Composites Research

Vol. 33, No. 5, 302-308 (2020)
DOI: http://dx.doi.org/10.7234/composres.2020.33.5.302
ISSN 2288-2103(Print), ISSN 2288-2111(Online)

Paper

경화공정에 따른 복합재 부품 외부와 내부의 경화 거동 차이에 대한 연구

현동근* · 이동승* · 신도훈*† · 김지훈**†

Study of Cure Behavior of the External and Internal of Composite Parts

Dong Keun Hyun*, Dong Seung Lee*, Do Hoon Shin*†, Ji Hoon Kim**†

ABSTRACT: We measured the thermal conductivity of composite materials manufactured by the autoclave and vacuum bag only processes and predicted the cure behavior of the external and internal of composite parts with a cure kinetics model. The temperature difference between the external and internal depends on the processes because of the change of thermal conductivity. In the autoclave process, the temperature and cure behavior of the internal were similar to those of the external because of the high thermal conductivity. However, the temperature of the internal of the vacuum bag only process was different from that of the external. The difference can influence the part quality and evacuation of air. Compression tests were performed to find the mechanical property using 0° unidirectional specimens. The composite of the vacuum bag only process was found to have a lower compressive strength than that of the autoclave process.

초 록: 본 연구는 탄소 복합소재를 이용하여 오토클레이브와 진공백(Vacuum Bag Only) 공정으로 소재의 열전도 계수를구하고 경화 거동 모델을 통해 표면부와 내부의 경화 거동을 예측 및 비교하였다. 공정에 따른 열전도 계수의 변화로 인해 내부 온도가 표면부와 차이를 보였다. 오토클레이브 공정의 경우 높은 열전도 계수를 통하여 표면부와 내부의 온도는 거의 일치를 하였으며, 경화 거동 역시 유사하게 진행이 되었다. 하지만, 진공백 공정의 경우 표면부와 내부의 경화 거동이 많은 차이를 보였다. 이 차이는 부품 내부의 품질 및 공기 배출에 영향을 준다. 기계적 물성 차이를 확인하고자 0도 단방향 시편으로 압축시험을 수행하였고, 그 결과 진공백 성형이 조금 낮은 물성을 갖는다는 것을 확인하였다.

Key Words: 복합재료(Composite materials), 진공백 성형(Vacuum Bag Only processing), 열전도 계수(Thermal conductivity), 경화 거동(Cure behavior), 경화도(Degree of cure)

1. 서 론

최근 환경오염 문제로 인한 이산화탄소 배출 저감 정책이 시행되면서 항공산업에서는 경량화 소재인 탄소복합소재가 적용된 항공기가 선보이고 있다. 2000년 이전에는 항공기에 탄소복합소재를 적용하기 위하여 수많은 검증과 설계/공정 기술 축적을 위해 주구조물이 아닌 2차 구조물에 국한되어 적용이 되었으나, 보잉사 및 에어버스사에서 선보인 최신 항공기인 787 및 A350은 주구조물을 포함하여 약 50%까지 탄소복합소재를 사용하였다. 폭발적인 사용량의 증가로 관련 시장은 크게 성장하였으며, 현재는 시장 경쟁성을 갖추기 위해 비용절감에 관한 기술 개발에 초점을

Received 31 August 2020, received in revised from 26 September 2020, accepted 5 October 2020

*Material & Process Technology, Korean Air Aero-Space Division, Busan, Korea
*†Material & Process Technology, Korean Air Aero-Space Division, Busan, Korea, Co-corresponding author (E-mail: dohshin@koreanair.com)
**†School of Mechanical Engineering, Pusan National University, Busan, Korea, Corresponding author (E-mail: kimjh@pusan.ac.kr)

두고 관련 연구가 이루어지고 있다[1-6].

탄소복합소재를 이용한 부품 성형은 오토클레이브 성형(Autoclave process, A/C) 기술이 전통적으로 사용이 되었다. 하지만 오토클레이브라는 장비를 마련하기 위해서는 많은 비용의 초기 투자가 필요하였으며, 해당 장비로 인한 생산 부품의 크기가 제한되는 등 생산 비용이 높을 수 밖에 없는 구조이다. 이를 탈피하기 위하여 원가절감을 통한 시장 경쟁력 우위를 위한 탈오토클레이브 공법들이 제시가 되고 그 대안 공정에 활발한 연구가 진행되고 있다.

탈오토클레이브 공정 중 진공백 공정(Vacuum Bag Only process)은 기존 오토클레이브와 매우 비슷한 공정이지만 경화시 추가 압력 없이 진공 압력만을 이용하여 부품을 생산하기에 생산 비용을 상당히 절감할 수 있다. 하지만 5~7기압 정도의 오토클레이브 가압없이 성형을 진행하기 때문에 생산된 부품의 내부 품질이 떨어질 수 있다. 오토클레이브의 추가 압력으로 부품 내부의 공기 배출을 원활히 하며 내부 기공의 성장을 억제하였지만, 진공백 성형의 경우 가압(5~7기압)이 없이 진공압만(1기압)을 이용한 공정으로 공기 배출 및 내부 기공에 대해 보다 효율적인 억제 방법이 필요하다[7-10]. 자재사(Solvay사)에서는 효율적인 공기 배출을 위해 탄소 섬유 상/하 표면부에 에폭시 수지의 부분 함침으로 중앙부의 미함침 부위인 공기배출통로를 통해 제어하고 있다[11,12]. 하지만 2차 구조물이 아닌 주 구조물의 경우 부품의 두께가 점점 두꺼워지며, 내부 기공으로 인한 품질 결함이 많이 발생하고 있다. 주요 결함 원인으로는 진공백 성형 조건에서 부품 두께 방향의 온도, 수지의 경화도 및 흐름성 차이로 인해 공기 배출이 방해를 받기 때문이다. 이를 확인하기 위하여 본 연구에서는 동일 자재를 이용하여 각 성형 조건에서의 자재 열전도 계수를 측정하고 두께 방향의 온도, 수지의 경화도를 예측하고 기계적 물성의 영향을 확인하고자 한다[13-15].

2. 열전도 계수 측정

2.1 실험 재료

본 실험에는 탄소복합소재 중 T650 PAN 계열의 탄소섬유와 Epoxy 수지가 사용된 Solvay사의 열경화성 프리프레그 자재를 사용하였다. 해당 자재는 CYCOM 5320-1 제품으로 진공백 성형을 위해 개발된 자재이며, 경화 중 내부 기공 배출을 위한 두께 중앙부의 Dry zone을 가지는 것이 특징이다[11]. 적층전 -18°C 이하의 온도에서 보관을 한 후 1일 해동 후 실험 진행을 하였다.

2.2 시편

소재는 Solvay사 COMCY 5320-1 T650의 단방향 탄소 섬유(UD, Uni-direction)를 이용하여 섬유와 수직 방향인 두께 방향과 섬유와 동일 방향으로하는 층내 방향에 대해 측정

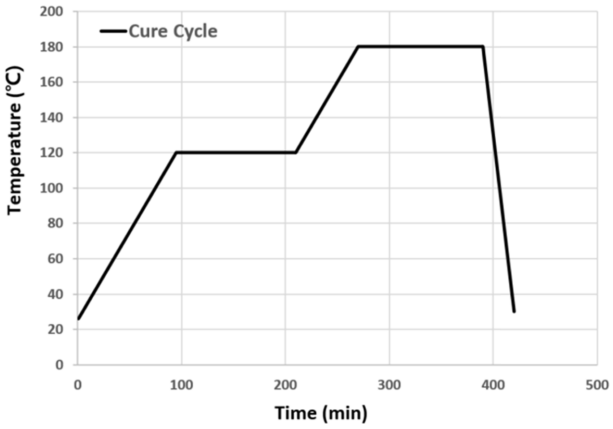

Fig. 1. Cure cycle for Autoclave process

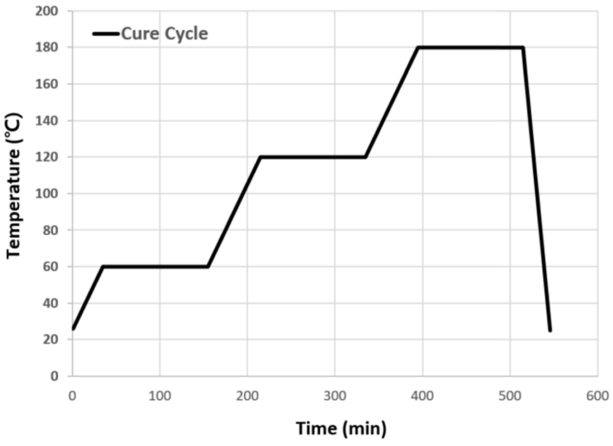

Fig. 2. Cure cycle for VBO process

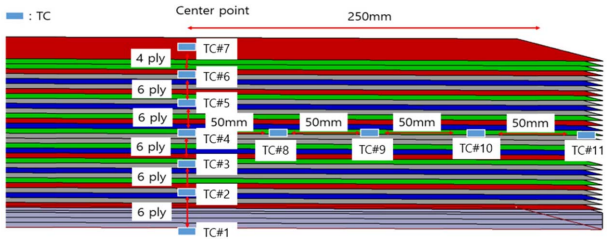

Fig. 3. Thermocouple location in panel

하였다.

시료는 각 공정별로 자재사(Solvay)에서 제공하는 오토클레이브(Fig. 1) 및 진공백 성형 경화 사이클(Fig. 2)을 이용하여 제작하였다. 소재의 층간 및 층내 방향의 열전도 계수를 측정하기 위하여 500 × 500 mm의 평판을 Fig. 3과 같이 총 34 플라이로 적층을 하였다. 치공구 면에서부터 열전대를 6 플라이 간격으로 총 7개를 삽입하였고, 마지막 열전대는 4 플라이 간격으로 삽입되었다(Fig. 4). 층내 열전도 계수를 측정하기 위하여 중앙부인 18번째 플라이의 중앙에서 50 mm 간격으로 4개의 열전대를 적용하였다. 층간 열전도 계수를 구하기 위하여 치구면의 TC#1과 시료 표면부

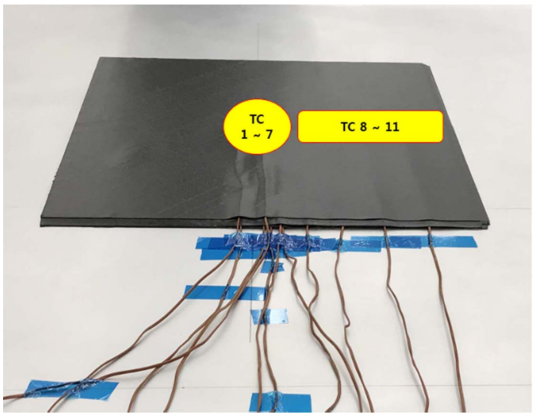

Fig. 4. Experimental panel for thermal profile

Table 1. Measurement of temperature in VBO process

Temp. (°C)	In-plane		Through thickness	
	TC#6	TC#1	TC#11	TC#4
50°C	43.3	39.3	42.5	40.8
100°C	94.1	91.1	94.3	91.9
150°C	154.6	151.4	154.5	152.7

Table 2. Measurement of temperature in Autoclave process

Temp. (°C)	In-plane		Through thickness	
	TC#6	TC#1	TC#11	TC#4
50°C	48.9	47.9	49.2	48.3
100°C	100.4	99.9	100.8	100.4
150°C	150.9	150.6	151.2	150.7

에서 4 ply 떨어진 TC#6을 이용하였으며, 층내 열전도 계수는 두께 및 면의 중앙부에 삽입된 TC#4과 두께 중앙부에서 면 끝단 부위에 삽입된 TC#11을 이용하였다. 해당 열전대에서 측정된 값은 Table 1, 2와 같다.

2.3 열전도 계수 측정 실험

제작된 시편을 이용하여 오토클레이브 성형과 진공백 성형의 경화 공정 사이클을 이용하여 평판 표면 및 내부에 삽입된 열전대의 온도를 측정하였다. 평판의 표면과 내부에서 측정된 온도를 이용하여 아래 열전도 Fourier 수식 (1)를 통하여 열전도 계수를 구하였다[16,17].

$$Q = \frac{k}{d} \cdot A \cdot \Delta T = C \cdot A \cdot \Delta T = -k \cdot A \cdot \frac{\Delta T}{\Delta x} \quad (1)$$

k는 열전도율, C는 컨덕턴스, d는 열전대간 거리, A는 전달되는 판의 면적 그리고 ΔT 온도차를 나타낸다. 열량(Q)는 장비에서 직접 측정하여 활용하였다. 해당 수식을 통해 오토클레이브와 진공백 공정에서의 자재의 열전도 계수를 Table 3, 4와 같이 구하였다.

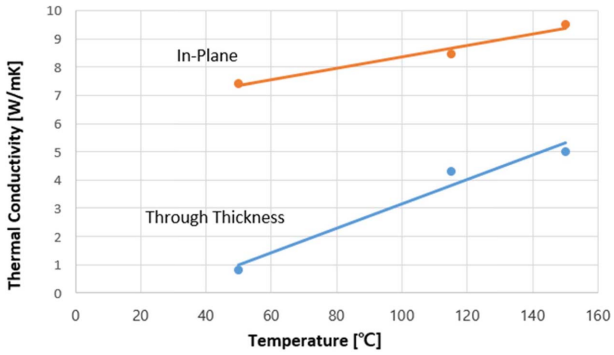

Fig. 5. Thermal conductivity in A/C

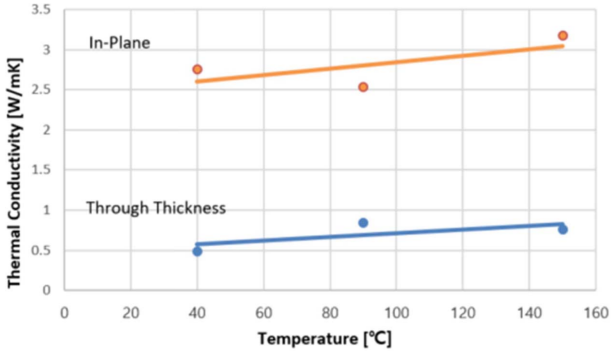

Fig. 6. Thermal conductivity in VBO

해당 측정 결과의 신뢰성을 확인하기 위하여 진공백 공정 조건에서 열경화성 수지 HEXCEL F593을 이용하여 특수 장비를 통해 측정한 층간 및 층내 방향 결과[18]와 비교하였다. 본 연구에서 측정된 진공백 공정 조건에서의 결과는 층내 2~3 W/mk와 층간 0.5~0.8 W/mk로 특수 장비를 통해 측정 결과인 층내 2~3 W/mk, 층간 0.5~0.8 W/mk와 유사한 결과를 보였다. 해당 측정 방법이 이상적인 조건에서의 측정 결과와 유사성을 확인하였다. 실험 조건을 고정 후 오토클레이브 내 가압조건에서의 열전도 계수를 측정하였다. 동일 측정 조건에서 오토클레이브 공정에서의 열전도 계수는 층내 7~9.5 W/mk와 층간 0.8~5 W/mk가 측정되었다. 이는 진공백 공정보다 층내 열전도 계수는 약 3배 이상, 층간 열전도 계수는 6배까지 차이가 나는 것을 확인하였다. 본 시험을 통해 오토클레이브 공정 조건에서의 추가 압력 6기압이 자재의 열전도계수에 영향을 미치는 것을 확인하였으며, 성형 공정에 따라 부품 내외부 온도차이가 서로 다름을 확인하였다. 각 공정별 층간 열전도 계수의 차이는 오토클레이브 경화 공정의 추가 압력 6기압으로 인하여 제품의 두께가 평균 4.89 mm가 측정되어 진공백 공정의 제품 두께(4.94 mm)보다 0.05 mm의 층간 거리가 감소한 것으로 판단이 된다. 층내 열전도 계수는 오토클레이브 공정의 6기압으로 인해 프리프레그 내의 수지가 외부로 빠지면서 섬유의 체적율이 63.2%로 진공백 성형의 섬유 체적율(63.0%)

Table 3. In-plane thermal conductivity

Temp. (°C)	Vacuum Bag Only (W/mK)	A/C (W/mK)
RT~50	0.49	0.82
50~110	0.84	4.3
110~150	0.76	5

Table 4. Through thickness thermal conductivity

Temp. (°C)	Vacuum Bag Only (W/mK)	A/C (W/mK)
RT~50	2.75	7.4
50~110	2.53	8.46
110~150	3.17	9.5

보다 조금 높은 체적율에 따라 증가한 것으로 판단된다. 본 시험으로 측정한 각 온도 구간에서의 층내/층간에 대한 열전도 계수는 각각 Table 3, Table 4와 같다.

2.4 열전도 계수 검증

측정된 열전도 계수를 검증하기 위하여 서로 다른 플라이 구역을 가지고 있는 부품 4 m 평판(Fig. 7)을 제작하여 검증하였다. 부품의 경화는 Fig. 1과 2를 사용하여 각 공정에 맞는 경화 사이클을 사용하였다. 4 m 평판은 총 7개의 구역으로 나눠져 있으며, 5 플라이부터 16 플라이까지 구역별로 서로 다른 적층을 하였다. 그 중 주요 구역을 선정하여 구역 중앙에 열전대를 삽입하였으며, 평판 표면 및 부품 내부 온도를 측정하였고 평판 표면 온도와 열전도 계수(Thermal conductivity)를 이용하여 평판 내부 온도를 계산하여 비교하였다. 가장자리에 삽입된 열전대는 부품의 크기(4 m)로

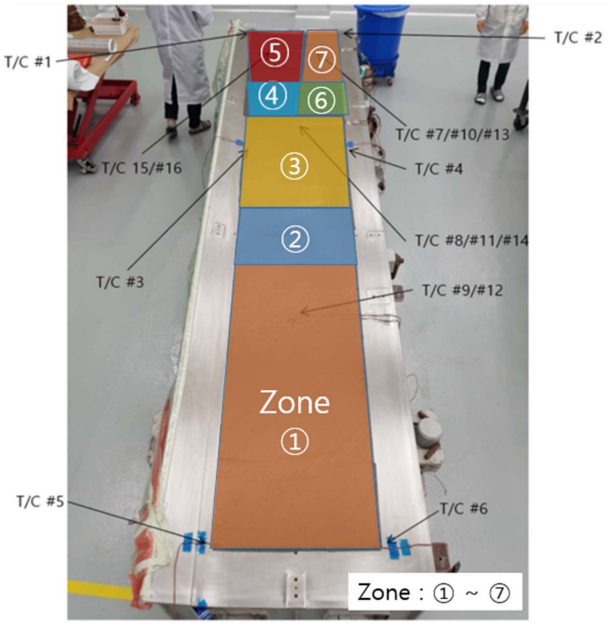

Fig. 7. T/C locations in 4m panel

인해 경화 장치내에서의 구역별 온도 분포를 확인하기 위하여 장착하였으며, 구역내 표면 온도의 대표성을 확인하고자 구역 중앙부 표면에 측정된 온도와 가장자리 온도의 차이를 측정하였다. 구역의 중앙부와 가장자리의 온도는 거의 일치하였으나, 부품 좌우에 설치된 열전대 측정 온도는 일치하지 않았다. 이는 장비에 설치된 팬을 통한 강제 순환과 치공구 형상에 따른 부분적 와류 현상으로 추정이 된다.

열전대는 각 구역의 표면 중앙부(Surface)에 삽입하여 표면부 온도를 측정하였으며, 부품 내부의 최하단 프리프레그인 금형부와 맞닿는 부분의 중앙부(Through thickness measurement)에 삽입하여 두께 방향으로의 온도를 측정하였다. 표면 중앙부(Surface)로부터 측정된 온도를 바탕으로 계산된 온도(Through thickness measurement)를 Table 5, 6에 표현하였다.

선정된 측정 온도는 같은 시간에서 해당 구역에 삽입된 열전대의 데이터를 활용하였으며, 장비의 열량(Q)이 안정적으로 유지되는 구간을 선택하였다. 실험에 이용된 4 m의

Table 5. Through thickness temperature in VBO

	Surface (°C)	Through thickness Measurement (°C)	Through thickness Calculation (°C)
Zone 3 (14 ply)	32.3	31.6	32.2
	93.1	92.5	93
	148.6	147.9	148.5
Zone 5 (11 ply)	32.5	30.2	32.3
	93	91.3	92.9
	148.6	146.9	148.5
Zone 7 (16 ply)	32.6	30.5	31.4
	93.2	92.4	93.1
	148.7	147.6	148.6

Table 6. Through thickness temperature in A/C

	Surface (°C)	Through thickness Measurement (°C)	Through thickness Calculation (°C)
Zone 3 (14 ply)	31.8	30.7	31.7
	93.1	92.3	93
	148.9	148.4	148.9
Zone 5 (11 ply)	32.5	32.1	32.4
	93.4	92.5	93.3
	148.8	148.2	148.7
Zone 7 (16 ply)	31.7	30.1	31.6
	93	90.2	92.9
	148.7	147.2	148.6

크기 부품은 동일 시간을 선정하여 구역별 온도를 측정하더라도 온도 편차가 확인되었다. 부품의 내외부 온도도 열전도 계수를 이용한 계산값보다 차이가 많이 발생하였다. 본 실험 결과를 통해 두꺼운 부품일수록 경화 과정 중 표면과 내부의 경화거동의 차이는 발생되며, 경화온도에 먼저 도달이 되는 표면부의 경화로 인해 부품 내부의 공기 및 휘발성 물질의 배출에 영향을 미치게 된다. 해당 영향으로 오토클레이브와 진공백 공정으로 제작된 동일 부품이라도 부품의 품질 및 기계적 물성은 달라 질 수 있다.

측정된 부품의 내부 온도와 계산된 내부 온도 차이 사유는 열전도도 측정시 사용한 부품에 비해 제작한 부품의 크기가 크고 사용된 치공구의 형상 및 부피로 인해 발생되는 와류로 인해 부품에 적용되는 열량이 안정적이지 않았으며, 측정시와 동일 조건을 맞추기 위해 사용된 부자재의 높이가 상대적으로 얇은 두께를 가진 4 m 부품에 열공급을 방해했을 것으로 추정한다. 생산시설에 사용하기 위해 열전도 계수 및 장비 열량 측정에 대한 정확성을 높이는 관련 연구를 지속할 예정이다.

3. 경화 거동 예측

3.1 경화 거동 예측 모델

경화 거동에 대한 예측 모델은 이전 연구[1]에서 Kratz 모델식을 이용하여 프리프레그의 경화 반응에 대한 거동 분석을 완료하였다[19,20]. 해당 연구에서 결정된 아래 Table과 같으며 이를 이용하여 소재의 경화 거동을 예측하였다.

$$\frac{d\alpha}{dt} = K_1\alpha^{m_1}(1-\alpha)^{n_1} + \frac{K_2\alpha^{m_2}(1-\alpha)^{n_2}}{1+\exp^{(D(\alpha-(\alpha_{C0}+\alpha_{CT}T)))}} \quad (2)$$

수식 (1)에서 m_1, m_2, n_1, n_2은 상수, t는 시간, α는 경화도, T는 온도, D는 확산상수, α_{C0}는 절대온도 0일 때의 임계경화도, α_{CT}는 온도에 따른 임계경화도를 나타내며, K_1과 K_2는 Arrhenius 함수이다.

$$K_1 = A_1\exp^{\left(-\frac{\Delta E}{RT}\right)}$$

$$K_2 = A_2\exp^{\left(-\frac{\Delta E}{RT}\right)}$$

여기에서 ΔE는 활성화 에너지, A_1, A_2는 선지수 계수(pre-exponential factor)이며, R은 기체상수, T는 절대온도를 나타낸다.

Table 7. Kinetic parameters for resin cure kinetics model [1]

A_1	$\frac{E_1}{R}$	m_1	n_1	A_2	$\frac{E_2}{R}$
6.83E+07	10629	0.7	13.46	7.80E+04	7668
m_2	n_2	D	α_{C0}	α_{CT}	
0.69	2.3	35	-1.22	4.53E-03	

3.2 경화 거동 모사

본 실험에 사용된 부품 중 표면과 내부 온도의 차이를 명확히 나타내었던 500 × 500 mm 평판을 이용하여 내부의 경화 거동을 모사하였다. 부품의 표면부에서 측정된 온도를 바탕으로 식 (2)를 이용하여 경화 거동을 모사하였다. 이를 바탕으로 동일 경화 사이클에서 각 공정에 따른 내부 경화 거동을 예측하기 위하여, 실험으로 측정된 공정별 열전도 계수를 통해 내부 온도를 계산 및 내부 경화 거동을 예측하였다. 내부 경화 거동은 부품 내부에서 가장 늦게 승온되는 금형과 맞닿는 프리프레그 의 온도를 기준으로 계산하였다. Fig. 8, 9에서는 표면부에서의 경화 거동을 External로 그래프에서 표현을 하였으며, 예측 내부 경화 거동을 진공백 성형(VBO internal)과 오토클레이브 성형(A/C Internal)로 나타내었다. 부품의 표면부 온도를 측정한 후 이를 이용해 오토클레이브와 진공백 공정시 예측되는 내부 온도를 계산하고, 이를 통해 공정별 표면과 내부의 경화 거동의 차이를 확인하였다. 경화 사이클은 각 공정에서 대표적으로 사용하고 있는 두 사이클을 사용하여 비교하였다.

모사 결과 열전도 계수가 상대적으로 높은 오토클레이브 공정 조건에서는 부품 내부의 거동이 표면부의 거동과 거의 유사하게 변화되는 모습을 확인하였다. 반면, 진공백

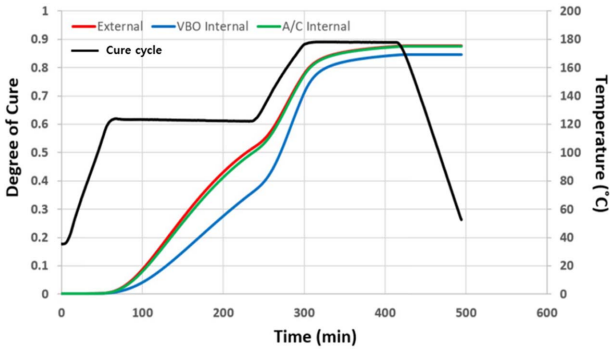

Fig. 8. Cure kinetics simulation at Option #1

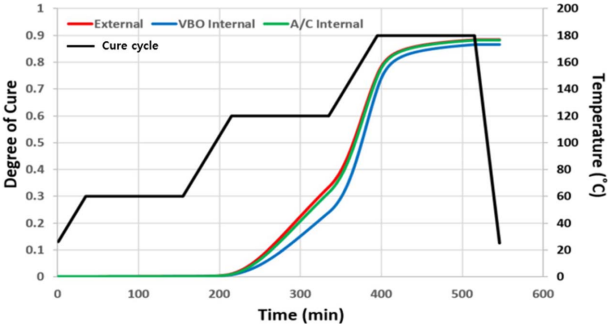

Fig. 9. Cure kinetics simulation at Option #2

Table 8. Comparison of degree of cure

	Condition	Option #1	Option #2
Degree of Cure	External	0.87	0.88
	A/C Internal	0.87	0.88
	VBO Internal	0.84	0.86

공정 조건에서는 낮은 열전도 계수로 인하여 표면부와 부품 내부의 거동에서 차이를 보이고 있으며, 경화 후에도 표면부와 내부의 경화도 차이를 보이고 있다. 경화 거동 모사 결과 경화 과정에서도 진공백 성형의 거동이 표면의 경화 거동과 차이를 보였지만, 경화를 마치고 나서도 약 0.02~0.03 정도의 경화도 차이를 보이고 있다. 해당 경화도의 차이는 부품 품질 및 기계적 성능에 영향을 미칠 수 있다.

3.3 기계적 성능 실험

본 연구에서 진행하였던 표면부와 부품 내부의 경화 거동에 의해 부품의 기계적 물성차이를 비교하기 위하여 단방향 0도 압축실험을 진행하였다. 압축시험은 ASTM D 6641[21]에 따라 시편 및 실험 조건을 결정하였다. 실험 조건에 따라 시편을 적층하였으며, 경화 조건을 오토클레이브와 진공백 공정을 통해 두가지 평판을 성형하였다. 압축 실험 결과 Table 7과 같이 오토클레이브 공정으로 제작된 시편이 진공백 공정에 비해 평균값 약 70 MPa 정도 높은 물성을 확인하였다. 단, 시료 수량의 불충분으로 비교 참조만 가능하다.

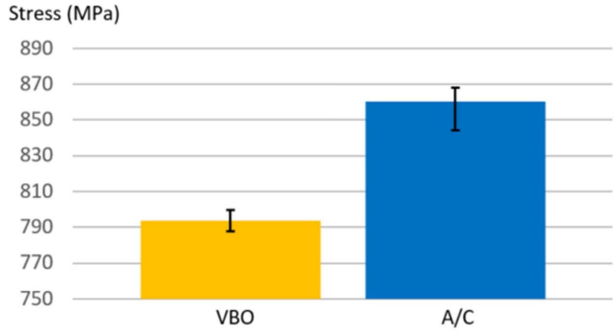

Fig. 10. Compression strength comparison

Table 9. 0° Compression strength

	VBO	A/C
0° Compression strength (MPa)	779	845
	799	853
	802	880
Ave.	793	860
Dev.	12.7	18.5

4. 결 론

본 연구에서는 진공백 공정이 오토클레이브 공정에 비해 내부 품질이 저하되는 여러가지 원인 중 열전도 계수 차이에 의한 표면부와 내부의 경화도 차이도 하나의 원인임을 확인하였다. 표면부와 내부의 경화 거동의 차이로 내부의 공기 및 휘발성 물질의 제거가 어려워지며, 경화도 차이로 인한 기계적 물성도 떨어 질 수 있다. 동일 자재를 이용하여 두 공정의 경화 과정 중 열전도 계수의 변화 및 차이를 확인하였으며, 이로 인해 표면부 측정으로 부품 내부의 온도 예측을 하였고 경화거동 모델을 통해 내부 경화 거동을 알 수 있었다. 경화 거동의 차이로 인해 경화 과정 및 완료 후의 경화도는 차이가 있음을 확인하였고, 이런 경화도 차이로 인해 압축시험 결과, 상대적으로 낮은 기계적 물성을 갖는다는 것을 확인하였다.

진공백 공정이 오토클레이브 공정을 대체하기 위해서는 본 연구에서 제시된 표면부와 내부의 경화 거동의 차이를 줄여야 하며, 이를 위해서는 새로운 경화 사이클 개발이 필요하다. 제시된 경화 거동 예측 모델을 이용하여 경화 사이클을 생성 및 예측 할 수 있다. 양산 적용을 위해 경화 거동 예측 모델을 이용한 새로운 경화 사이클에 대한 연구가 진행될 예정이다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부 산업소재핵심기술개발사업(금속-복합재 하이브리드 공정(접합-성형) 통합 엔지니어링 기술개발 및 25% 이상 경량화 사이드 스트럭쳐 상용화 부품 개발, 10077492)과 2019년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구(No.2019R1A5A6099595)입니다.

REFERENCES

1. Hyun, D.K., Lee, B.E., Shin, D.H., and Kim, J.H., "Study of Cure Kinetics of Vacuum Bag Only Prepreg Using Differential Scanning Calorimetry", *Composites Research*, Vol. 33, No. 2, 2020, pp. 44-49.
2. Park, D.C., Kim, T.G., Kim, S.H., Shin, D.H., Kim, H.W., and Han, J.W., "Evaluation of Physical and Mecahnical Properties based on Liquid Composite Molding", *Composites Research*, Vol. 31, No. 6, 2018, pp. 304-310.
3. Park, D.C., and Kim, Y.H., "Evaluation of Laminate Property using Caulplate Application", *Composites Research*, Vol. 29, No. 5, 2016, pp. 231-235.
4. Marsh, G., "Airbus Takes on Boeing with Reinforced Plastic A350 XWB", *Reinforced Plastics*, Vol. 51, No. 11, 2007, pp. 26-29.
5. Jerome, P.O.R.A., "Composite Materials in the Airbus A380 –

From History to Future -", *Proceeding of the 13 International Committee on Composite Materials*, Beijing, China, 2001.
6. Shin, D.H., Hyun, D.K., and Kim, Y.H., "Evaluation of Adhesive Failure Cases of L Joint Structures under Tensile Loading", *International Journal of Modern Physics B*, Vol. 32, No. 19, 2018, 1840058.
7. Koushyar, H., Effects of Variation in Autoclave Pressure, Cure Temperature, and Vacuum Application Time on the Porosity and Mechanical Properties of a Carbon/Epoxy Composite, Master Thesis, Wichita State University, USA, 2011.
8. Hong, S.J., Song, M.H., Song, K.M., Baik, S.M., and Shin, S.J., "Fabrication and Evaluation of Integrated Composite Part for Aircraft using OoA Prepreg", *Journal of the Korean society for Composite Materials*, Vol. 29, No. 5, 2016, pp. 315-320.
9. Danzi, M., "Manufacturing of Polymer Composites OOA Prepreg Technology", CMASLab, ETH Zűrich, 2017.
10. Harshe, R., "A Review on Advanced Out-of-Autoclave Composite Processing", *Journal of the Indian Institute of Science*, Vol. 95, No. 3, 2015, pp. 207-220.
11. Cytec Engineered Materials. CYCOM 5320 Information Sheet.
12. Kwon Hyuk, *Out-Of-Autoclave Process using a Novel Semi-preg System for Aircraft Structures*, Korea Aerospace University, Korea, 2014.
13. Yang, H.C., "A Study of Thermal Conductivity for the Composite Materials", *Composites Research*, Vol. 8, No. 4, 1995, pp. 26-33.
14. Nysten, B., and Issi, J.P., "Composites Based on Thermally Hyperconductive Carbon Fibers", *Composites*, Vol. 21, No. 4, 1990, pp. 339-343.
15. Lee, S.E., Yoo, J.S., Kim, C.G., Hong, C.S., and Kim, K.S., "Prediction of Thermal Conductivity of Spatially Reinforced Composites", *Composites Research*, Vol. 14, No. 3, 2001, pp. 57-68.
16. Bergman, T.L., Incropera, F.P., DeWitt, D.P., and Lavine, A.S., Fundamentals of Heat and Mass Transfer, 7th Edition. John Wiley & Sons, Incorporated, 2011.
17. Cengel, Y., Heat and Mass Transfer. McGraw-Hill Education, 2011.
18. Sweeting, R.D., and Liu, X.L., "Measurement of Thermal Conductivity for Fibre-reinforced Composites", *Composites Part A*, Vol. 35, No. 7-8, 2004, pp. 933-938.
19. Kratz, J., Hsiao, K., Fernlund, G., and Hubert, P., "Thermal Models for MTM45-1 and Cycom 5320 Out-of-autoclave Prepreg Resins", *Journal of Composite Materials*, Vol. 47, No. 3, 2013, pp. 341-352.
20. Kim, D., Centea, T., and Nutt, S.R., "Out-time Effects on Cure Kinetics and Viscosity for an Out-of-autoclave (OOA) Prepreg: Modelling and Monitoring", *Composites Science and Technology*, Vol. 100, 2014, pp. 63-69.
21. ASTM D6641, Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using A Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016.