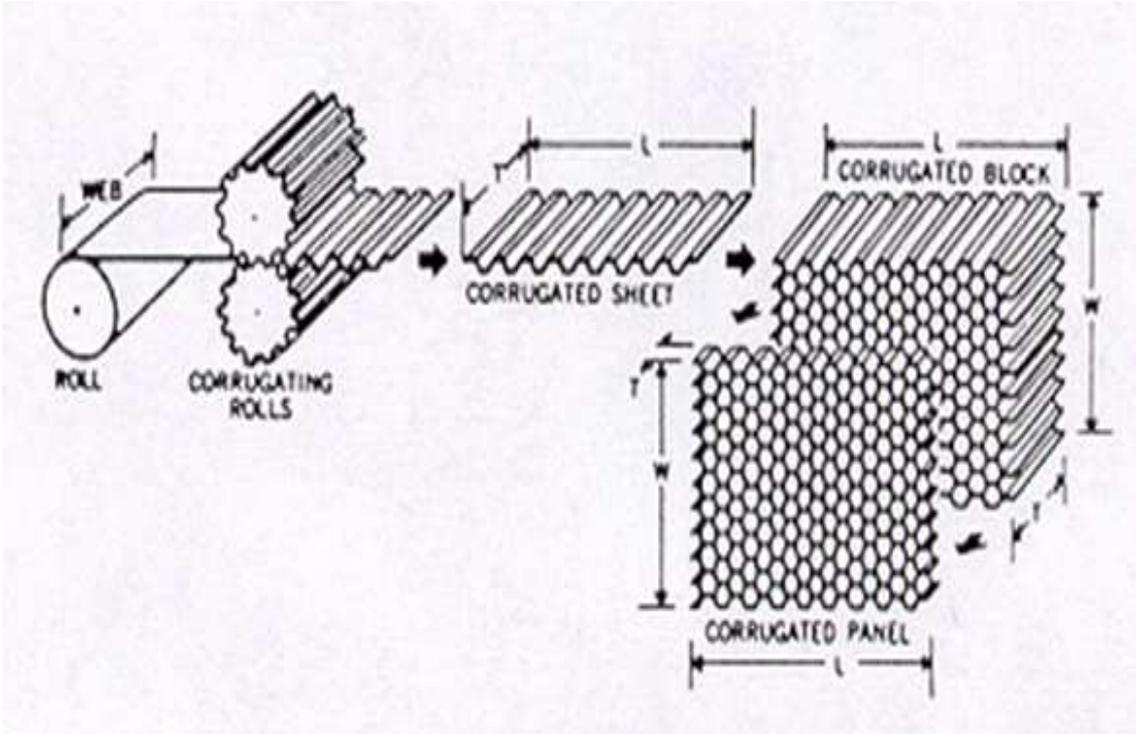


Fig. 4. Honeycomb sandwich corrugate process

앞 부분을 통해서 허니컴 샌드위치의 구조 및 용어와 제조공정들에 대해서 살펴봤으니 이제는 허니컴 재료의 특징에 대해서 살펴보자.

허니컴은 코어(Core)의 재질과 사용 접착제 및 셀(cell)의 형태에 따라 수많은 종류가 (약500여종의 상품이 있음) 있으며, 그 구성형태는 섬유지(fiber sheet) 혹은 알루미늄 포일(aluminum foil)이 여러 개가 적층된 상태로 각 노드(node)끼리 접착되어 형태를 유지하고 있다.

노드간의 접착은 접착제가 주로 사용되나 고온에서 사용되는 티타늄(titanium), 니켈(nickel) 등의 허니컴은 점용접(spotwelding)이나 뿔질(brazing)방법을 이용하여 접착하기도 한다.

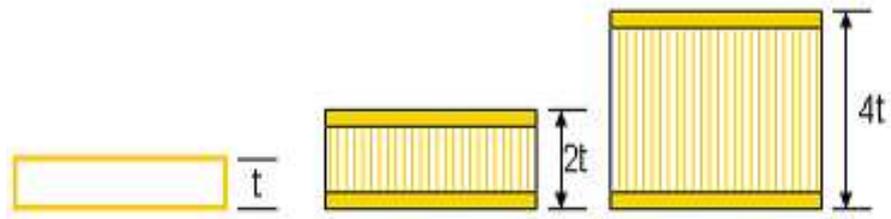
대부분의 비금속 허니컴(non metallic honeycomb)의 경우 섬유지(fiber sheet)를 페놀수지(phenolic resin)에 미리 함침(preimpregnated)시키거나, "dip coating" 을 하게 되는데 노드접합(node bonding)시에도 이와 똑같은 수지(resin)를 사용하거나 이것과 대체할 수 있는 접착제(adhesive)를 사용해야 한다. 이때 사용된 수지는 fungus-resistant이고 금속을 부식시키는 것이 아니어야 한다.

Fig. 4를 살펴보면은 재료의 자중증가가 거의 없는 상태에서 단지 두께의 변화만으로도 우수한 기계적 특징을 갖게 됨을 알 수가 있다. 먼저 기준 두께일 때 상대강성을 100, 상대강도도 100 그리고 상대중량도 100으로 두고서 두께를 두 배로 했을 때 상대적 강성은 7배가 증가하며 700이 된다. 이것을 처음 것과 비교해보면 두께를 다시 4배까지 변화시키면 여기에다가 37배가 증가되어 최종 결과치가 3700에 이르게 된다.^[11]

이렇게 두께 증가에 따른 무게 증가는 강성이나 강도 증가와 비교하면 거의 미미한 수준이라 볼 수가 있다. 두께를 2배로 증가시켜도 무게는 103으로 겨우 3% 증가하는데 그치고 다시 두께를 4배로 증가시키는 경우에도 106으로 겨우 6%가 증가 정도이다.

강도를 비교해보면 기준 100에서 2배의 두께를 증가시킬 때 3.5배가 증가해서 350이며 4배 증가시킬 때는 9.25배가 증가해서 925 정도가 된다. 강도 또한

강성처럼 미미한 무게 증가량과 비교한다면 강도의 변화량이 두께 변화량에 맞춰서 상당히 증가되어지는 것을 알 수가 있다.



	t	$2t$	$4t$
Relative stiffness	100	700	3700
Relative strength	100	350	925
Relative weight	100	103	106

Fig. 4. Honeycomb sandwich^[5]

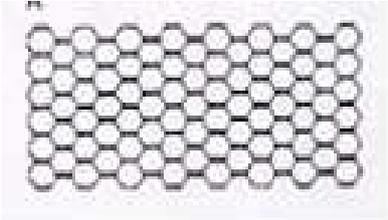
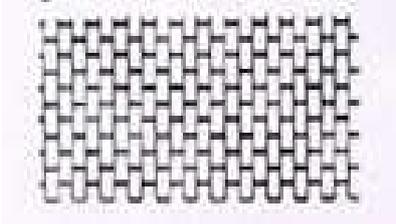
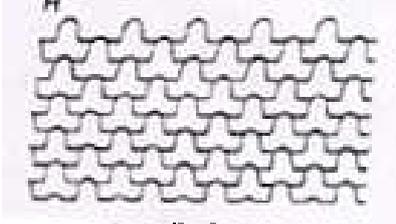
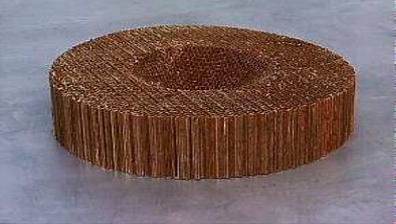
Honeycomb cell configuration	
Hexagonal Core	
Over expansion core	
Flex core	
Tube core	

Fig. 5. Honeycomb cell configuration

Fig. 5는 허니컴 셀형상(honeycomb cell configuration)에 따라 허니컴을 분류한 것이다.^[12] Fig. 5에 나와있는 허니컴 셀형상에 따른 허니컴을 분류해보면 첫 번째, 육각형 코어(hexagonal core)는 기본적인 가장 많이 통용되는 형태로써 모든 금속(metal) 및 비금속(non metal)에 사용한다. 두 번째, 오버 익스팬디드 코어(over expanded core)는 육각형 코어(hexagonal core)를 W 방향으로 돌출확대(over-expand)시킨 직사각형 셀(rectangular cell)형태로써 L 방향으로 굴곡(curving)또는 성형(forming)이 용이하다. 오버 익스팬디드 코어는 W 방향의 전단성질은 좋아지고 L 방향은 저하되는 경향이 있다. 플렉스 코어(reduced anticlastic curvature: flex-core)는 동일 밀도의 육각형 코어에 비해 더 큰 전단강도를 가지며 성형성(formability)이 뛰어나다. 터보 코어(tube core)는 평판 알루미늄 호일(flat aluminum foil)과 골진 알루미늄 호일(corrugated aluminum foil)을 연속적으로 적층하여 접착제(adhesive)로 접착시켜 튜브(tube)형태로 만든 코어로서 에너지 흡수능력이 우수하다. 이외의 다른 형상은 특수사용 목적으로 reinforced L honeycomb, dovetail, chevron등이 생산되고 있으나 상기 형태의 코어가 전 수요의 90% 이상을 점하고 있다.

특정한 허니컴 형태(honeycomb type)를 선정할 때 고려해야 할 사항은 기계적 특성은 물론이거니와 그 외에 여러 가지 요소(factor)를 고려해야 한다. 이와 관련된 요소들에 대하여 비교치를 살펴보면 Table. 4, Table. 5와 같다.

Table 4. Factors of selecting honeycomb type(1)^[5]

Factor \ Kinds	Glass Fiber Reinforced Honeycomb Core			
	Dipped in a Phenolic Resin	Incorporated with Bias Wave	Dipped In a Polyester Resin	Dipped In a Polyimide Resin
Cost	MOD	LOW	MOD	LOW
Max Service Temp	350°F	350°F	350°F	350°F
Flammability	E	E	E	E
Impact Resistnac	P	G	F	F
Moisture Resistance	E	E	E	E
Fatigue Strength	G	G	G	G
Heat Transfer	LOW	LOW	LOW	LOW

E: Excellent G: Good P: Poor

Table 5. Factors of selecting honeycomb type(2)^[5]

Factor \ Kinds	Aluminum Honeycomb			Aramid Fiber Reinforced	Special Application
	A5052 A5956	A2024	Al Commercial Grade	Dipped In a Phenolic Resin	Water Resistance Core
Cost	MOD	HIGH	LOW	MOD	LOW
Max Service Temp	350°F	420°F	350°F	350°F	350°F
Flammability	E	E	E	E	P
Impact Resistnac	G	G	G	E	F
Moisture Resistance	E	E	E	E	G
Fatigue Strength	G	G	G	E	F
Heat Transfer	HIGH	HIGH	HIGH	LOW	LOW

E: Excellent G: Good P: Poor

본 논문에서 사용되는 LCD/PDP 파렛트를 만드는데 사용될 허니컴 구조물은 항공산업에 널리 사용되는 복합재료로 세계의 복합재료 관련 기술을 보면, 미래의 항공기산업분야 뿐만 아니라 모든 공업분야에 복합재료 관련 기술을 널리 보급될 것으로 보여진다. 서서히 고갈되어가는 화석연료를 절약하고 심각한 상태에 놓인 지구 대기환경을 보호하기 위한 자동차, 철도차량 및 항공기 등의 운송수단의 경량화 추세는 현재 선진국에서 강력하게 추진되고 있으며 이를 해결하는 데는 복합재료의 사용이 필수적인 것으로 생각된다.

항공기의 기본 구조재로서 복합재의 적용은 현재 급격히 증가하고 있는 추세이며 재료의 요건으로는 경량성, 고강도/ 고강성, 내피로성/ 내부식성이 중요시 되며, 최근에는 가격 및 제작기간에 대해서도 중요시 되고 있다.

에폭시, 폴리에스터 등의 다양한 고분자 화합물에 탄소, 아라미드 섬유, 유리, 보론섬유 등을 사용특성에 맞게 함침시켜 만든 고분자 복합재료가 가장 많이 항공기의 주 구조물이나 2차 구조물에 적용되고 있다. 궁극적으로는 비행기 동체를 모두 복합재료로 만드는 것을 목표로 이에 관한 연구가 매우 빠르게 진행되고 이르는 추세이며, 이러한 우수한 특성을 갖는 복합재 소재의 제조기술뿐만 아니라 소재로부터 완제품에 이르는 성형 및 제조공정에 대한 기술개발과 설계 및 응용기술의 확충이 현재 시급히 요구되고 있다.

현재 전세계적으로 군용기나 소형 민항기의 경우에는 미익, 주익 및 동체 등 주요 구조물을 복합재료를 사용하여 제작하는 것이 일반화되어 있으며, beach starship과 같이 전체 기체 구조물을 복합재료로 제작한 all-composite airplane도 이미 오래 전에 선보인 바 있다. 따라서 소형 항공기 부품의 경우에는 복합재료 관련 설계 기술이 이미 확보되어 있는 상태이며, 현재는 경제성을 고려한 최적화 기술개발이 활발하게 진행되고 있다. 반면에 대형항공기의 경우에는 faring, fillet, engine cowl, radome, door, interior 등의 비구조용 부품, 미익의 vertical stabilizer, 주익의 spoiler, aileron, flap 등과 같은 2차 구조물에 제한적으로 복합재료가 사용되어 왔으며, floor panel beam이나 torque fin box와 같은 1차 구조물에 복합재료가 사용되기 시작한 것은

아주 최근의 일이다. 따라서 현재까지도 대형항공기의 경우 복합재료의 사용은 전체 구조물의 10~20%에 머물러 있는 실정이다.(Fig. 6 참조)

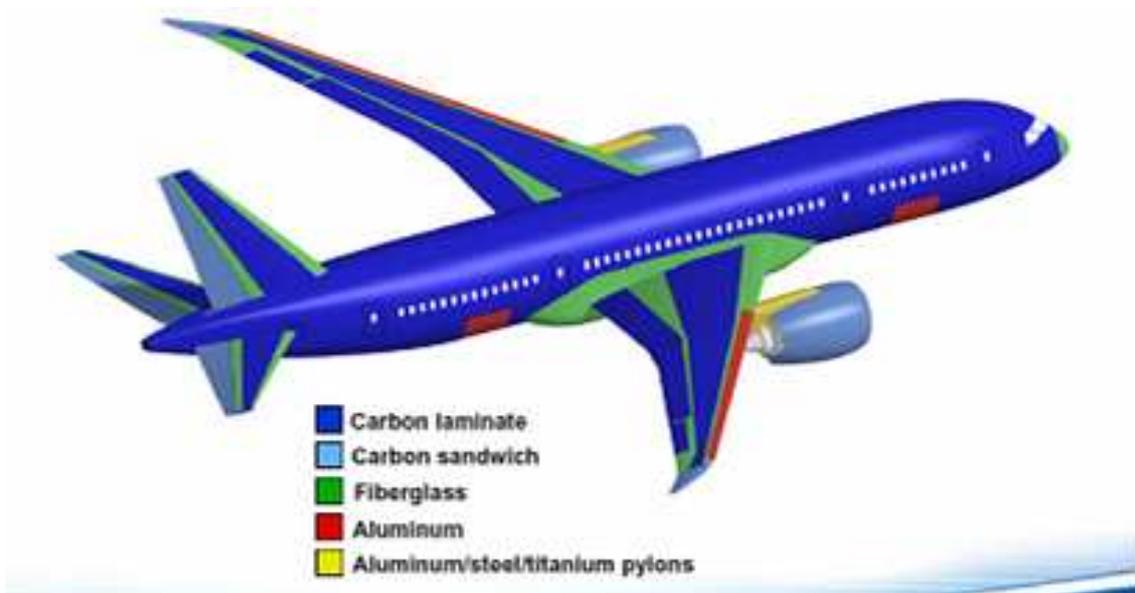


Fig. 6 Composite Application in A380

이와같은 추세로 볼 때 향후 예상되는 개발분야는 주익 전체, unpressurized & pressurized fuselage이며 이것이 현실화되면 전체 구조물의 약 절반정도를 복합재료가 차지하게 될 것으로 예상된다. Table. 6은 보잉 및 에어버스에서 제작한 항공기에 적용된 복합재료의 총량 및 이에 따른 무게 절감량을 표시한 것으로 새로운 모델이 나올수록 복합재료의 사용량 및 적용범위가 점차 확대되는 경향을 보이고 있으며 유럽의 에어버스사가 미국의 보잉사에 비해 복합재료의 적용에 보다 적극적인 것을 알 수가 있다.

[12]

Table 6. Weight savings for civil aircraft by using composite materials

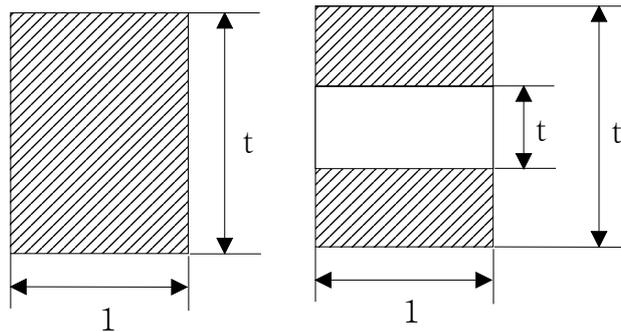
Model	Total advanced composite	Weight savings(kg)
B737-300	681	272
B757	1516	676
B767	1535	636
A320	-	1050
A340	-	2600

2000년 이후 GLARE, TiGr, automatic fiber placement, RTM, VARTM, SCRIMP, UVRTM, E-beam cure, UV-cure 등의 복합재료 성형공정/ 제작 관련 최첨단 기술이 성숙화하여 본격적으로 생산에 적용되기 시작하면서 80-90년대에 hand lay-up 후 오토클레이브로 경화하던 고비용의 생산방법에서 벗어나 최신 기술의 적용으로 인한 비용개선 및 제품품질 향상을 축하기 시작하였다. 미국의 경우 민간항공기 제작시에 유럽에 비해 복합재료의 적용에 있어 보수적인 관점을 유지하였으나 에어버스사 등의 적극적인 복합재료 적용 노력과 이에 따른 마케팅의 실적호조로 보잉사는 기존 관점에서 벗어나 복합재료를 자사 항공기 제작에 적극적으로 적용하기 시작하여 현재는 all-composite airframe(전체 무게의 60%를 복합재료로 사용) 개념을 갖는 sonic cruiser의 개발 계획에 착수함으로써 현 위기감을 극복하려고 노력하고 있다. 현재 미국의 복합재료 산업 현황은 보잉사 등이 해외 파트너와 risk sharing 개념을 도입하여 비용절감 및 해외 공동 개발을 선호하고 있어 복합재료 관련 부품제작의 해외 위탁 생산 경향이 크게 증대될 것으로 전망되고 있으며, 이를 현명히 극복하기 위해서는 눈을 밖으로 돌려 해외 업체와 활발히 교류하여야 할 것이라고 SAMPE회장이 2002년 학회에서 연설한 것은 이러한 추세를 잘 표현한 것이라고 볼 수가 있다.^[13]

3. 본 론

3.1 단면계수와 단면 2차 모멘트계산

단면계수 및 단면 2차 모멘트는 강도나 처짐을 계산하는 식으로 사용되어 다른 단면을 가지는 빔의 강성을 비교하기 위해 사용하고 있다. 단면적당 단면계수 Z 및 단면 2차 모멘트 I 는 일반적으로 다음 식으로 표시된다.^[14]



$$z = \frac{t^2}{6} \quad (1) \quad z = \frac{t^3 - t_c^3}{6t} \quad (1)' \quad I = \frac{t^3}{12} \quad (2) \quad I = \frac{t^3 - t_c^3}{12} \quad (2)'$$

Fig. 7 Section modulus and Section 2nd moment

단면계수(Z)는 재료역학적 정의에 의하면 축의 2차 관성모멘트(I)를 도심을 통과하는 축에서 단면의 외주까지의 거리(e)를 나눈 값이므로 단면계수 $Z = \frac{I}{e}$ 가 된다. 단면적에서 $b=1$, $h=t$ 일 경우에 그 해당 값을 구하면 위와 같은 식들을 구할 수가 있다.

3.2 하니컴 샌드위치 패널의 강성식

강성 D 는 보통 $D=EI$ 로써 구해지는 것이 가능하지만, 하니컴 샌드위치 패널은 t_f (face sheet thickness)가 충분히 얇기 때문에 (3)식으로써 구해진다. 그러나 표면판 두께 및 재질이 다른 경우 (3)식을 이용하는 것은 불가능하기 때문에 이러한 경우 단위 폭의 굴곡강성 D 는 Fig. 8의 (3)'식과 같이 나타낸다.^[14]

이 식과 같이 강성 D 는 코어 두께의 평행방향에 비례해서 증가하는 것을 알 수 있다. 그래도 코어의 두께가 증가하는 것에 의한 샌드위치 전체로써의 중량증가는 무시 가능한 정도이기 때문에 샌드위치 패널의 처짐을 작게 하기 위해서는 코어 두께를 크게 해야 한다.

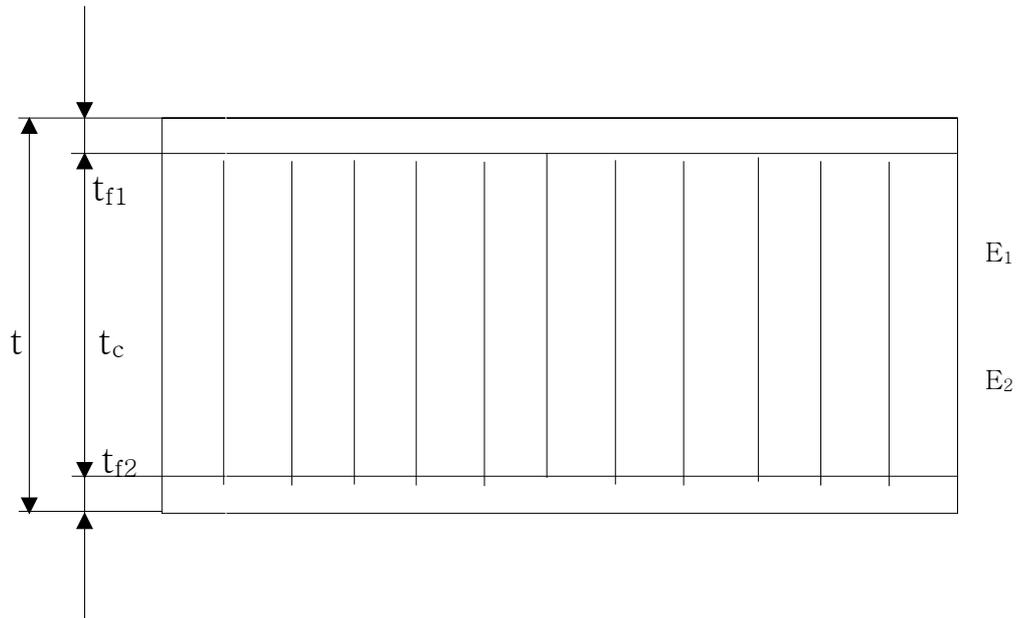


Fig. 8 Honeycomb sandwich panel stiffness

$$D = \frac{Et_f(t+t_c)^2}{8\lambda} \quad (3)$$

$$D = \frac{(E_1t_{f1})(E_2t_{f2})(t+t_c)^2}{4\lambda(E_1t_{f1} + E_2t_{f2})} \quad (3)'$$

3.3 강도계산식

샌드위치 패널의 설계 기준은 표면판 및 코어 응력과 패널의 처짐이다. 패널 두께 (표면판 두께 및 코어 두께)를 크게 함으로써 표면판 응력을 적게 하는 것이 가능하면 동시에 강성 D의 증가에 의해 처짐도 감소한다. 또 지지점에 있어서 하중방향의 전단력의 분산, 하니컴 코어 및 접착제의 전단 강도도 설계시에 고려해야 할 요소들이다.^[14]

3.3.1 2점 지지시의 분포하중

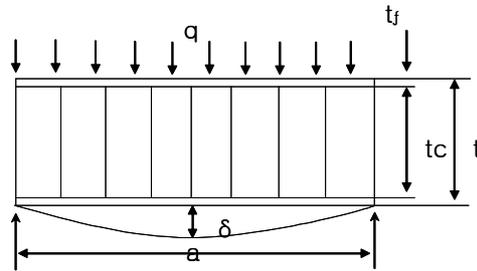


Fig. 9 Distributed load on simple supported beam

Fig. 9는 양끝점이 지지되고 분포하중(q)이 작용하는 하니컴 구조물에서의 최대 굽힘모멘트와 표면판(face sheet)의 최대 굽힘응력, 코어에서의 최대 전단응력과 최대처짐을 나타낸 식이다.

$$\text{최대 모멘트 } M = \frac{qa^2}{8} \quad (4)$$

$$\text{표면 판의 최대 응력 } \sigma_f = \frac{M}{t_c t_f} \quad (5)$$

$$\text{코어의 최대 전단응력 } \tau_c = \frac{qa}{t + t_c} \quad (6)$$

$$\text{최대 처짐 } \delta = \frac{5qa^4}{384D} + \frac{qa^2}{8t_c G_c} \quad (7)$$

3.3.2 2점지지하의 집중하중을 받는 허니컴의 계산식

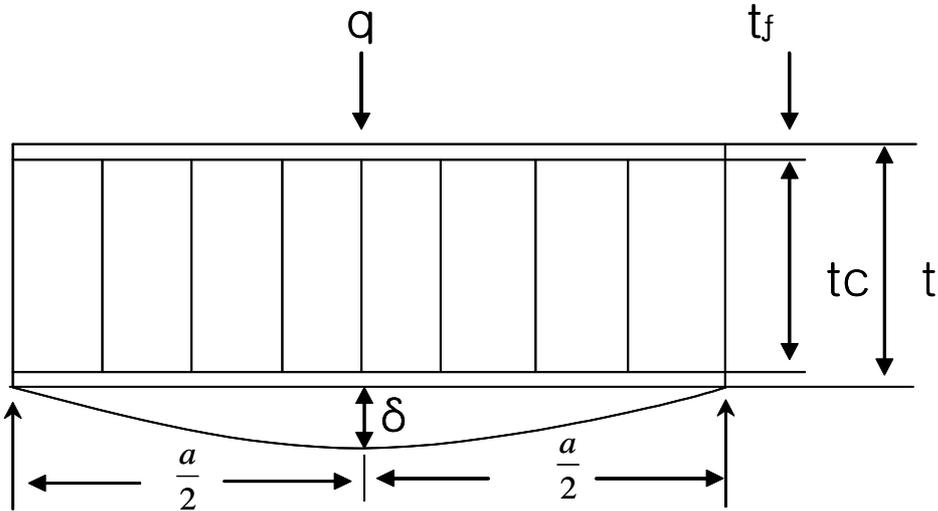


Fig. 10 Concentrated load on simple supported beam

Fig. 10은 양끝점이 지지된 상태에서 허니컴 중앙에 집중하중을 받는 경우를 도시한 그림이다. 이 경우 중앙지점에서의 모멘트는 최대값을 갖게 되는데 그것에 해당되는 식은 아래 (8)식과 같다. (a=허니컴의 전체길이)

$$\text{최대 모멘트 } M = \frac{Pa}{4} \quad (8)$$

(9)식은 표면판(face sheet)에서의 굽힘응력(bending stress) 중 최대값에 해당하는 식이다. (t_c =코어의 두께, t =허니컴의 두께)

$$\text{표면 판의 최대 응력 } \sigma_f = \frac{M}{t_c t_f} \quad (9)$$

(10)식은 허니컴의 중간에 위치하는 코어(core)에서 최대전단응력(max shear stress)을 구해보면 아래와 같다.

$$\text{코어의 최대 전단 응력 } \tau_c = \frac{P}{t+t_c} \quad (10)$$

(11)식은 중앙점에서의 최대처짐량을 나타낸 식이다. (P=집중하중, D=강성, G_c =코어의 전단계수)

$$\text{최대 처짐} \quad \delta = \frac{5Pa^4}{48D} + \frac{Pa}{4t_c G_c} \quad (11)$$

Fig. 10과 같은 타입의 하중을 받는 패널의 경우도 앞에서 서술한 Fig. 9의 분포하중의 경우와 같지만, 선 혹은 점상의 집중하중의 근원에서는 하중 방향의 전단응력이 매우 크고, 이들 하중에 대해 충분한 강도를 가지게 하기 위해서는 i)하니컴 코어의 밀도를 높일 것. ii)하중 측 표면 판을 두껍게 하여 하중의 분산을 행할 것. iii)하중과 패널의 접촉면적을 크게 할 것. iv)하중이 걸리는 부분에 인서트를 삽입하는 것들이 필요하다.

3.3.3 캔틸레버 빔형 허니컴에서의 분포하중

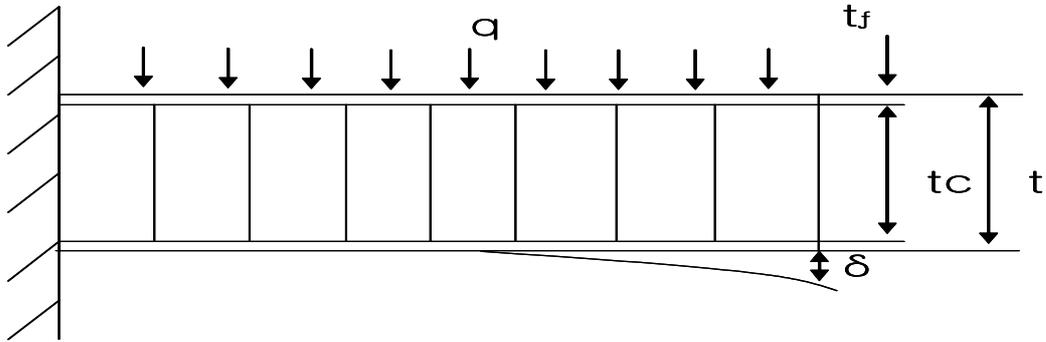


Fig. 11 Distributed load on one end fixed honeycomb

Fig. 11은 허니컴 한쪽은 완전히 고정되어 있고 다른 한쪽은 완전히 자유로운 캔틸레버보형식의 허니컴 구조물이 전 표면판에 걸쳐서 동일한 분포하중이 작용하는 것을 도시한 것이다. 여기서 사용되는 최대모멘트, 표면판에서의 최대응력, 코어에 작용하는 전단응력의 최대값과 최대 처짐량에 관한 식들은 아래와 같다.

$$\text{최대 모멘트 } M = \frac{qa^2}{2} \quad (12)$$

$$\text{표면판 최대 응력 } \sigma_f = \frac{M}{t_c t_f} \quad (13)$$

$$\text{코어 최대 전단 응력 } \tau_c = \frac{2qa}{t + t_c} \quad (14)$$

최대 처짐 $\delta = \frac{qa^4}{8D} + \frac{qa^2}{2t_c G_c}$ (15)

이런 한쪽이 고정된 타입에서의 충분한 강도를 가지게 하기 위해서는 고정지지점과의 결합이 중요한 설계요소로 된다. 일반적으로 이 샌드위치 패널에는 고정 단에 매우 높은 하중이 가해진다.

3.3.4 캔틸레버 빔형의 허니컴에서의 집중하중

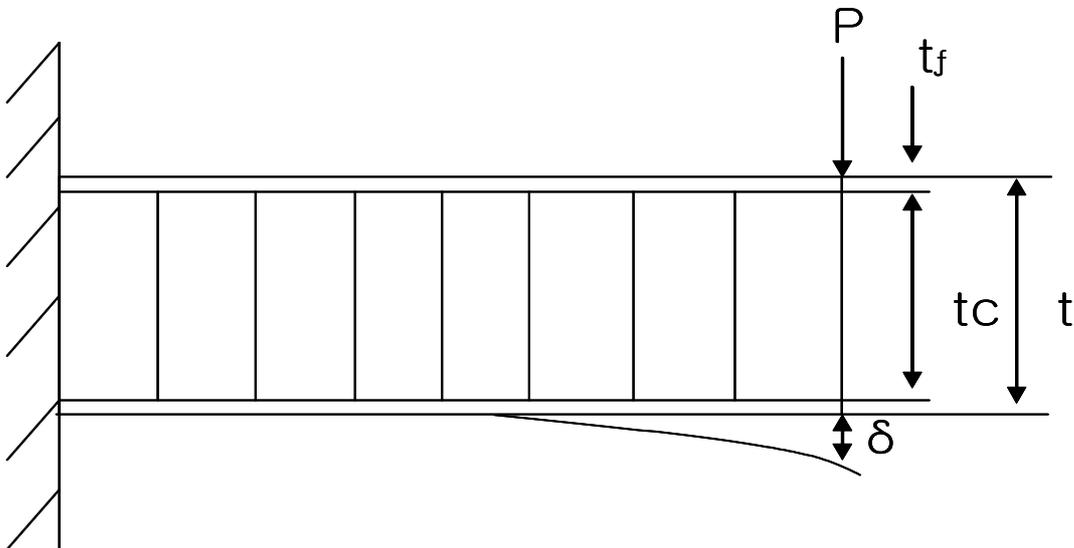


Fig. 12 Concentrated load on one end fixed honeycomb

Fig. 12는 Fig. 11과 비교되는 그림으로서 이 캔틸레버빔형의 허니콤은 분포하중이 아닌 집중하중이 작용하는 경우에 이다. 이 경우에 해당되는 식들은 아래와 같다.

최대 모멘트 $M = Pa$ (16)

표면판 최대 응력 $\sigma_f = \frac{M}{t_c t_f}$ (17)

코어 최대 전단 응력 $\tau_c = \frac{2P}{t + t_c}$ (18)

최대 처짐 $\delta = \frac{Pa^3}{3D} + \frac{Pa}{t_c G_c}$ (19)

3.3.5 4점지지, 분포하중

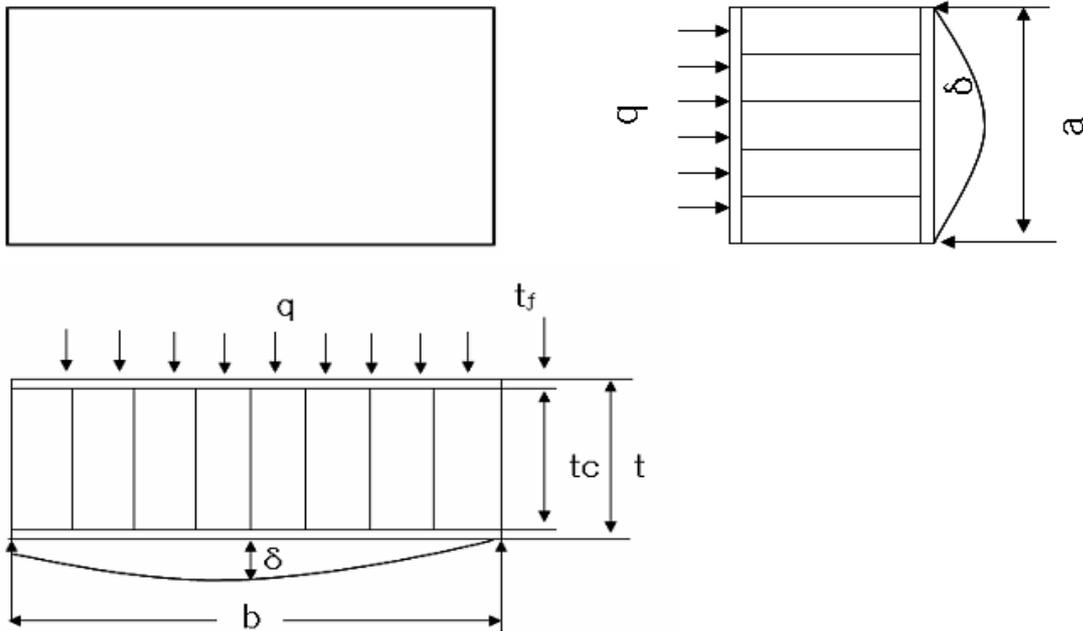


Fig. 13 Distributed load on double supported beam

Fig. 13은 단순히 허니컴의 길이방향의 1차원적 도식이 아니라 길이방향과 세로방향까지 고려해서 전 표면판(face plate)에 걸쳐서 동일한 분포하중이 작용하는 경우에 있어서의 도식이다. 이런 경우에 있어서 적용되는 모멘트와 응력, 처짐량을 구하는 식들은 아래와 같다.

$$\text{최대 모멘트 } M = \beta qa^2 \quad (20)$$

$$\text{표면판 최대 응력 } \sigma_f = \frac{M}{t_c t_f} \quad (21)$$

$$\text{코어의 최대 전단 응력 } \tau_c = \frac{2rqa}{t+t_c} \quad (22)$$

$$\text{최대 처짐 } \delta = a_1 \frac{qa^4}{D} + a_2 a_1 \frac{qa^2 \pi^2}{t_c G_c} \quad (23)$$

$a \leq b$ a_1, a_2, β, γ 계수(Fig. 14, Fig. 15참조)

일반적으로 패널은 그 사용목적에 따라 설계법은 달라진다. 예를 들면, 벽을 설계할 경우, 처짐은 설계의 기준으로 되지만, 트러스의 판 등의 설계의 기준은 되지 않는다. 이 경우는 이동하중이나 집중하중에 견딜 수 있는 설계를 하지 않으면 안 된다. 설계상의 문제점은 각각의 사용법을 잘 고려해서 설계를 해야 한다.

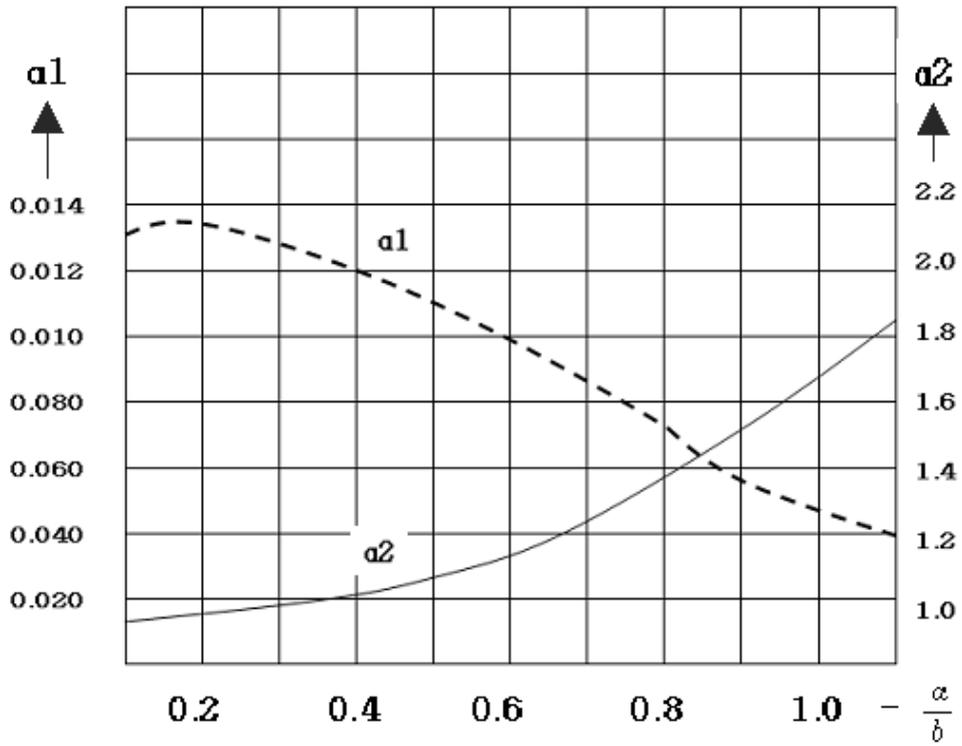


Fig. 14 a_1 , a_2 modulus

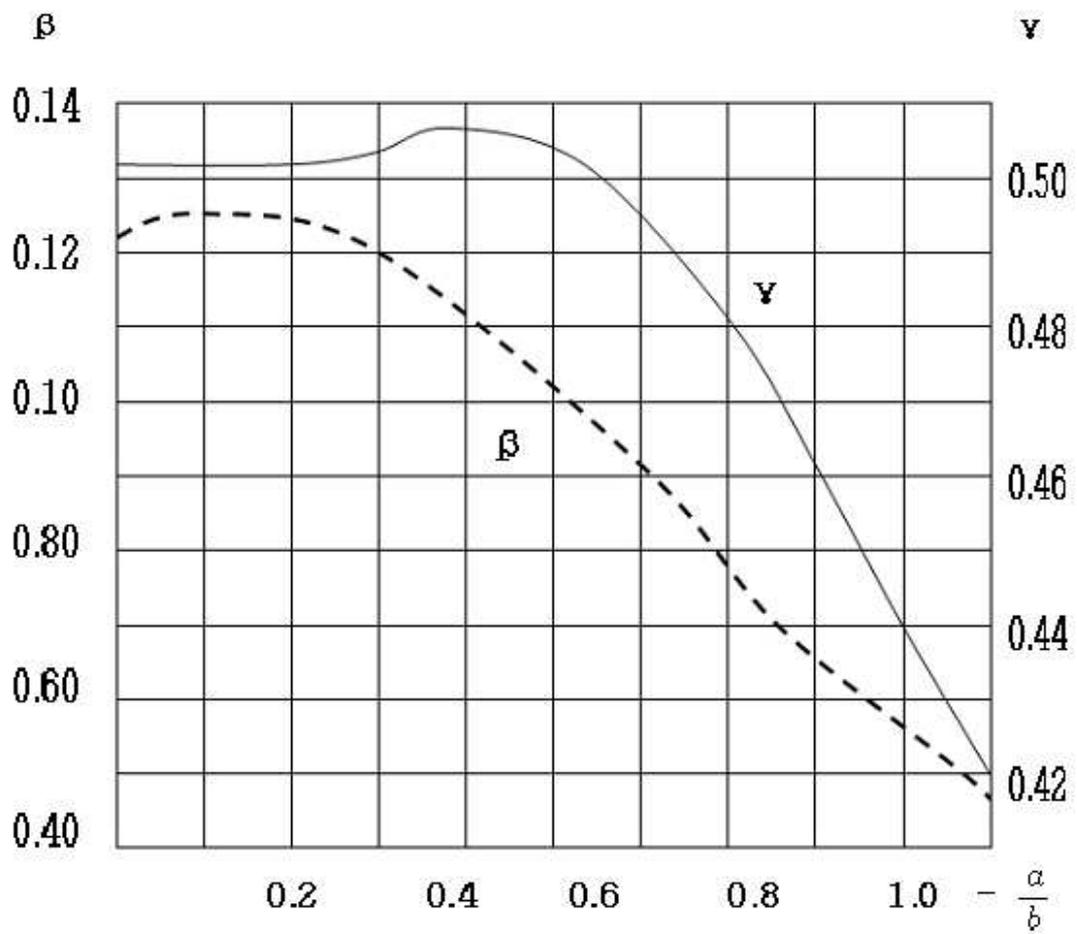


Fig. 15 β , γ modulus

3.3.6 최소중량설계

굴곡강성 D 를 일정하다고 했을 때, 최소 중량으로 되도록 t , t_c , t_f 의 사이에는 다음과 같은 관계가 있다.^[14]

$$t = a \sqrt{\frac{8\lambda D}{E} \frac{\rho_f}{\rho_c}} \quad (26)$$

$$\frac{t_c}{t} = \frac{1}{4} \frac{\rho_c}{\rho_f} \quad (27)$$

따라서 식 (3)에 의해 조건을 만족하는 D 가 구해지면, t 와 ρ_c 의 관계를 알 수 있기 때문에 적당한 밀도의 하니컴을 선택하고, 단면이 결정된다.

다음에 모멘트 M 을 주어서, 즉 표면 판 응력 일정의 조건 하에서 최소 중량으로 하고 싶을 때는 아래 식을 만족할 필요가 있다.

$$t = \sqrt{\frac{2M}{\sigma_f} \frac{\rho_c}{\rho_f}} \quad (28)$$

$$\frac{t_f}{t} = \frac{1}{2} \frac{\rho_c}{\rho_f} \quad (29)$$

또한 전단응력 τ 를 준 경우는 코어의 전단응력의 식보다 일의적으로 코어 두께가 결정될 것이다.

3.4 하니컴 샌드위치 패널의 두께 설계

$$\text{강성 } D = \frac{Et_f(t+t_c)^2}{8\lambda} \quad (30)$$

$D = \text{강성 (kgcm}^2/\text{cm)}$

$E = \text{표면판의 종탄성계수 (kg/cm}^2)$

$G_c = \text{코어의 전단 탄성계수 (kg/cm}^2)$

$\lambda = 1 - (\text{포아송비})^2$ (이방성 = 0.99)

$t = \text{샌드위치구조물의두께}$

$t_c = \text{코어의두께}$

$t_f = \text{스킨의두께}$

스킨의 두께가 2mm일 경우, 식(30)에 의해서 강성(D)을 구하면 5462.6263[Nm]가 된다.

스킨의 두께가 2.5mm일 경우는 7363.6363[Nm]가 된다.

4점지지, 분포하중일 경우의 최대처짐량에 관한 식은 (31)식과 같다. 이 식에 있어서 계수인 α_1, α_2 는 Fig. 14를 참조하여 구할 수가 있다.

$$\text{최대처짐 } \delta = \alpha_1 \frac{qa^4}{D} + \alpha_2 \frac{qa^2 \pi^2}{t_c G_c} \quad (31)$$

Fig. 14에 의해서

$\frac{a}{b} = 0.58$ 일 때 $\alpha_1 = 0.0089, \alpha_2 = 0.004$ 이므로

50kg의 힘이 4점지지에 분포하중을 작용한다고 가정할 경우 분포하중을 구하여 보면 9.38[N/m²]이 된다.

스킨 두께가 2mm일 때 식(31)에 각 계수 α_1 , α_2 , D , q 등을 대입하여 구하여 보면 최대 처짐량(δ)은 1.2[mm]가 된다.

스킨 두께가 2.5mm일 때는 0.9[mm]가 된다.

3.4 유한요소해석(FEM)의 변형량 해석결과

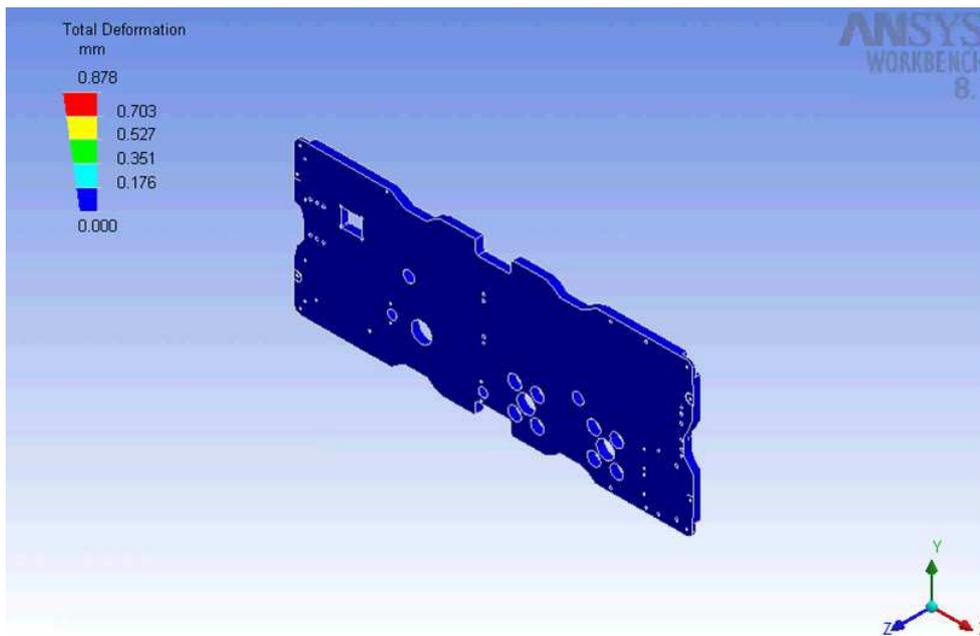


Fig. 16 Deformation(Ansys)

이처럼 허니컴 샌드위치 파렛트가 4점지지에 분포하중을 받는다는 조건하에서 식(30)을 통해서 강성(D)을 구하여 그 값을 식(31)에 대입해서 최대처짐량(δ)을 구하여 보았다.

하지만 수치적 계산에 첨가하여 더욱 설계의 안정화를 확보하기 위해서, 수치적 해석에 적용된 동일분포하중(q) = $9.8[\text{N}/\text{mm}^2]$ 하에서 모델링한 후에 해석을 하여 보았는데 이때 유한요소해석프로그램(finite element method: FEM)인 ANSYS를 해석구동하여 시각화한 결과가 Fig. 16이다. 해석결과를 잘 살펴보면 상하좌우, 전면에 걸쳐서 처짐량(deformation)이 거의 0에 가까워 구조설계가 안정적인 것을 알 수가 있다.

4. 결론

본 연구에서는 허니컴 샌드위치 파렛트를 설계하기 위한 수치적 계산과 유한요소해석을 하여본 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 본 연구에서는 허니컴 샌드위치 판넬을 이용하여 LCD/PDP 생산라인에 사용되는 복합 신소재 응력해석을 통해 전체두께가 약 25mm 되는 파렛트를 설계하였다.
- (2) 허니컴 샌드위치에 관한 기본적인 강도계산 이론에 의해 유리섬유재질의 면재 2.5mm, 허니컴 샌드위치의 두께 20mm로 LCD/PDP 생산라인에 사용되는 파렛트를 설계한 결과 사용상의 요구조건을 만족하고 있으므로 최적 설계가 이루어졌다.
- (3) 유한요소해석프로그램인 앤시스(ANSYS)을 통하여 허니컴 샌드위치 파렛트를 시뮬레이션한 결과 전체적으로 변형량이 안정적임을 다시 확인할 수 있었다.

5. 참고문헌

1. T. L. Pelton, T.L. Schneider and R. Martin. Material factors influencing composite part producibility in relation to prepreg frictional measurement, TMS, 1989, pp. 231–245.
2. C. J. Martin and J. C. Seferis and M. A. Wilhelm Frictional resistance of thermoset prepregs and its influence on honeycomb composite processing, McGraw Hill, 1993, pp. 35–37.
3. Jack Boyd and Robin K. Maskell. Product design for low cost manufacturing of composites for aerospace application, SSMU, 1976, pp. 172–174.
4. Boeing company, Boeing Material Specification, glass fabric preimpregnated epoxy resin low temperature curing, BMS, 1999, pp. 119–126.
5. H. M. Flower, High Performance Materials in Aerospace, Chapman & Hall, 1995, pp. 579–580.
6. William Callister, "Materials Science and Engineering", Wiley & Sons, Inc., 1994, pp.579–580.
7. D. Hull and T. W Clyne, An Introduction to Composite Materials, Second Edition, Cambridge Solid State Science Series, pp. 275–277.
8. Engineered Materials Handbook, Composites, ASM International, Vol. 1, 1987, pp. 11.
9. 공군군수사령부 항공기술연구소, "Advance Composite Repair", 2000, pp. 57–87.
10. 김윤해, 한중원 공저, "복합재료학", 효성출판사, 2001,

pp.87-124.

11. 양영호, 홍석렬 공저, “최신 기계재료”, 선학출판사, 2000,
pp.5-26
12. 이교성, “복합재료학”, 광화문출판사, 1989, pp.412-421.
13. 전의진, 이태우, 윤관준, 김태욱 공저, “최신 복합재료”, 교학사,
1995, pp. 126.
14. Robert M. Jones Mechanics of composite materials, McGraw
Hill,1985, pp. 14-195

감사의 글

먼저 이 논문이 나오기 까지 아낌없는 가르침과 조언 충고를 해주신 모든 분께 진심으로 감사의 말을 올립니다.

특히 많이 부족한 저에 유종의 미를 거둘 수 있도록 따뜻한 사랑과 관심으로 이끌어 주신 김윤해 교수님께 존경과 진심어린 감사의 마음을 드립니다.

본 논문에 완성되기까지 애정어린 충고를 아끼진 않으신 이성렬 교수님께도 고마움을 전합니다. 그리고 바쁜신 중에도 제 논문을 읽어주고 힘쓰신 김용직 박사님께도 감사하는 맘뿐입니다. 그 외에도 저에게 대학원 생활 중에 큰 가르침과 모범을 보여주신 배창원 교수님, 한중원 박사님, 김국진 이사님, 최병근 사장님께도 감사드립니다.

그리고 지금 일본에서 열심히 공부중인 실험실 선후배님들인 순철형, 수현이, 병훈이, 성렬이가 부디 꿈을 이루어 금의환양하기를 간절히 바라며, 그리고 무엇보다도 이 선배를 위해서 현재 실험실에서 묵묵히 도와준 후배님들인 지한, 우홍, 영철, 규동, 충용, 성민 스머프들에게도 사랑한다는 말을 전해 주고 싶습니다.

현재 제가 근무중인 부산진 차량분소에서 화물열차의 안전운행을 위해서 밤낮으로 노심초사하며 열심히 차량검사와 정비에 힘쓰시고 있는 자랑스런 우리 부산진분소의 이종민 분소장님과 이영 관리장님 이하 모든 선후배님께도 이 심심한 감사의 글을 올립니다.

마지막으로 제게 큰 힘이 되어주고 사랑으로서 저를 키워주신 아버지, 어머니 그리고 민선, 재원 이 두 동생들에게도 사랑한다는 말을 찼하게 전해 주고 싶습니다. 이외 미처 언급하지 못한 모든 분께도 감사하는 말을 전합니다.