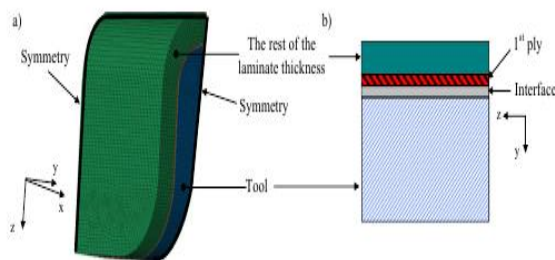


탄소/에폭시 항공우주용 복합재 구조의 Spring-in 예측

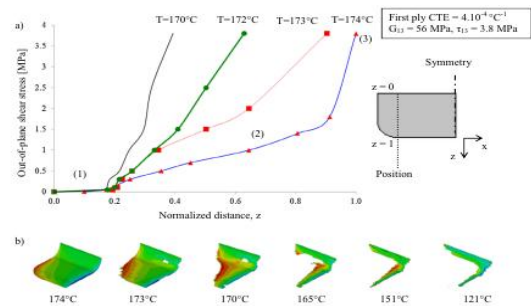
이 논문은 오토클레이빙 공정을 통해 생산된 항공기의 두꺼운 복합재 구조물의 spring-back을 예측하는 공학적인 방법으로 두꺼운 라미네이트 구조가 제시되었다. 이 예측론은 전체-부분적인 접근이 기반이 되었고 3단계 방법론을 기반으로 한다. 첫 번째는 라미네이트 두께를 통해 면 내 응력 변화를 제공하는 첫 번째 층은 실험 결과를 사용하여 수치적으로 식별 되었다. 두 번째 단계에서는 구조의 spring-back은 셀모델로부터 얻어졌다. 마지막으로 세 번째 단계에서는 예측된 spring-back이 허용 한계에 근접한 부분에 대한 정확한 3D모델이 사용되었다. 결과는 계면에서의 평면 외의 전단응력분포 및 라미네이트의 평면 내 수직 응력 변화를 정확하게 나타냄을 보여준다. 그 계면은 최종 변형에 작은 영향을 미치므로 구조의 전체 모델이 제안 될 수 있으며 결론적으로 전체-부분적인 접근을 통해 복잡한 구조를 예측하기 위한 방법으로 제안 될 수 있다.

키워드

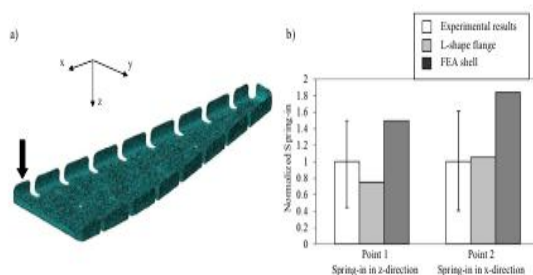
Composite structures, Spring-back, Finite element analysis



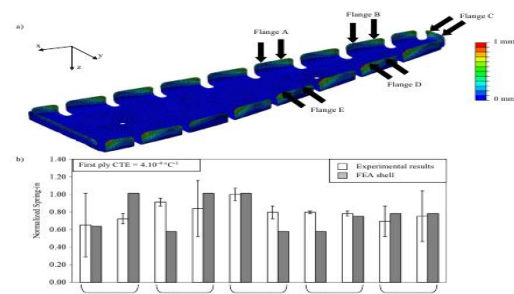
[유한요소모델 (a) 3D view (b) cross sectional view.]



[온도에 따른 (a) 계면의 평면 외의 전단 응력의 진화 및 (b) 계면 파괴]



[(a) A350 rib 셸 모델과 (b) 3D 라미네이트 시뮬레이션과 완전 셸 모델 간의 정규화 된 예측 비교.]



[(a) 셸 모델에서 얻은 spring-in 의 정규화된 크기와 (b) 셸 모델과 실험 결과 사이의 표준화 된 z-방향 예측 비교]

원 제 목	Spring-in prediction for carbon/epoxy aerospace composite structure
출 처	Composite Structures 168 (2017) 739 - 745
원 저 자	M. Fiorina, A. Seman , B. Castanie , K.M. Ali , C.Schwob, L. Mezeix