

수지필름 인퓨전 탄소섬유 복합재료를 적용한 무인항공기용 구조체 개발

최재형* · 김수현*[†] · 방형준* · 김국진**

Development of Resin Film Infusion Carbon Composite Structure for UAV

Jaehyung Choi*, Soo-Hyun Kim*[†], Hyung-Joon Bang*, Kook-Jin Kim**

ABSTRACT: Fiber reinforced composites fabricated by the resin film infusion (RFI) process, which is one of the out-of-autoclave process, have the advantage of significantly reducing the processing cost in large structures while having excellent mechanical properties and uniform impregnation of the resin. In this study, we applied RFI carbon fiber composites to unmanned aerial vehicle structures to improve structural safety and achieve weight reduction. The tensile test results showed that the strength was 46% higher than that of generic T300 grade plain weave carbon fiber composites. As a result of the layup design and finite element analysis of the composite wing structure using the above material properties, the wing tip deflection is decreased by 31%, the structural safety factor is increased by 28% and the weight of the entire structure can be reduced by more than 10% compared to the reference model using glass fiber composite material.

초 록: 최근 널리 연구되고 있는 대표적인 OOA(out-of-autoclave) 공정의 하나인 수지필름 인퓨전(resin film infusion, RFI) 공정은 우수한 기계적 물성과 수지의 균일한 함침성을 가지면서도 대형 구조물에서의 공정비용을 대폭 저감할 수 있는 장점을 지니고 있다. 본 연구에서는 RFI 탄소섬유 복합재를 2m 이상급 무인기 구조체에 적용하여 구조적 안전성을 향상시키고 동시에 경량화를 달성하기 위한 연구를 수행하였다. 재료 인장시험결과 T300급 탄소섬유 복합재료와 비교하였을 시 강도는 46% 높은 결과를 보이며 강성은 유사한 수준임을 확인할 수 있었다. 또한 상기 재료물성을 적용한 탄소섬유 복합재 날개구조의 설계 및 해석 결과, 유리섬유 복합재를 적용한 기존 모델 대비 날개 길이방향 강성이 증가하여 날개 끝단 처짐량은 31% 감소하고 구조 안전계수가 28% 증가함과 동시에 전체 구조의 무게를 10% 이상 경량화 가능함을 확인하였다.

Key Words: 수지필름 인퓨전(Resin film infusion), 무인기(Unmanned aerial vehicle), 복합재 적층 패턴 설계(Composite layup pattern design), 유한요소 구조해석(Finite element structural analysis)

1. 서 론

섬유강화복합소재는 모재와 기지재의 특성에 따라 물리적/화학적 특성을 갖기 때문에 우주, 원자력, 방위 등 다양한 산업에 적용되고 있다[1-3]. 특히 금속 등 다른 재료에 비

해 상대적으로 높은 비강도 및 비강성을 갖기 때문에 경량화와 더불어 구조적 성능이 요구되는 무인기 구조체소재로 주목받고 있다[4-6]. 그 중 무인정찰기는 초기에 주야간 영상 정보를 수집하는 군사정찰용을 중심으로 연구되었으나, 최근 레저를 비롯하여 지리정보시스템(Geographic

Received 10 December 2018, received in revised form 8 February 2019, accepted 20 February 2019

*Energy Materials Laboratory, Korea Institute of Energy Research

[†]Energy Materials Laboratory, Korea Institute of Energy Research, Corresponding author (E-mail: kishing@kier.re.kr)

**Dongwoo Composite Technology, R&D Center

Information System), 산불감시, 방역 등 상업용 무인비행체의 시장이 전세계적으로 급격히 성장하고 있다. 레저용으로 사용되는 2~3 m급의 대형 무인기는 주로 제트엔진을 사용하여 공중에서의 급선회 및 가속능력이 요구되므로, 제 공효율을 증가시키기 위해 날개 및 동체구조의 경량화를 통해 비행성능 향상과 필요추력 절감을 달성하고, 소재의 고강도화를 통하여 구조 안전성을 확보하는 것이 필수적이다[7]. 기존의 상업용 무인기의 소재로는 유리섬유 복합소재 및 발사(Balsa Wood)와 같은 저가 재료로 제작되었지만, 점진적으로 발전하는 기초과학분야 및 첨단소재와의 기술을 융합하여 설계하고 우수한 성능과 연비 및 장기체공 문제를 해결하기 위해서는 탄소섬유 복합소재를 이용한 경량화 구조체의 개발이 요구된다. 더욱이 타 산업으로의 시장진입을 위해서는 가격경쟁력을 확보하고 생산공정 개선을 통한 비용저감의 노력이 필요하다.

탄소섬유복합소재를 이용하여 상업용 경량화 구조체를 만드는 공정방법으로는 오토클레이브(autoclave) 공정[8,9], RTM(resin transfer molding) 공정[10,11], 수지필름 인퓨전(resin film infusion, RFI) 공정[11,12] 등 다양한 공정들이 있다. 그 중 수지필름 인퓨전은 높은 기계적 물성과 수지의 균일한 함침성을 확보하면서 다른 공정들에 비해 저렴하게 대형 구조물을 성형할 수 있는 장점이 있다.

따라서 본 연구에서는 RFI 성형 공정을 통해 제작된 탄소섬유 복합재료를 2 m 이상급 대형 무인기 모델에 적용하여, 기존 모델과 동급의 경제성을 유지하며 소재의 기계적 강도를 극대화하고자 하였다. 또한 탄소섬유 복합재 날개/동체 구조의 최적설계를 통하면, 기존 유리섬유 소재 대비 10% 이상 가벼우며 높은 구조적 안전성 지니는 무인항공기 구조체 개발이 가능하다고 생각된다.

2. RFI 탄소섬유 복합재료

2.1 RFI 탄소섬유 복합재료 성형공정

고성능 복합소재 성형을 위해 항공우주 및 군수 분야에서 주로 적용하는 오토클레이브(autoclave) 성형공정은 고온/고압의 내압설계 및 내부 온도의 균일성을 보장할 수 있는 고가의 장비가 필수적이므로 제작비용이 높을 수밖에 없으며, 같은 이유로 대형 구조물의 성형에 분명한 한계를 지닌다. 또 다른 대표적인 복합재료 성형 공정 중의 하나인 RTM(resin transfer molding) 공정은 성형 시간 및 비용을 절감할 수 있는 장점이 있어 다양한 분야의 대형 복합재 구조물의 성형에 널리 사용 중이다. 그러나 흐름성이 좋은 제한적인 수지 시스템만을 사용해야 하므로 작업 환경에 영향을 많이 받으며, 낮은 섬유체적비 및 수지 균일도 등에 의해 기계적 물성에 많은 제약을 가진다.

이에 비해 OOA(out-of-autoclave) 공정의 하나인 수지필름 인퓨전(resin film infusion, RFI) 공정은 전변성된(pre-

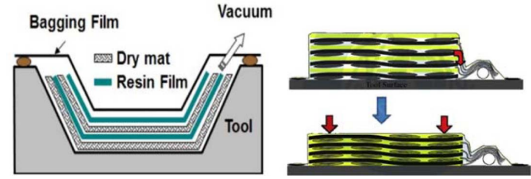


Fig. 1. Concept of resin film infusion molding process

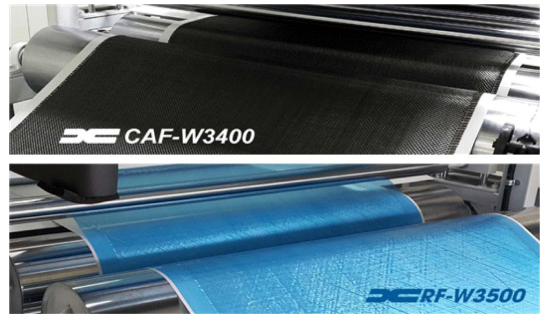


Fig. 2. Carbon fiber fabrics and resin films for RFI (DCT)

catalyzed) 고점도 고분자 수지필름을 드라이 패브릭과 함께 직층하여 성형하는 방법으로, 낮은 기공도를 가져 제품의 품질과 균일성이 우수한 특징을 지닌다(Fig. 1, 2). 특히 RTM 공정에 비해 높은 기계적 물성과 수지의 균일한 함침성을 확보하면서도, 오토클레이브와 같은 고가의 장비가 필요 없이 오븐만으로 성형 가능하므로 대형 구조물에서의 공정비용을 대폭 저감할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 본 연구에서는 (주)디씨티와 함께 RFI 방법으로 제작된 탄소섬유 복합재료의 성형공정을 개발하여 무인기 구조소에 적용하는 연구를 수행하였다. 본 연구에 사용된 탄소섬유 수지필름 인퓨전 프리프레그는 T300 3K 평직, RS80 레진 시스템의 제원을 지니며 vacuum bag 방식으로 80°C에서 8시간 경화되었으며, 1.44-1.50 g/cm³의 밀도를 보인다.

2.2 RFI 탄소섬유 복합재료의 기계적 물성

RFI 방법으로 제작된 탄소섬유 복합재료의 기계적 물성을 획득하기 위해 ASTM D-3039 규격에 의거하여 복합재료 인장강도 시험을 수행하였다. Fig. 3과 같이 RFI 방법으로 제작된 300 mm × 300 mm 평판으로부터 폭 20 mm, 길이 250 mm의 시편을 가공한 후 양 끝단에 탭을 부착하여 총 10개의 시험시편 제작하였다.

물성시험은 Fig. 4와 같이 MTS-370 유압식 만능 강도 시험기를 이용하여 수행하였으며, 하중은 변위조절 방식으로 1 mm/min의 속도로 인장 하중을 부과하였다. 각 시편 중앙에 2축 변형률 게이지를 부착하여, 시편 길이방향 및 수직방향의 변형률 신호를 Signal Conditioning Amplifier 장비를 통해 취득하였다.

시험 시편 중 탭 부위 파손, 게이지 단선 등의 이상결과를 제외하고 7개 시험결과를 취득하였으며, 변형률-응력 선



Fig. 3. Carbon fiber composite plate fabricated with RFI process

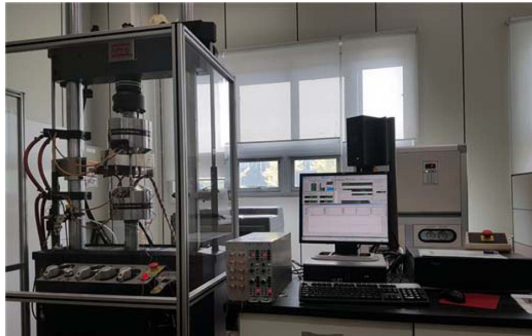


Fig. 4. Configuration of composite tensile test

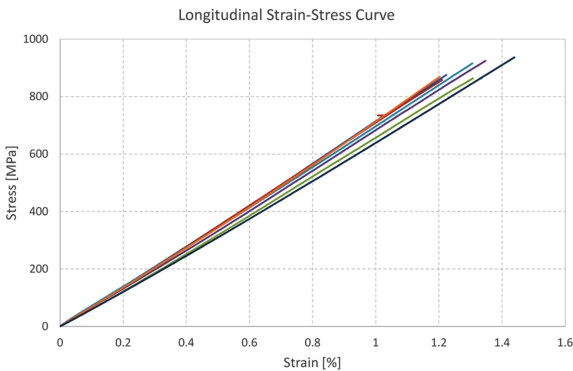


Fig. 5. Strain-strain curves for tensile tests

도 결과는 Fig. 5와 같다. 시편 사이의 섬유체적비(fiber volume fraction, FVF) 차이에 따른 영향을 고려하여, 시험 결과를 FVF 50%로 평균화하여 정리한 결과, 길이방향의 인장 파단강도는 874 MPa, 인장 강성은 67.8 GPa로 확인되었다. 시험결과를 T300급 평직 탄소섬유 복합재료(FVF 50%)의 기계적 물성[13]과 비교하였을 시, 공정이 단순화 되었음에도 불구하고 강도는 46% 높은 결과를 보이며 강성은 약간 높은 수준임을 확인할 수 있다.

3. 복합재 날개구조의 시험 및 분석

무인기 날개 구조의 설계하중을 파악하기 위해, 유리섬유 복합재로 구성된 기존 날개 모델에 대해 정하중 시험을 수행하였다. 구조체 설계상 주 관심 영역으로 주익-동체 연

결부위를 선정하여 해당 영역의 구조안전성 평가를 위한 치구 및 정하중 구조시험 장치를 설계 및 제작하였다. 시험 장치의 구성은 Fig. 6과 같으며, 최대하중 3 kN, 최대 stroke 350 mm의 사양을 지닌다.

Table 1에서와 같이 최대 변위를 늘려가며 총 6개 하중 set을 설정하고 날개 wing span 60% 지점에 급힘 하중을 인가하였다. 날개-동체 결합부 근방의 스킨 및 웹 위치에 변형을 센서와 음향 방출(acoustic emission, AE) 센서를 부착하여, 파손 시점까지의 하중 및 변형률, 파손신호를 취득하였다.

Fig. 7에서와 같이 5단계 하중구간 중 26 mm stroke 시험

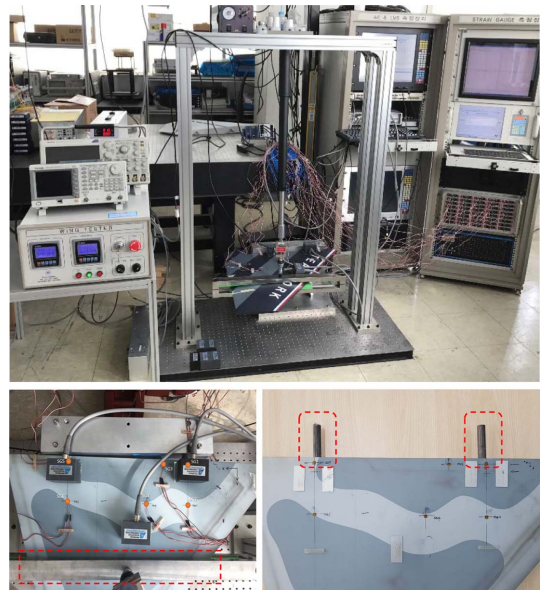


Fig. 6. Configuration of static loading test for wing structure

Table 1. Loading step definition for static loading test

Loading step	1	2	3	4	5	6
Stroke range [mm]	0-5	0-10	0-15	0-20	0-30	0-50

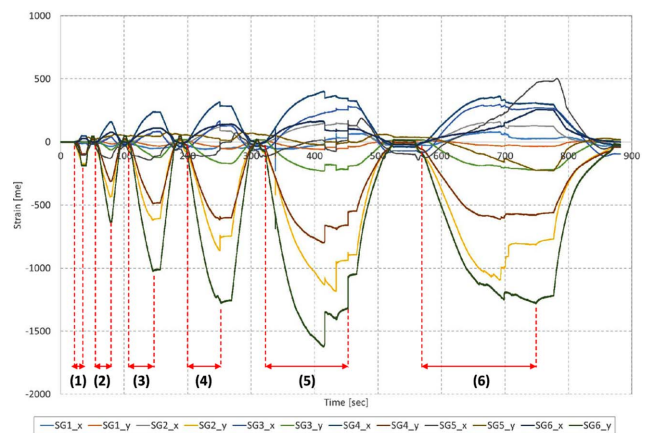


Fig. 7. Strain of wing structure according to loading step

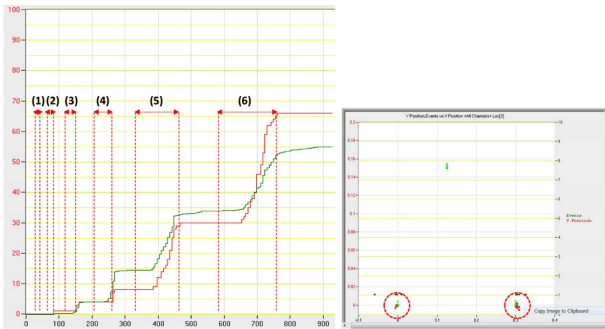


Fig. 8. AE accumulative frequency and point of damage occurrence by loading step

인 510 N의 최대 하중을 확인하였으며, AE 측정결과(Fig. 8)에서도 해당 시점에서 구조손상이 급격히 증가함을 확인하였다. 그 후 진행된 6단계 하중구간에서는 구조체가 하중 지지력을 상실하였음을 확인할 수 있다. 이와 같이 도출된 510 N의 최대 파손 하중을 기반으로 설계하중을 500 N으로 설정하여 구조설계에 적용하였다.

또한 Fig. 8과 같이 AE 발생지점을 분석한 결과 trailing edge쪽 wing mount 지점이 주 손상발생 지점으로 나타나므로, 향후 설계 시 구조보강이 필요한 지점임을 확인할 수 있었다.

4. 복합재 날개구조의 해석 및 설계

상용해석코드인 ABAQUS를 사용하여 날개 구조의 유한요소해석모델을 구성하였다. 해석모델은 Fig. 9과 같으며, 3장의 정하중 시험과 동일하게 경계조건(날개-동체 체결부를 고정) 및 하중조건(wing span 60% 지점에 500 N)을 적용하였다. 날개 구성요소 중 기능성 구조인 flap 및 aileron은 해석모델에서 제외하였으며, 앞서 수행한 RFI 탄소섬유 인장시험에서 획득한 재료물성을 적용하였다. 2D shell 요소를 적용하였으며 해석모델의 총 노드 수는 26,681개, 요소 수는 27,323개이다.

전체 구조에 유리섬유 복합재(GF) 및 발사 소재가 적용

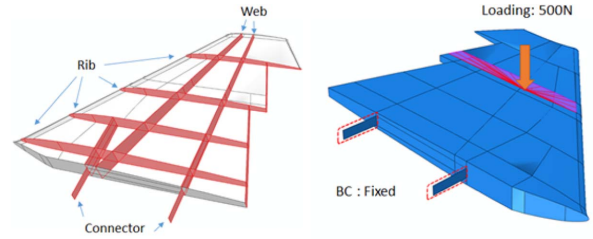


Fig. 9. Structural analysis model for composite wing structure

된 Ref 모델을 구성하였다. 앞서 하중시험 시 사용한 기존 상용 모델의 정확한 재료정보 및 적층 정보를 획득할 수 없었으나, 동특성 분석(modal test) 결과를 통해 해석모델의 무게와 강성을 유사하게 모사하였다. 이를 통해 ref 해석모델의 고유진동수 해석결과, 1차 굽힘모드와 2차 굽힘모드가 시험결과 대비 각각 8.0% 이내의 오차를 보임을 확인하였다.

동일한 형상에 탄소섬유 복합재료(CF)를 적용하고 스킨 및 내부 보강재에서의 복합재 적층 패턴을 변경하며 case study를 수행하였다. 설계 case 별 적층 패턴은 Table 2과 같으며 구조해석을 통해 날개 끝단의 최대 처짐량, 구조 안전계수 및 무게를 계산하였다. 구조 안전계수는 2장으로부터 획득한 RFI 복합재료의 파손 변형률을 해석모델 별로 산출된 최대 변형률로 나누어 평가하였다.

GF가 적용된 Ref 모델의 경우, 해석모델 무게는 508 g, 끝단에서의 처짐량은 14.17 mm, 복합재에서의 최대 변형률은 0.300%, 구조 안전계수는 4.37로 파악되었다.

Ref 모델의 날개 스킨에 들어가는 GF를 CF로 단순 대치한 경우(Case1)에는, 날개 전체의 길이방향 강성 및 구조안전성이 크게 증대하나 무게 역시 4% 증가하였다

반면 날개 스킨뿐만 아니라 내부 보강재 및 연결부에도 CF를 적용하고 스킨 코어 및 리브에 적용되는 발사 두께를 최소화하여 설계한 경우(Case3), Ref 모델 대비 복합재료 구조 안전계수가 28% 증가하고 처짐량은 31% 감소하였다. 또한 무게 역시 12% 감소하였으므로 날개의 구조적 특성 향상과 경량화를 동시에 달성할 수 있음을 확인하였다. Fig.

Table 2. Layup patterns and structural analysis results for the design cases of composite wing models

		Ref	Case1	Case2	Case3
Layup Pattern	Skin	GF0.125t/B1t/GF0.125t	CF0.23t/B1t/GF0.1t	CF0.23t/B1t/GF0.1t	CF0.23t/B0.5t/GF0.1t
	Web	B3t	B3t	CF0.23t/B1t/GF0.1t	CF0.23t/B0.5t/GF0.1t
	Rib	B3t	B3t	B1t	B1t
	Connector	B3t/Al4t/symm	B3t/Al4t/symm	CF0.23t/B1t/Al4t/symm	CF0.23t/B1t/Al4t/symm
Max deflection @tip [mm]		14.17	11.12	9.54	9.72
Safety factor @composite [-]		4.37	8.22	5.74	5.60
Mass [g]		508	528	516	446

GF: glass fiber composite, CF: carbon fiber composite, B: balsa, Al: aluminum, symm: symmetric stacking.

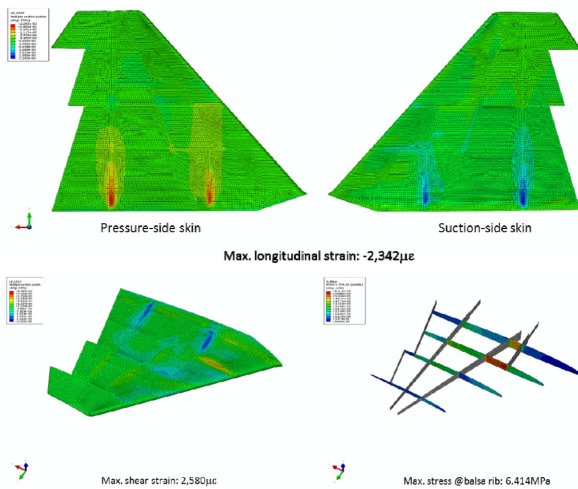


Fig. 10. Structural analysis results for composite wing model (Case3)

10에 Case3 모델의 응력성분 별 유한요소 구조해석 결과를 나타내었다.

6. 결론

본 연구에서는 RFI 탄소섬유 복합재를 2m 이상급 무인기 구조체에 적용하여 구조적 안전성을 향상시킴과 동시에 경량화를 달성하기 위한 연구를 수행하였다.

재료 인장시험결과 T300급 탄소섬유 복합재료와 비교하였을 시 강도는 46% 높은 결과를 보이며 강성은 유사한 수준임을 확인할 수 있었다. 또한 상기 재료물성을 적용한 탄소섬유 복합재 날개구조의 설계 및 해석 결과, 유리섬유 소재를 적용한 기존 모델 대비 날개 길이방향 강성 및 구조 강도가 증가함을 확인하였으며, 스킨 코어 및 리브 재료로 적용되는 발사 두께를 최소화하여 전체 구조의 무게를 10% 이상 경량화 가능함을 확인하였다.

향후 무인기 날개 및 동체 구조를 제작하고 전체 실물 구조체의 경량화 특성 및 성능 향상을 검증할 계획이다.

후 기

이 연구는 한국에너지기술연구원의 주요사업(B7-5806)을 재원으로 수행한 연구과제의 결과입니다.

REFERENCES

1. Kong, C., Park, H., and Kang, K., "Structural Design and Analysis for Carbon/Epoxy Composite Wing of A Small Scale WIG Vehicle," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 19, No. 5, 2006, pp. 12-19.
2. Kim, D.M., and Hur, M.K., "Manufacturing of All Composite Unmanned Aerial Vehicle," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 15, No. 6, 2002, pp. 24-29.
3. Kim, S.H., Shin, H., and Bang, H.J., "Bend-Twist Coupling Behavior of 10 MW Composite Wind Blade," *Composite Research*, Vol. 29, No. 6, 2016, pp. 369-374.
4. Frulla, G., and Cestino, E., "Design, Manufacturing and Testing of a HALE-UAV Structural Demonstrator," *Composite Structures*, Vol. 83, No. 2, 2008, pp. 143-153.
5. Ishikawa, T., *Advances in Inorganic Fibers, In: Polymeric and Inorganic Fibers*, Springer, Berlin, Heidelberg, 2005, pp. 109-144.
6. Broekel, J., "The Specialities of Fibre-reinforced Plastics in Terms of Product Lifecycle Management," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 162-163, 2005, pp. 725-729.
7. Soutis, C., "Fibre Reinforced Composites in Aircraft Construction," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 41, No. 2, 2005, pp. 143-151.
8. Liu, X., and Chen, F., "A Review of Void Formation and its Effects on the Mechanical Performance of Carbon Fiber Reinforced Plastic," *Engineering Transactions*, Vol. 64, No. 1, 2006, pp. 33-51.
9. Koushyar, H., Alavi-Soltani, S., Minaie, B., and Violette, M., "Effects of Variation in Autoclave Pressure, Temperature, and Vacuum-application Time on Porosity and Mechanical Properties of a Carbon Fiber/epoxy Composite," *Journal of Composite Materials*, Vol. 46, No. 16, 2011, pp. 1985-2004.
10. Grimsley, B.W., *Characterization of the Vacuum Assisted Resin Transfer Molding Process for Fabrication of Aerospace Composites*, M.S. Thesis, Virginia Tech, US, 2005.
11. Mallick, P.K., *Fiber-reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design*, CRC Press, Taylor & Francis Group, New York, 2007.
12. Garschke, C., Weimer, C., Parlevliet, P.P., and Fox, B.L., "Out-of-autoclave Cure Cycle Study of a Resin Film Infusion Process Using in Situ Process Monitoring," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 43, No. 6, 2012, pp. 935-944.
13. Handbook, Military, *MIL-HDBK-17-2F: Composite Materials Handbook, vol. 2, Polymer Matrix Composites Materials Properties*, US Department of Defense, 2002.