

OoA (Out-of-Autoclave) 프리프레그를 이용한 항공기용 복합재 일체형 부품 제작 및 평가

홍성진^{*†} · 송민환^{*} · 송근일^{*} · 백상문^{*} · 신상준^{*}

Fabrication and Evaluation of Integrated Composite Part for Aircraft using OoA (Out-of-Autoclave) Prepreg

Sungjin Hong^{*†}, Min-Hwan Song^{*}, Keunil Song^{*}, Sang-Moon Baik^{*}, Sang-Jun Shin^{*}

ABSTRACT: Conventionally, composite aircraft structures are fabricated within autoclave at high pressure. However, autoclave process has several disadvantages including high curing costs and limitation of part size. Recently, out-of-autoclave (OoA) processes have been investigated in many studies to replace conventional autoclave process. A newly developed OoA prepreg, using conventional ovens, can significantly reduce the curing costs and produce autoclave-quality parts. Nevertheless, manufacture of void-free complex shape structure using OoA process presents significant challenges because of the low consolidation pressure. In this study, integrated skin-spar-rib composite part was fabricated using OoA prepreg. And cross-sectional macro- and micro-graphs of the part were examined in order to assess the possibility of replacing conventional autoclave process.

초 록: 일반적으로 항공기 복합재 구조물은 고압의 오토클레이브(Autoclave)를 이용하여 제작하고 있으나 제작 가능한 크기가 제한적이고 고가라는 단점이 있다. 최근 전통적인 오토클레이브 공정을 대체하기 위해 Out-of-Autoclave(OoA) 공정에 대한 연구가 많이 이루어지고 있다. 최근에 개발된 OoA 프리프레그는 오븐에서 경화가 가능하기 때문에 장비 투자비와 경화 비용이 낮을 뿐만 아니라 오토클레이브 프리프레그와 유사한 품질을 나타내는 것으로 알려져 있다. 그러나 OoA 공정은 낮은 압력 때문에 복잡한 형상의 부품을 결함없이 제작하기는 매우 어렵다. 본 연구에서는 최신 OoA 프리프레그를 이용하여 Skin-Spar-Rib 일체형 복합재 부품을 제작하고 단면 관찰 결과를 통해 기존 오토클레이브 공정의 대체 가능성을 판단하고자 한다.

Key Words: 복합재(Composites), OoA(Out-of-Autoclave), 프리프레그(Prepreg), 일체성형(Co-cure)

1. 서 론

최근 항공기 구조물 개발에 있어 경량화에 대한 요구가 커짐에 따라 기존 알루미늄, 티타늄 등의 금속재 부품에서 비강도, 비강성이 높아 경량화에 유리한 복합재 부품으로 대체되는 비율이 크게 증가하는 추세에 있다[1-3]. 일반적

으로 항공기 복합재 부품은 프리프레그(Prepreg)를 오토클레이브(Autoclave)를 이용하여 경화하는 방법으로 제작하고 있다. 오토클레이브 공정은 일반적으로 경화 시 6기압 이상의 높은 압력을 필요로 하기 때문에 장비가 고가이고 대형화가 어렵다. 그에 따라 제작할 수 있는 부품 크기가 제한적이고 전기, 질소가스 등 많은 유지 비용이 소요되는 단

Received 3 May 2016, received in revised form 14 October 2016, accepted 21 October 2016

^{*}Korea Aerospace Industries, Ltd., Sacheon, Korea

^{*†}Korea Aerospace Industries, Ltd., Sacheon, Korea, Corresponding author (E-mail: sjhong@koreaero.com)

접이 있다. 최근 이러한 오토클레이브 공정의 단점을 보완하기 위하여 1기압 정도의 진공압(Vacuum Pressure)만 적용하여 오븐(Oven)에서 경화가 가능한 Out-of-Autoclave (OoA) 프리프레그의 개발이 활발하게 진행되고 있다[4-8].

OoA 프리프레그는 오븐에서 경화가 가능하기 때문에 오토클레이브 대비 초기 장비 투자비가 크게 감소하고 유지비용 중 전기료가 적게 소요될 뿐만 아니라 질소가스가 소요되지 않는 장점이 있다. 또한 대형 부품이나 오토클레이브에서 불가능한 일체형 부품의 일체성형(Co-cure) 제작이 가능하고 물성도 기존의 오토클레이브 프리프레그와 유사하다고 알려져 있어 향후 오토클레이브 공정을 대체할 수 있을 것으로 전망하고 있다[5,6]. 그러나 현재까지 OoA 프리프레그의 항공기 구조물 적용은 연구 단계에 머물러 있다[9-12]. 본 연구에서는 최근에 개발된 OoA 프리프레그를 이용하여 Skin-Spar-Rib 일체형 복합재 부품을 일체성형하여 제작하고 단면 조직 관찰을 통해 건전성을 평가하여 기존 오토클레이브 공정의 대체 가능성을 판단하고자 한다.

2. 제작 및 평가 방법

본 연구에서는 OoA 프리프레그를 이용하여 Skin 한 면에 3개의 Spar와 4개의 Rib가 일체화된 형태를 가지는 항공기 구조물 형상의 부품을 제작하여 OoA 프리프레그의 적용 가능성과 일체화를 통한 중량, 제작 비용 절감 효과를 보고자 하였으며, 그 형상은 Fig. 1과 같다.

부품 제작에 사용한 OoA 프리프레그는 Cytec 社の IM7/CYCOM 5320-1 UD (Unidirectional) Tape과 T650/CYCOM 5320-1 PW (Plain Weave) Fabric이며, 적용 부품 및 적층 수

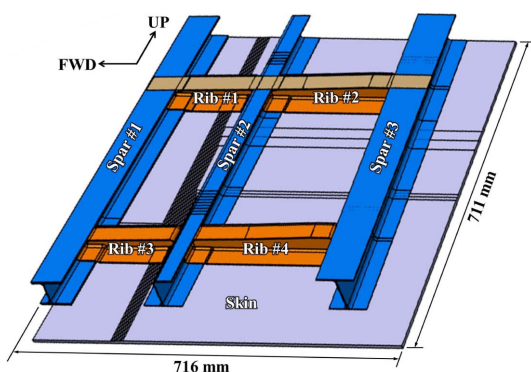


Fig. 1. Configuration of integrated part

Table 1. Materials and part information of fabricated parts

Material	Applied Part	No. of Parts	No. of Plies
IM7/CYCOM 5320-1 UD Tape	Skin	1	40~56
	Spar	3	10~36
T650/CYCOM 5320-1 PW Fabric	Rib	4	12~18

등의 정보는 Table 1에 나타내었다. Rib은 Contour가 심한 형상으로 UD Tape으로 적층이 불가하여 Fabric 재료를 적용하였다.

일반적으로 오토클레이브 프리프레그는 적층 후 프리프레그 사이에 갇힌 공기층(Entrapped Air)이 있더라도 고압의 경화 공정을 통해 낮은 기공률을 유지할 수 있다. 그러나 OoA 프리프레그는 진공압(Vacuum Pressure)만을 적용하기 때문에 프리프레그 적층 후 공기층이 충분히 제거되지 않을 경우 경화 후 높은 기공률의 원인이 된다. 따라서 OoA 프리프레그는 Fig. 2(a)와 같이 적층 후 공기층을 충분히 제거할 수 있도록 프리프레그 내부에 수지가 함침되지 않은 건조한 영역이 있고 프리프레그 양쪽 표면에 수지가 부분적으로 함침된 형태를 가지고 있다. Fig. 2는 OoA 프리프레그 1 Ply의 단면 개략도를 나타낸다. 이러한 프리프레그는 진공 압밀(Compaction) 공정 후 Fig. 2(b)와 같이 진공 상태의 일부 건조한 영역이 남게 되고 고온의 경화 공정 시 수지 유동(Resin Flow)에 의해 점차 함침되어 Fig. 2(c)와 같이 기공이 없는 건전한 복합재의 제조가 가능한 것으로 알려져 있다[4].

복합재 제작을 위한 Tool은 크게 경화용 Tool(Fig. 3(a)), Hot-Debulk Tool(Fig. 3(b))과 경화용 Membrane(Fig. 3(c))으로 구성된다. 경화용 Tool은 Tool Base와 Spar Locator Plate, Rib Location Bridge, Spar Insert, Rib Insert로 구성되며, 경화 시 부품의 형태를 유지하는 역할을 한다. Hot-Debulk Tool은 Spar의 적층과 Hot-Debulk 공정에 사용되며, 경화용 Membrane은 경화 시 Bagging Film과 같은 역할을 한다. 여기서 Hot-Debulk는 여러 부품을 일체성형할 경우 부품 각각의 형태는 유지하면서 완전 경화는 되지 않은 상태를 만드는 공정을 의미한다. 이 Hot-Debulk 공정은 프리프레그

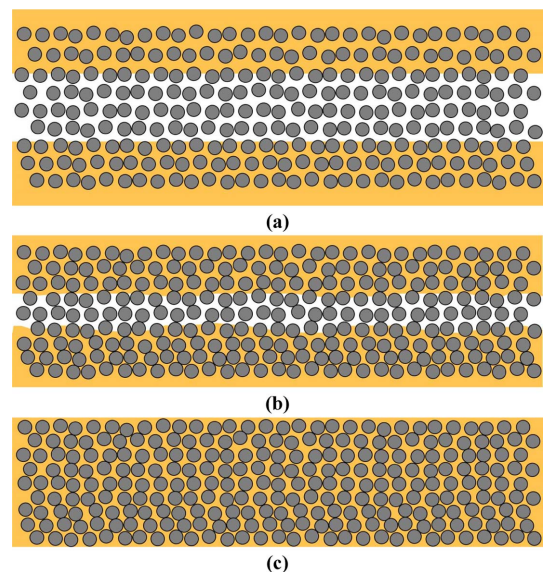


Fig. 2. Schematic illustration of cross-section of OoA prepreg; (a) as-received, (b) after compaction, and (c) after cure

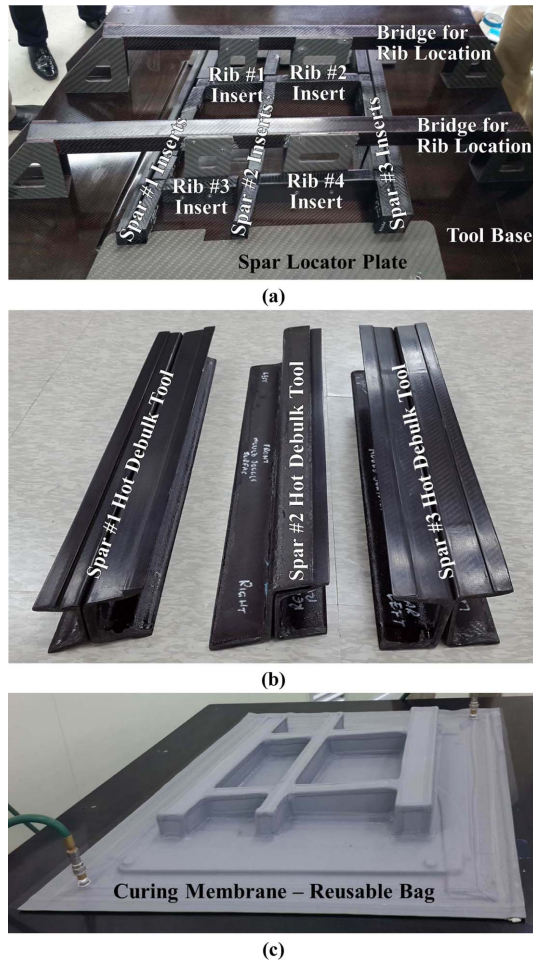


Fig. 3. Configuration of tools; (a) curing tools, (b) hot-debulk tools, and (c) curing membrane

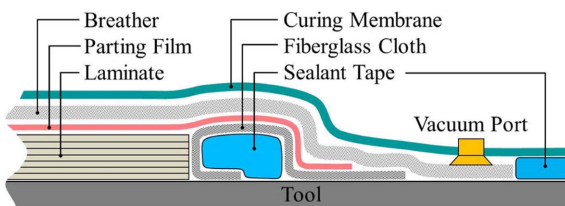


Fig. 4. Schematic illustration of vacuum bag assembly

내부의 공기층을 충분히 제거한 후 수지유동이 활발한 온도 구간에서 짧은 시간 내에 프리프레그 내부 건조한 영역을 함침시키고 짧게 경화하여 프리프레그의 점착성(Tacky)은 유지될 수 있는 경화 사이클을 가진다.

Fig. 4는 본 연구에서 사용한 진공백의 단면 개략도이다. OoA 프리프레그 내부 공기층을 효과적으로 제거할 수 있도록 실런트 테이프에 유리섬유를 감은 형태의 Edge Breather를 적층된 프리프레그 끝단에 적용하고 Bagging Film 대신 Curing Membrane을 적용한 것이 특징이다.

Skin은 총 3회의 Hot-Debulk 공정을 적용하였으며, 3개의 Spar와 4개의 Rib을 각각 Hot-Debulk 한 후 Skin-Spar-Rib을

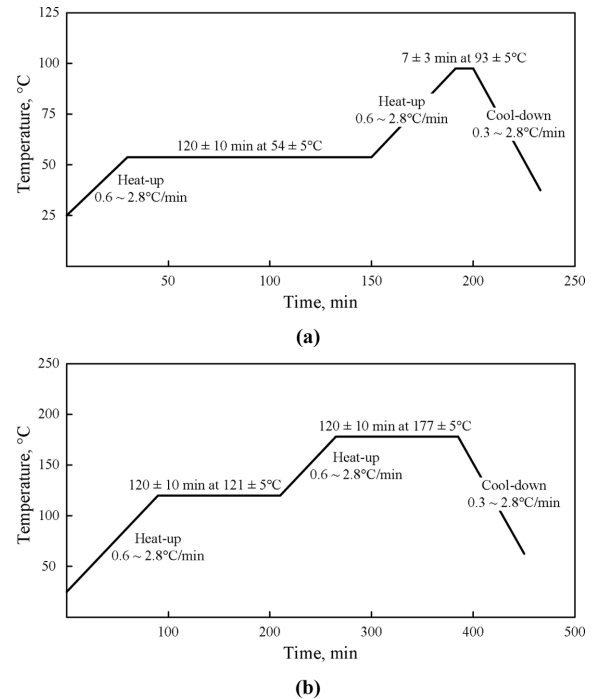


Fig. 5. Cycles for (a) hot-debulk and (b) full-cure

조립하여 일체성형으로 경화하였다.

Hot-Debulk 조건은 프리프레그 내부의 공기층을 충분히 제거하기 위하여 54°C에서 2시간 유지한 후 수지유동이 활발한 온도인 93°C에서 짧은 시간 동안 경화하는 사이클이며, 완전 경화 조건은 121°C에서 2시간 동안 1차 경화 후 177°C에서 2시간 동안 후경화하는 사이클이다. 상세한 경화 사이클은 Fig. 5에 그래프로 나타내었다.

부품 제작 후 건전성을 평가하고자 주요 부위의 단면을 절단하여 거시조직 및 미세조직을 관찰하였으며, 거시조직 관찰은 고해상도 스캐너, 미세조직 관찰은 광학현미경을 이용하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 6은 OoA 프리프레그를 이용하여 제작한 Skin-Spar-Rib 일체형 부품의 경화 후 최종 형상을 나타낸다. 육안으로 관찰한 결과 치수, 접합부 형상, 외부 표면 등이 비교적 잘 구현된 것을 확인할 수 있었다.

부품 내부 기공, 계면 분리, Ply 형상 등의 내부 결함 여부를 확인하기 위하여 본 연구에서 제작한 일체형 부품의 주요 부위를 절단하여 단면 거시조직을 관찰하였으며, 그 결과는 Fig. 7에 나타내었다.

Fig. 7(a)는 Skin 적층 시 Drop-off Ply가 집중된 부위의 단면 관찰 결과를 나타낸다. Cauberghe 등[11]의 연구 결과에 따르면 OoA 복합재의 Ply Drop-off가 있는 부위는 Edge Breathing이 원활하지 않을 경우 Drop-off 끝단에서 기공 생

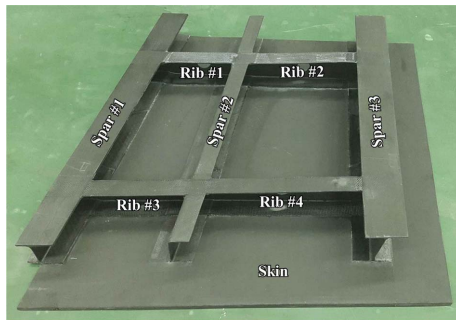


Fig. 6. Configuration of completed part

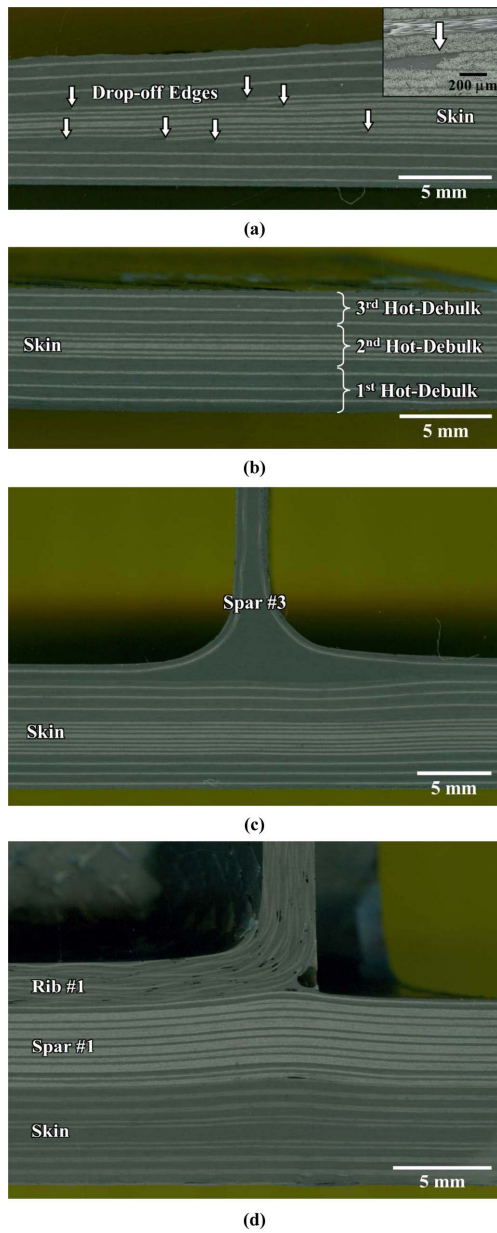


Fig. 7. Representative cross-sectional macrographs of fabricated part; (a) drop-off area in the skin, (b) hot-debulk interfaces in the skin, (c) skin/spar interface, and (d) skin/spar/rib interfaces

성 확률이 높은 것으로 보고하고 있다. 그러나 본 연구에서 제작한 부품은 그림에서 보는 바와 같이 Drop-off 끝단에서 기공이 관찰되지 않아 Edge Breathing이 원활하게 이루어진 것을 확인할 수 있었다. 대표적인 Drop-off 끝단의 고배율 관찰 결과를 그림의 오른쪽 상단에 나타내었다.

Fig. 7(b)는 Skin의 Hot-Debulk 간 계면의 단면 형상을 나타내며, 층간 분리나 기공 등 결함은 관찰되지 않았다.

Fig. 7(c)는 각각 Hot-Debulk된 Skin과 Spar#3 계면의 경화

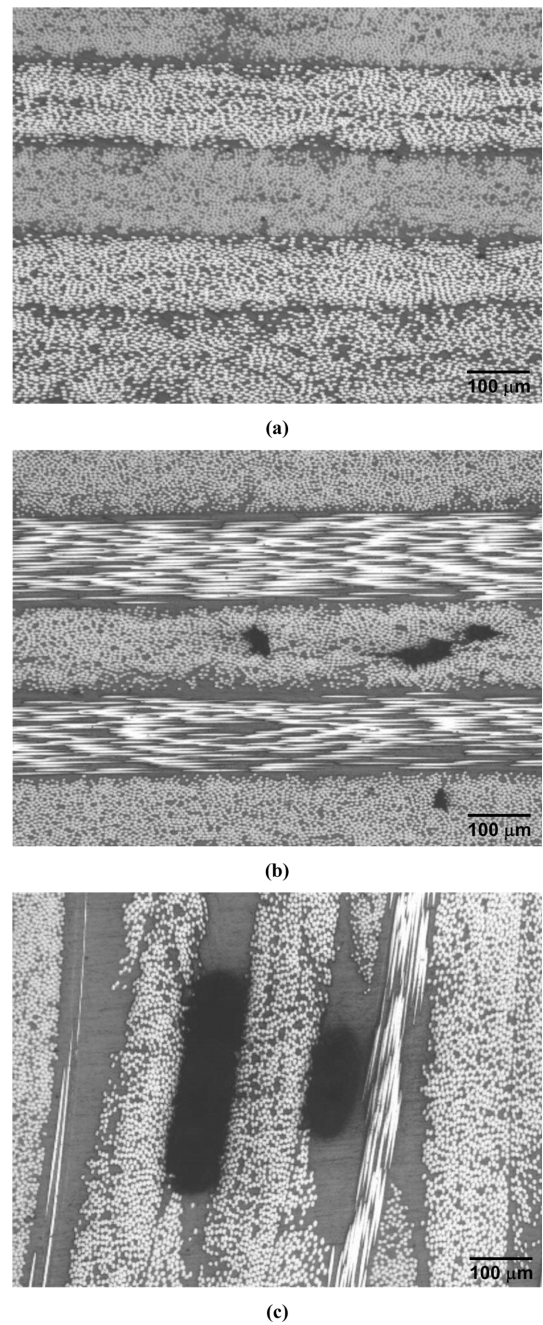


Fig. 8. Representative cross-sectional micrographs of fabricated part; (a) sound area in the skin, (b) porous area in the skin, and (c) porous area in the rib

후 단면 형상을 나타낸다. Skin과 Spar 계면의 중심부 삼각형 단면 영역은 부피를 계산한 후 UD Tape 프리프레그를 길이방향으로 말아서 채워 넣었으며, 미함침영역 등의 결함이 없는 양호한 관찰 결과를 나타내었다.

Fig. 7(d)는 Skin/Spar#1/Rib#1 계면의 단면 관찰 결과를 나타낸다. Skin과 Spar는 대체적으로 양호한 단면 관찰 결과를 나타내었으나 Rib의 경우 내부에 상대적으로 많은 기공과 코너 부위 Resin Rich 등을 관찰할 수 있었다. 이는 Rib은 Skin, Spar와 달리 PW Fabric으로 제작되었으며, Fabric의 경우 직조 패턴에 따른 토우(Tow)의 Waviness에 의한 프리프레그 표면 요철 때문에 적층 시 Ply 사이에 공기가 갇힐 확률이 높기 때문으로 판단된다. 이것은 OoA 복합재는 낮은 압력(진공압)을 적용하기 때문에 Edge Breathing이 잘되었을 경우 토우 내부 공기는 제거가 용이하나 Ply 사이에 갇힌 공기는 제거가 어려운 것으로 보고한 Hanmill 등[8]의 연구 결과와 일치한다.

복합재 내부 섬유 간 함침 수준, 기공 위치 등을 확인하기 위하여 Fig. 7의 주요 부위 단면 중 대표적인 영역의 미세조직을 관찰하였으며, 그 결과는 Fig. 8에 나타내었다.

Fig. 8(a)는 Skin 부품의 단면 거시조직에서 기공이 관찰되지 않은 부위의 미세조직으로 섬유와 섬유 사이에 수지가 잘 함침된 건전한 조직을 나타낸 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 8(b)는 Skin 단면 거시조직 중 Skin/Spar#1/Rib#1 계면 하부에 기공이 관찰된 부위의 미세조직으로 기공이 주로 Ply 내부에 생성된 것을 확인할 수 있었다. 이는 이 영역에 Edge Breathing이 충분히 이루어지지 않아 OoA 프리프레그의 특징인 내부의 건조한 영역에 수지가 완전히 함침되지 않았기 때문으로 판단된다.

Fig. 8(c)는 상대적으로 많은 기공이 관찰된 Rib 부품의 단면 미세조직으로 Skin 부품과 달리 기공이 주로 Ply 계면에 생성된 것을 확인할 수 있었다. 이는 Rib이 Fabric 재료로 제작되었으며, Fabric 프리프레그의 직조 패턴에 의한 표면 요철 때문에 적층 시 Ply 사이에 공기가 갇힐 확률이 높은 Fabric 재료의 특성으로 판단된다.

이러한 특성을 개선하기 위한 방안으로 Tavares 등[13]은 OoA 공정의 낮은 압력에 의해 기공률이 높아질 수 있기 때문에 두께 방향 통기성을 증가시키기 위하여 프리프레그를 천공(Perforation)하는 Spiking 방법을 제안하고 있으나 향후 추가적인 연구를 통한 검증이 필요하다.

4. 결 론

본 연구에서는 OoA 프리프레그를 이용하여 Skin-Spar-Rib 일체형 복합재 부품을 제작하고 단면 조직 관찰을 통해 그 결과를 평가하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 외관이 양호하고 기공이나 일체형 부품 간 계면 분리 등 내부 결함 수준이 오토클레이브 복합재 대비 높지 않아

오토클레이브 공정의 대체 가능성을 확인하였다.

2. UD Tape으로 제작한 부품 대비 PW Fabric으로 제작한 부품에서 상대적으로 많은 기공이 관찰되었으며, 이는 직조 패턴에 따른 토우의 Waviness에 의한 프리프레그 표면 요철 때문에 적층 시 Ply 사이에 공기가 갇힐 확률이 높기 때문으로 판단된다.

후 기

본 연구는 “항공우주부품기술개발사업”에서 지원하는 연구과제로 수행하였으며, 지원에 대해 진심으로 감사 드립니다.

REFERENCES

1. Kwon, S.C., Im, C.M., Choi, B.K., Lee, S.W., Han, J.W., and Kim, Y.H., “A Study on the Analysis of Causes & Minimizing of Defects at Composite Materials Sandwich Aircraft Structure,” *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 14, No. 1, 2001, pp. 22-29.
2. Yun, J.H., Choi, J.H., and Kweon, J.H., “Fabrication and Evaluation of Composite Panel with L-shaped Stiffeners,” *Composites Research*, Vol. 26, No. 2, 2013, pp. 99-104.
3. Park, S.J., Ko, M.G., Kim, D.G., Kim, S.K., Moon, C.O., Kweon, J.H., and Choi, J.H., “Design and Verification of Shear Buckling Test Fixture for Composite Laminate,” *Composites Research*, Vol. 27, No. 4, 2014, pp. 158-167.
4. Centea, T. and Hubert, P., “Out-of-Autoclave Prepreg Consolidation under Deficient Pressure Conditions,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 48, No. 16, 2014, pp. 2033-2045.
5. Grunenfelder, L.K., and Nutt, S.R., “Void Formation in Composite Prepregs - Effect of Dissolved Moisture,” *Composites Science and Technology*, Vol. 70, 2010, pp. 2304-2309.
6. Hughes, S.M., and Hubert, P., “Out-of-Autoclave Prepreg Processing: Effect of Integrated Geometric Effects on Part Quality,” *Proceeding of 45th Int. SAMPE Tech. Conf.*, Wichita, KS, US, 2013.
7. Lane, S.A., Higgins, J., Biskner, A., Sanford, G., Springer, C., and Berg, J., “Out-of-Autoclave Composite Fairing Design, Fabrication, and Test,” *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, Vol. 133, 2011, pp. 031020.
8. Hamill, L., Centea, T., and Nutt, S., “Surface Porosity during Vacuum Bag-Only Prepreg Processing: Causes and Mitigation Strategies,” *Composites: Part A*, Vol. 75, 2015, pp. 1-10.
9. Ma, Y., Centea, T., Nilakantan, G., and Nutt, S.R., “Vacuum Bag Only Processing of Complex Shapes: Effect of Corner Angle, Material Properties and Process Conditions,” *Proceeding of 29th Tech. Conf. Am. Soc. Compos. US-Japan Conf. Compos. Mater. D-30 Meet.*, La Jolla, CA, US, 2014.
10. Brilliant, M., and Hubert, P., “Out-of-Autoclave Processing of Complex Shape Laminates,” *Proceeding of SAMPE 2010 Conf.*, Seattle, WA, US, 2010.
11. Cauberghs, J., and Hubert, P., “Effect of Tight Corners and Ply Terminations on Quality in Out-of-Autoclave Parts,” *Proceeding*

- of SAMPE 2011 Conf.*, Long Beach, CA, US, 2011.
12. Bond, G.G., Hahn, G.L., Thomas, J.A., Cohen, L.J., Stavana, J., and Houseal, K., "Non-Autoclave Manufacturing Technology: Drape Formed Spars," *Proceeding of SAMPE 2011 Conf.*, Long Beach, CA, US, 2011.
 13. Tavares, S.S., Caillet-Bois, N., Michaud, V., and Manson, J.-A.E., "Non-Autoclave Processing of Sandwich Structures: The Role of Prepreg through Thickness Air Permeability," *Proceeding of 16th ICCM*, Kyoto, Japan, 2007.