

고성능 열가소성 복합재료를 이용한 성형 공정 기술

이병연¹ · 현동근¹ · 신도훈¹

1. 대한항공 항공우주사업본부 재료공정그룹

A Review of Forming Process for High Performance Thermoplastic Composites in Aerospace Applications

B. E. Lee, D. K. Hyun, D. H. Shin

1. Material & Process Group, Aerospace Division, Koreanair, Busan, Korea

1. 개 요

최근 항공기의 연비 향상을 위한 해결책으로 기체 중량 감소를 위한 연구가 활발히 이루어지고 있다. 항공기의 경량화는 항공기의 탑재량 증가와 비행 시간 증대에도 매우 핵심적인 요소로서, 최근 개발중인 민수용 항공기는 Fig. 1과 같이 금속 대비 비강도 및 비강성이 뛰어난 섬유 강화 복합재료의 적용을 및 수요가 증가하고 있는 추세이다[1].

복합재료는 항공기뿐만 아니라 자동차, 선박 등 경량화를 통한 연비 향상 및 에너지 절약이 필요한 수송 기계 제조 산업에 적용되고 있지만, 주로 열경화성 복합재료 기반의 오토클레이브(autoclave) 성형을 통한 부품 제작 방식으로 획일화되어 있다. 오토클레이브(autoclave) 공정은 높은 기계적 물성 및

치수 안정성을 제공하나 장시간(6~12시간)의 성형 시간이 소요되며, 고가의 재료비와 노동 집약적 제조 환경 그리고 복잡한 형상의 구조물 제작 시 기술적 어려움으로 적용 범위에 한계를 가지고 있다 [2].

이와 같은 한계점을 극복하고, 효율적인 성형 공정 기술을 확보하기 위하여 OoA(out of autoclave) 공정 기술에 대한 연구 개발이 진행되고 있다[3]. OoA기술은 기존의 번거롭고 복잡한 오토클레이브(autoclave) 경화 방식을 탈피하여 Oven, Mold heating 등의 경화방식을 적용한다. 성형 공정으로는 구조물의 형상 및 자재 시스템(열경화성/열가소성수지)등을 고려하여 RTM(resin transfer molding) 및 VBO(vacuum bag only) 공정 및 열가소성 복합재료(thermoplastic composite)를 이용한 열성형 공정(thermoforming) 등을 적용하여 복합재 부품을 제작하는 기술이다. OoA 공정을 적용한 항공기 부품 제작은 주로 인테리어 부품과 같은 2차 구조물(secondary structure)을 중심으로 많이 개발되고 있으나, 공정 및 자재 기술 향상에 따라 주 하중을 지지하는 동체 및 날개 등의 항공기 1차 구조물(primary structure)에 대한 적용 가능성이 확대되고 있으며 관련 연구가 진행되고 있다[4].

최근 항공 산업에서는 고속 열성형이 가능하여 대량생산에 적합한 열가소성 수지 복합재료를 이

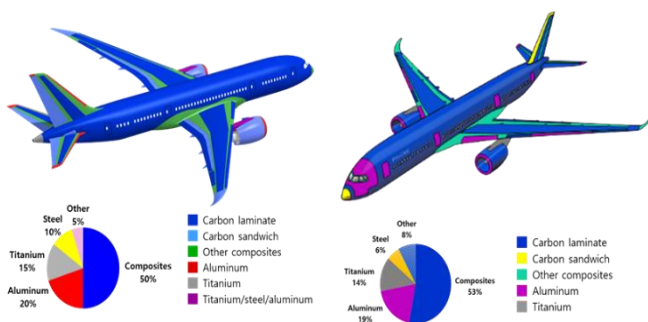


Fig. 1 Weight fraction of Boeing 787 /Airbus 350

용한 성형 기술 개발이 대두되고 있다. 열성형(thermoforming) 공법과 자동 섬유 적층(automated fiber placement, 이하 AFP) 기술로 대표되는 열가소성 복합재료 성형 기술은 보잉(boeing) B787과 에어버스(airbus) A350 및 A380 양산기종의 2차 구조물 및 인테리어 부품에 적용되고 있으며[5, 6] 향후 주 구조물까지 확대 적용하기 위한 연구가 진행 중이다. 본 기술 동향에서는 OoA 기술 중에서 열가소성 수지 복합재료 및 열가소성 수지 복합재료를 이용한 대표적인 성형공정인 스탬프 포밍(stamp forming) 및 자동 섬유 적층 기술에 대하여 간략히 소개하고자 한다.

2. 열가소성 복합재료

열경화성 수지는 금형(mold) 형상에 Prepreg를 수 적층 혹은 자동적층 후, 이형 필름(release film) 및 진공 필름(vacuum bag)등을 덮어 진공을 가한 상태에서 오토클레이브(autoclave)에 넣어 단계적으로 열과 압력을 가하여 경화(curing) 반응을 진행하고, 일정 시간이 지나면 서서히 냉각하여 제품을 제작하는 방식이 주를 이룬다. 이와 같은 오토클레이브 공정은 장시간 성형을 진행하여야 하기 때문에 대량 생산이 어렵고, 경화 후 재가공이 힘들다는 단점을 가지고 있다[7]. 또한, 적층 과정에서 작업자의 실수로 인한 불량 생산 등으로 비용 증가 및 생산성 저하와 같은 문제를 가지고 있다. 이와 달리, 열가소성 수지는 소재의 성형 온도(process temperature)까지 예열된 자재를 금형에 장착한 후 프레스 장비를 이용하여 고압 열성형을 진행하고 고형화(consolidation) 과정을 거치면 원하는 형상의 제품을 제작할 수 있다[8]. 기존 핫 프레스(hot plate press) 장비를 이용한 열경화성 복합재료 성형과 유사하나 열가소성 복합재료 중간재를 단시간에 압축성형이 가능하여, 중소 제품의 저비용 대량생산에 용이하다. 열가소성 수지 복합재료의 성능 및 제작 관점에서의 장점을 표.1에 비교하였다.

항공기에 적용 가능한 대표적인 고성능 열가소성 수지는 폴리에테르케톤(polyetherketoneketone, 이하 PEKK), 폴리에테레테르케톤(polyetheretherketone, 이하 PEEK), 폴리페닐렌 설파이드(polyphenylene sulfide, 이하 PPS) 및 PEI(polyetherimide) 등이 있다 [9].

Table 1 Thermoplastic's Characteristics

성능 관점에서의 장점	제작 관점에서의 장점
<ul style="list-style-type: none"> •기계적 성능이 우수함 •낮은 파괴 인성과 높은 손상 저항 •우수한 불연성 (화재, 연기, 독성에 강함) •열과 수분에 강함 •우수한 화학적 저항력과 높은 사용 온도 	<ul style="list-style-type: none"> •소재 보관 시효 없음 •Bagging을 위한 노동력 및 자재 필요 없음 •열성형이 가능, 용접을 이용한 결합 •리벳팅에 비하여 무게와 시간 절감 효과 •짧은 성형 공정 •환경친화적 제작 공정

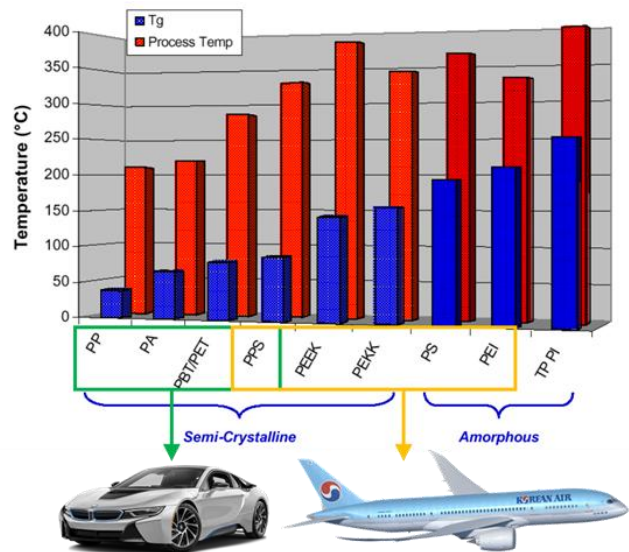


Fig. 2 Application of Thermoplastics

이들은 용융 성형이 가능한 결정성 수지로서 높은 기계적 물성, 내약품성, 난연성을 지니고 있다. 특히 내열특성이 우수하여 넓은 온도 범위에서 기계적 물성(강도, 강성, 신율, 내크리프성, 내피로성) 저하가 적은 특성을 나타내며, 탄소섬유, 유리섬유 등의 연속 강화 섬유 및 무기질 충전재에 의한 물성 강화 효과가 뛰어나다[10]. 또한, 높은 손상 저항 능력, 높은 사용 온도 및 낮은 수분 흡수력을 가지고 있어 항공용 복합재료 부품에 적용 가능하나 높은 공정온도 350~400℃ 및 높은 점도로 인한 기술 장벽 때문에 다양하게 적용되고 있지 못하다. 열가소성 수지의 활용 영역에 대하여 Fig. 2에 나타내었다.

현재 항공기용 열가소성 복합재료는 크게 인테리어 보강재용 채널(channel)과 기체 부품 위주로 개발 및 연구가 진행되고 있다. 인테리어 보강재는 양

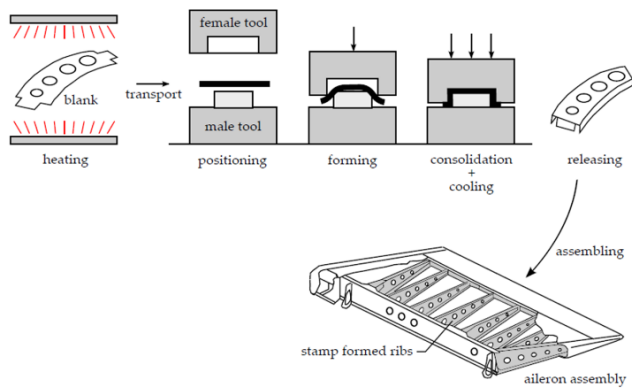


Fig. 3 Stamp forming process and products [8]

산적용 단계에 있으며, 착륙장치 도어, 토션박스(torsion box) 등의 기체 부품에 대한 성형 공정은 TRL 4~6단계 수준의 기술 개발이 진행되고 있다. 특히, 인테리어 부품은 화재 위험을 낮추기 위하여 FST(flame, smoke, toxicity) 요구 조건을 만족하여야 하므로 PPS, PEI 등의 고내열 열가소성 수지 기반의 탄소섬유 복합재료를 적용하기에 적합하고 PEKK/PEEK 등 고성능 열가소성 수지는 주구조물의 연결 부품 및 주구조물 제작에 적용하기 위한 연구가 진행되고 있다[11~12].

열가소성 수지 복합재료의 대표적인 성형 공정은 Fig. 3과 같이 일방향 테이프(uni-directional tape, UD tape)를 사용하여 수적층(hand lay-up) 혹은 자동 섬유 적층 장비(automated fiber placement, AFP)를 이용하여 적층하고 사전 예열(preheating) 후 가압하는 프레스 성형(press forming)이 주로 적용되고 있으며 [13], 자동 섬유 적층 장비로 적층 및 가열 그리고 고형화까지 동시 진행(in-situ consolidation, ISC)으로 성형하는 Co-consolidation 성형 방법이 연구되고 있다.

3. 주요 공정 기술 소개

3.1 고속 열성형 기술

고속 열성형 공정 기술은 열가소성 복합재료 중간재(consolidated sheet)를 단시간(10~30분) 내 압축 성형으로 제품 제작이 가능하여, 항공기 날개 구조물의 리브(ribs), 클립(clips) 및 브라켓(bracket)류 등 중·소 부품의 저비용 대량생산에 용이하다. 또한, 항공기 구조물의 보강 판넬(stiffened panel)인 스트링거(stringer) 구조물 성형에 적용할 수 있으며, 섬유의

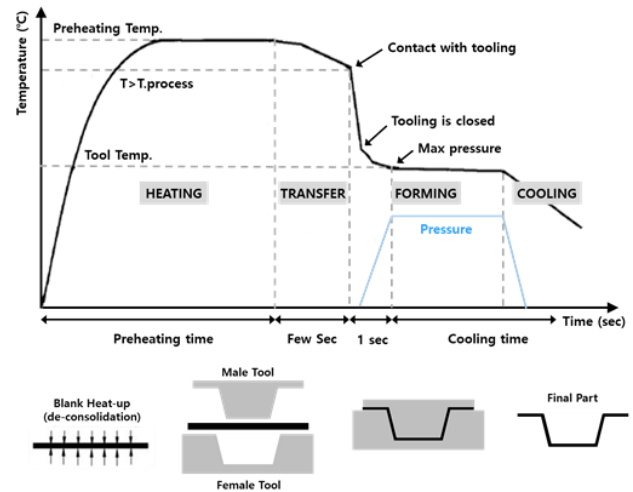


Fig. 4 Forming cycle for Thermoplastic

뒤틀림, 치수 안정성 및 잔류응력을 최소화하기 위한 기술개발이 요구된다.

일반적으로 고속 열성형 공정의 성형 사이클은 Fig. 4와 같이 사전예열(preheating), 자재 이동(transfer), 가압을 이용한 성형(forming) 그리고 냉각(cooling)을 통한 고형화(consolidation) 단계를 거친다. 전 영역에 걸쳐 자동화 시스템의 적용이 가능하여 대량 생산을 통한 제작 단가 최소화를 확보할 수 있다. 각 공정에 따른 자재 별 공정 변수를 식별하여 제어 시스템을 구축하여 성형 공정 전반을 자동화 시킬 수 있으며, 이는 자동차, 스포츠레저, 산업용구조물 등 대량생산이 가능한 다양한 산업군에 확대 적용이 가능하다.

3.2 자동 섬유 적층 기술

자동 섬유 적층 기술은 열가소성 수지를 이용한 복합재 구조물을 고속으로 제작하기에 적합한 기술이며, 원소재의 특성에 따라 롤러의 압력, 적층 속도, 적층 패턴, 열원의 설정 온도 등이 고려되어야 한다. 기존의 열경화성 수지에 사용되던 자동 적층 장비와 비슷한 매커니즘을 가지고 있지만, 레이저 등의 열원을 이용한 동시 고형화로 제품을 제작할 수 있는 면에서 차이점이 있다.

일반적으로 자동 섬유 적층 기술은 CAD 기술과 로봇 기술이 결합되었으며, CAD 기술로 주어진 형상에서 섬유 적층 구조를 완성하기 위해 소프트웨어에서 동작해야 할 궤적을 데이터화하여 로봇으로 전송하면 로봇은 궤적을 따라서 소재를 적층하게

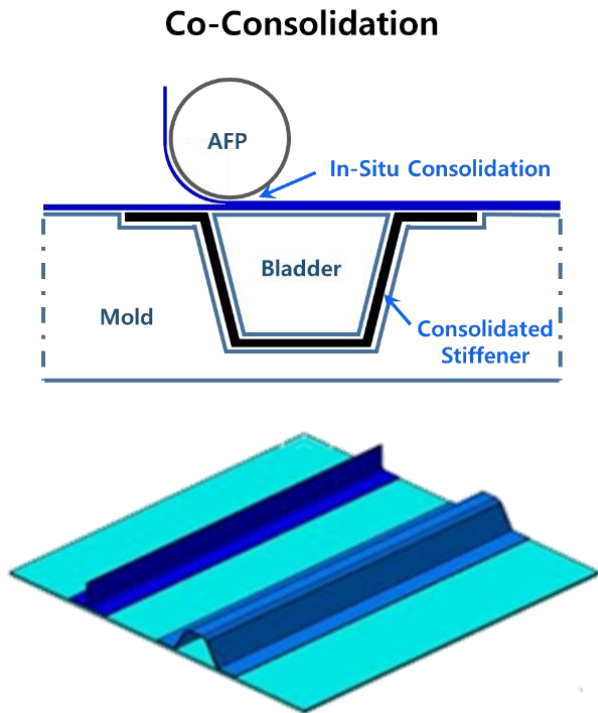


Fig. 5 Co-consolidation(In-situ consolidation) by AFP

Table 2 Melting and process temperature for Thermoplastic

Polymer	Glass Transition Temperature (°C)	Melting Temperature (°C)	Process Temperature (°C)	Maximum Preheating Temperature (°C)
PEEK	140 - 145	334 - 343	340 - 390	425 ± 10
PPS	85 - 95	275 - 290	315 - 345	330 ± 10
PEI	215 - 220	-	340 - 360	360 ± 10

된다. 로봇을 통한 자동화와 반복성, 해석/설계와의 연동성, 제품의 품질 등이 기존의 수적층 방식에 비해 월등하여 구조물 제작 단가를 낮출 수 있다.

장비에 따라 다양한 폭의 Tow나 Tape를 장착한 후 로봇을 이용하여 최대 1m/s의 빠른 속도로 제품을 제작할 수 있으며, 스크랩양을 5% 이내로 줄일 수 있는 섬유 자동 적층 장비는 항공기 구조물 증 넓은 면적을 지나는 스킨(skin)층 제조에 적합하며, 자동화 기술을 통한 신뢰성 확보 및 투입되는 생산 인력 수가 감소되는 효과를 지니고 있다[14]. 현재 섬유 자동 적층 기술은 온도 제어 및 동시 고형화 기술의 기술적 한계로 인하여 프레스 성형 전의 중간재(consolidated sheet) 제작을 위해 적층하는 용도

로 주로 사용되고 있으며, 향후 Fig. 5와 같이 제작된 스트링거 구조 강화물에 In-Situ Consolidation 기술을 이용한 동시 고형화(co-consolidation) 성형 공정을 제품 제작에 적용하기 위한 연구가 진행되고 있다[4].

4. Press Forming 공정 기술 소개

4.1 Preheating

수적층 혹은 자동 적층 장비를 이용하여 미리 제작된 Pre-consolidated sheet을 성형 가능 온도(process temperature)로 유지시키기 위한 사전 가열 공정으로서 자재의 녹는 온도(tm) 이상 가열이 필요하며 자재 전체의 온도가 두께 및 길이 방향으로 일정하게 분포될 수 있도록 하여야 한다. 자재의 성형 온도에 도달하지 못한 상태에서 성형을 수행하게 되면, ply 내부 유동이 원활하지 않게 되어 Matrix cracking, Fiber buckling, Fiber Bridging, Wrinkling 과 같은 결함이 발생될 수 있다. 반대로, 가열 온도가 높으면 Material degradation 혹은 Resin의 유동이 심해 원하는 품질을 얻을 수 없다. 표. 2에 대표적인 열가소성 수지의 녹는점 및 성형 가능 온도를 나타내었다.

4.2 Transfer

가열된 자재를 Press로 이동하는 공정으로 자재의 열손실율에 따라 다르지만, 일반적으로 3~5초 사이에 Process temperature를 벗어나지 않는 범위 내에서 자재를 이동시켜야 한다. 따라서, 실험을 통하여 이동 거리에 따른 열손실율을 계산하고 이를 토대로 사전 예열 온도를 설정해 주어야 한다. 또한, 공정 설계 시 이를 반영하여 표. 2에서와 같이 최대 예열 온도를 설정하여 자재 온도가 성형 온도보다 높거나 낮아 발생할 수 있는 결함을 방지하여야 한다.

4.3 Forming

가열된 자재를 Press의 상하 금형 사이에 정확히 위치시키고 상형과 하형을 밀착시켜 자재에 압력을 가하여 최종 형상으로 성형하는 공정이다. 성형 직전까지 자재의 온도는 Process temperature 보다 높은 온도를 유지하고 있어야 한다. 이 공정은 최종 형상의 두께, 표면 상태 등에 가장 큰 영향을 끼치는 공

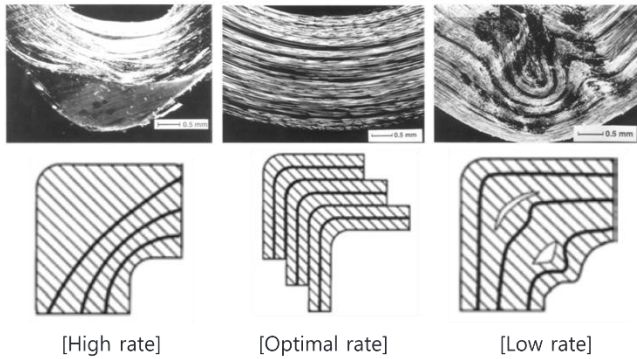


Fig. 6 Effect of stamping rate on the quality of bended part

정으로 상하 금형의 온도, 압력 및 이동속도 등의 인자를 제어하여야 한다. 특히, 제품의 품질은 이동 속도에 큰 영향을 받지만 3가지 인자가 서로 영향을 끼치기 때문에 각각의 인자에 따른 성형 결과를 고려하여야 한다.

Fig. 6과 같이 Stamping rate가 느리면 성형이 끝나기도 전에 자재의 온도가 성형 온도(process temperature) 이하로 낮아져 Ply 사이의 미끄러짐이 원활하지 않아 Fiber buckling이 발생하고, 반대로 Stamping rate가 과도하게 빠르면 성형이 진행되는 동안 섬유(fiber)와 수지(resin)의 흐름 속도 차이로 인하여, 굽힘(bending) 부위의 안쪽에는 섬유(fiber)가 모여 있고, 바깥쪽은 수지(resin)만 모여서 내부가 불균일한 상태로 성형이 마무리 될 수 있으므로, 자재 및 최종 형상에 따라 적절한 이동 속도를 적용하여야 한다. Fig. 6은 Stamping rate가 느리거나 빠른 경우 발생하는 Resin migration 및 Fiber buckling 결함을 보여준다.

4.4 Consolidation & Cooling

Cooling rate는 열가소성 복합재료의 결정화도(crystallinity) 및 잔류 응력에 영향을 주는 가장 중요한 요소로 특히 반결정 열가소성 수지 복합재료(semi-crystalline thermoplastic)의 경우 결정화도(crystallinity) 정도가 높을수록 기계적 성질 및 화학 저항성이 우수하지만, 결정화도(crystallinity)가 낮을수록 파괴 인성이 낮아지는 특징을 가진다. Cooling rate는 자재의 온도와 금형의 온도에 의해서 결정되는 중요한 인자이며, 금형의 온도가 높으면 Cooling rate는 낮아지고 결정화도(crystallinity) 정도는 높아진다. Cooling rate는 자재에 따른 각각의 사례별 시험을 통해 결정할 수 있다.

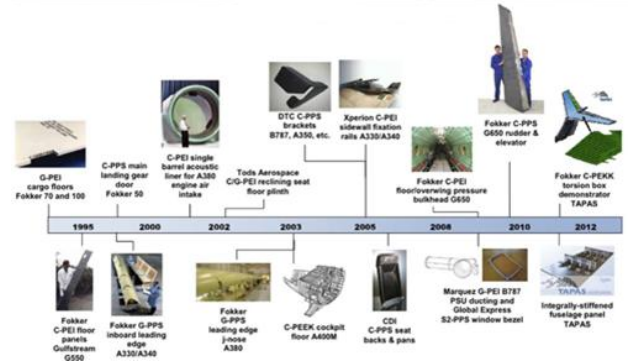


Fig. 7 Thermoplastic composite in commercial aircraft

5. 적용 사례

항공기 구조용 열가소성 복합재료 개발은 2000년대 중후반 본격적으로 이루어지기 시작했으며, 대표적인 사례는 TAPAS(Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structure) 프로젝트이다. 에어버스(airbus)사를 중심으로 네덜란드 복합재료 업체인 Fokker, Tencate, KVE Composites Group, DTC, Airbone등으로 구성되었으며, 주요 개발제품으로는 동체(fuselage) 및 토션 박스(torsion box) 등이 있다[9~10]. 최근에는 보잉(boeing)사에서도 관련 기술 확보를 위한 움직임이 활발하게 이루어지고 있다.

Forkker사는 A340, A380 기종의 Wing Leading Edges 구조물에 GF/PPS 열가소성 복합재료를 적용하여 양산중이며, KVE Composite Group은 G650 기종의 토션 박스(torsion box) 구조물에 CF/PPS를 적용하여 제작하였다. 인테리어 분야에서는 Xperion사가 CCM(continuous compression molding) 공정기술을 적용한 브라켓(bracket) 부품을 보잉사에 납품 중이며, Airsud사는 열성형(thermoforming) 공법으로 제조된 열가소성 복합재료 클립(clip) 및 브라켓(bracket)을 에어버스사에 공급하고 있다. Fig. 7은 2000년대 초반 항공기에 적용된 열가소성 복합재료 및 Stamping 공정을 적용한 대표적인 부품을 나타내었다.

6. 결론

항공기 기체 경량화 및 연비 향상을 위해 우수한 기계적 물성과 경량화 특성을 가진 고성능의 구조용 복합소재 부품이 민수기 및 군용기의 기체 구조물에 기존 금속을 대체하여 적용되는 비율이 증가되고 있다. 대부분의 항공기 구조용 복합재 부품은 열경화성 수지 복합재료를 이용한 오토클레이브 성형 공정으로 획일화되어 있고, 고비용 및 제작 크기에 대한 한계가 존재하기 때문에 이를 탈피하고 대체하기 위하여 OoA 공정 기술 개발이 이루어지고 있으며, 특히, 열가소성 수지 복합재료를 사용하여 단품종 대량생산 방식을 적용할 수 있는 성형 공정 기술에 대한 개발 및 연구가 활발히 진행되고 있다.

열가소성 수지 복합재료를 이용한 성형 공정 중 고속 열성형 기술은 열가소성 복합재료를 열 용융 후 고압을 가하여 성형하는 방식으로 단시간에 압축 성형이 가능하여 단순 단면 형상을 가지는 부품의 대량생산에 용이하며, 자동 섬유 적층 스킨과 같이 대면적을 가지는 제품을 고속으로 제작하기에 적합한 기술이다. 단순 적층 기능과 함께 동시 고품화 구현 기술이 성숙된다면, 전 공정에 걸쳐 자동화 시스템 구축이 가능하여 공정 비용 감소를 통한 가격 경쟁력을 확보할 수 있다.

향후 열성형 특징을 이용한 용접 기술(welding) 등 접합 기술이 성숙된다면 항공기의 대형 부품에서도 열가소성 복합재료가 기존 열경화성 복합재료를 대체할 것으로 예측됨에 따라 해외 선진업체 및 기관에서 성형 및 접합 기술 확보를 위한 움직임이 활발히 이루어지고 있다. 따라서 급성장중인 항공용 열가소성 복합재료 시장 진입 및 선점을 위하여 제조 비용 절감이 가능한 고속 열성형 기술 및 자동 적층 기술 확보와 구조설계 및 해석용 데이터베이스 구축이 요구되며, 이러한 연구가 지속적으로 수행될 경우 항공 산업뿐만 아니라 자동차, 조선 등 산업 전반에 걸쳐 열가소성 복합재 성형 공정 기술의 활용도는 높아질 것으로 기대된다.

REFERENCES

- [1] U. K. Vaidya, K. K. Chawla, 2008, Processing of Fibre Reinforced Thermoplastic Composites, *Int. Mater. Rev.*, Vol. 53, No. 4, pp. 185~218.
- [2] F. C. Campbell, 2006, *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*, Amsterdam, Boston.
- [3] T. Centea, L. K. Grunenfelder, S. R. Nutt, 2015, A Review of Out-of-autoclave Prepregs-material Properties, Process Phenomena, and Manufacturing Considerations, *Composites Part A*, Vol. 70, pp. 132~154.
- [4] <https://www.compositesworld.com/articles/thermoplastic-composite-wings-on-the-horizon>.
- [5] <http://www.compositesworld.com/articles/tpcs-on-the-boeing-787-and-airbus-a350>.
- [6] <http://www.compositesworld.com/articles/inside-a-thermoplastic-composites-hotbed>.
- [7] B. Vieille, W. Albouy, L. Chevalier, L. Taleb, 2013, About the Influence of Stamping on Thermoplastic-Based Composites for Aeronautical Applications, *Composite part B*, Vol.45, pp. 821~834.
- [8] A. R. Offringa, 1996, Thermoplastic Composites-Rapid Processing Applications, *Composites Part A*, Vol. 27, pp. 329~336.
- [9] M. Biron, 2013, Outline of the Actual Situation of Plastics Compared to Conventional Materials, In *Thermoplastics and Thermoplastic Composites*, pp. 1~29.
- [10] J. Diaz, L. Rubio, 2003, Developments to Manufacture Structural Aeronautical Parts in Carbon Fibre Reinforced Thermoplastic Materials, *J. Mater. Process. Technol.*, Vol.143-144, pp. 342~346.
- [11] A. Deterts, A. Miaris, G. Soehner, 2012, Serial production of thermoplastic CFRP parts for the Airbus A350 XWB, *International Conference & Exhibition on Thermoplastic Composites (ITHEC)*, pp. 60~63.
- [12] Dutch Thermoplastic Components (DTC) website. <http://www.composites.nl/products>.
- [13] S. P. Haanappel, 2013, Forming of UD Fibre Reinforced Thermoplastics, Ph.D. thesis, University of Twente, Enschede, The Netherlands.
- [14] Z. August, G. Ostrander, J. Michasiow, D. Hauber, 2014, Recent Developments in Automated Fibre Placement of Thermoplastic Composites. *SAMPE J* Vol. 50, No.2, pp. 30~35.