



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

工學碩士 學位論文

복합재 동시접착 공정에서의 Ply Waviness 거동에 대한 연구

A Study on Ply Waviness Behavior of Hat stiffened Co-bond
Composite Structure



2016年 8月

韓國海洋大學校 大學院

造船機資材 工學科

朴東喆

本 論 文 을 朴 東 喆 의 工 學 碩 士 學 位
論 文 으 로 認 准 함 .



2016年 07月 25日

韓國海洋大學校 大學院

목 차

목 차.....	iii
그림 목차.....	v
표 목차.....	viii
Abstract.....	ix
1. 서론.....	1
1.1. 복합재료.....	1
1.2. 항공산업에서 복합재료 적용.....	4
1.3. 연구 목적 및 내용.....	12
2. 동시 접착 공정 (Co-bond).....	16
2.1 Out-of-plane waviness.....	16
2.2. 이론적 배경.....	18
2.3. Waviness 에 의한 재료 물성 변화.....	29
3. 동시접착 공정의 Ply waviness.....	31
3.1 실험 개요.....	31
3.2 실험 재료 및 시편 구성.....	31
3.3 시편 제작.....	34
3.4. 실험 결과.....	38
3.4.1. Waviness pattern.....	38
3.4.2. Waviness measurement.....	40
3.5 요약.....	41

4. CP 사용 동시접착 공정에서의 Ply waviness	42
4.1. 실험 개요	42
4.2. 실험 재료 및 시편 구성	44
4.3. 시편 제작	45
4.4. 실험 결과	48
4.4.1 Case I (2.54 mm 두께 CP 사용)	48
4.4.2 Case II (1.52 mm 두께 CP 사용)	52
4.5. 요약	55
5. 결론	57
참고 문헌	59



그림 목차

Fig. 1-1 Fiber reinforced composite (ABARIS, 1998).....	2
Fig. 1-2 Comparison of different material characteristics (Hexcel, 2013).....	3
Fig. 1-3 Cost tradeoffs for weight savings in industrial sectors (Preston. M, 2013).....	4
Fig. 1-4 Airframe history	6
Fig. 1-5. Evolution composite application at Airbus and Boeing.....	8
Fig. 1-6 Aircraft composite content; military versus commercial aircraft (권혁, 2014)	8
Fig. 1-7 Summary of production method (Brent Strong, 2014).....	10
Fig. 1-8 Cost driver for composite (Andrew Taylor, 2013).....	11
Fig. 1-9 Classification of composite bonded joints (Thomas Kruse, 2014).....	12
Fig. 1-10 B787 main wing operation at MHI (Bloomberg BusinessWeek, 2012).....	13
Fig. 1-11 Ply waviness on co-bonded panel	14
Fig. 2-1 In-plane waviness and out-of-plane waviness in laminates (Lei Wang, 2001)	16
Fig. 2-2 Waviness type (Cimini Jr et al., 1999).....	17
Fig. 2-3 Waviness profile as the ratio of A/L.....	17
Fig. 2-4 Typical resin evolution.....	19
Fig. 2-5 Effective stress compaction analogy.....	21
Fig. 2-6 Co-bond part & bagging configuration	22
Fig. 2-7 Autoclave pressure distribution on co-bonded panel	23
Fig. 2-8 Applied pressure distribution on co-bonded panel	24

Fig. 2-9 Cross section of co-bonded composite panel.....25

Fig. 2-10 Autoclave pressure distribution on co-bonded panel.....26

Fig. 2-11 Applied pressure distribution on co-bonded panel.....26

Fig. 2-12 Pressure gradient on co-bonded interface27

Fig. 2-13 Failure progression in IM6G/3501-6 unidirectional composite with graded waviness under axial compression (H.M.Hsiao et al., 1996).....29

Fig. 3-1 Hat stiffener shape and dimension.....31

Fig. 3-2 Hat stiffener configuration.....34

Fig. 3-3 Co-bond process flow.....36

Fig. 3-4 Cure cycle37

Fig. 3-5 Ply waviness pattern (Type I).....39

Fig. 3-6. Ply waviness (Type I).....40

Fig. 4-1 Test scope43

Fig. 4-2 Test specimen configuration.....46

Fig. 4-3 Fabrication flow47

Fig. 4-4 Ply waviness pattern (Type II).....48

Fig. 4-5 Ply waviness image (Type II)49

Fig. 4-6 Correlation between caul plate gap and waviness depth51

Fig. 4-7 Correlation between caul plate gap and waviness length51

Fig. 4-8 Ply waviness pattern (Type III).....52

Fig. 4-9 Ply waviness image (Type III).....53

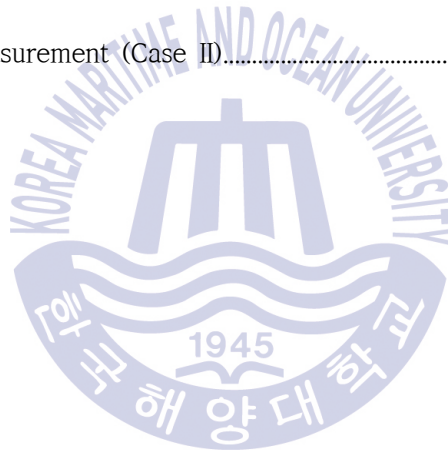
Fig. 4-10 Correlation between caul gap and waviness depth54

Fig. 4-11 Correlation between caul gap and waviness length55



표 목차

Table 3-1 Ply stacking for hat stiffener.....	33
Table 3-2 Ply stacking for web panel.....	33
Table 3-3 Waviness measurement.....	38
Table 4-1 Ply stacking for hat stiffener.....	44
Table 4-2 Ply stacking for web panel.....	45
Table 4-3 Waviness measurement (Case I).....	50
Table 4-4 Waviness measurement (Case II).....	54



A Study on Ply Waviness Behavior of Hat stiffened Co-bond Composite Structure

Park, Dong Cheol

Department of Materials Engineering
Graduate School of
Korea Maritime and Ocean University

Abstract

Integrated Composite Structure is gradually becoming more complicated and larger as airframe material develops. One of those processes is co-bond which is being widely used in fuselage and wing structures for commercial, military airplane and space craft.

But, ply waviness phenomenon happened to co-bonded structure as side effect and becomes critical cause for knock down of airframe structure.

In this study, ply waviness phenomenon on hat stiffened co-bond structure was identified and application of caul plate for alleviating ply waviness was performed and verified. And, optimum configuration of caul plate and its parameters for application were studied. Ply waviness phenomenon depending on bond condition of co-bond process was categorized into 3 types (type I, II and III) and its effectiveness for optimum configuration and shape of caul plate was verified.

Eventually, ply waviness on hat stiffened co-bond structure was noticeably alleviated and improved through the application of caul plate. Caul plate could help to make co-bond process more stable and would be widely used in a various type of composite structure.

1. 서론

1.1. 복합재료

복합재료(Composite Material)란 간단히 두 종류 이상의 소재를 복합화한 재료를 말하지만 개념적으로는 두 종류 이상의 소재를 복합화한 후에 물리적, 화학적으로 각각의 소재가 원래의 상을 유지하면서 원래의 소재보다 우수한 성능을 나타내는 재료를 말한다.

복합재료는 두 가지 이상의 재료가 모여서 각각의 단일 재료로 사용될 때 보다 더 우수한 특성을 가지게 되는 재료로 정의 할 수 있지만, 금속 합금과 달리 각각의 재료는 고유의 화학적, 물리적 그리고 기계적인 특성을 가지고 있다. 일반적으로 섬유(Fiber)와 매트릭스(Matrix)로 이루어지며, 전통적인 섬유는 연속적 또는 불연속적으로 이루어진 유리, 아라미드 또는 탄소를 포함하고 있다. 매트릭스는 폴리머, 금속 또는 세라믹 등이 있다.

이 중에서 섬유는 하중을 전달하는 역할을 하며, 복합재료의 강성, 강도, 열적 안정성 및 기타 구조적 특성을 결정한다. 특별히 사용되는 섬유의 종류에 따라 전기 전도성 또는 절연성을 부여하기도 한다. 반면에, 기지성분(Matrix)은 섬유들을 서로 결속시키며 섬유간 하중을 전달하고 섬유들을 각각 분리시켜 개별적으로 작용할 수 있도록 해주어 균열이 전파되는 것을 방지하거나 늦추어 주며 강화섬유가 화학적 또는 기계적 손상을 입지 않도록 보호해주는 역할을 가진다. 그리고 부품의 최종 표면상태를 양호하게 만들어 주며 정확한 형상제작이 가능하도록 해주기도 한다.

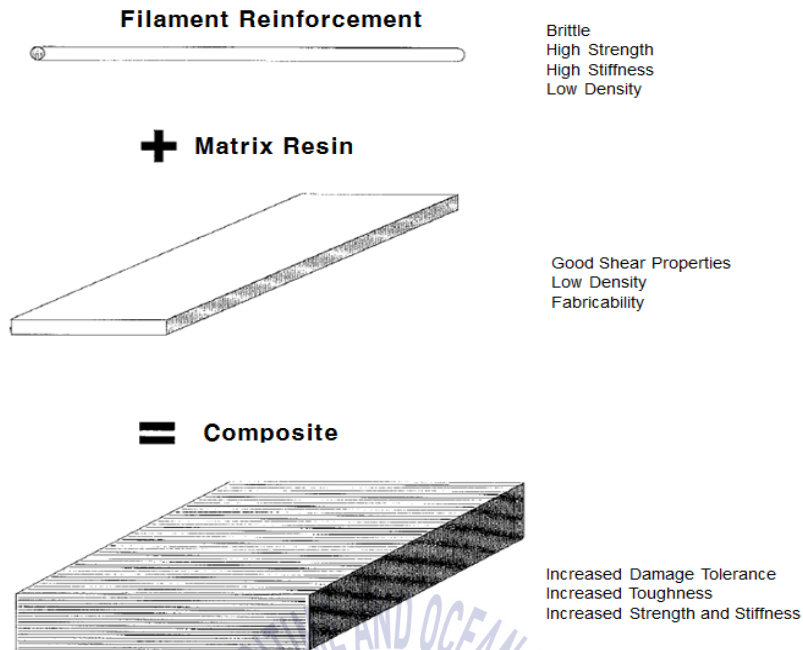


Fig. 1-1 Fiber reinforced composite (ABARIS, 1998)

복합재료는 오랫동안 다양한 산업분야의 기술적인 문제점들을 해결하기 위하여 활용되어 왔었지만, 1960 년대에 들어서 폴리머 복합재료의 등장으로 인해 일부 산업계의 주목을 끌기 시작하였다. 그 이후 복합재료는 가장 일반적인 공업재료로 자리매김하면서 자동차 부품, 스포츠 용품, 항공 부품, 일반 생활 용품 그리고 해양 및 정유 산업에 이르기까지 다양한 분야에 활용되기 시작하였다. 복합재 제품 성능이 제대로 평가를 받고 부품 경량화를 위한 전세계적 경쟁이 심화 되면서 복합재 사용은 폭발적인 증가세를 나타내었다.

특히, 서서히 고갈되어가는 화석연료 사용을 줄이고 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 필수적으로 요구되고 있다.

Fig. 1-2 에서 보는 바와 같이 복합 재료는 금속 재료와 비교해 볼 때 매우 우수한 인장 강도 및 인장 탄성 계수를 가지고 있어 여러 소재들 중 가장 널리 사용되는 강철

및 알루미늄을 대체할 충분한 잠재력을 가지고 있으며, 때로는 더 우수한 성능을 보유하고 있다. 강철 부품을 복합재료로 대체하는 경우 60 ~ 80% 정도 중량을 감소시킬 수 있으며, 알루미늄을 대체할 때에는 20 ~ 50% 정도 무게를 줄일 수 있다. 따라서, 이러한 무게 경감의 효과를 바탕으로 오늘날 복합재료는 여러 산업의 다양한 용도에 가장 적합한 재료로 선택되고 있다.

한편 복합재료는 비강도가 우수하고 피로하중에 잘 견디며, 적층각도를 잘 조절함으로써 다양한 형태의 외부하중에 대처할 수 있다는 장점이 있는 반면에 환경조건에 따라 탄성계수, 정적 강도 및 피로강도의 감소 등의 문제를 유발할 수 있다. 이들과 더불어 재료의 비 균일성에서 비롯되는 적층분리, 섬유와 수지와와의 분리, 수지 균열 등 결함 및 파단형태가 매우 다양하고 복잡하며, 금속재료와 비교하여 다양한 응력분포를 가지고 있어 그 해석 또한 용이하지 않은 문제점을 내포하고 있다. (김국진, 2007)

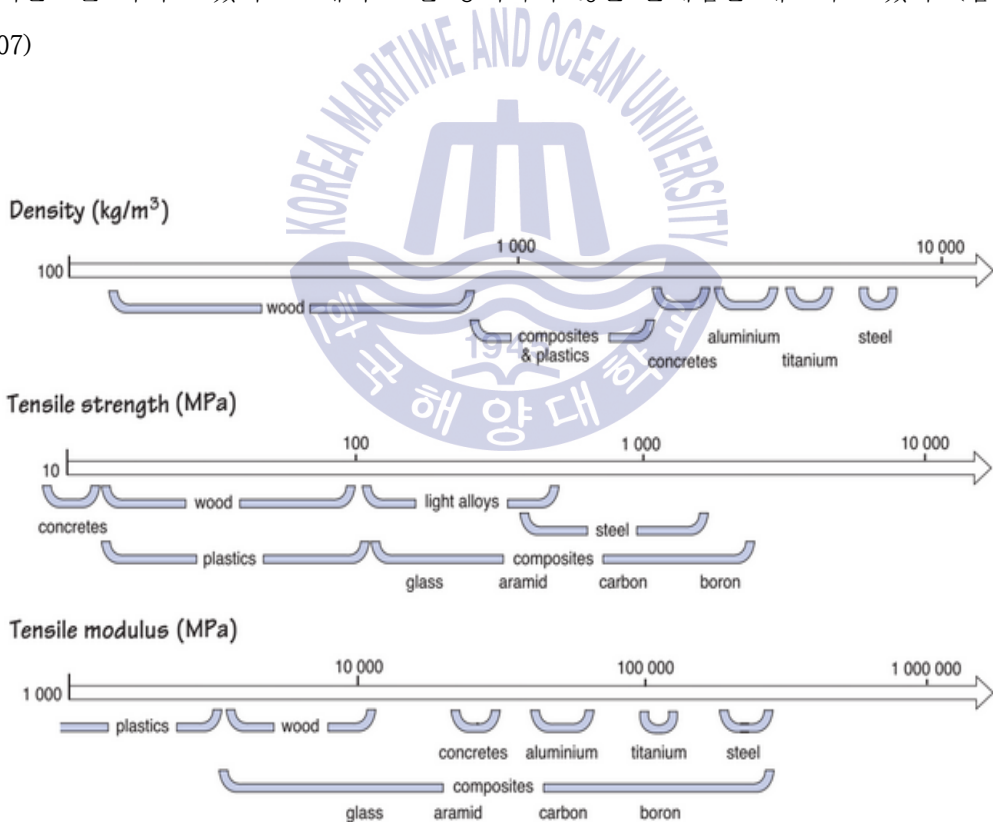


Fig. 1-2 Comparison of different material characteristics (Hexcel, 2013)

1.2. 항공산업에서 복합재료 적용

Fig. 1-3 은 여러 산업 분야에서 무게 경감에 따른 상대적 가치 (킬로그램당 비용) 를 나타낸 것으로 무게 경감에 따른 가치가 각 산업 분야별로 상대적으로 다르게 나타나는 것을 보여 주고 있다. 자동차 산업에서는 킬로그램당 무게 경감 효과가 1 ~ 2 \$, 버스 및 대형 트럭의 경우 5 ~ 20 \$, 일반 상업용 항공기는 킬로그램당 100 ~ 500 \$, 군사용 전투기는 500 ~ 1000 \$, 그리고 우주비행체의 경우에는 3,000 ~ 10,000 \$ 로 급격히 상승되어 자동차 산업 부문에서 항공/우주 산업 부문으로 갈수록 무게에 대한 가치가 증대되는 것을 볼 수 있다.

최근 저유가로 인한 에너지 비용 부담을 덜고 있지만 유가에 영향을 미치는 여러 불확실성을 감안하면 언제든지 다시 급등하여 여러 기업들에게 큰 부담이 될 수 있을 것이다. 특히, 수송산업분야에서 경량화의 중요성을 확인할 수 있는데 지속적으로 상승해가는 유가를 비롯한 에너지 비용, 더 이상 외면할 수 없이 다양하고 엄격한 규제에 관련 기업들을 죄어오는 친환경에 대한 시대적 요구는 보다 환경친화적이고 효율적인 운송수단의 개발을 요구하고 있으며 이에 따른 항공기 기체의 경량화는 피할 수 없는 과제가 되었다.



Sector	Basis	US\$ per kg
Automotive	Fuel Saving	1-2
Bus and Truck	Payload, Fuel Savings	5-20
Commercial Aircraft	Payload, Fuel savings	100-500
Military Aircraft	Payload, Performance	500-1,000
Spacecraft	Payload	3,000-10,000

Fig. 1-3 Cost tradeoffs for weight savings in industrial sectors (Preston. M, 2013)

1903 년 최초의 동력 비행기라고 할 수 있는 라이트 형제의 Flyer 호가 첫 비행을 성공한 이후 항공산업은 급속도로 발전하여 왔다. 특히, Flyer 호가 나무, 철사 및 천으로 만들어진 데 비하여 항공기 기체는 과학기술 및 소재기술의 발달과 함께 엄청나게 발전되었다. 특히, 1 차 및 2 차 세계대전이라는 큰 전쟁을 통해서 군사용 항공기의 비약적 발전에 힘입어 1930 년대 최초의 알루미늄 기체 항공기 (Boeing B247)와 1950 년 대 최초의 알루미늄 기체 제트기 (Comet)가 개발되었다. 이후 군사용 항공기 기술을 바탕으로 민수용 항공기가 개발 발전되면서 1980~ 1990 년 대 Boeing B777 및 Airbus A320 과 같은 항공기에서 탄소섬유 복합재료가 기체 주 구조물로 사용되기 시작하였고 이를 토대로 최근에는 Boeing B787 과 Airbus A350 과 같은 항공기에서는 기체 중량의 50% 이상을 탄소 섬유 복합재료로 제작되기에 이르렀다. (Fig. 1-4)

초창기의 항공기는 전체 중량 중에서 엔진이 큰 비중을 차지 하였고 이로 인해 상대적으로 기체의 무게를 최소화하여야 했기 때문에 주로 목재와 같은 가벼운 재료를 사용해왔지만 탑승자의 안전과 더 높은 비행성능을 통한 전투능력 향상을 위해 내구성이 우수한 재료의 개발은 필연적으로 요구되었다.

이때 등장한 것이 금속재료인 알루미늄 합금 (두랄루민)과 비금속재료인 복합재료이다. 두랄루민이 개발됨에 따라 항공기 기체에 널리 사용하게 되고 엔진에는 내열합금이 주로 사용되었다. 두랄루민은 알루미늄을 주 재료로 하고 미량의 구리, 마그네슘, 아연 등을 첨가한 합금으로 높은 강도와 함께 가벼운 무게의 장점을 가지고 있어 항공기 재료로서 적합하였으며, 동체나 날개 등의 재료로 사용되었다. 하지만 내식성이 좋지 못하여 항공기 기체의 외피로는 적합하지 않았다. (조일륜, 2013)

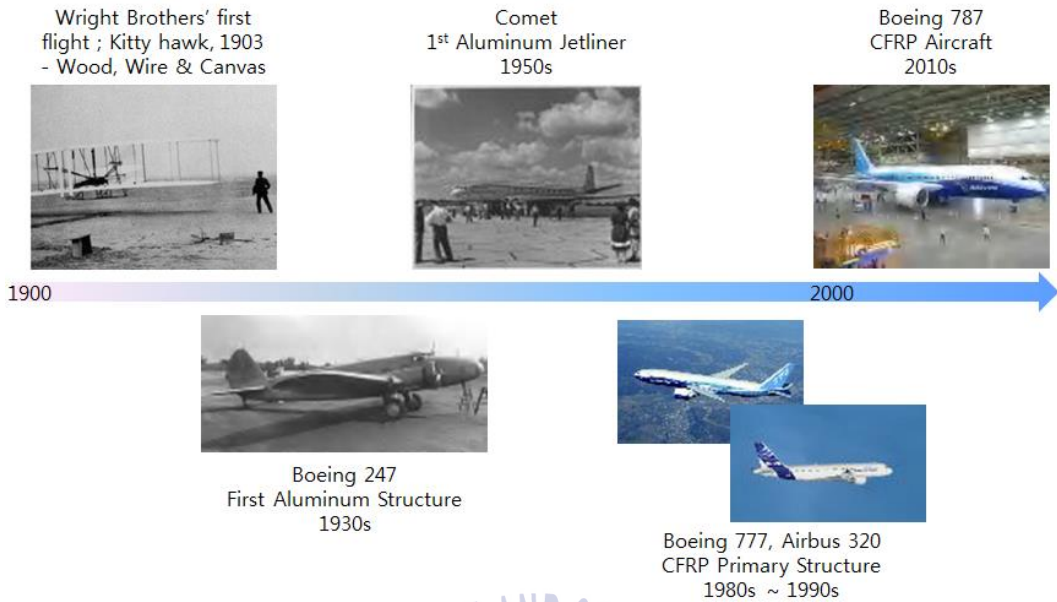


Fig. 1-4 Airframe history

따라서, 티타늄과 같은 내열성이 강하고 내식성이 우수한 합금을 사용하게 되었지만 티타늄 합금은 높은 가격과 함께 구조재료로서의 가공에 어려운 점이 많기 때문에 주로 군용기나 우주선에서 많이 사용하고 있고 민간항공기에서는 제트엔진 등의 부위에 널리 적용되고 있다. 영국과 프랑스 등이 합작하여 개발했던 초음속 여객기인 콩코드기도 고가의 티타늄 합금을 전체에 사용하지 못하고 대신에 속도를 마하 2.0 수준으로 제한하여 알루미늄 합금으로도 견딜 수 있도록 하는 차선책을 선택하여 운항하기도 하였다.

지금까지 사용해 온 금속재료를 대신하여 최근에 주로 사용하는 항공기 재료에는 복합재료가 있다. 복합재료는 수지 (폴리에스테르, 에폭시 등)를 유리섬유(Glass Fiber)로 강화한 유리섬유 강화 플라스틱 (Glass Fiber Reinforced Plastics)이 있으며 이외에도 탄소섬유 (Carbon Fiber) 나 보론섬유 (Boron Fiber)와 플라스틱을 합성한 CFRP 나 BFRP 등이 실용화 되어 부분적으로 사용되고 있다. 특히, 복합재료는 금속재료에 비하여 월등하게 우수한 비강도 및 내식성, 내피로성 등의 장점으로 인하여 항공산업 분야에서 그 적용 폭을 비약적으로 넓여가고 있다.

에폭시(Epoxy), 폴리에스테르(Polyester), 페놀(Phenolic) 등의 다양한 고분자 화합물에 탄소(Carbon), 아라미드(Aramid) 섬유, 유리(Glass), 보론(Boron) 섬유 등을 사용 특성에 맞게 함침시켜 만든 고분자 복합재료가 가장 많이 항공기의 주 구조물이나 2 차 구조물에 적용되고 있다.

복합재료는 1970 ~ 1980 년대에 Boeing 및 Airbus 사의 민수용 항공기에서 Fairing, Radome, Flap, Elevators 와 같은 2 차 구조물 (Secondary Structures) 제작에 주로 사용되었으며, 대략 전체 기체 무게의 10% 정도 비중을 차지해왔으나, 1990 년대 접어들면서 고강도/고강성의 탄소섬유 소재 발전과 더불어 자동 적층 장비 (ATLM: Automated Tape Laying Machine, AFPM: Automated Fiber Placement Machine)와 같은 적용기술의 발전과 함께 Bulkhead, Wing Box, Wing Rib 와 같은 기체 주 구조물 (Primary Structures)로 비약적으로 확대 적용되었으며 기체 무게의 20% 정도 차지하게 되었다. (Fig. 1-5)

2000 년 이후 개발된 B787 및 A350 과 같은 항공기들은 항공기 동체, 날개와 기체의 대부분이 복합재료로 설계 개발되어 항공기 기체의 주재료로서 복합재가 자리매김하는 발판이 되었다. 이와 같이 항공기 기체 제작에 있어서 탄소섬유 복합재의 적용은 점점 더 확대 되어 Boeing 사의 최신 B787 항공기는 기체 전체 무게의 약 50%를 복합재료를 사용하여 제작하고 있으며, Airbus 사의 A350 항공기는 복합재료가 전체 기체 무게의 약 53%를 차지하게 되었다. (권혁, 2014)

앞으로도 항공기의 구조용 복합재료는 더욱 개발의 속도가 빨라질 것으로 보이며 기체 중량이 현재의 알루미늄 합금 보다 약 25% 정도 더 경감될 것으로 기대되고 있다. 그 결과 보다 더 많은 중량을 수송할 수 있는 수송효율이 향상된 항공기의 개발이 가능하게 되었다.

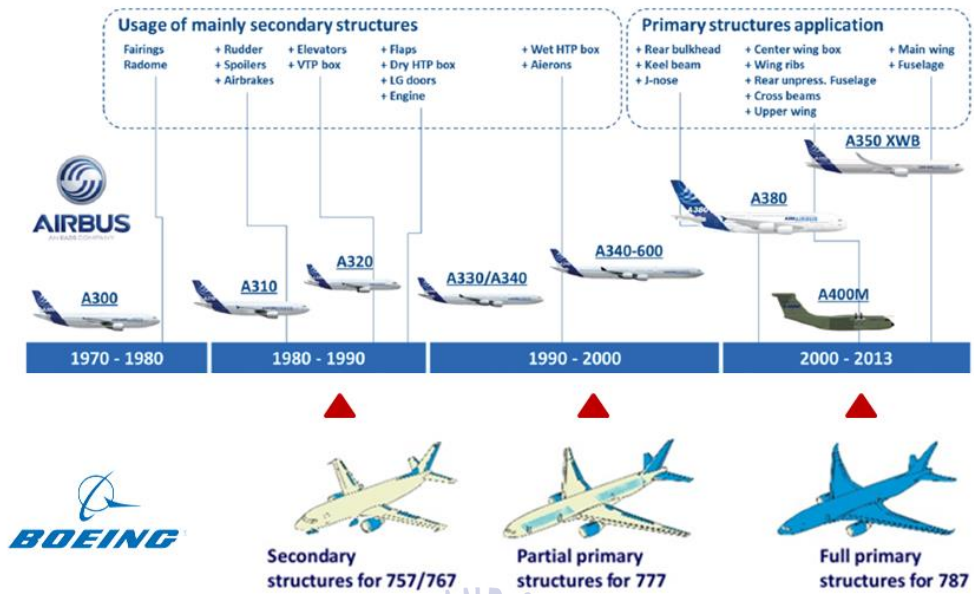


Fig. 1-5. Evolution composite application at Airbus and Boeing

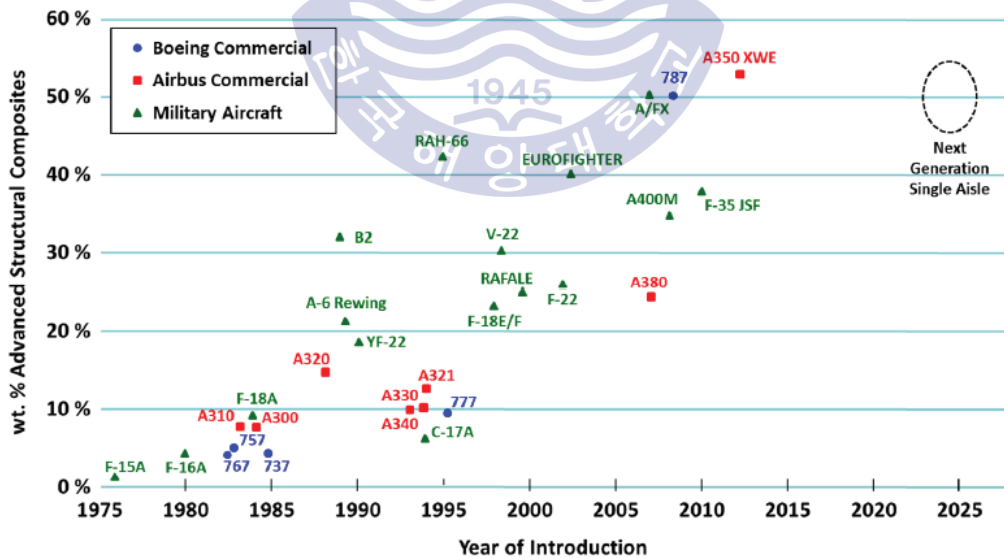


Fig. 1-6 Aircraft composite content; military versus commercial aircraft (권혁, 2014)

한편 ATL (Automated Tape Laying Machine) 그리고 AFP (Automated Fiber Placement)와 같은 자동적층 장비의 발전 및 적용은 단일 부품 제작 비용에 있어 가장 큰 부분을 차지하는 플라이 절단(Cutting) 및 적층 (Collation) 비용을 크게 절감할 수 있었는데 기존의 수작업(Hand Layup) 과는 비교가 되지 않을 정도로 높은 생산효율을 얻을 수 있었다. Fig. 1-7 에서 보는 바와 같이 수 작업 (Hand Layup)의 경우 매우 복잡한 형상까지 적층이 가능한 반면 시간당 최대 2.2 lb. 정도 작업이 가능한 반면 ATL 과 같은 자동적층 장비 사용 시에는 시간 당 최대 66 lb. 까지 적층 작업이 가능하다.

ATL 장비가 대량 적층 작업이 가능하지만 심한 굴곡을 가진 복잡한 형상의 부품 적층 작업이 어려운 반면에 AFP 장비의 경우 매우 복잡한 형상의 부품까지도 빠른 적층 속도로 작업을 수행할 수 있으며, 최대 약 40 lb. 까지 적층 할 수 있다. 최근에는 Dual Head 방식으로 ATL 과 AFP 기능을 모두 수행할 수 있는 Hybrid Type 의 장비도 개발 적용되고 있다. (Brent Strong, 2014)

이러한 적층장비의 자동화뿐 아니라 기계 가공 장비, 검사 장비 그리고 자동 체결 조립장비 (Automated Drilling/Fastening System) 등의 전 제작 공정의 자동화 및 기술 발전은 전체적으로 효율적이고 부가가치 높은 제작공정을 구현할 수 있게 되었으며 이를 통해 보다 높은 생산성 얻을 수 있게 되었다.

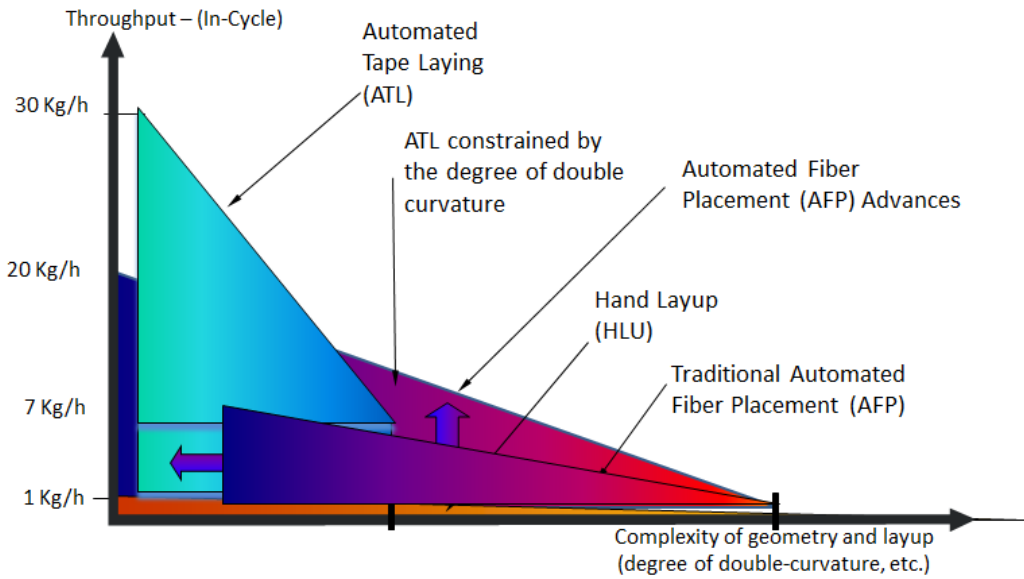


Fig. 1-7 Summary of production method (Brent Strong, 2014)

이와 더불어 전체 제작 비용의 50% 이상을 차지하는 조립작업 (Andrew Taylor, 2013)을 줄이기 위하여 두 개 이상의 복합재 부품을 한 두 번의 경화 과정을 통해 일체형 복합재 부품으로 제작하는 방법이 개발 적용되고 있다. 특히, 동시경화 (Co-cure), 동시접착 (Co-bond) 및 이차 접착 (Secondary Bond) 과 같은 일체화 공정을 이용하여 복합재 단일부품 들을 서로 연결 제작하게 됨으로 서 한층 더 복잡하고 더 큰 대형 구조물까지 개발 할 수 있게 되었다.

이전에는 각각의 복합재 단일부품 들을 개별적으로 경화제작 후 기계적 체결을 이용하여 조립하던 작업 들을 각각의 단일부품 들을 일체화 하여 하나의 복합재 구조물로서 경화 제작할 수 있게 됨으로 서 대형 항공기의 동체구조물이나 날개 구조물까지 하나의 부품으로 제작할 수 있게 되었다.

이 같은 일체형 기술을 통해 기계적 체결에 의한 조립 작업 대신 동시경화, 동시접착 및 이차접착과 같은 본딩 공정에 의한 접합으로 전체 부품의 수를 줄이고 체결구 (Fastener) 사용 및 실링(Sealing) 작업을 최소화 하여 조립 작업을 훨씬 단순화함으로 서 생산 효율을 높이고 제작비용을 크게 낮출 수 있게 되었다.

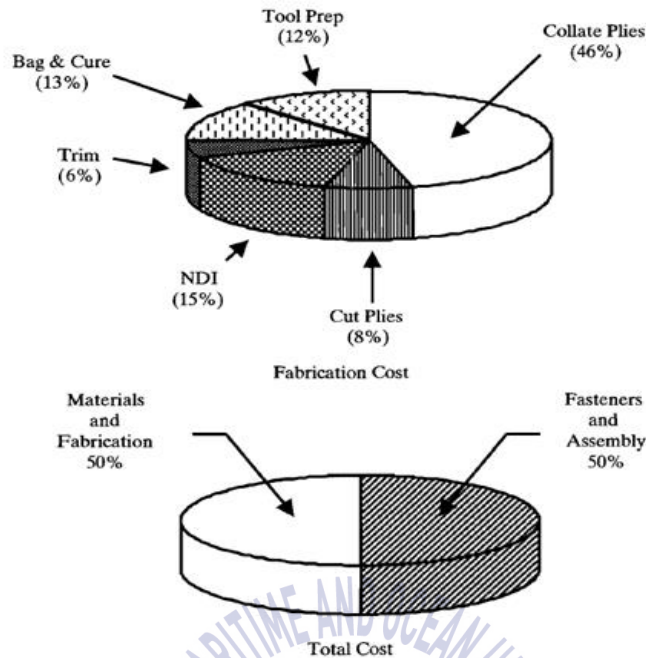


Fig. 1-8 Cost driver for composite (Andrew Taylor, 2000)

B787 또는 A350 과 같은 최신 항공기의 경우 동체(Fuselage) 제작 시 스트링거(Stringer), 스파(Spar), 스티프너(Stiffener) 등의 구조 용 단일부품들을 스킨(Skin)에 함께 적층하여 동시경화 (Co-cure) 제작하거나 이 같은 보강재 부품들을 미리 경화 제작한 뒤 후속 대형 판넬 적층 후 접착필름(Adhesive Film)을 사용하여 분당 접합 시키는 동시접착 (Co-bond) 방식으로 Bulkhead 또는 Wing Panel 과 같은 주 구조부품을 제작하고 있다.

이렇게 자동화 공정을 통해서 많은 복합재 부품들이 제작되고 복잡한 조립 구조부품들이 일체화 됨에 따라서 항공기 기체용 복합재 부품들은 점점 더 대형화 되어 가고 항공기 기체에서 복합재 부품이 차지하는 비중은 점점 더 증가 확대 되고 있다.

1.3. 연구 목적 및 내용

최근 각광받고 있는 항공기의 일체형 복합재 구조물은 주로 아래와 같은 공정으로 이루어진다. 경화되지 않은 두 개의 부품을 동시에 경화시키는 동시 경화 (Co-curing), 미리 경화 제작된 부품을 경화되지 않은 다른 부품과 접착필름(Adhesive Film)을 사용하여 본딩 접착시키는 동시 접착 (Co-bonding) 그리고 각각 미리 경화 제작된 부품들을 접착필름을 사용하여 본딩 접착시키는 이차 접착(Secondary Bonding) 공정이 있다. (Thomas Kruse, 2014)

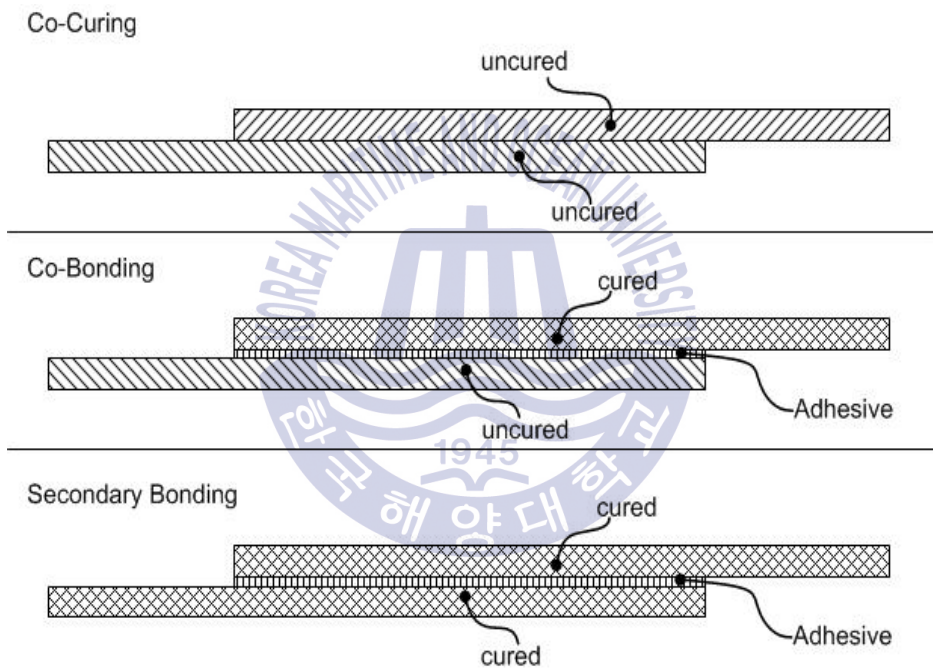


Fig. 1-9 Classification of composite bonded joints (Thomas Kruse, 2014)

특히, 동시 접착 (Co-bonding) 공정의 경우 ATL (Automated Tape Laying machine)과 같은 자동적층 장비의 발전과 Diaphragm Forming, Drape Forming 과 같은 Prepreg 의 성형기술 발달에 힘입어 대형 주 구조물로 더욱더 확대 적용되고 있는 추세이다.

대형 스킨 구조물의 경우 "I", "J", "C", "T" 또는 "Ω" 형 스트링거(Stringer) 또는 스티프너(Stiffener)와 같은 보강재 부품을 먼저 경화 제작 한 후 대형 스킨 판넬 (Skin

Panel)을 ATL 과 같은 자동적층 장비를 사용하여 적층한 뒤에 접착필름 (Adhesive Film)을 붙여 보강재 부품을 접착시킨 뒤 진공백 성형을 거쳐 오토클레이브 경화시키는 동시 접착 공정 방식은 B777, B787 및 A350 과 같은 최신 항공기의 Wing Skin, Wing Box 및 Bulkhead 와 같은 주 구조 부품을 제작하는 방법으로 폭넓게 이용되고 있다.

특히 보잉사 B787 항공기의 경우 16 m 짜리 대형 주 날개 스킨 판넬 및 Wing Box Panel, Bulkhead 등 여러 구조물들이 복합재 동시접착 공정으로 개발/제작되고 있으며 여러 기종 다양한 부품들로 확대 적용 되고 있다.



Fig. 1-10 B787 main wing operation at MHI (Bloomberg BusinessWeek, 2012)

동시접착 공정을 적용하는 경우 기존의 전통적인 방법으로 스트링거 부품과 스킨 부품을 각각 별도로 경화 제작한 후 기계적인 체결(mechanical fastening)을 통해 조립 하던 방식에 비하여 부품 수의 감소, 경량화 등의 장점과 함께 조립 작업 및 시간을 큰 폭으로 줄일 수 있다.

하지만, 미리 경화된 스트링거 부품이 경화되지 않은 판넬에 접착되고 진공백 성형되어 오토클레이브에서 경화가 이루어질 때 최종 접착 부품에서는 아래 Fig. 1-11 그림에서 보는 바와 같은 Out-of-plane Ply Waviness 가 발생한다. 이렇게 발생한

Waviness 현상은 재료의 인장강도(Tensile strength) 및 압축강도(Compression Strength)와 같은 물성을 저하시키는 원인이 된다.

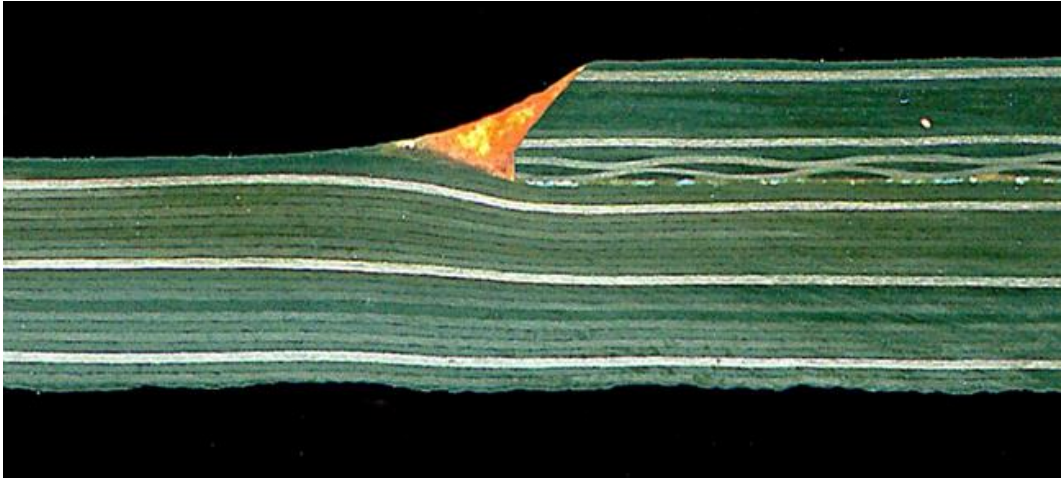


Fig. 1-11 Ply waviness on co-bonded panel

이렇게 저하된 물성을 보완 하기 위하여 해당 부위를 국부적으로 두께를 증가시켜 보강해 주기도 하지만 이는 무게의 증가를 가져오며 더 많은 자재의 사용과 작업 시간의 증가가 초래된다는 단점을 가지고 있다. 한편으로는 해당 부위의 Ply Waviness 현상을 완화시키고 전체적으로 미 경화 판넬 (Uncured Panel)상에 균일한 압력이 전달 될 수 있도록 하기 위하여 보강재가 적용되지 않는 부위에 Caul Plate 라 불리는 보조 치공구를 사용하지만 Caul Plate 의 재질, 크기 및 형상에 따라 그 효과가 크게 달라지며 체계적인 적용 방법이 표준화되어 있지는 못하여 해당 제작사의 경험과 자체 연구 검토 결과에 따라서 다양하게 적용되고 있는 실정이다.

따라서, 본 연구에서는 동시 접착 공정에서 발생할 수 있는 Ply Waviness 에 대한 발생량을 실험적 측정 분석을 수행하고 그 원인과 메커니즘을 이론적으로 규명해 보았다. 그리고, 실제 적용 공정에서 Ply Waviness 현상을 완화시키기 위하여 사용되고 있는 Caul Plate 의 적용 방법 및 형상조건에 따른 차이점을 실험을 통하여 확인하고 그 영향성을 분석하였다.

이를 통하여 해당 동시접착 공정의 실제 적용 시 Caul Plate 의 형상 조건 설계 및 동시 접착 공정의 설계 시에 보다 최적화된 작업 조건을 갖출 수 있으며 이에 따라 동시접착 판넬에 발생할 수 있는 Ply Waviness 현상을 최소화 하여 최상의 부품 상태 및 품질을 얻을 수 있을 것이다.



2. 동시 접착 공정 (Co-bond)

2.1 Out-of-plane waviness

Out-of-plane Waviness 현상은 복합재 라미네이트(Laminate) 내의 동일한 면(Plane)에서 발생하는 In-plane Waviness 현상과 달리 여러 면에 걸쳐 발생하는 Waviness 현상으로 Ply Wrinkle 또는 Bow-Wave 등으로 표현되기도 한다. (Lei Wang, 2001)

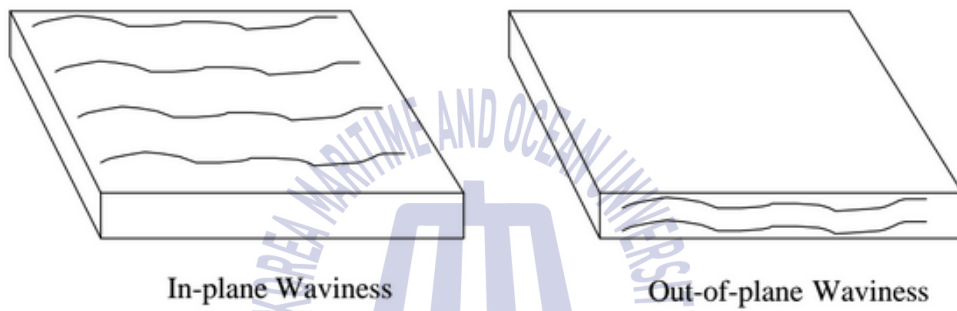


Fig. 2-1 In-plane waviness and out-of-plane waviness in laminates (Lei Wang, 2001)

이와 같은 Waviness 현상은 복합재 라미네이트에 있어서 다양한 형태로 나타나는데 이는 Uniform 및 Non-uniform 형태로 구분되고 이를 몇 가지 형태로 정리 될 수 있다. (Cimini Jr et al., 1999)

동시 접착 공정에서의 Waviness 현상은 경화 되지 않은 (Un-cured) 상태의 라미네이트 판넬 위에 기 경화된 (Cured) 스트링거가 놓여져서 본딩 접착되는 공정이므로 아래 Fig. 2-2 의 여러 형태 중에서 주로 Hump type 으로 나타난다.

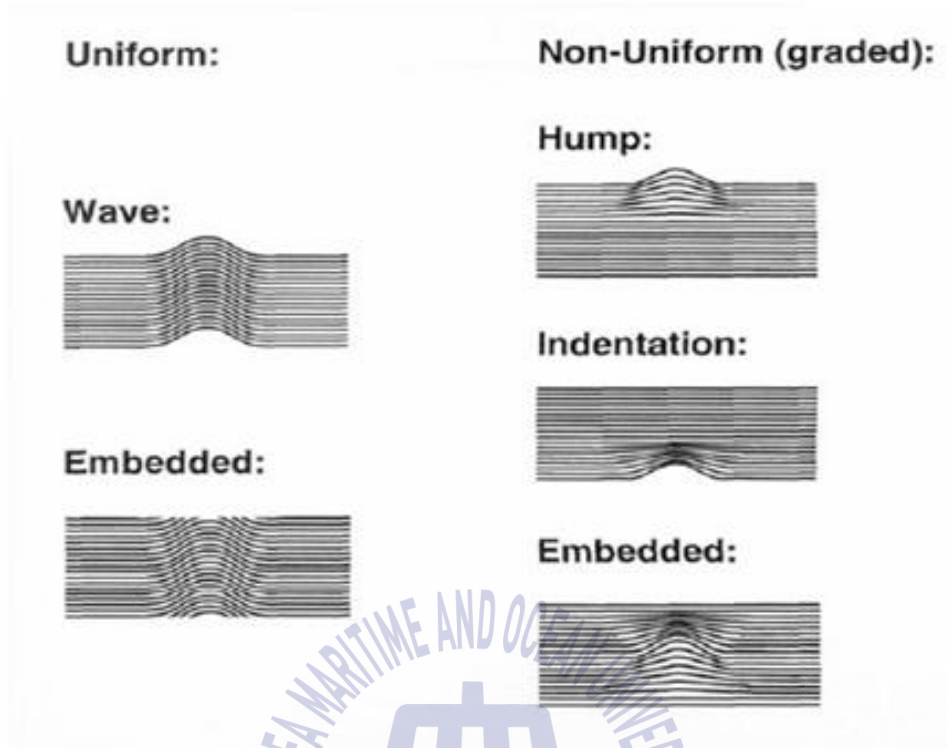


Fig. 2-2 Waviness type (Cimini Jr et al., 1999)

Waviness 형상 및 그 크기는 아래 Fig. 2-3 에서와 같이 폭(amplitude; A) 과 길이(wavelength: L)로 표현할 수 있다.

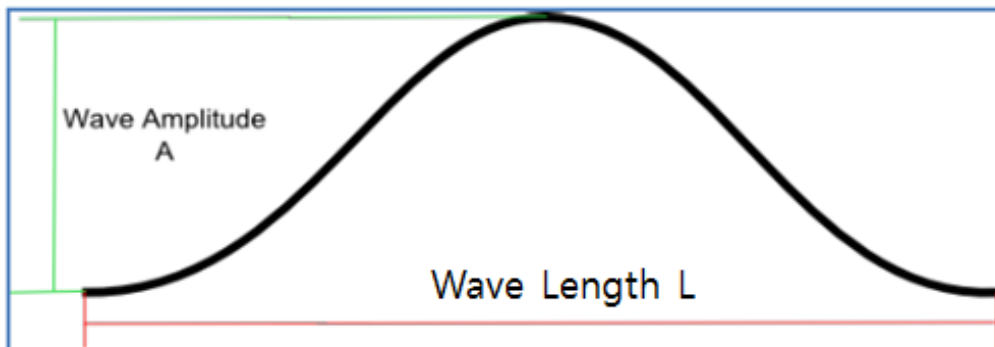


Fig. 2-3 Waviness profile as the ratio of A/L

2.2. 이론적 배경

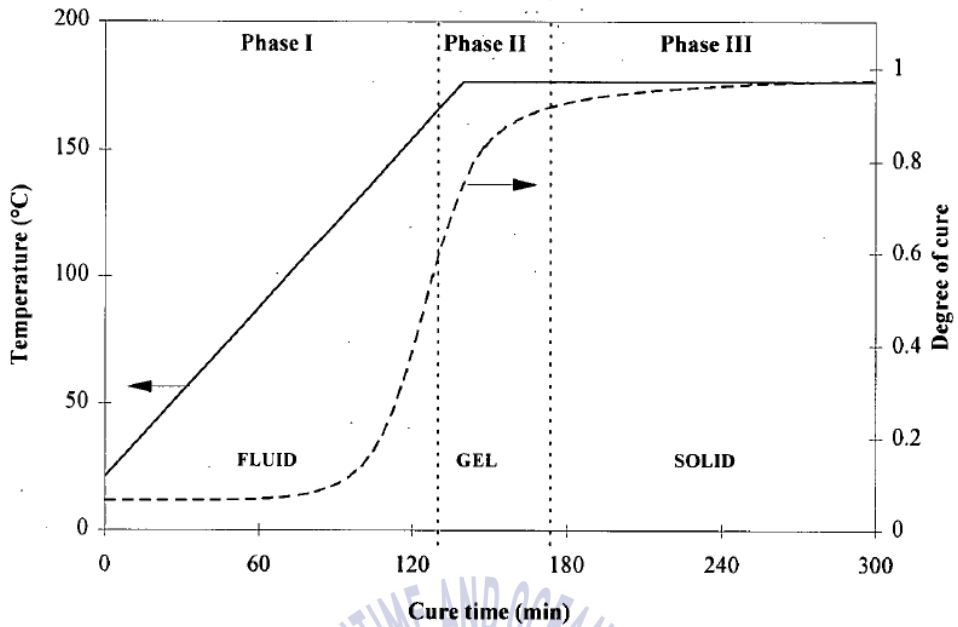
일반적으로 항공산업에서 널리 사용되는 고온용 에폭시(Epoxy)계 열 경화성 (Thermoset) 복합재는 사용되는 수지의 조성에 따라 차이가 있지만 아래 Fig. 2-4 와 같은 경화 사이클이 주로 적용된다. 일반적으로 127°C (260°F) 및 180°C (355°F) 온도에서 경화가 이루어지고 하니컴 코어 (Honeycomb Core) 가 있는 샌드위치 (Sandwich) 구조물의 경우 40 ~ 50 psi (Pound per Square Inch), 하니컴 코어가 포함되어 있지 않은 라미네이트 (Laminate) 부품의 경우 85 ~ 100 psi 의 오토클레이브 압력이 경화 반응 중에 사용된다. 오토클레이브 압력은 아래 경화사이클 온도 상승(Heat Up) 주기가 시작되기 전에 해당 압력까지의 압력 상승이 이루어지거나 또는 온도상승과 함께 같이 상승 적용되기도 한다.

아래 Fig. 2-4 (a) 및 (b) 에서 보는 바와 같이 수지의 물리적 상태를 기준으로 볼 때 수지 점도 변화에 따라 크게 3 가지 상태로 구분되는 데 Phase I Fluid, Phase II Gel 및 Phase III Solid 상태이다.

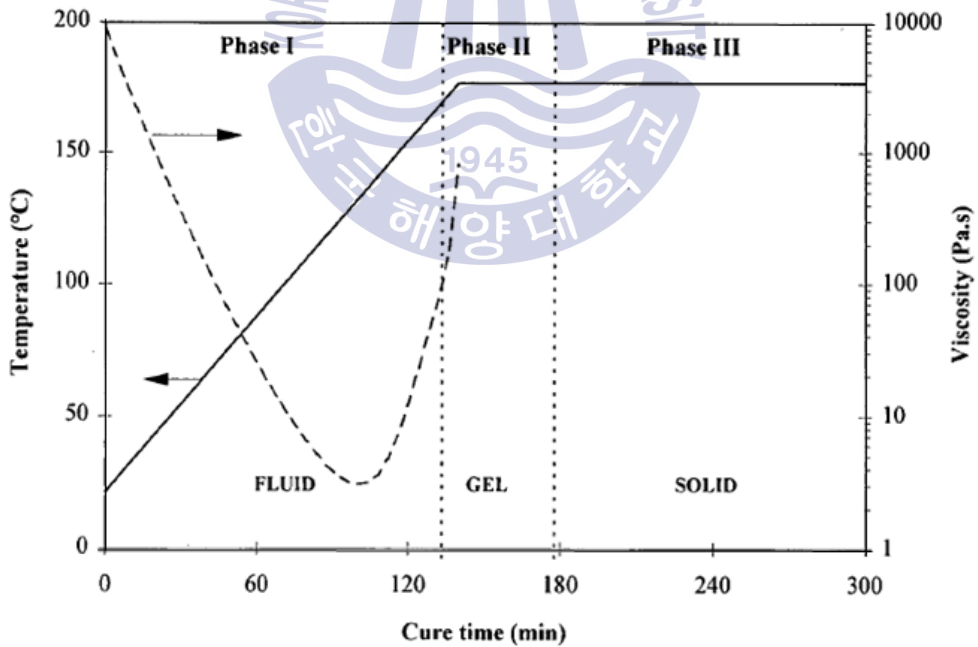
Phase I Fluid 상태에서는 온도가 상승 됨에 따라서 수지의 점도가 급격하게 낮아지고 수지유동(Flow)이 일어나기 시작한다. 폴리머 분자 활동성이 높아지면서 분자 움직임이 증가되고 더욱 활발해 진다. 수지의 점도가 최저점을 나타낸 이후 화학반응이 일어나면서 분자간의 가교결합반응을 통해 폴리머 분자량이 증가되어 수지의 점도는 다시 높아지기 시작하고 본격적으로 경화가 진행됨에 따라 경화도 (Degree of Cure)가 급격하게 높아진다.

가교결합을 통한 고분자화가 이루어짐에 따라 수지의 점도는 점점 더 높아지고 수지의 겔화 (Gellation)가 이루어지면서 더 이상의 수지 흐름은 일어나지 않으며 3 차원 네트워크 구조가 형성되고 경화도는 계속 높아지지만 진행속도는 느려지기 시작한다. (Phase II Gel 상태)

마침내 Phase III Solid 상태에서는 가교결합(Cross Linking) 반응이 망상 구조의 밀도를 증대시키면서 경화된 고체 폴리머 상태가 된다. 하지만 모든 반응이 완전히 이루어지지 못하여 지속적으로 결합반응이 계속 이루어지고 있다.



(a) Typical resin degree of cure evolution during cure



(b) Typical resin viscosity evolution during cure

Fig. 2-4 Typical resin evolution

복합재 부품의 경화 시 부품에 적용되는 압력은 다음과 같이 표현된다.

$$\sigma = \sigma' + P$$

여기에서 σ 는 적용된 압력이며 P 는 수지압력 그리고 σ' 는 섬유층(Fiber bed)에 적용된 압력을 말한다.

이를 바탕으로 만들어진 Effective stress compaction analogy 는 스프링과 피스톤의 개념으로 복합재 라미네이트의 Consolidation 거동을 다음과 같이 나타내고 있다. (Davé, R., Kardos et al., 1987)

탄성거동(elastic behavior)을 가진 압축되지 않은 스프링으로 간주되는 섬유층이 유체(수지)로 채워진 실린더 내에 위치하는 경우를 가정해보면 피스톤 상에 외부 힘이 가해졌을 때 그 힘은 전적으로 유체에 의해서 전달 된다(Pressurization 상태). 이어서 피스톤이 열려 유체의 유동이 시작되면 (Flow begins) 피스톤은 압축되고 하중의 일부분을 전달한다. 유동이 지속적으로 일어나면 더 많은 하중이 스프링으로 가해진다(Flow). 결국 최종적으로는 가해진 하중은 전적으로 스프링(섬유층)에 의해 전달된다(Full compaction). 이 개념은 경화반응 중에 섬유와 수지에서 발생하는 현상을 효과적으로 설명해주고 있다.

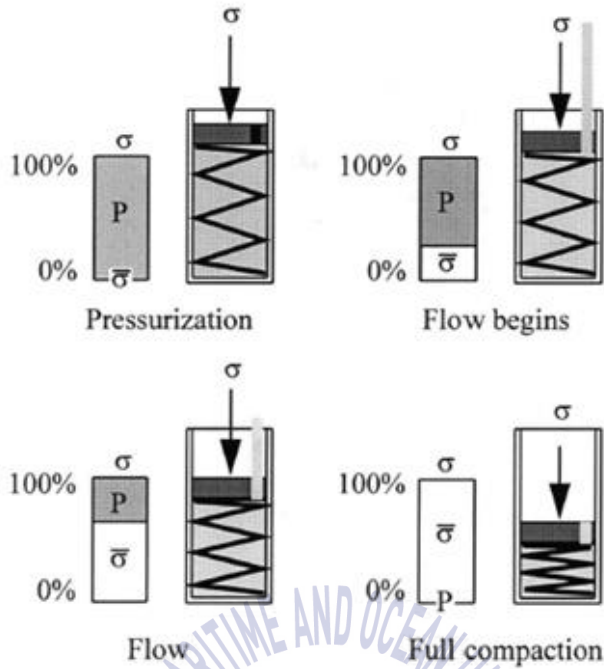


Fig. 2-5 Effective stress compaction analogy

일반적으로 동시접착 공정은 아래와 같은 구조를 가진다. 스트링거(Stringer) 또는 스티프너(Stiffener) 와 같은 보강재 부품은 접착될 판넬 면에 필플라이(Peel Ply)를 적용한 채 미리 경화 제작되고 적층용 평판 치공구 위에 스킨 판넬이 미 경화 상태로 적층 된 후 보강재 부품의 필플라이를 제거한 뒤 접착필름(Adhesive film)을 부착해서 미 경화 상태의 판넬 (Uncured Web panel)위에 위치시킨다.

후속적으로 부품 위에 진공백 성형을 위하여 이형필름(Release Film), Breather 및 진공백 필름 (Bagging Film)을 적용한다.

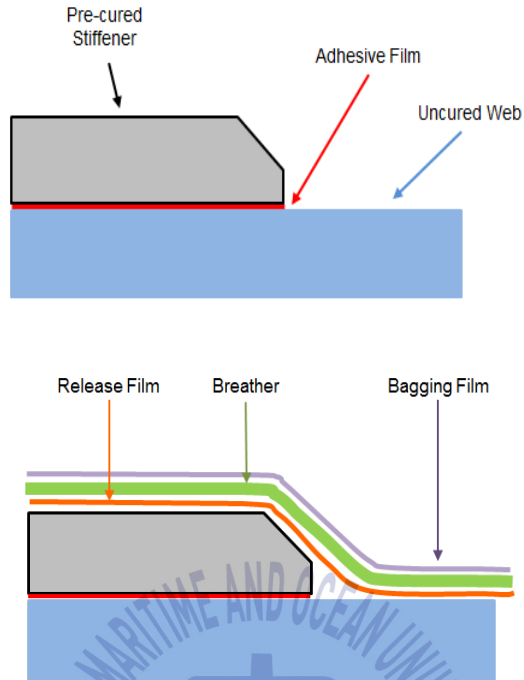


Fig. 2-6 Co-bond part & bagging configuration

이와 같은 경화 과정에서 동시접착 공정 구조를 보면 기본적인 오토클레이브 압력은 부품의 진공백 전체면 위에 균일하게 적용되는데 전체에 적용되는 오토클레이브 압력 P_A 와 특정 부위 1, 2, 3 에서의 오토클레이브 압력 P_{A1} , P_{A2} , P_{A3} 이 동일하게 나타난다. (Fig. 2-7)

$$P_A = P_{A1} = P_{A2} = P_{A3}$$

경화 시 복합재 부품에 적용되는 압력은 다음과 같이 표현될 수 있는데

$$P = F/A$$

여기에서 F 는 가해지는 힘, A 는 단면적이다.

힘 F 는 Co-bond 면 위에 적용된 스트링거와 같은 보강재 무게에 비례하므로 보강재가 놓여진 부위가 놓여지지 않은 부위에 비하여 더 높은 압력이 가해진다.

이로 인하여 P_{w1} , P_{w2} 그리고 P_{w3} 에 각각 적용되는 압력은 보강재와 진공백의 영향을 받아 서로 다르게 나타나며 그 크기는 상대적으로 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$P_{w1} = P_{w3} > P_{w2}$$

동일한 구조를 가진 P_{w1} 과 P_{w3} 는 접착계면에서 동일한 압력을 가지는 반면에 보강재 없이 빈 공간이 발생하는 P_{w2} 는 상대적으로 낮은 압력을 가지게 된다. (Fig. 2-8)

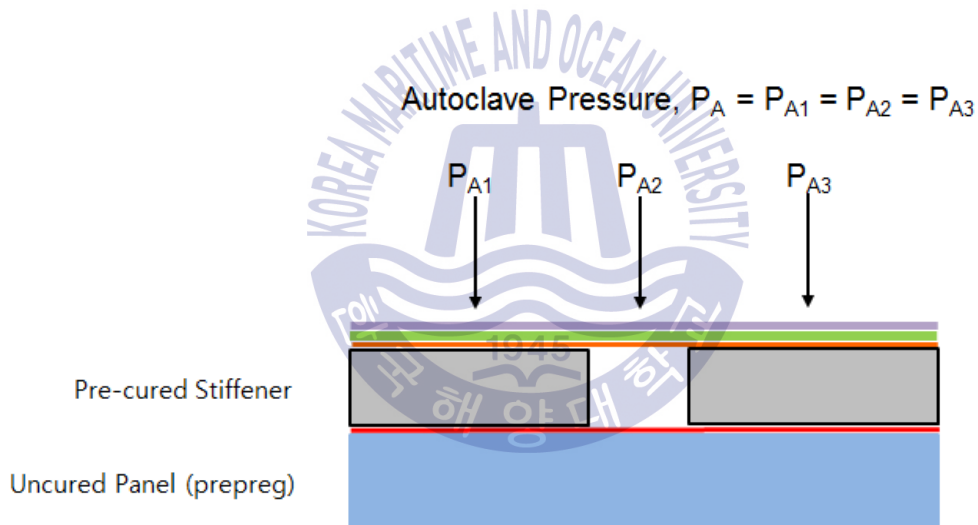


Fig. 2-7 Autoclave pressure distribution on co-bonded panel

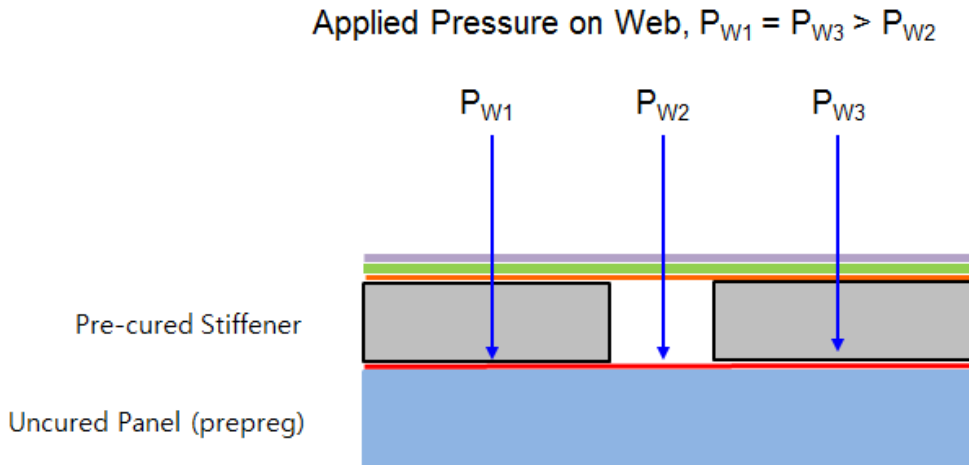


Fig. 2-8 Applied pressure distribution on co-bonded panel

실제 부품의 형상에서 보면 Uncured Web panel 에서 Pre-cured stiffener 가 놓여진 부분과 놓여지지 않은 부분 사이에는 적용 압력의 차이가 존재하며 그 압력 차이로 인해 상대적으로 압력이 낮은 PW2 압력이 적용되는 부분 (Stiffener 가 놓여지지 않은 빈 공간)으로의 수지 유동(Resin Flow)이 크게 발생하며 그로 인한 Ply Waviness 현상이 발생하게 된다.

아래 Fig. 2-9 에서는 앞서 Fig. 2-7 과 Fig. 2-8 의 경우와 같이 보강재가 존재하지 않은 부분에서 경화 중의 수지 유동에 의해 빈 공간이 수지로 채워지는 것을 실제 부품에서 확인 할 수 있으며 그에 따른 Ply Waviness 현상이 발생하는 것을 볼 수 있다.

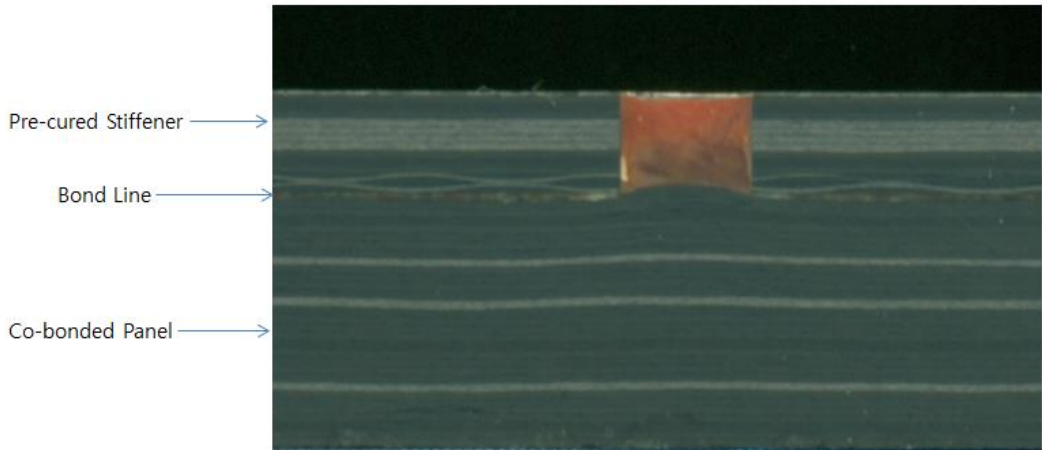


Fig. 2-9 Cross section of co-bonded composite panel

실제 동시 접착 구조물 표면 (스킨 판넬 표면)에 가해지는 압력은 동시접착 구조물의 형상 및 표면 조건에 따라 다르게 나타난다. 판넬 표면 상태 즉 위에 놓여진 보강재 부품 또는 진공백 등의 상태에 따라 적용되는 오토클레이브 압력의 변화가 발생한다.

일반적으로 동시접착 구조에서 보강재 끝 단 부위를 보면 아래 Fig. 2-10 과 같은 구조로 나타나며, 여기에서는 앞의 경우에서와 마찬가지로 위치에 상관없이 동일한 오토클레이브 압력이 가해진다.

$$P_{A1} = P_{A2} = P_{A3}$$

하지만, 실제 보강재와 판넬 (Web Panel) 사이의 동시 접착(Co-bond) 면에 적용되는 압력은 판넬 위에 놓여진 물체의 무게에 비례하므로 실제 각 부위에 적용되는 압력 P_{w1} , P_{w2} 그리고 P_{w3} 압력은 보강재와 진공백의 영향을 받아 서로 다르게 나타나며 그 상대적인 크기는 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$P_{w1} > P_{w3} > P_{w2}$$

P_{w2} 의 경우 스트링거의 단면 끝 단 높이(Step Height) 와 이형필름(Release Film), Breather 및 진공백(Vacuum Bag)의 영향으로 인하여 오토클레이브 압력이 미치지

못하는 공간이 생기는데 이곳은 다른 곳에 비하여 오토클레이브 압력이 완전히 적용되기 어려우므로 상대적으로 훨씬 낮은 압력이 전달된다.

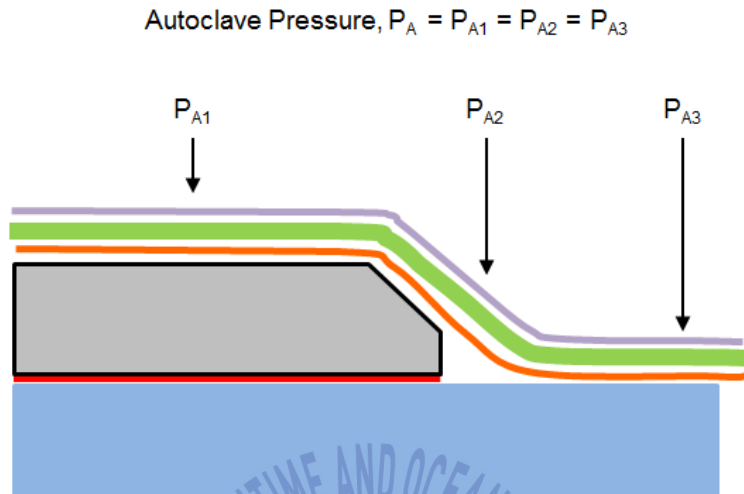


Fig. 2-10 Autoclave pressure distribution on co-bonded panel

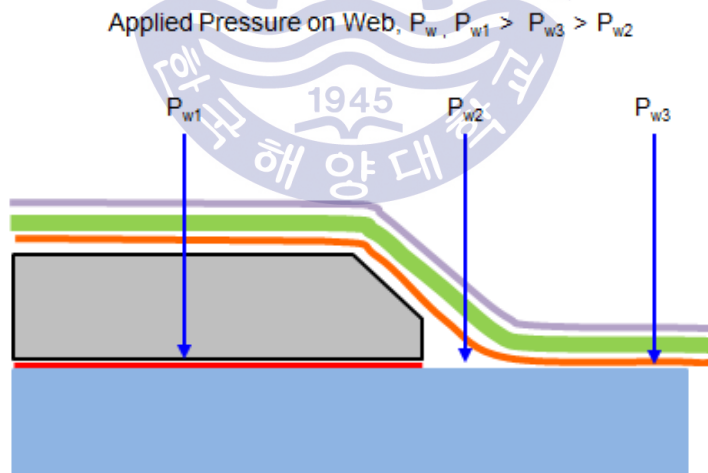


Fig. 2-11 Applied pressure distribution on co-bonded panel

복합재료의 경화반응 시 경화 온도가 상승함에 따라 수지의 점도가 낮아지고 그에 따라 수지 유동(Resin Flow)이 발생하는데 동시 접착(Co-bond) 면에서 상대적으로

압력이 가장 낮은 PW2 부위에서 Percolation flow 거동에 의한 수지 유동이 가장 크게 일어나게 되며 이로 인한 Stress 가 가장 집중 되어 수지과다(Resin Rich or Pooling) 현상과 함께 섬유변형 (Fiber Deformation or Ply Waviness) 현상을 초래하게 되고 이는 복합재 판넬 표면 (Bag side) 바깥 쪽 플라이부터 영향을 받게 된다

이를 다음 Fig. 2-12 와 같이 정리하였다.

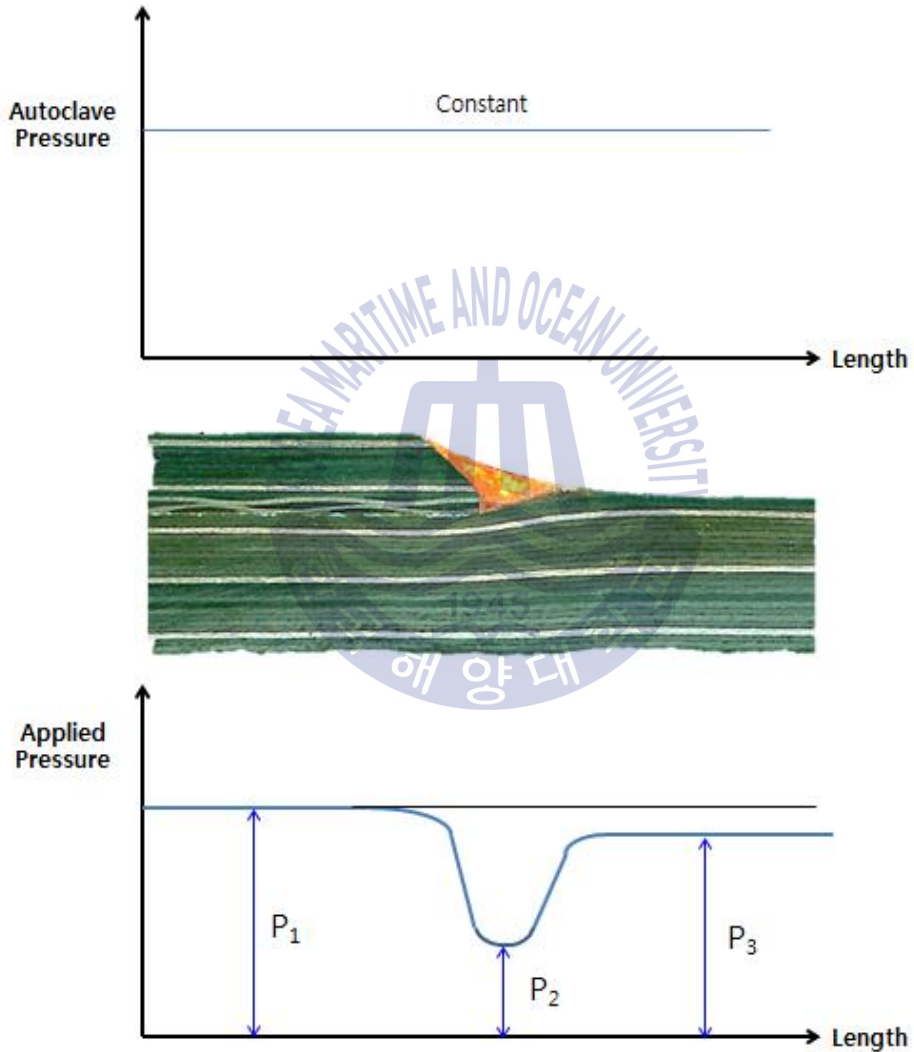


Fig. 2-12 Pressure gradient on co-bonded interface

Fig. 2-12 에서 보는 바와 같이 동시 접착 복합재 판넬의 경화 반응 중 오토클레이브 압력은 전체적으로 일정하게 유지되는 반면에 실제 동시접착(Co-bond) 경계 표면 (판넬 표면)에 가해지는 압력은 동시접착 구조물의 형상 및 표면 조건에 따라 다르게 나타난다. 판넬 표면 상태 즉 경화되지 않은 판넬 위에 놓여진 스트링거 (Stringer) 와 같은 보강재 또는 진공백 등의 상태에 따른 접착조건에 의하여 적용되는 오토클레이브 압력의 차이가 발생한다.

실제 동시접착(Co-bond) 표면에 적용되는 압력의 차이에 의해 경화된 복합재 판넬(Web Pane) 에는 위치 별로 두께 차이가 발생하며 상대적으로 가장 낮은 압력이 적용되는 보강재 끝 단 부위에는 수지 유동에 의한 수지 과다 집중 (Resin Rich) 현상이 발생하게 되며 이는 Ply Waviness 현상을 초래하는 것을 확인할 수 있다.

동시접착 경계 면에 있어서 보강재가 놓여진 부위는 가장 높은 압력(P1)이 적용되어 조밀하고 균일한 두께의 라미네이트 판넬을 얻을 수 있으며 상대적으로 높은 섬유함유량을 얻을 수 있는 반면에 보강재가 놓여지지 않고 Bagging Material (Release film, Breather,..) 등 이 적용된 부위는 보다 낮은 압력(P3)이 적용 되어 상대적으로 낮은 섬유함유량을 가지고 높은 수지 함유량을 가진 더 두꺼운 두께의 라미네이트 판넬을 가지게 된다.

한편 그 연결 부위인 보강재 끝 단 부위에는 보강재와 Bagging Material 이 만들어내는 구조적 형상으로 인하여 오토클레이브 압력이 균일하게 적용되지 못하게 됨에 따라 낮은 압력(P2)이 형성되고 여기에서 수지유동이 가장 심하게 발생하여 수지집중(Resin Rich) 현상과 Ply Waviness 현상이 나타나게 된다. Fig. 2-12 의 동시접착 Cross Section 면의 해당 부위에 수지가 집중되어 있는 현상을 볼 수 있으며 이에 따라 Ply Waviness 현상이 수반되어 나타남을 확인 할 수 있다.

2.3. Waviness 에 의한 재료 물성 변화

복합재료에서 Waviness 현상은 강성을 저하시키고 내부에 응력집중을 유발하여 복합재 부품의 층간 분리(Delamination) 현상을 일으키게 된다.

일반적으로 정상적인 상태에서 복합재의 파괴는 기지성분의 균열과 섬유 파기에 의해 이루어지는 반면에 Waviness 를 가진 복합재 부품에서는 기지성분이 균열되고 섬유 플라이의 층간 분리 (delamination)가 일어난 뒤 하중 재분배되어 최종적으로 섬유의 파괴가 이루어진다. Wave 부품은 낮은 인장 하중에서 층간 분리가 일어나기 시작하고 낮은 Axial stress level 에서 파괴가 일어나게 된다. (UIK. Galappaththi , 2013)

압축하중 하에서 Waviness 를 가진 복합재 판넬의 파괴 전이 (Failure Progression)는 다음과 같이 묘사된다. Waviness 를 가진 복합재 판넬에 압축하중이 가해지면 Waviness 의 폭 (Amplitude) 이 점차 증가하면서 균열(Delamination)이 발생하기 시작한다. 하중이 더 증가함에 따라 더 많은 균열이 발생하기 시작하고 균열이 점점 더 성장한다. 최종적으로 복합재 판넬에는 Buckling 이 발생한다. (H.M.Hsiao et al., 1996)

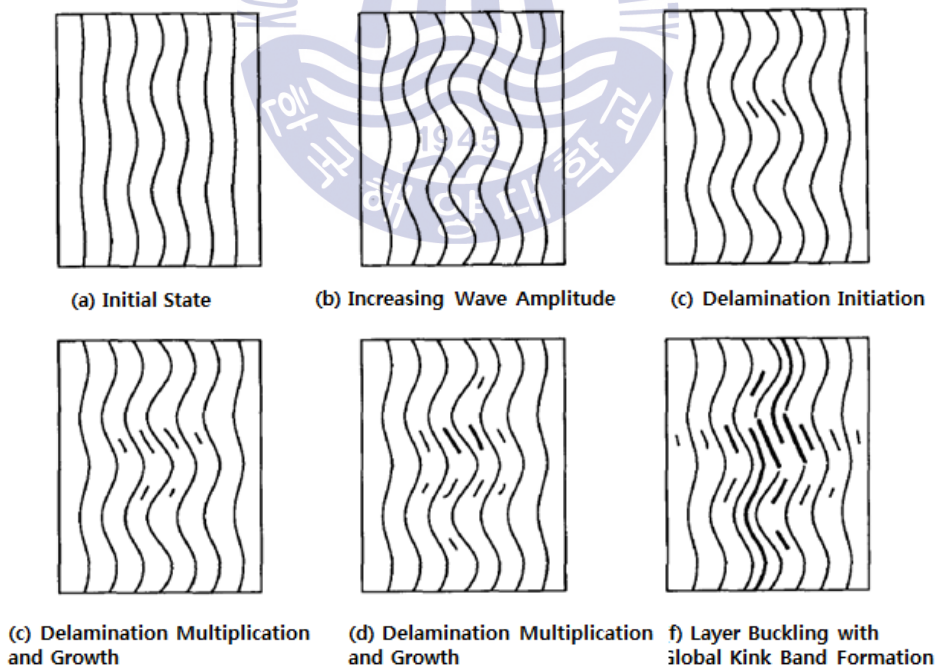


Fig. 2-13 Failure progression in IM6G/3501-6 unidirectional composite with graded waviness under axial compression (H.M.Hsiao et al., 1996)

특히, Waviness 는 다음과 같은 두 가지 요인에 의해 압축강도를 저하시키는 것으로 알려져 있다.

첫째, 섬유가 기본적인 섬유의 물성 또는 Layer buckling mode of failure 를 저하시킬 수 있는 형상을 가지게 된다.

둘째, Waviness 는 주 하중 방향에 맞게 배열된 섬유의 방향을 기본축으로부터 벗어나게 하여 기지 주도적인 파괴(matrix dominated failure)를 유발한다. 이 두 번째 요인은 심한 경우 인장강도에도 영향을 미친다. 정상상태의 섬유를 가진 복합재에 비하여 Waviness 가진 라미네이트는 피로 하중 하에서 압축강도가 50%까지 손실 될 수 있다. (J.F.Mandell et al., 2003)

섬유 Waviness 는 Ultimate failure stress 를 S_{max} (표준 ultimate failure stress)의 74 ~ 77%로 저하시키며, 아울러 S_{max} 보다 훨씬 낮은 수준인 32 ~ 38% 범위에서 층간 분리(delamination) 현상이 일어나기 시작한다. (U.K. Galappaththi , 2013)

인장 강도에 있어서는 Waviness 각도에 따라 강도저하(Knock-down)가 크게 증가하는 현상을 볼 수 있다. 상대적으로 낮은 하중에서 심각한 층간 분리(delamination)현상이 발생하는데 최초 층간 분리 현상의 경우 8°의 Waviness 각도 ($A/L = 0.07$)에서는 29% 강도가 낮아지며, 11.9°의 각도에서는 49%의 강도저하가 일어난다. 섬유파단에 의한 최대인장파괴에서는 8°의 Waviness 각도에서는 14%, 11.9°의 각도에서는 23% 특성저하가 나타난다. 압축강도는 Waviness 각도와 무관하게 33%의 강도저하가 일어난다는 연구결과가 보고된 바 있다. (Stephen Hallett et al., 2012)

3. 동시접착 공정의 Ply waviness

3.1 실험 개요

본 실험에서는 동시접착 (Co-bond) 공정을 사용하여 선 경화된 모자(Hat)형 보강재와 경화되지 않은 복합재 패널을 경화함으로 서 발생하는 구조적 Ply Waviness 현상을 파악하고자 한다.

본 실험에 사용된 복합재 구조물은 항공기 주 구조물 (Primary Structure)용 모자(Hat)형 보강구조를 가진 복합재 패널로서 동시접착 (Co-bonding) 공정을 이용하여 보강재와 판넬을 접착 제작하는 것이다.

모자형 보강재를 포함한 복합재 구조물의 기본 형상은 아래 Fig. 3-1 과 같다.

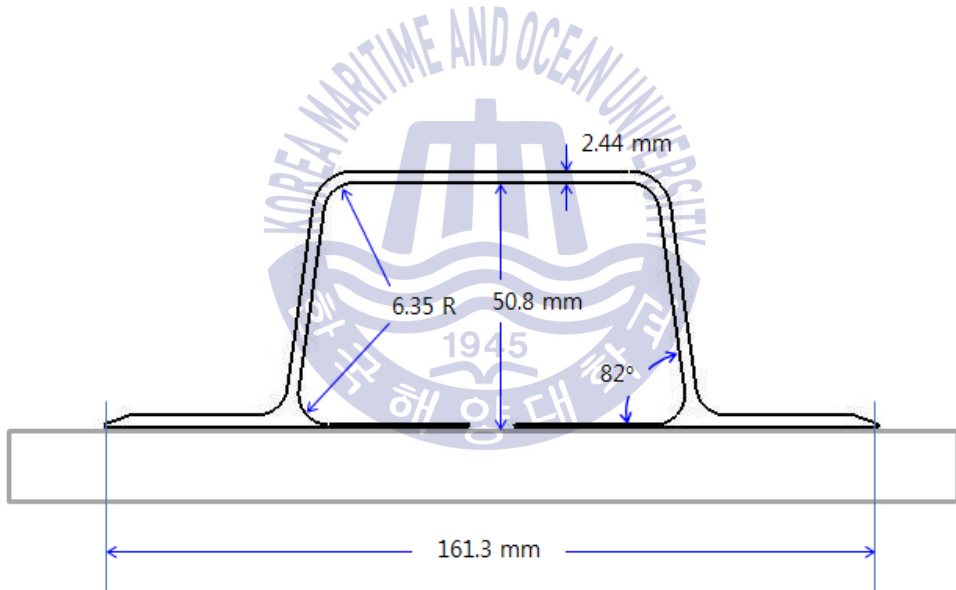


Fig. 3-1 Hat stiffener shape and dimension

3.2 실험 재료 및 시편 구성

모자형(HAT) 보강재는 기본적으로 UD Tape 탄소섬유 복합재가 사용되고 후속 기계가공시 가공면 개선과 Break out 현상 방지 등을 위하여 Fabric (PW ; Plain Wave) 자재가 함께 적용되었다. 또한 후속 조립공정에서 금속 부품과의 접촉에 의해 발생할

수 있는 갈바닉 부식 (Galvanic Corrosion) 방지를 위한 차단층(Isolation ply)으로서 유리섬유 복합재가 적용되어 먼저 경화 제작 된다.

모자형 보강재와 함께 동시접착되는 판넬은 탄소 섬유 UD Tape 자재를 바탕으로 구성되어 있으며 제일 바깥쪽 플라이에 보강재가 놓여지는 위치를 제외하고는 전면에 유리섬유 복합재가 적용되어 갈바닉 부식 차단층으로서의 역할 및 후속 가공시 가공단면에서의 Break out 현상 방지 등의 역할을 하게 된다. 판넬은 최소 16 플라이(plies)에서 최대 40 플라이의 탄소섬유 UD Tape 으로 구성되어 있으며 부분적으로 플라이 스텝 (Ply step)을 가지고 있다.

구조물의 주요 자재는 Toray 사의 고온경화용 (180℃) 에폭시수지가 함침된 탄소섬유 프리프레그 Carbon UD Tape (Toray P2352W-19) 와 Carbon Fabric (Toray FL76673G-37K) 그리고 유리섬유 프리프레그 (Toray, FGF-108 29M)가 사용되었다. 또한 추가적으로 선 경화된 보강재와 미 경화 판넬을 동시접착하기 위하여 접착계면에 접착필름(Adhesive Film)으로 3M 사의 고온용 AF555M 필름이 사용되었다.

모자(Hat)형 보강재는 12 플라이의 구조용 (Structural Plies) 탄소섬유로 UD Tape 과 Fabric 이 함께 적용되어 있는데 UD Tape 자재는 자동적층장비 (ATLM) 를 사용하여 적층 되었으며 Fabric 자재 및 유리섬유 자재는 수작업 (Hand Layup) 으로 적용되었다. 전체 적층 구조는 아래 Table 3-1 과 같다.

복합재 판넬은 총 40 플라이의 탄소 섬유 UD Tape 으로 자동적층장비 (ATLM)을 사용하여 적층작업이 이루어지고 양 표면에 적용되는 유리섬유 플라이는 수작업 (Hand layup) 으로 수행되었다. 복합재 판넬은 아래 Table 3-2 와 같은 적층 구조를 가지고 있다.

Table 3-1 Ply stacking for hat stiffener

Sequence	Orientation	Material
10	0/90	Glass Fabric
20	45	Carbon UD Tape
30	90	Carbon UD Tape
40	-45	Carbon UD Tape
50	0	Carbon UD Tape
60	0	Carbon UD Tape
70	0	Carbon UD Tape
80	0	Carbon UD Tape
90	-45	Carbon UD Tape
100	90	Carbon UD Tape
110	45	Carbon UD Tape
120	0/90	Carbon Fabric
130	0/90	Carbon Fabric

Table 3-2 Ply stacking for web panel

Ply #	Material	Orientation	Ply #	Material	Orientation
1	GFRP	0/90	22	UD Tape	45
2	UD Tape	45	23	UD Tape	-45
3	UD Tape	-45	24	UD Tape	0
4	UD Tape	90	25	UD Tape	45
5	UD Tape	-45	26	UD Tape	-45
6	UD Tape	45	27	UD Tape	45
7	UD Tape	-45	28	UD Tape	-45
8	UD Tape	45	29	UD Tape	90
9	UD Tape	0	30	UD Tape	45
10	UD Tape	45	31	UD Tape	-45
11	UD Tape	-45	32	UD Tape	45
12	UD Tape	45	33	UD Tape	-45
13	UD Tape	-45	34	UD Tape	0
14	UD Tape	0	35	UD Tape	-45
15	UD Tape	45	36	UD Tape	45
16	UD Tape	-45	37	UD Tape	-45
17	UD Tape	45	38	UD Tape	45
18	UD Tape	-45	39	UD Tape	90
19	UD Tape	90	40	UD Tape	45
20	UD Tape	45	41	UD Tape	-45
21	UD Tape	-45	42	GFRP	0/90

3.3 시편 제작

먼저 모자(Hat)형 보강재를 적층 제작하는데 수작업 또는 자동적층장비를 이용하여 평판 치공구 위에 해당 적층 구조에 맞게 적층 하여 정해진 크기의 차지(Charge)를 준비한다. 프리드레그 성형장비 (HDF; Hot Drape Forming machine)를 사용하여 약 70°C 온도에서 성형하여 "Ω" 형상을 만든다. 후속으로 수행될 동시접착 (Co-bond) 공정을 위하여 접착면을 오염으로부터 보호하고 보다 활성화된 표면을 형성하여 우수한 접착력을 얻을 수 있도록 보강재의 바닥 면(Base)에 필플라이(Peel Ply)를 적용한다.

모자형 보강재에서 성형된 주 UD Tape 플라이 (Cap Ply)와 Fabric 으로 이루어진 Wrap Ply 사이의 빈 공간을 채우기 위한 충전재 (Filler) 가 사용되는데 이는 모재와 동일한 UD Tape 으로 이루어져 있으며 UD Tape 한 플라이를 말아서 성형용 Static Die 를 이용하여 압축 성형하여 제작하는 Stamping 방법 또는 Pultrusion 장비를 이용한 자동성형 방법으로 제작된다. (Fig. 3-2)

기계가공 시 발생할 수 있는 Break Out 을 방지하기 위하여 내/외부 바깥쪽 표면에는 Fiber Glass 및 Carbon Fabric 을 적용하여 적층 작업 및 진공백 작업을 완료하고 후속 오토클레이브 경화 및 최종 형상에 맞게 기계가공 작업을 수행한다.

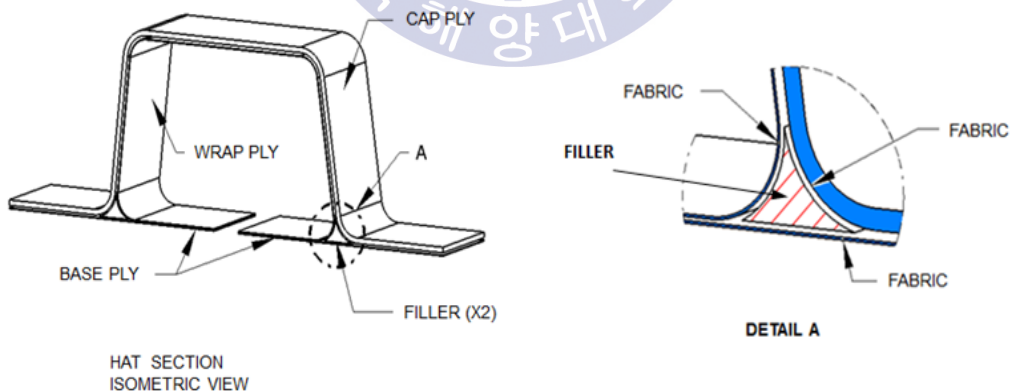
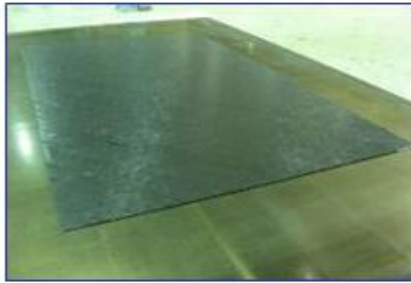


Fig. 3-2 Hat stiffener configuration

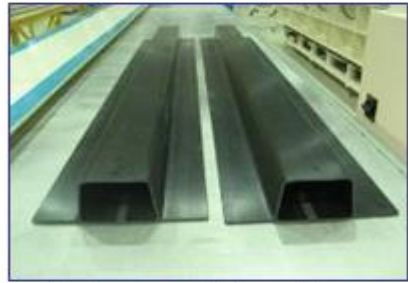
복합재 판넬은 자동적층장비 (ATLM, Automated Tape Laying Machine)을 사용하여 적층하고 최종 표면에는 Fiber Glass 플라이를 적용한 뒤 컴팩션(compaction)작업을 수행하여 플라이 사이에 내재되어 있는 기포를 제거한다.

앞서 제작 가공된 보강재는 동시접착 공정을 위하여 바닥 면의 필플라이를 제거한 뒤 접착필름 (Adhesive film, 3M AF555)을 적용하고 LPS (Laser Projection System) 또는 Locating Jig 등의 치공구를 사용하여 미 경화 상태의 복합재 판넬 위의 정확한 위치에 안착시킨다. 선 제작된 보강재 내부에는 경화 중 가해지는 오토클레이브 압력에 의해 보강재가 손상되는 것을 방지할 수 있도록 내/외부 압력 균형을 맞추기 위하여 튜브 (Tube) 형태의 원형 진공백을 설치한다. 후속으로 전체 표면에 이형필름 (Release film), Breather 및 진공백 필름을 사용하여 전체 균일한 진공과 기밀이 이루어질 수 있도록 진공백 처리한다.





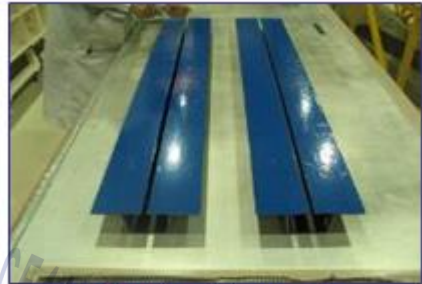
(1) Layup Web Panel



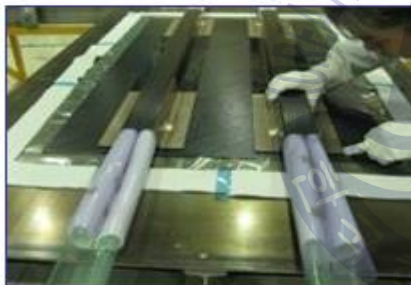
(2) Pre-cured Hat stiffener



(3) Remove peel ply



(4) Apply adhesive film



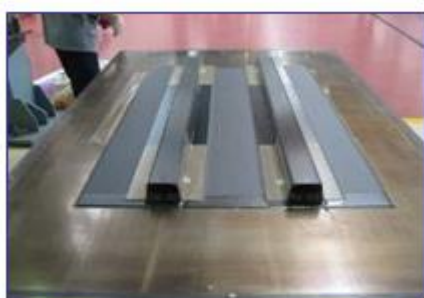
(5) Place Hats on Web panel



(6) Vacuum bagging



(7) Autoclave Cure



(8) Cured co-bonded panel

Fig. 3-3 Co-bond process flow

준비된 부품을 오토클레이브를 이용하여 정해진 경화 주기에 따라 고온/고압 하에 경화시켜 최종 부품을 제작 완성시킨다. 오토클레이브 경화 시 6 atm 의 오토클레이브 압력 및 최소 560mmHg 이상의 진공압력을 가한 뒤 경화가 완료될 때까지 유지시킨다. 분당 2°C 의 속도로 180°C 온도까지 상승시킨 뒤 2 시간 유지한다.

60°C 이하의 온도에서 압력을 완전히 제거하고 오토클레이브를 열고 부품을 분리한다.

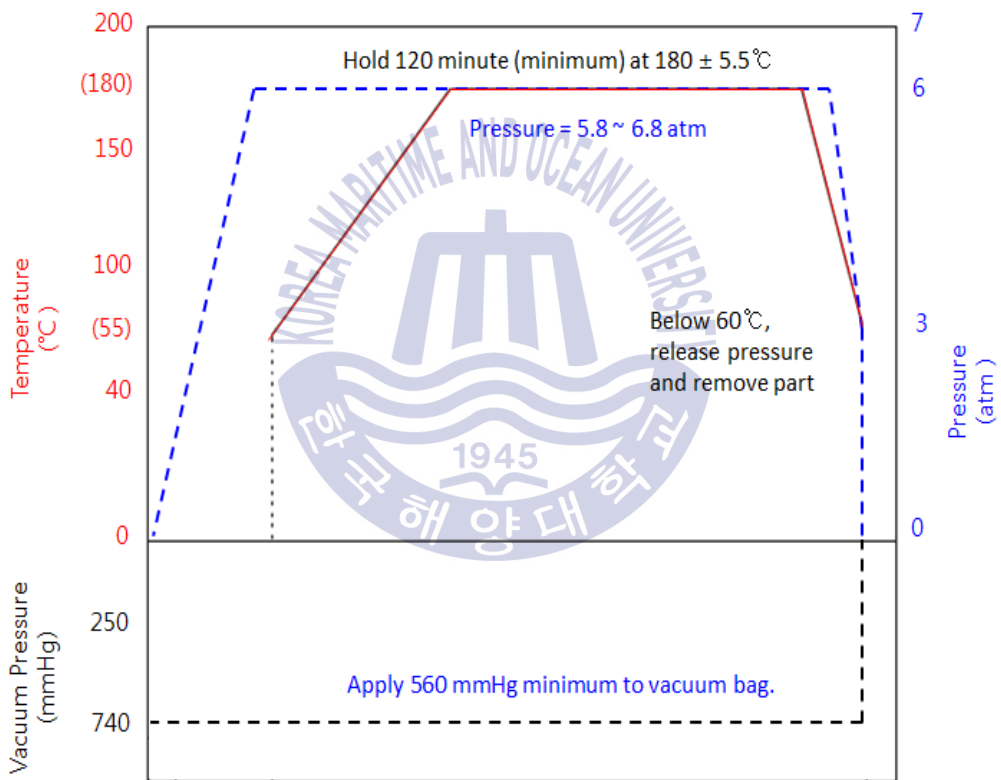


Fig. 3-4 Cure cycle

3.4. 실험 결과

실제 제작된 복합재 판넬에서 시편을 절단 채취하여 절단 단면을 연마한 뒤 보강재(Stiffener) 끝 단 부위에서 판넬에 발생하는 Waviness 를 측정하였다. 여기에서 t 는 판넬 해당 부위의 두께, D 는 Waviness 의 높이이며 L 은 길이를 나타낸다. (Fig. 3-5)

16 부위의 단면을 확인하여 아래 Table 3-3 과 같은 값을 얻었다.

Table 3-3 Waviness measurement

No.	Ply count (WEB)	t (mm)	D (mm)	L (mm)
#1	24	4.68	0.76	5.08
#2	18	3.52	0.25	3.81
#3	24	4.68	0.76	1.78
#4	18	3.52	0.25	1.27
#5	24	4.68	0.38	1.78
#6	16	3.13	0.51	2.54
#7	22	4.29	0.76	2.54
#8	22	4.29	0.51	3.30
#9	26	5.06	0.76	2.29
#10	18	3.52	0.51	3.56
#11	24	4.68	0.76	3.56
#12	26	5.06	0.76	2.79
#13	16	3.13	0.51	4.32
#14	26	5.06	0.76	4.57
#15	22	4.29	0.76	4.57
#16	18	3.52	0.76	4.83

3.4.1. Waviness pattern

실제 시편의 단면에서는 앞서 이론적 배경에서 다루었던 Waviness Fabric type 의 hump 형태와 달리 일종의 Semi-hump 형태를 보이고 있다. 판넬에 가해지는 압력 조건은 보강재와 같은 구조물이 적용된 부위와 적용 되지 않은 부위와의 구조 차이에

따른 적용 압력 차이가 발생하며 이로 인하여 압착 정도 및 수지 유동에 의한 판넬 위치 별 두께의 차이를 초래한다.

보강재가 적용된 부위에서는 접착면에서의 균일한 압력으로 인하여 일정한 두께의 라미네이트가 형성됨을 볼 수 있으며, 그 외에 보강재가 적용되지 않은 부분에서는 판넬 위에 놓여진 Breather 등을 통한 상대적으로 낮은 압력이 판넬에 적용됨에 따라 상대적으로 더 두꺼운 두께의 라미네이트가 형성됨을 확인 할 수 있다. 앞서 언급되었던 바와 같이 보강재가 적용된 부위와 적용되지 않은 부위의 경계면(보강재 끝 단 부위)에서는 구조적으로 빈 공간이 생성되고 훨씬 낮은 압력이 적용 됨에 따라서 수지 유동에 의하여 빈 공간이 수지로 채워지는 수지 과다 현상이 확인되는데 상대적으로 탄소섬유 복합재에 비하여 낮은 점도 및 낮은 반응온도를 가진 접착필름 (Adhesive Film)의 수지가 먼저 채워지는 현상을 볼 수 있다.

아울러 해당 부위에서의 상대적으로 낮은 압력은 압력차이에 의한 하중이 불균일하게 동시 접착 면에 가해지고 이는 복합재 판넬의 섬유에 영향을 미치게 됨에 따라 국부적인 섬유의 변형 (Ply Waviness) 을 초래하게 됨을 확인할 수 있다.

여기에서 일어나는 Waviness 형태를 아래 Fig. 3-5 에서와 같이 Type I 이라 구분한다.

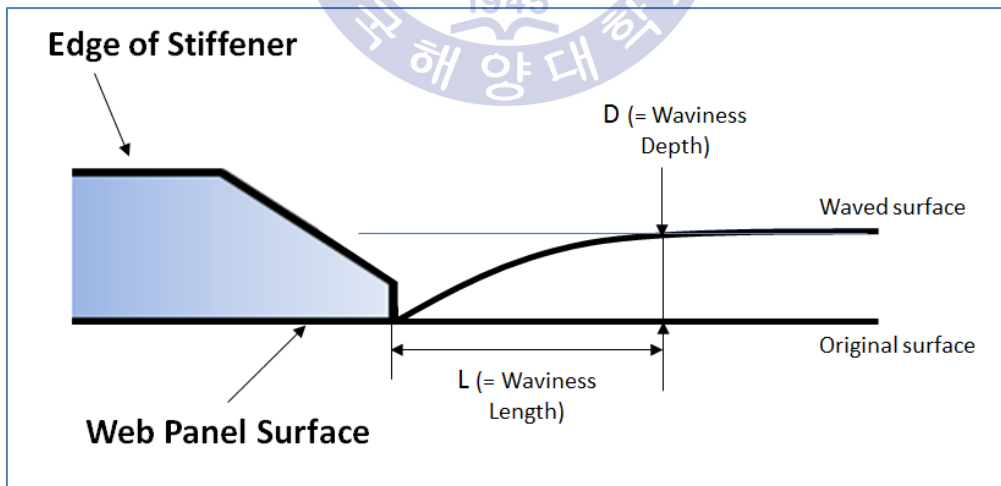


Fig. 3-5 Ply waviness pattern (Type I)

3.4.2. Waviness measurement

Waviness 높이 (또는 깊이)는 평균 0.61 mm (0.25 ~ 0.76 mm)의 값을, 길이는 평균 3.29 mm (1.27 ~ 5.08 mm) 값을 확인하였다.

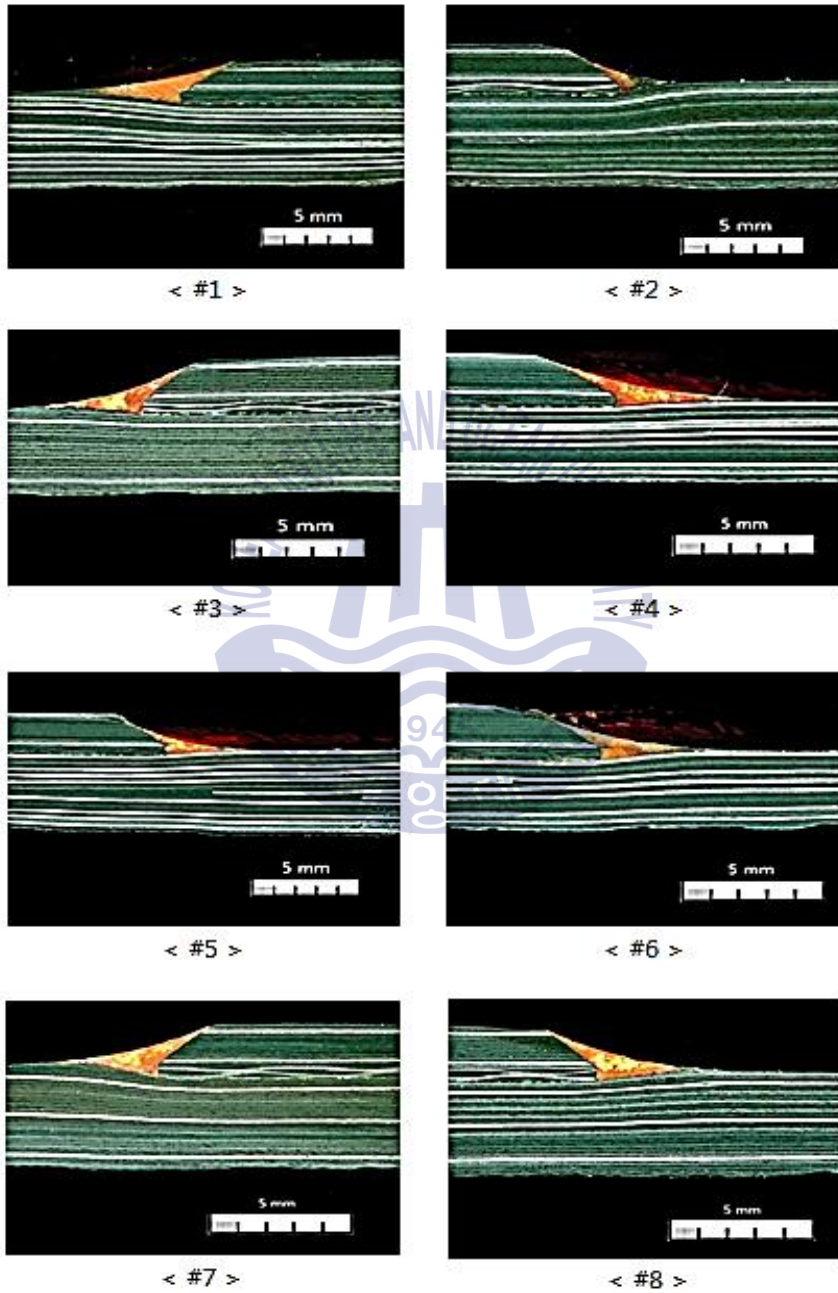


Fig. 3-6. Ply waviness (Type I)

3.5 요약

본 실험에서는 선 경화 제작된 모자형 보강재와 경화되지 않은 판넬을 이용하여 동시접착공정을 수행함으로써 접착 계면에 발생하는 Ply Waviness 현상을 관찰하였다.

실제 접착 조건에 따라 접착 경계면에 서로 다른 압력 구배가 발생하며 이 압력 차이에 의해 수지 흐름(Resin Flow)이 유발 된다. 이에 따라 과다 수지(Resin Rich) 현상과 Ply Waviness 현상을 초래함을 확인할 수 있었다.

12 플라이로 이루어진 탄소섬유의 모자형 보강재와 최대 40 플라이 탄소섬유로 구성된 복합재 판넬을 가지고 수행된 본 실험에서는 보강재가 적용되지 않은 판넬 부위가 보강재가 적용된 부위보다 상대적으로 위치가 더 높아지고 두께가 더 두꺼워지는 Type I Ply Waviness Pattern 이 발생함이 확인 되었으며, Waviness 높이는 평균 0.61 mm (0.25 ~ 0.76 mm)의 값을, 길이는 평균 3.29 mm (1.27 ~ 5.08 mm) 값으로 나타남을 확인할 수 있었다.



4. CP사용 동시접착 공정에서의 Ply waviness

4.1. 실험 개요

앞선 실험에서 확인하였던 바와 같이 동시접착공정에서 발생하는 Ply Waviness 를 줄이기 위하여 Caul plate 개념을 적용하여 판넬의 Ply Waviness 에 미치는 영향성을 확인하고자 하였다.

일반적으로 CP (Caul Plate)는 오토클레이브 경화 시 부품의 Tooling 과 맞닿는 표면 (Tool side) 이 아닌 반대쪽 표면 (Bag side)에 추가적으로 부자재 또는 치공구를 이용하여 눌러줌으로써 균일하게 압력을 전달해주는 방법이다. 이를 통해 부품의 Bag side 에 매끄러운 표면을 얻고 부품 구조에 따라 발생할 수 있는 단차 또는 빈 공간을 줄여 Ply Waviness 현상을 완화시키고 후속 조립작업을 원활하게 수행할 수 있는 장점을 가지고 있다. 반면에 추가적으로 치공구를 제작해야 하며 추가적인 작업이 요구되는 등의 단점이 있다.

본 연구에서는 6 개의 모자형 보강재(Hat Stiffener)를 서로 다른 두께 (1.52 mm & 2.54 mm)로 만들어진 Caul Plate 를 이용하여 복합재 판넬 위에 적용하여 동시접착 (Co-bond) 공정으로 경화시킨다. 추가적으로 보강재와 Caul Plate 사이의 간격을 조절하여 위치 시킴으로써 그 영향성을 확인하였다. 판넬 제작 후 해당 부위의 단면을 절단/관찰 함으로써 서로 다른 두께의 Caul Plate 적용 및 보강재와 Caul Plate 간 간격의 차이에 따른 영향성과 Ply Waviness 형태를 분석해보고자 하였다.

Caul Plate 는 탄소섬유로 만들어진 부품과의 열팽창 계수 차이를 최소화 하여 열팽창 특성 차이에 따른 영향성을 줄이기 위하여 Carbon Fiber Tooling Prepreg (Cytec, Cyform 777)을 사용하여 제작하였으며, 보강재 두께와 동일한 두께인 2.54 mm 및 보다 작은 두께인 1.52 mm 두 종류를 사용하였다.

전체적인 공정 흐름은 다음 Fig. 4-1 과 같다.

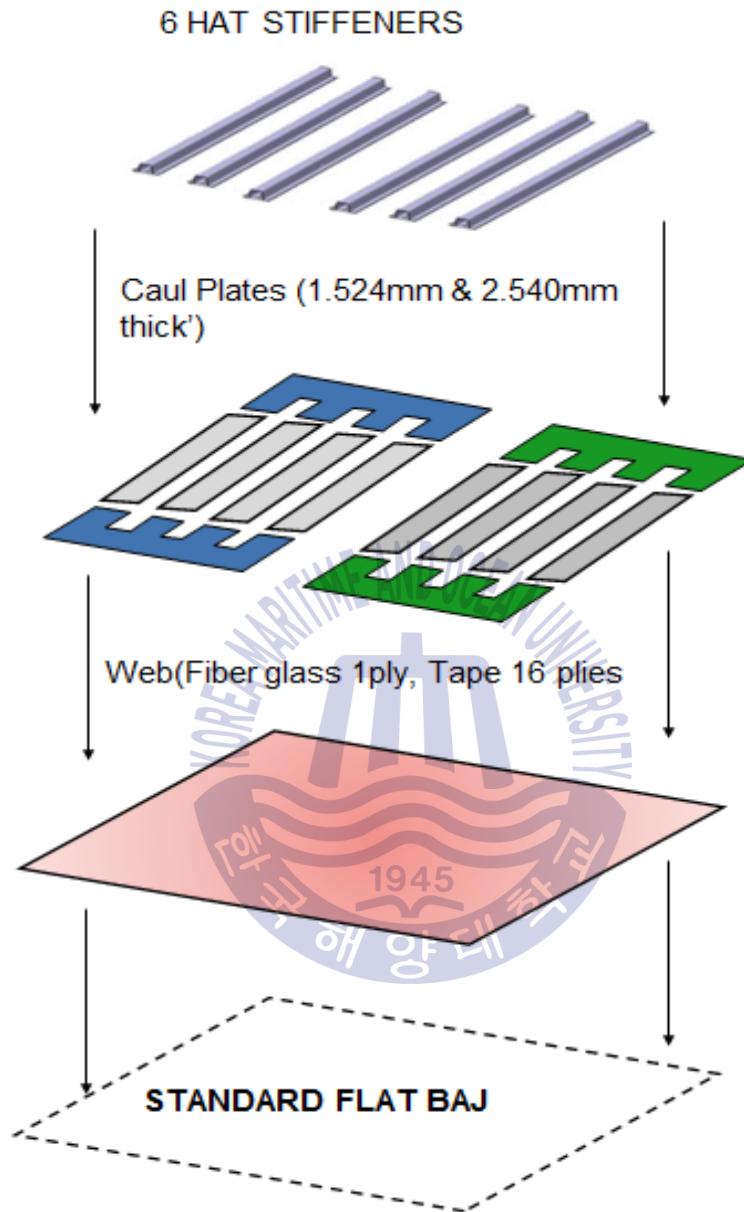


Fig. 4-1 Test scope

4.2. 실험 재료 및 시편 구성

모자형(HAT) 보강재는 앞선 동시접착 공정 실험과 동일하게 UD Tape 및 PW Fabric 탄소섬유 복합재 및 유리섬유 복합재를 사용하여 동일한 적층 순서 및 적층 방향을 사용하여 선 경화 제작하였다. (Table 4-1)

Table 4-1 Ply stacking for hat stiffener

Sequence	Orientation	Material
10	0/90	Glass Fabric
20	45	Carbon UD Tape
30	90	Carbon UD Tape
40	-45	Carbon UD Tape
50	0	Carbon UD Tape
60	0	Carbon UD Tape
70	0	Carbon UD Tape
80	0	Carbon UD Tape
90	-45	Carbon UD Tape
100	90	Carbon UD Tape
110	45	Carbon UD Tape
120	0/90	Carbon Fabric
130	0/90	Carbon Fabric

모자형 보강재와 함께 동시접착되는 판넬은 탄소 섬유 UD Tape 자재를 바탕으로 구성되어 있으며 제일 바깥쪽 플라이에 보강재가 놓여지는 위치를 제외하고는 전면에 유리섬유 복합재가 적용되어 갈바닉 부식 차단층으로서의 역할 및 후속 가공시 가공단면에서의 Break out 현상 방지 등의 역할을 하게 된다. 판넬은 16 플라이(plies)의 탄소섬유 UD Tape 으로 구성되었으며 그 적층구조 및 적층방향은 Table 4-2 와 같다.

동시접착 구조물의 주요 자재는 앞선 실험과 동일한 Toray 사의 고온경화용 (180℃) 에폭시수지가 함침된 탄소섬유 프리프레그 Carbon UD Tape (Toray P2352W-19) 와 Carbon Fabric (Toray FL76673G-37K) 그리고 유리섬유 프리프레그 (Toray, FGF-108

29M)가 사용되었다. 또한 추가적으로 선 경화된 보강재와 미 경화 판넬을 동시접착하기 위하여 접착계면에 접착필름(Adhesive Film)으로 3M 사의 고온용 AF555M 필름이 사용되었다.

Table 4-2 Ply stacking for web panel

Sequence	Orientation	Material
10	-	FiberGlass
20	45	Tape, carbon
30	-45	Tape, carbon
40	90	Tape, carbon
50	-45	Tape, carbon
60	45	Tape, carbon
70	0	Tape, carbon
80	-45	Tape, carbon
90	45	Tape, carbon
100	-45	Tape, carbon
110	45	Tape, carbon
120	0	Tape, carbon
130	-45	Tape, carbon
140	45	Tape, carbon
150	90	Tape, carbon
160	45	Tape, carbon
170	-45	Tape, carbon

4.3. 시편 제작

아래와 같이 동시접착 공정 시편을 제작한다. 개략적인 제작 흐름은 Fig. 4-3 Fabrication Flow 와 같다.

- (1) 각각 1.52 mm & 2.54 mm 두께의 Caul Plate 를 Carbon Fiber Tooling Prepreg 를 사용하여 선 제작한다.
- (2) 150cm 길이의 모자형(Hat) 보강재 2 개를 경화 / 제작하고 이를 45 cm 길이로 절단하여 각각 3 개 총 6 개의 보강재로 만든다.

- (3) 평판 Tool 위에 16 플라이의 UD Tape 을 길이 168 cm 폭 60 cm 크기로 수작업 적층 (Hand layup)하여 Web Panel 을 만든다.
- (4) 적층된 Web Panel 위에 미리 제작된 모자형 보강재 6 개와 두 개의 다른 두께 (1.52 mm & 2.54 mm) 를 가진 Caul Plate 를 위치시킨다. 아래 Fig. 4-2 에 따라 보강재와 Caul Plate 사이의 간격을 0.51, 1.02, 1.52 및 2.03 mm 로 조절하여 위치시킨다.
- (5) 보강재 내부에는 Tube Bag 을 적용하고 전체 면에 Release film, Breather 및 Bagging film 을 사용하여 Bagging 을 한다.
- (6) 앞선 3 장의 동시접착 공정실험과 동일한 경화 사이클에 따라 오토클레이브 경화시킨다. 오토클레이브 경화 시 6 atm 의 오토클레이브 압력 및 최소 560mmHg 이상의 진공압력을 가하여 경화 동안 계속 유지시키고 분당 2℃의 속도로 180℃ 온도까지 상승시킨 뒤 2 시간 유지한 후 냉각시킨다. 시험부품의 온도가 60℃ 이하의 온도로 내려가면 오토클레이브를 열고 부품을 분리시킨다.
- (7) Fig. 3-8 Test Specimen Configuration 에 따라 동시접착 부품을 절단하고 절단면을 가공연마 한 뒤 측정 관찰한다.

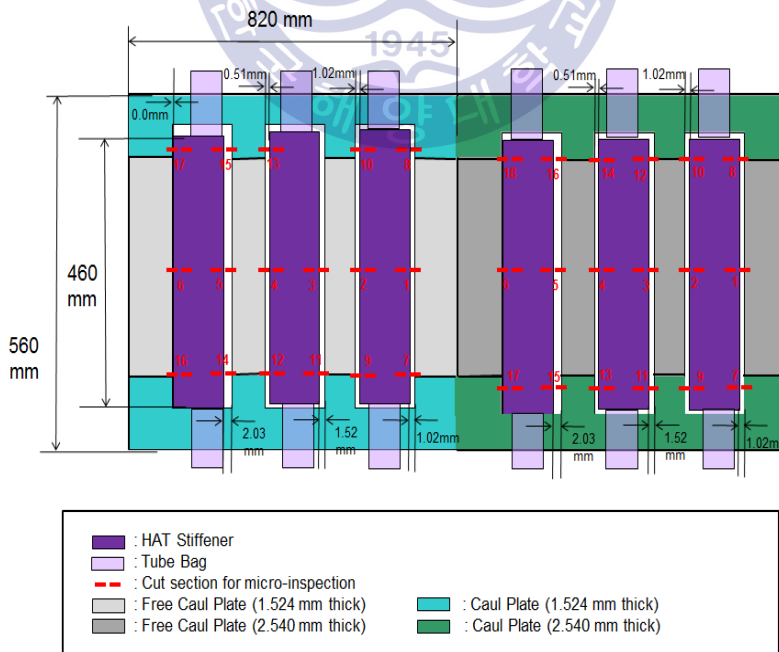
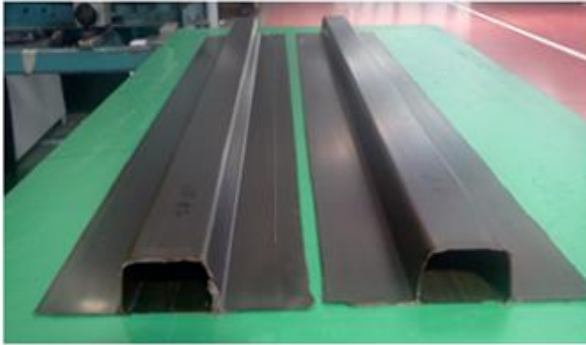
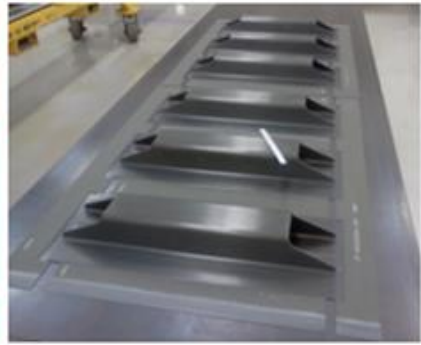


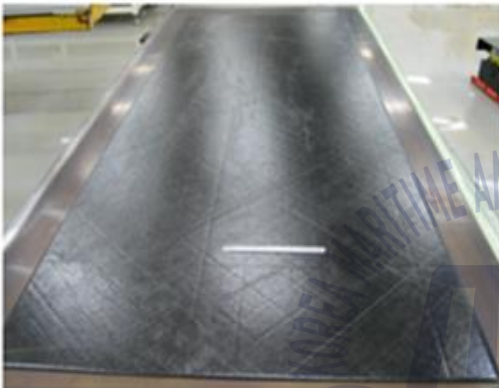
Fig. 4-2 Test specimen configuration



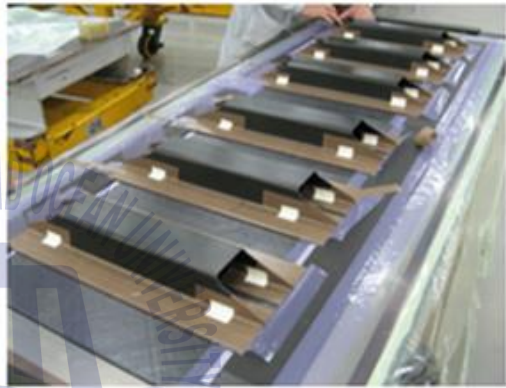
(1) HAT Stiffener Fabrication



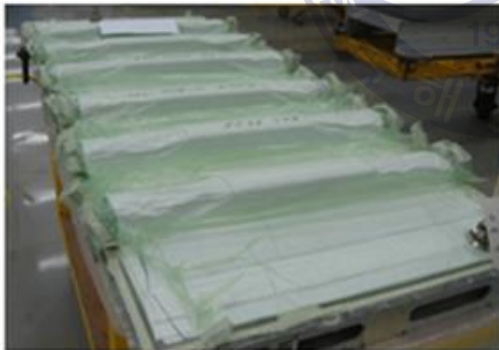
(2) Caul Plate Preparation



(3) Web Panel Layup



(4) Stiffener Loading



(5) Bagging



(6) Cured Part

Fig. 4-3 Fabrication flow

4.4. 실험 결과

4.4.1 Case I (2.54 mm 두께 CP 사용)

경화 부품의 단면을 확인 한 결과 2.54 mm 두께 Caul Plate 를 적용한 경우 아래 Fig. 4-4 와 Fig. 4-5 에서와 같은 Ply Waviness Pattern (Type II)을 나타내는데 보강재와 동일한 두께를 가진 CP(Caul Plate)에 의해 균일한 압력이 적용된 영향으로 보강재가 적용된 부위와 Caul Plate 가 적용된 부위는 거의 동일한 복합재 판넬 두께를 가지게 되며 보강재와 Caul Plate 사이의 간격에 의해 발생한 부위에서 낮은 압력이 전달됨에 따라 수지유동에 의한 수지과다현상과 Ply Waviness 현상을 확인할 수 있다.

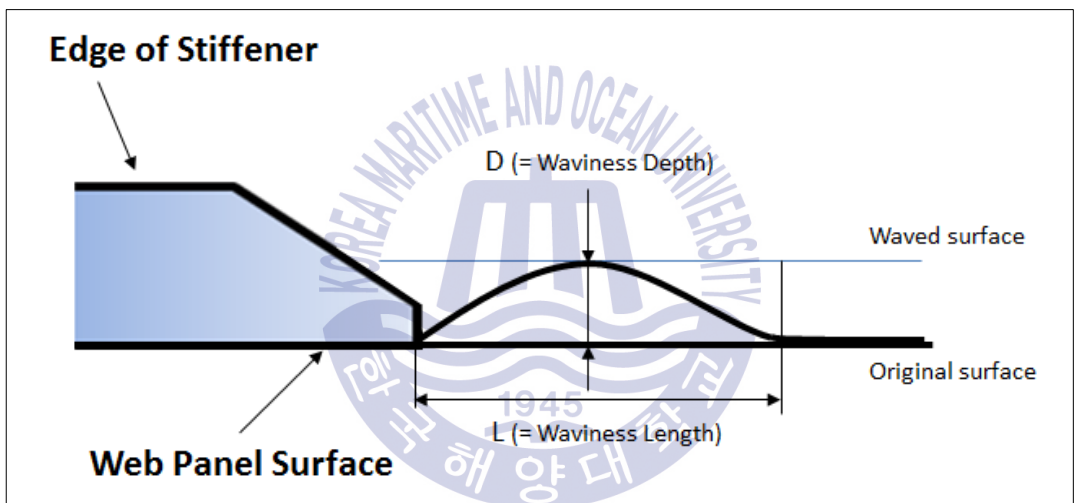


Fig. 4-4 Ply waviness pattern (Type II)

보강재가 적용된 부위와 Caul Plate 가 적용된 부위는 동일한 형상조건을 가지므로 균일한 압력이 유지되는 반면에 보강재와 Caul Plate 사이의 간격이 유지된 부위는 Breather 와 같은 Bagging Material 들이 접착 표면을 따라 완벽하게 밀착되기가 어려워 국부적으로 빈 공간을 생성하고 이 부위에서는 상대적으로 훨씬 낮은 압력이 적용 됨에 따라서 수지 유동에 의하여 빈 공간이 수지로 채워지는 수지 과다 현상이 확인되는데 Fig. 4-5 에서와 같이 상대적으로 탄소섬유 복합재의 수지에 비하여 낮은

점도 및 낮은 반응온도를 가진 접착필름 (Adhesive Film)의 수지가 먼저 채워지는 현상을 볼 수 있다.

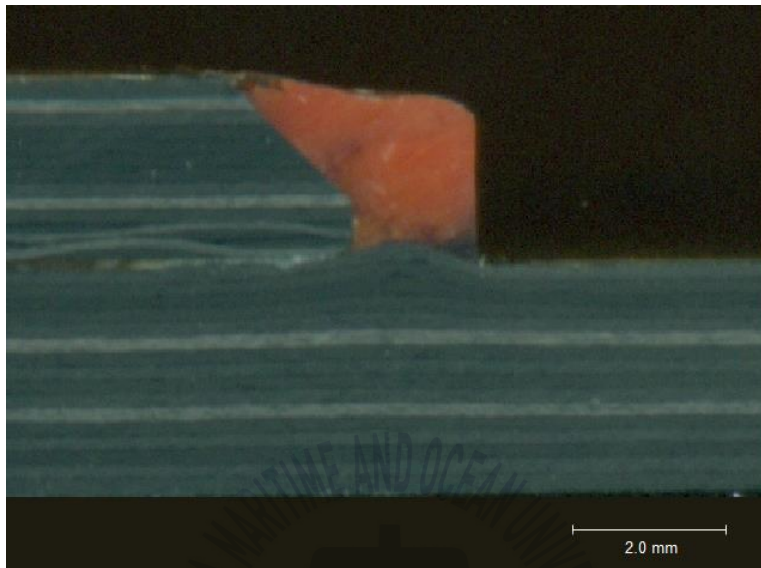


Fig. 4-5 Ply waviness image (Type II)

2.54 mm 두께의 Caul Plate 를 사용 한 시편에서 전체 18 부위를 절단 및 단면을 연마한 뒤 Ply Waviness 를 측정 관찰 하여 Table 4-3 과 같은 값을 얻었다.

보강재 끝 단과 CP 사이의 간격 (두 부위 사이의 Gap)이 증가할수록 Ply Waviness 의 높이(D) 와 넓이 (L) 값이 증가하는 경향을 볼 수 있으며 매우 높은 상관관계를 가지고 있음을 확인할 수 있다. Ply Waviness 높이는 평균 0.22 mm (0.00 ~ 0.41 mm)의 값을, 길이는 평균 1.37 mm (0.00 ~ 2.31 mm) 값을 보이고 있다.

여기에서 Caul Plate 적용 하는 경우가 Caul Plate 를 적용하지 않은 경우에 비하여 Ply Waviness 현상을 현저하게 완화시킬 수 있으며, Ply Waviness 높이와 넓이를 크게 개선시킬 수 있음을 확인할 수 있다.

특히, Fig. 4-6 과 4-7 에서 보는 바와 같이 보강재와 Caul Plate 사이의 간격 (Caul Plate Gap)이 클수록 Ply Waviness 의 높이가 높아지고 넓이가 더 넓어짐을 확인할 수 있는데, 이는 동시접착 판넬 상에서 보강재가 놓여진 부위와 Caul Plate 가 위치한 부위 사이의 간격이 클수록 중간 연결 위치에서 상대적으로 낮은 압력이 적용되는 부위가

더 커지기 때문에 즉 보강재와 Caul Plate 가 위치한 부위에서 적용 받는 압력과 그 사이 간격 부위에서 받는 압력의 차이가 더 커지기 때문에 이 곳에서 한층 증가된 Ply Waviness 현상을 볼 수 있다.

Table 4-3 Waviness measurement (Case I)

Location	Caul Gap (mm)	Caul thickness (mm)	t (mm)	D (mm)	L (mm)
1	0.76	2.54	3.13	0.20	1.47
2	1.02	2.54	3.13	0.20	0.61
3	1.68	2.54	3.13	0.28	1.85
4	0.51	2.54	3.13	0.13	0.64
5	2.16	2.54	3.13	0.33	2.26
6	0.00	2.54	3.13	0.00	0.00
7	0.74	2.54	3.13	0.18	1.50
8	1.02	2.54	3.13	0.18	1.78
9	1.02	2.54	3.13	0.25	1.73
10	1.07	2.54	3.13	0.36	2.18
11	1.57	2.54	3.13	0.38	2.24
12	1.22	2.54	3.13	0.28	1.27
13	0.36	2.54	3.13	0.15	0.99
14	0.74	2.54	3.13	0.18	1.19
15	2.18	2.54	3.13	0.41	2.29
16	2.39	2.54	3.13	0.33	2.31
17	0.00	2.54	3.13	0.00	0.00
18	0.36	2.54	3.13	0.10	0.33

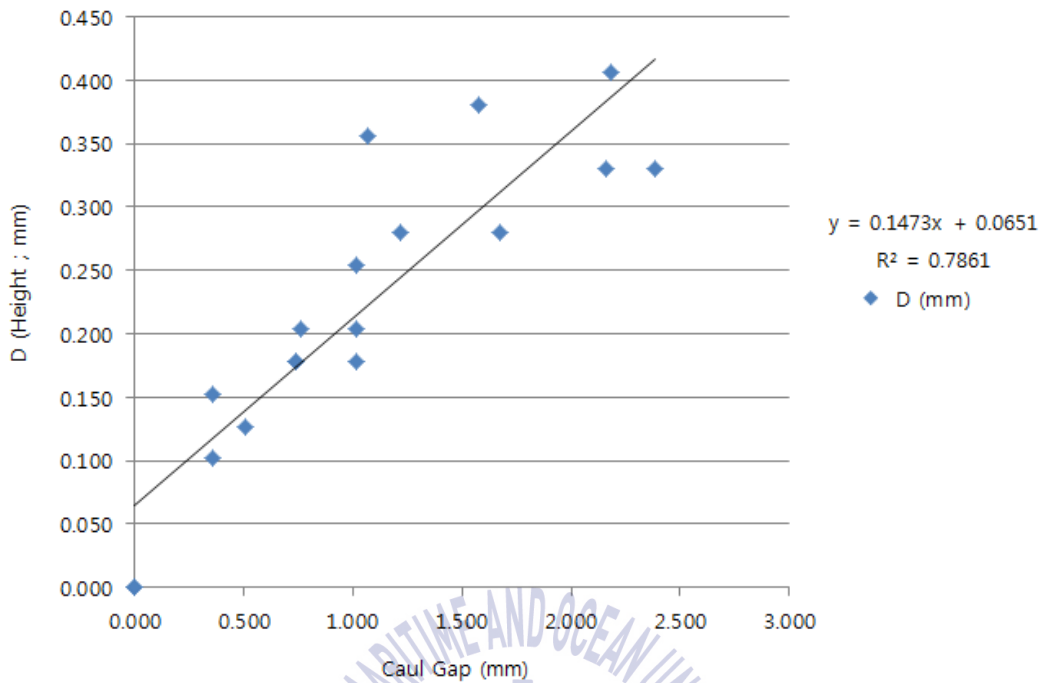


Fig. 4-6 Correlation between caul plate gap and waviness depth

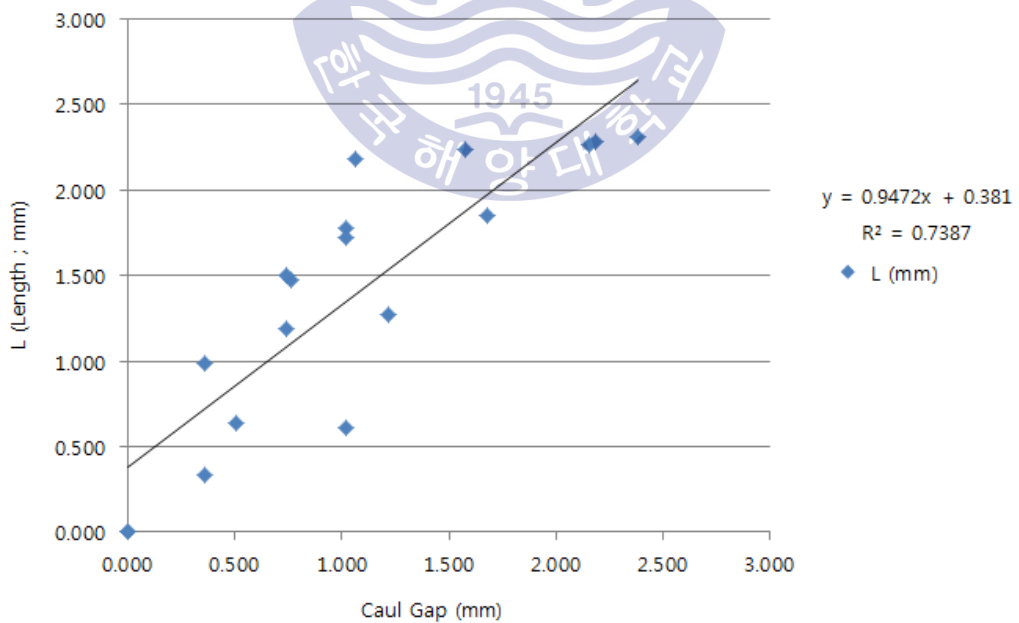


Fig. 4-7 Correlation between caul plate gap and waviness length

4.4.2 Case II (1.52 mm 두께 CP 사용)

보강재의 두께 보다 얇은 1.52 mm 두께의 Caul Plate 를 적용한 시편에서 경화 부품의 단면을 확인 한 결과 Fig. 3-5 또는 Fig. 4-8, 4-9 와 같은 Ply Waviness Pattern (Type I 또는 III)을 나타내는데 보강재 보다 얇은 두께의 Caul Plate 가 적용된 부위에서는 균일한 압력 전달이 이루어지지 못하고 보강재가 위치한 동시접착 판넬 두께 보다 다소 더 두꺼운 판넬 두께를 가지게 된다. 그리고 보강재 끝 단과 Caul Plate 사이에 존재하는 간격이 존재하는 부위에서는 상대적으로 낮은 압력이 전달됨에 따라 마찬가지로 수지유동에 의한 수지과다 현상과 Ply Waviness 현상을 확인 할 수 있다.

보강재가 적용된 부위와 Caul Plate 가 적용된 부위는 미세하지만 보강재와 Caul Plate 두께 차이에 따른 압력 불 균일 현상이 일어나고 그에 따라 동시접착 판넬 두께에 영향을 미치는 반면에 보강재와 Caul Plate 사이의 간격이 유지된 부위는 Breather 와 같은 Bagging Material 들이 접착 표면을 따라 완벽하게 밀착되기가 어려워 국부적으로 빈 공간을 생성하고 이 부위에서는 상대적으로 훨씬 낮은 압력이 적용 됨에 따라서 수지 유동에 의하여 빈 공간이 수지로 채워지는 수지과다 현상이 확인되는데 마찬가지로 Fig. 4-9 에서와 같이 상대적으로 탄소섬유 복합재의 수지에 비하여 낮은 점도 및 낮은 반응온도를 가진 접착필름 (Adhesive Film)의 수지로 채워지는 현상을 볼 수 있다.

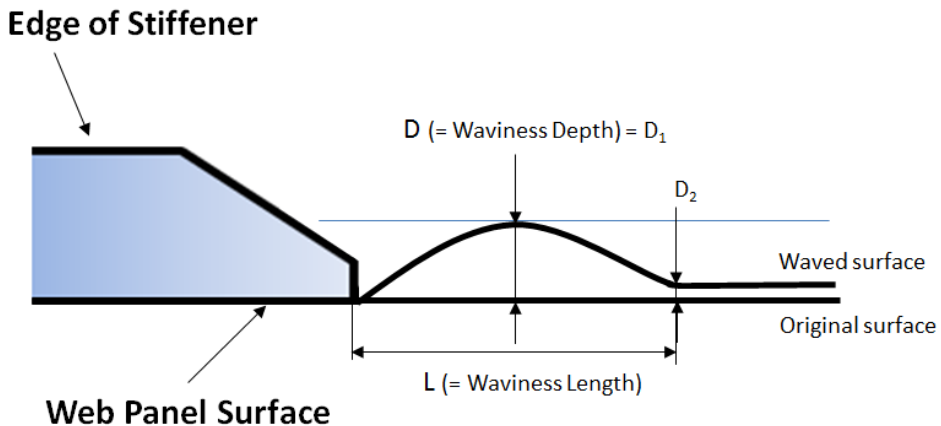


Fig. 4-8 Ply waviness pattern (Type III)

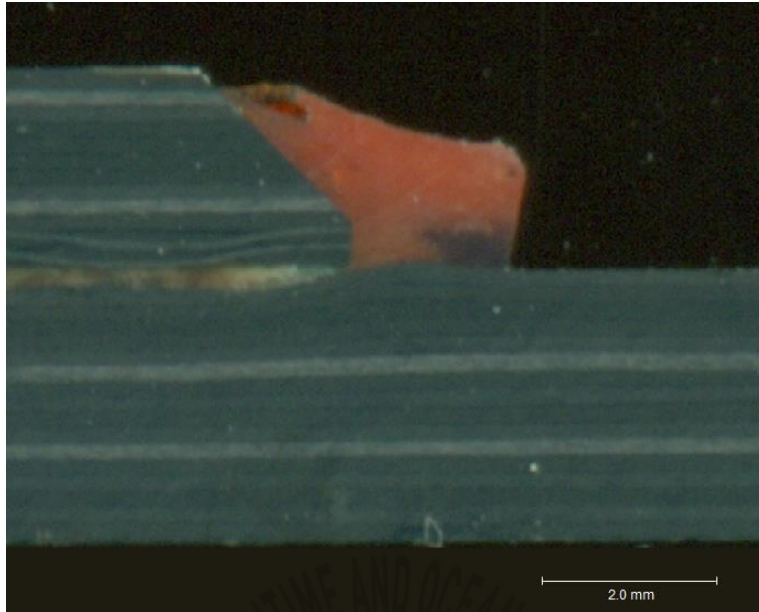


Fig. 4-9 Ply waviness image (Type III)

1.52 mm 두께의 Caul Plate 를 적용한 시편에서 전체 17 부위를 절단/가공 후 단면을 연마 한 뒤 Ply Waviness 현상을 측정/관찰하여 Table 4-4 와 같은 값을 얻었다.

Ply Waviness 높이는 평균 0.28 mm (0.18 ~ 0.43 mm)의 값을, 길이는 평균 1.81 mm (0.86 ~ 3.10 mm) 값을 나타내었다. 전체적으로 보강재와 동일한 두께인 2.54 mm Caul Plate 를 적용한 경우에 비하여 Ply Waviness 가 더 심하게 나타났지만 Caul Plate 를 적용하지 않은 경우 보다는 Ply Waviness 가 훨씬 완화 되었음을 확인 할 수 있으며 Ply Waviness 의 높이 와 넓이에 있어서 크게 개선되었음을 알 수 있다.

보강재 끝 단과 Caul Plate 사이의 간격 (두 부위 사이의 Gap)이 증가할수록 Ply Waviness 의 높이(D)와 넓이(L) 값이 증가하는 경향을 보였지만 상대적으로 앞의 Case I 실험결과에 비하여 약한 상관관계를 보여주었는데 이는 보강재가 적용된 부위와 Caul Plate 가 적용된 부위에서 적용되는 압력의 차이가 존재하고 이와 함께 그 사이에 있는 간격 부위에 가해지는 압력과의 차이가 적게 발생하기 때문으로 특히 Ply Waviness 높이(D)가 그러한 경향을 보였다.

Table 4-4 Waviness measurement (Case II)

Location	Caul Gap (mm)	Caul thickness (mm)	t (mm)	D (mm)	D1 (mm)	D2 (mm)	ΔD (mm)	L (mm)
1	1.17	1.52	3.13	0.28	0.28	0.00	0.28	1.60
2	1.14	1.52	3.13	0.28	0.28	0.00	0.28	1.09
3	1.96	1.52	3.13	0.30	0.28	0.00	0.28	1.98
4	0.58	1.52	3.13	0.33	0.33	0.00	0.33	1.24
5	1.88	1.52	3.13	0.30	0.30	0.13	0.18	2.44
6	0.36	1.52	3.13	0.36	0.36	0.00	0.36	1.47
7	1.09	1.52	3.13	0.23	0.23	0.08	0.15	2.57
8	2.13	1.52	3.13	0.43	0.43	0.08	0.36	2.46
9	1.02	1.52	3.13	0.28	0.28	0.00	0.28	1.60
10	1.02	1.52	3.13	0.23	0.23	0.13	0.10	1.45
11	1.60	1.52	3.13	0.23	0.23	0.23	0.00	1.83
12	0.51	1.52	3.13	0.28	0.28	0.00	0.28	0.99
13	0.91	1.52	3.13	0.23	0.23	0.18	0.05	2.82
14	1.78	1.52	3.13	0.36	0.36	0.20	0.15	1.78
15	2.29	1.52	3.13	0.30	0.30	0.15	0.15	3.10
16	0.13	1.52	3.13	0.23	0.23	0.00	0.23	1.45
17	0.00	1.52	3.13	0.18	0.18	0.00	0.18	0.86

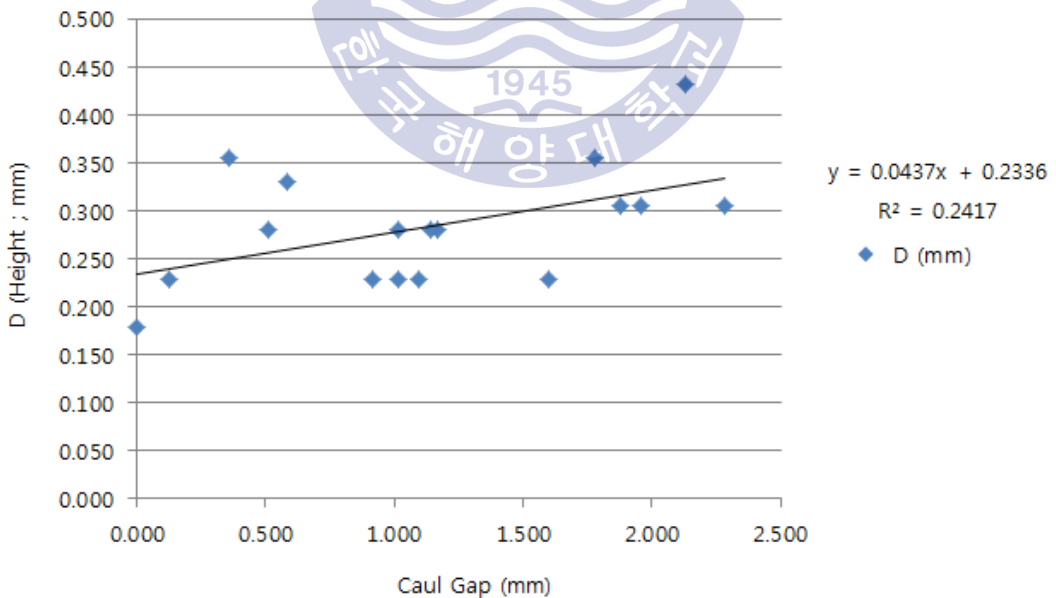


Fig. 4-10 Correlation between caul gap and waviness depth

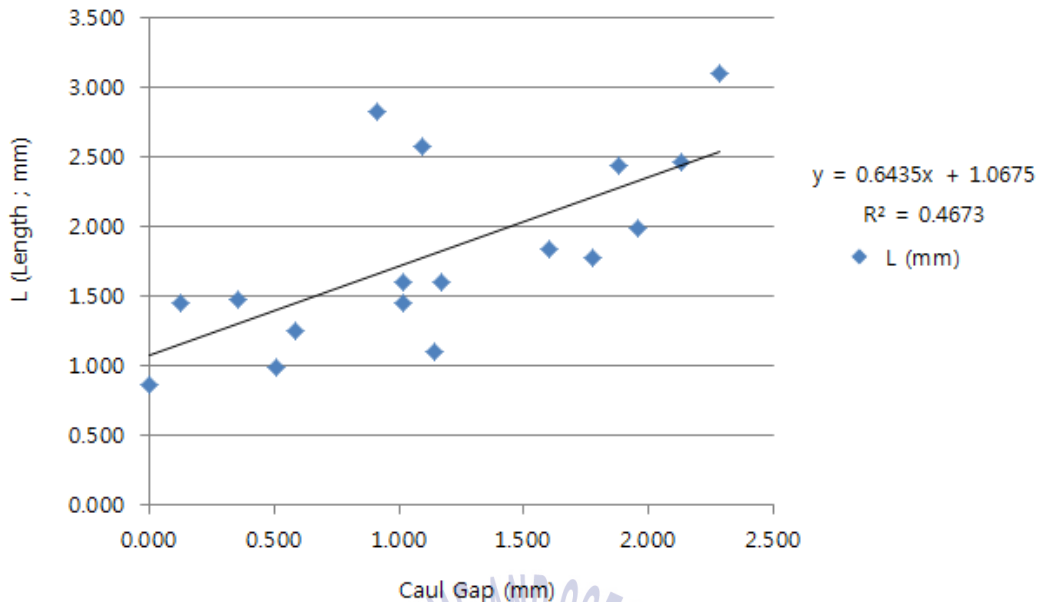


Fig. 4-11 Correlation between caul gap and waviness length

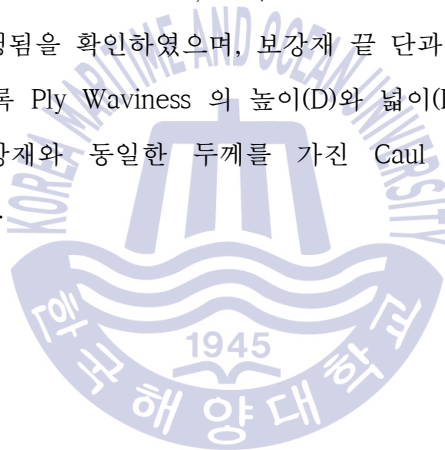
4.5. 요약

본 실험에서는 동시접착공정 수행 시 발생하는 Ply Waviness 현상을 줄이기 위해 일반적으로 사용되는 Caul Plate 를 보강재 기준으로 두께를 달리 적용하고 보강재와 Caul Plate 사이의 간격을 조절/적용한 뒤 그 영향성을 확인 하였다.

6 개의 모자형 보강재(Hat Stiffener)를 서로 다른 두께 (1.52 mm & 2.54 mm)를 가진 Caul Plate 를 이용하여 복합재 판넬 위에 보강재와 Caul Plate 사이의 간격을 차이를 두어 적용하여 동시접착 (Co-bond) 공정으로 경화시켜 제작한 후 동시접착 판넬의 단면을 절단/관찰하여 Ply Waviness 형태 및 크기를 측정 분석하였다. Caul Plate 는 부품 소재 (Carbon fiber)와의 열팽창 계수 차이를 최소화 하기 위하여 Carbon Fiber Tooling Prepreg (Cytec, Cyform 777)을 사용하여 제작하였으며, 보강재 두께와 동일한 두께인 2.54 mm 및 보다 얇은 60% 두께인 1.52 mm 두 종류를 사용하고 보강재와 Caul Plate 사이의 간격을 0.0 mm ~ 2.39 mm 의 다양한 값으로 차이를 두어 유지하여 적용하였다.

Caul Plat 를 사용함으로써 접착 경계면에서의 압력 차이가 훨씬 줄어들고 이로 인하여 발생하는 Ply Waviness 현상이 크게 개선됨을 관찰할 수 있었다. 적용 Caul Plate 의 두께에 따라 Ply Waviness 현상이 다르게 발생하였는데 보강재와 동일한 두께인 2.54 mm 의 CP 를 사용한 경우 Waviness 높이는 평균 0.22 mm (0.00 ~ 0.41 mm)의 값을, 길이는 평균 1.37 mm (0.00 ~ 2.31 mm) 값을 확인하였고 보강재 보다 얇은 두께인 1.52 mm 의 CP 를 사용한 경우 Waviness 높이는 평균 0.28 mm (0.18 ~ 0.43 mm)의 값을, 길이는 평균 1.81 mm (0.86 ~ 3.10 mm) 값을 확인 할 수 있었다. 이는 Caul Plate 를 보강재와 동일한 두께를 사용함으로써 접착계면에서 보다 균일한 압력이 적용 될 수 있기 때문으로 사료된다.

CP 의 두께에 따라 서로 다른 Ply Waviness Pattern 이 나타났는데 2.54 mm 두께 CP 의 경우 Type II Ply Waviness Pattern, 그리고 1.52 mm CP 에서는 Type I 과 III Ply Waviness Pattern 이 발생됨을 확인하였으며, 보강재 끝 단과 CP 사이의 간격 (두 부위 사이의 Gap)이 증가할수록 Ply Waviness 의 높이(D)와 넓이(L) 값이 증가함을 확인 할 수 있었는데, 특히 보강재와 동일한 두께를 가진 Caul Plate 적용 시 더 강한 상관관계를 볼 수 있었다.



5. 결론

소재 및 제작 기술이 발전하면서 항공기 기체에 카본 에폭시 복합재를 비롯한 여러 복합재료의 사용이 확대되고 더 복잡하고 대형의 구조물이 제작 됨에 따라 일체형 구조물을 제작하기 위한 다양한 공정들이 개발 적용되고 있다. 특히 동시접착 (Co-bond) 공정의 경우 B787 Main Wing Panel, Pressure Deck, Bulk Head 등 보잉 B787 및 에어버스 A350 항공기의 주 구조물에 폭넓게 적용되며 확대되어 가고 있다.

본 연구에서는 모자형 보강재 구조를 사용한 동시접착 공정에서 발생하는 Ply Waviness 현상에 대한 원인을 규명하고 Caul Plate 적용에 따른 영향성을 실험을 통해 확인하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 선 경화 제작된 모자형 보강재와 경화되지 않은 판넬을 이용한 동시접착 공정에서 보강재 끝 단 부위의 접착 계면에서 생성되는 Ply Waviness 현상은 그 형상에 따라 세가지 형태 (Type I, II & III) 로 구분될 수 있으며, 접착 경계면의 접착 조건에 따라 서로 다른 형태가 나타난다.
- (2) 2.54 mm 두께의 모자(Hat)형 보강재를 사용한 동시접착공정에서는 보강재가 적용되지 않은 판넬 부위가 보강재가 적용된 부위보다 더 높게 나타나는 Type I Ply Waviness Pattern 이 발생하며, Waviness 높이 (또는 깊이)는 평균 0.61 mm (0.25 ~ 0.76 mm)의 값을, 길이는 평균 3.29 mm (1.27 ~ 5.08 mm) 값을 확인하였다.
- (3) 보강재가 적용되지 않은 부위에 Caul Plate 를 사용함으로써 Ply Waviness 현상이 개선됨을 관찰할 수 있으며, 보강재와 동일한 2.54 mm 두께의 Caul Plate 를 이용하는 경우 접착 판넬의 두께가 일정한 Type II Ply Waviness Pattern 이 발생되고 Waviness 높이는 평균 0.22 mm (0.00 ~ 0.41 mm)의 값을, 길이는 평균 1.37 mm (0.00 ~ 2.31 mm) 의 값이 나타났다.

(4) 보강재보다 얇은 1.52 mm 두께의 Caul Plate 를 이용한 경우 Type I 과 III Ply Waviness Pattern 이 나타났고, Waviness 높이는 평균 0.28 mm (0.18 ~ 0.43 mm)의 값을, 길이는 평균 1.81 mm (0.86 ~ 3.10 mm) 값을 얻을 수 있었으며 보강재와 Caul Plate 간의 간격이 증가할수록 Ply Waviness 높이 및 거리가 증가됨을 확인하였다.

이상과 같이 동시접착 공정에서 발생하는 Ply Waviness 현상을 Caul Plate 적용을 통해 완화시킬 수 있으며 Caul Plate 의 형상과 적용 조건에 따라 크게 개선 될 수 있음을 확인 하였다.



참고 문헌

References

- 김국진, 2007, 초경량 조직강화 복합재료의 물리적/기계적 특성평가를 통한 흡습 메커니즘의 규명, 박사학위논문. 부산: 한국해양대학교
- 권혁, 2014, *Out-of-Autoclave Process using a Novel Semi-preg System for Aircraft Structures*, 박사학위논문, 서울: 항공대학교
- 조일륜, 2013, 복합재 항공기 결합 분석과 해결방안 고찰, 석사학위논문, 진주: 경상대학교
- ABARIS, 1998, *Advanced Composite Structures: Fabrication and damage repair*, 1998
Hexcell, 2013, *Hexply Prepreg Technology*
- Adrew Taylor, 2000, *RTM Material Development for Improved Processability and Performance*, *SAMPE journal*, Vol.36, 4
- Bloomberg Business Week, July 11, 2012
- Brent Strong, 2014, *Composite Manufacturing Overview*, CAMX (The Composites and Advanced Materials Expo)
- Cimini Jr. Carlos A. & Tsai, Stephen W, 1999, Ply Waviness on In-plane stiffness of Composite Laminates, *Proceedings of ICCM12 Europe 1999*
- Davé, R., Kardos, J.L. & Dudukovic, M.P., 1987, *A Model for Resin Flow during Composite Processing : Part 1 – General mathematical Development*, “*Polymer Composites*, Vol.8 No.1, 1987a, pp.29-38
- H.M.Hsiao & I.M.Daniel, 1996, *Effect of Fiber waviness on stiffness and strength reduction of unidirectional composites under compressive loading*, *Composites Science and Technology* 1996
- J.F.Mandell, D.D.Samborsky & L.Wang, 2003, *Effects of fiber waviness on composites for wind turbine blades*, SAMPE, 2003
- Lei Wang, 2001, *EFFECTS OF IN-PLANE FIBER WAVINESS ON THE STATIC AND FATIGUE STRENGTH OF FIBERGLASS*, Ph.D. Montana : Montana state University
- Preston, M. 2010, Composite Material Substitution in Formula 1 – Implications for Industry, *Proceedings of the Composites UK Annual Conference 2010*

Stephen Hallett, Mike Jones & Michael Wisnom, 2013, *TENSION AND COMPRESSION TESTING OF MULTI-DIRECTIONAL LAMINATES WITH ARTIFICIAL OUT OF PLANE WRINKLING DEFECTS*, 6th International Conference on Composites Testing and Model Identification 2013

Thomas Kruse, 2014, *BONDING OF CFRP PRIMARY AEROSPACE STRUCTURES - BOUNDARY CONDITIONS FOR CERTIFICATION IN RELATION WITH NEW DESIGN AND TECHNOLOGY DEVELOPMENTS*, SAMPE 2014

UIK.Galappaththi, Anthony Pickett, Milos Draskovic, Mark Capellaro & A.K.M.De Silva, 2013, *The Effect of Ply Waviness for the Fatigue Life of Composite Wind Turbine Blades*, ICREPQ (International Conference on Renewable Energies and Power Quality) 2013

Bibliography

김기석, 배경민, 오상엽, 서민강, 강창기, 박수진, 2012, 자동차 경량화를 위한 탄소섬유강화 복합재료의 동향, *Elastomers and Composites* Vol.47 No.1 pp. 65 ~ 74

김건희, 임도완, 최진호, 권진희, 이태주, 송민환, 신상준, 2010, 모자형 보강재를 가진 복합재 패널의 제작과 평가, *복합재료학회* 제 23 권 제 2 호,

신동아 636 호, 2012, *라이트형제에서 스텔스기까지*, 636 호 p.110 ~ 121

원종성, 이승구, 2014, 극한환경용 복합재료의 개발 현황, *공업화학* 전망 제 17 권 제 5 호, 2014

주정혁, 2007, 실란으로 개질된 점토의 소수성에 따른 폴리프로필렌/점토 복합체의 물성, 석사학위논문, 인천: 인하대학교

포항공대 신문 224 호, 2005, 초경량화를 통해 항공기 구조물의 절반 차지 예상, 2005

한겨레 신문, 2014, 대한항공 차세대기단 구축해 세계항공업계 선도한다, 2014.6.13 일자

Benjamin John Phillips, 2009, *Multidisciplinary Optimisation of a CFRP Wing Cover*, Ph.D. Bedfordshire: Cranfield University

F.C Campbell, 2004, *Manufacturing Processes for Advanced Composites*, Elsevier

Pascal Hubert, 1996, *Aspects of Flow and Compaction of Laminated Composite shapes during Cure*, Ph.D. Vancouver: University of British Columbia

Silvia Hernandez Rueda, 2013, *Curing, Defects and Mechanical Performance of Fiber-Reinforced Composites*, Ph.D. Madrid: Universidad Politecnica de Madrid

