[논문] 한국소성가공학회지, 제 23 권 제 8 호, 2014
Transactions of Materials Processing, Vol.23, No.8, 2014
http://dx.doi.org/10.5228/KSTP.2014.23.8.482

가변성형기술을 활용한 항공기 윙렛용 몰드 제작에 관한 수치적 연구

박지우[1] · 구태완[2] · 김정[1] · 강범수[#]

Numerical Study of Aircraft Winglet Mold Manufacturing using Flexible Forming

J. W. Park, T. W. Ku, J. Kim, B. S. Kang
(Received July 3, 2014 / Revised October 14, 2014 / Accepted October 20, 2014)

Abstract

Flexible forming technology has advantages in sheet metal forming, because it can be implemented to produce various shaped molds using a single apparatus. Due to this advantage, it is possible to apply it to the manufacture of an aircraft winglet mold. Presently, most aircraft winglets are manufactured from composite materials. Therefore, the mold for the curing process is an essential element in the fabrication of such composite materials. Compared to conventional mold forming, flexible forming has some advantages such as reduced manufacturing cost and uniformity of mold thickness. If the thickness of the mold is consistent, then the heat transfer will occur uniformly during the curing process leading to improved formability of the composite material. In the current study, numerical simulations were performed to investigate the possibility of flexible forming for manufacturing of the winglet mold. In order to match the size of the actual product, the shape of objective surface was divided to fit the dimensions of the apparatus. The results from the numerical simulations are compared with the objective surface to verify the accuracy. In conclusion, the current study confirms the feasibility and the potential to manufacture winglet molds by flexible forming.

Key Words : Flexible Forming, Aircraft Winglet, Composite Mold Manufacturing, Numerical Simulation, Spring-back Analysis

1. 서 론

가변성형기술은 다수의 펀치배열을 이용해 각 펀치의 높이조절을 통해 단일펀치에 준하는 곡률을 형성할 수 있는 기술로 단 하나의 가변성형장치를 사용해 다양한 형상의 곡률을 구현할 수 있는 장점을 가진다. 이러한 가변성형기술은 다품종-소량생산 체계에 적합한 방식으로 조선산업, 건축산업, 그리고 항공산업 등에 활용될 수 있다[1~3].

최근 항공사들이 가장 초점을 맞추고 있는 관심사는 연료절감 문제이다. 연료절감을 위한 가장 대표적인 방법은 기체의 무게를 낮추는 것이다. 경량화를 위하여 항공기의 동체 및 날개의 재질로 높은 강도 및 경량성을 동시에 가지는 복합재료를 사용하는 추세이다. 또다른 연료절감 방안 중 하나는 날개끝 와류(Wingtip vortex)를 제어하는 것이다. 날개끝 와류는 항공기의 양력과 연료효율 및 조종특성 등에 부정적인 영향을 미치며, 날개끝 와류를 억제하는

1. 부산대학교 항공우주공학과
2. 부산대학교 ERC/ITAF
Corresponding Author : Dept. of Aerospace Engineering, Pusan National University, E-mail: bskang@pusan.ac.kr

것은 연료효율을 높이는 효과를 가진다. 이러한 날개끝 와류를 제어하는 방편으로는 윙렛(Winglet)이 있다. 항공기의 윙렛은 주익의 끝부분에서 윗방향으로 꺾여 솟아오른 형상의 날개인데, 윙렛은 날개의 끝에서 발생하는 와류유동(Vortex flow)의 발생을 줄여 유도항력(Induced drag)을 감소시키는 효과가 있어 항공기의 연료 효율을 향상시킨다. 따라서 윙렛은 항공기의 항속거리를 증가시키는 장점을 가진다 [4~7].

앞서 언급한대로 항공기경량화를 위해 동체 및 날개의 재질을 높은 강도 및 경량성을 동시에 가지는 복합재료를 사용하는 추세이며, 항공기의 윙렛 역시 복합재료를 이용하여 만들어 진다. 복합재료의 제작에는 열경화공정(Curing process)이 필요하며, 이를 위하여 목적곡면과 똑같은 모양의 틀(Mold)가 필수적이다. 보통의 경우 정밀 기계가공(Machining process)으로 틀을 제작하게 된다. 이러한 기계가공은 형상 하나당 하나의 틀을 필요로 하기에 비용적·시간적 측면에서 가변성형공정에 비하여 불리함을 가진다. 또한 가변성형기술을 활용하여 제작된 틀은 두께분포가 일정하기 때문에 경화공정에서 균일한 온도분포를 가지는 장점을 가진다.

본 논문에서는 가변성형기술의 항공기 윙렛용 복합재몰드 제작에의 적용성을 확인하기 위하여 수치적 연구를 수행하였다. 항공기용 윙렛 형상을 모델링하였고, 제품제작을 고려하여 실제 가변성형장치의 크기에 맞게 목적곡면을 분할하였다. 분할된 각 목적곡면들의 형상에 맞게 가변펀치들을 모델링하였으며, 이를 가변성형공정에 적용시켜 유한요소해석을 수행하였다. 해석 결과를 토대로 공정의 파단여부를 예측하였고, 실제 성형공정을 고려하여 탄성회복해석을 수행한 후 중심점을 기준으로 하는 곡률을 추출하여 목적곡면과 비교해 성형공정의 치수정밀도를 검증하였다.

2. 윙렛 복합재 몰드 성형 해석

2.1 해석 모델 구성

목표로 한 성형형상은 항공기용 윙렛으로 3차원 캐드 프로그램인 CATIA를 이용하여 Fig. 1과 같이 모델링하였다. 형상의 치수는 가로방향으로 약 4.5m, 세로방향으로 약 1.3m로 실제 성형실험을 하기 위한 가변성형장치에 비하여 큰 치수를 가지기 때문에 이를 맞추기 위하여 8조각으로 분할하였다. 분할된 조각들은 모두 비정형곡면으로 2차곡면의 형태를 가진다.

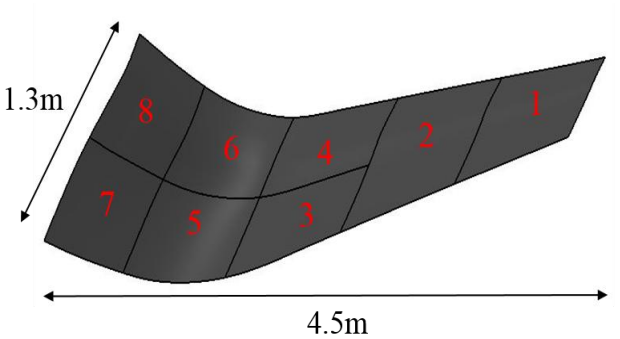


Fig. 1 Objective shape of numerical simulation

해석 모델은 판재(Initial blank), 탄성패드(Elastic pad), 펀치(Punch)로 나뉜다. 초기판재의 경우, 가로 2000mm, 세로 1000mm, 두께 12mm의 치수를 가지며 솔리드요소(Solid element)로 정의하였다. 탄성패드는 20mm의 두께를 가지는 솔리드요소로 모델링 하였다. 탄성패드는 성형영역을 모두 포함해야 하며 8조각으로 분할된 목적곡면의 크기가 모두 다르기 때문에 이에 맞추어 각각 다르게 모델링하였다. 가변성형펀치는 20mm의 펀치 곡률 반경(r)을 가지는 반구 형태의 펀치들을 분할된 목적곡면의 크기에 맞게 배열하여 모델링 하였으며, 모델링되어진 펀치 형상들은 Fig. 2에 도시하였다. 곡면의 연속성을 위하여 목적곡면에서 각 모서리의 끝점을 기준으로 직사각형 형태로 만들어 그에 맞게 가변펀치를 모델링 하였기 때문에 직사각형 모양의 상부펀치(Upper punch) 및 하부금형(Lower die)을 이용해 해석을 수행하였다.

2.2 성형 해석 조건

우선 유한요소해석을 수행하기 위하여 본 공정에 사용된 판재의 물리적 특성을 확보하기 위하여 단축인장시험을 실시하였다. 소재는 일반적인 철강소재로 널리 쓰이는 SS400재질로 12mm의 초기 두께를 가지는 판재이며, 이 소재는 탄성계수 210GPa, 포아송비(Poisson's ratio) 0.26, 밀도 7.85g/cc의 물성치를 가진다. 판재의 길이방향을 0°로 하여 0°, 45°, 90° 방향의 인장시편을 제작하여 각 방향별 인장시험을 수행하였다. 수행된 인장시험을 통하여 Fig. 3과 같은 유동응력곡선을 획득하였으며, 이를 $\bar{\sigma} = K\bar{\varepsilon}^n$ 의

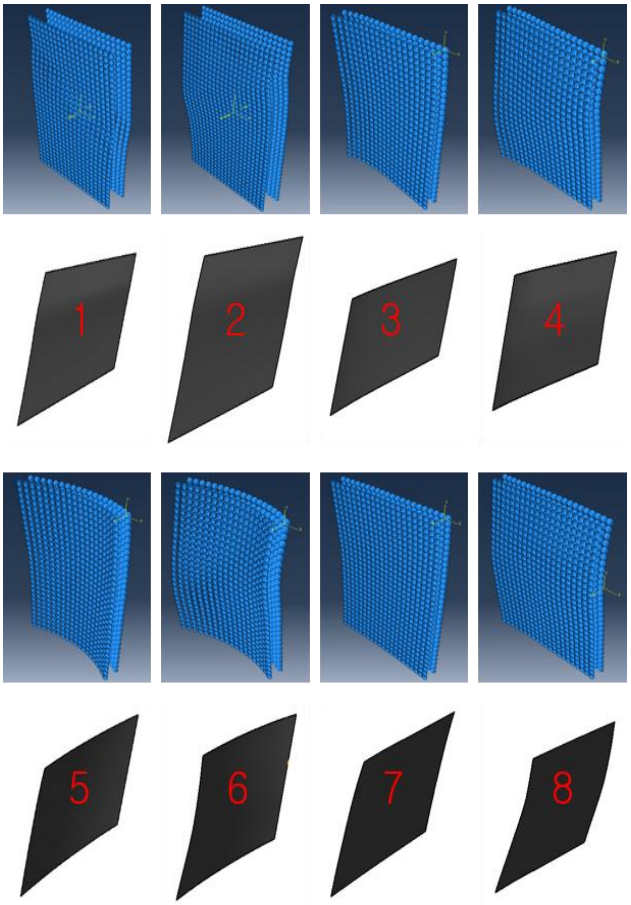


Fig. 2 Flexible punch shape

n승 가공 경화 모델을 사용해 소재의 소성거동을 모사하였다. 이를 통해 정리된 소재의 물성치는 Table 1에 나타내었다. 탄성패드는 Shore A90의 경도를 가지는 초탄성체로 가정하였으며, Mooney-Rivlin 모델을 사용하여 물성치값을 적용하였다. 사용한 Mooney-Rivlin 모델은 식(1)에 나타내었다. 마찰계수(Friction coefficient)는 0.25로 가정하였고, 성형해석은 상용해석프로그램인 ABAQUS의 Dynamic Explicit FEM을 사용하였다. 경계조건은 판재의 양쪽 끝부분의 지그(Jig)로 물리는 것으로 가정해 항복 이상의 변형이 일어나도록 스트레치(Stretch)를 주었고, 상부 펀치 이동량은 상하부 금형의 최대길이에서 초기 판재의 두께와 탄성 패드의 두께만큼을 빼준 거리로 계산하여 설정하였다. 해석 모델의 기본 구성을 표현하기 위하여 1번 해석 공정의 형상을 Fig. 4에 나타내었다.

$$W = C_{10}(\bar{I}_1 - 3) + C_{01}(\bar{I}_2 - 3) \qquad (1)$$

Table 1 Material properties of the SS400

Material properties		Values
Young's modulus (GPa)		210.00
Poisson's ratio		0.26
Yield strength (MPa)		320.00
Ultimate strength (MPa)		580.00
Density (g/cc)		7.85
Flow stress curve ($\bar{\sigma} = K\bar{\varepsilon}^n$)	K (MPa)	824.89
	n	0.27

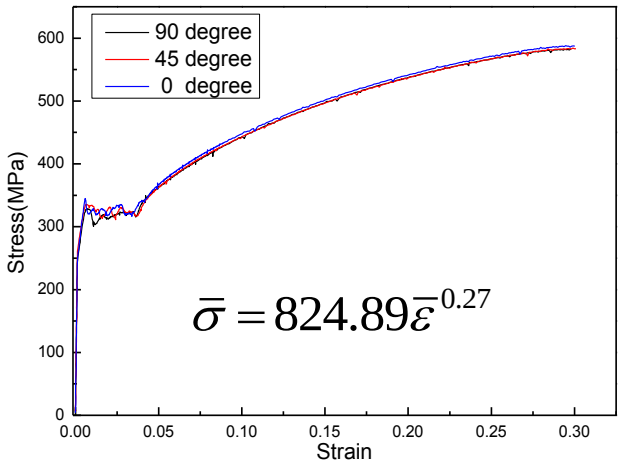


Fig. 3 Stress-Strain curve about SS400

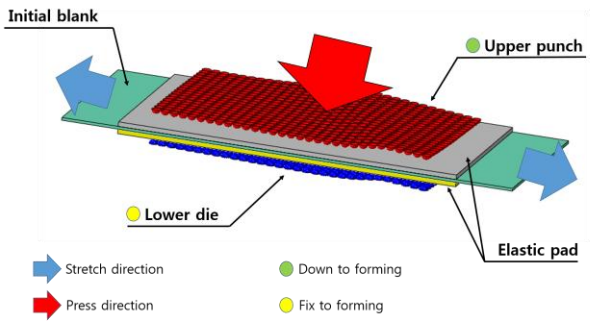
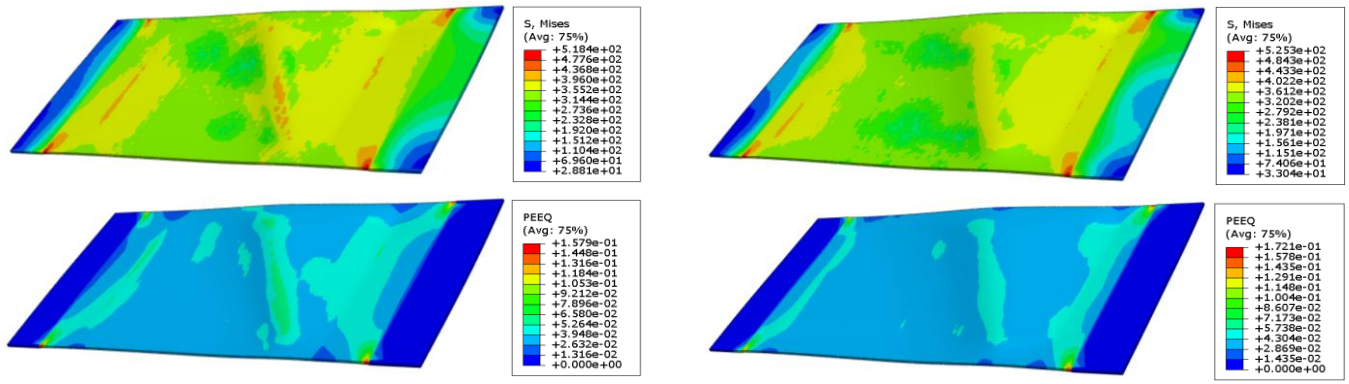


Fig. 4 General model shape of numerical simulation

3. 해석 결과

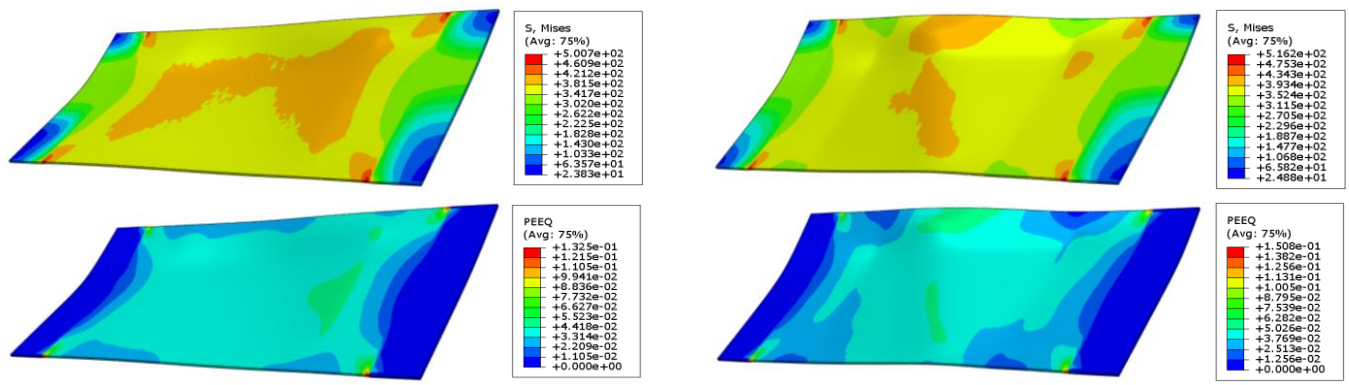
3.1 성형 해석 결과

앞서 설명한 조건을 토대로 각 조각 별 유한요소 해석을 수행하였다. 각 해석공정의 결과로 유효응력분포와 유효변형률분포를 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5의 각 그림들에서 위에 있는 그림은 유효응력분포를 나타낸 그림이며, 아래에 있는 그림은 유효변형률분포를 나타낸 그림이다. 1번 조각의 응력분포의



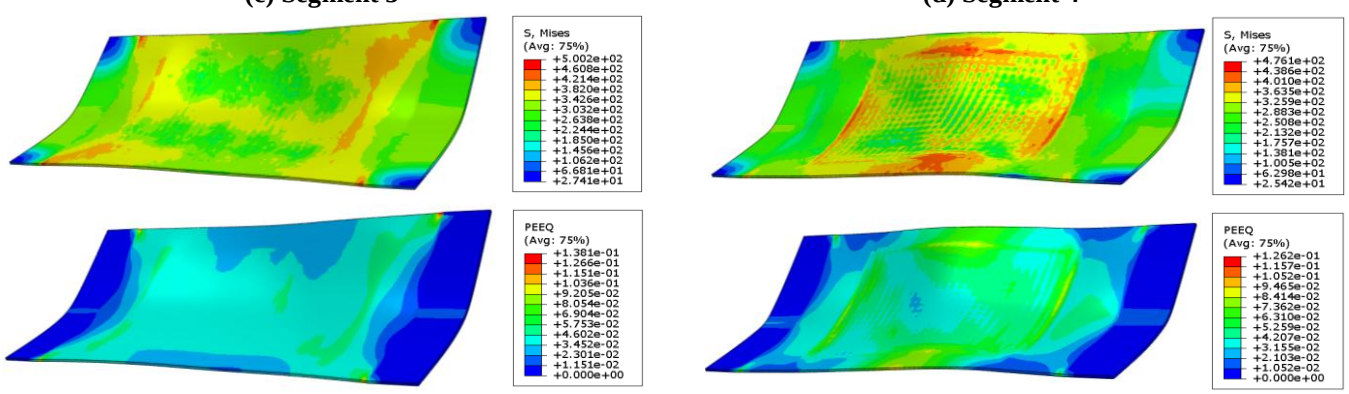
(a) Segment 1

(b) Segment 2



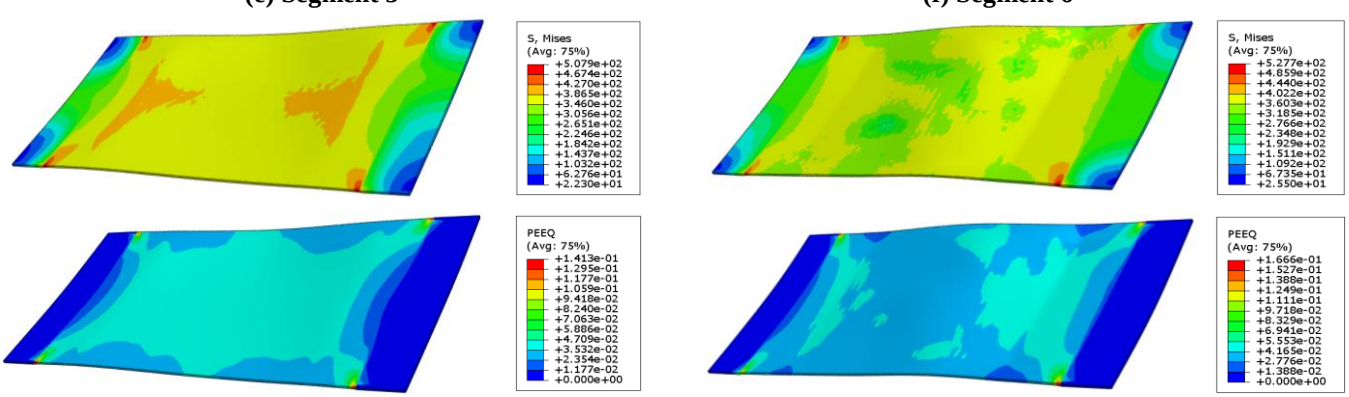
(c) Segment 3

(d) Segment 4



(e) Segment 5

(f) Segment 6

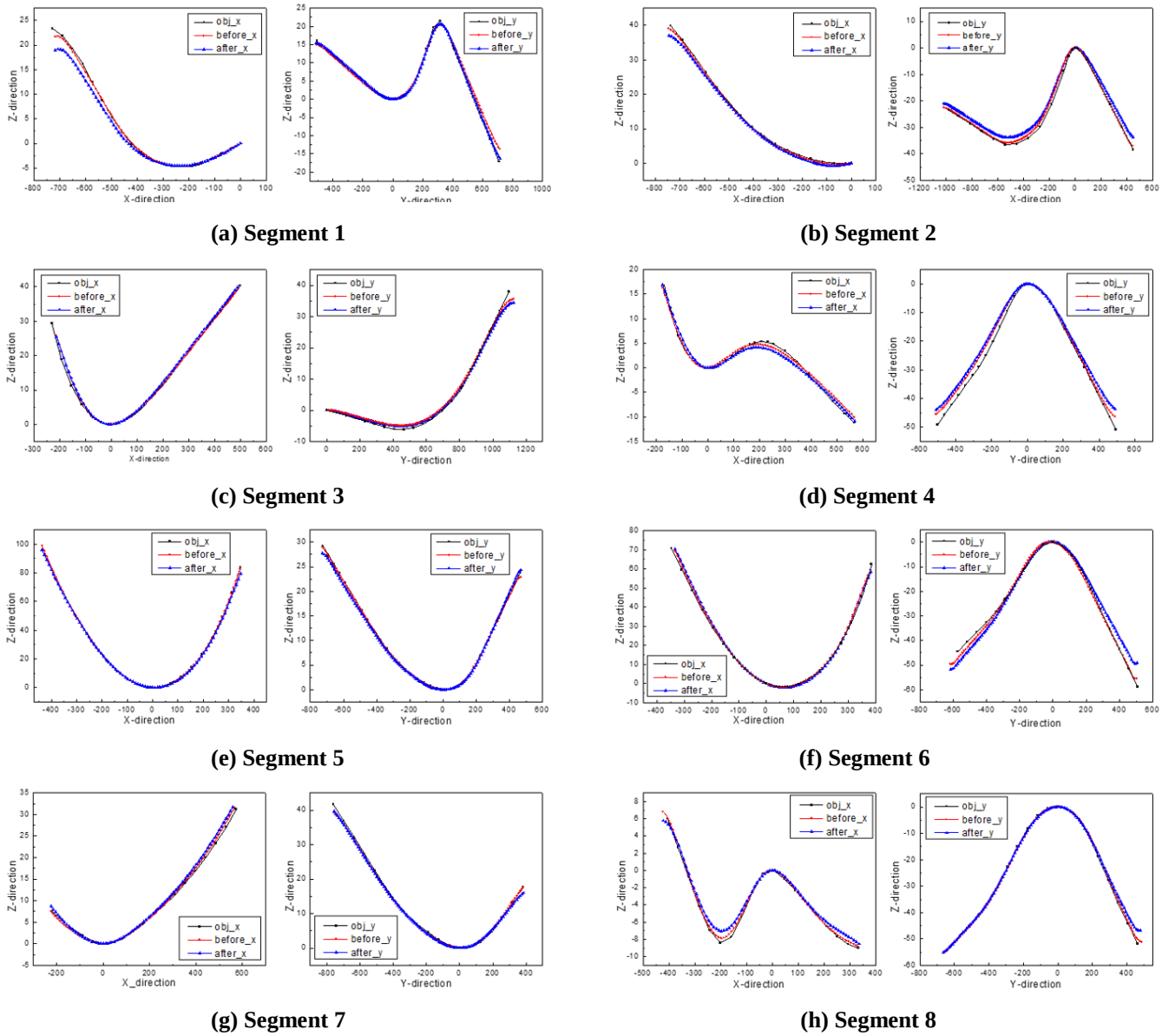


(g) Segment 7

(h) Segment 8

Fig. 5 Numerical simulation results of each segment (stress & strain distribution)

경우, 연속적인 응력분포를 보이고 있으며, 최대응력은 지그의 양끝부분에서 약 518MPa로 나타났다. 이는 극한강도(Ultimate strength)보다 낮은 값이기 때문에 소성불안정이 시작되는 네킹(Necking)이 발생하지 않을 것으로 예측할 수 있다. 변형률분포 역시 연속적인 분포를 보이고 있으며, 최대응력이 발생한 부분과 동일한 영역에서 약 0.157정도의 최대변형률 값을 보이고 있다. 0.157의 최대변형률 값은 인장시험을 획득한 유동응력곡선에서도 확인할 수 있듯이 네킹이 시작되는 변형률 값인 0.3에 크게 못 미친다. 따라서 본 해석공정은 네킹 및 파단(Failure)이 전혀 일어나지 않을 것으로 예측되었다. 다른 조각들의 해석결과를 보면 6번 조각을 제외한 나머지 조각들은 1번 조각과 동일한 경향의 응력분포 및 변형률분포를 보이고 있음을 확인할 수 있으며, 평균적으로 약 500~527MPa 정도의 최대응력분포와 0.138~0.172 정도의 최대변형률분포를 보이고 있다. 이 역시 극한강도에 미치지 못하는 값들이기 때문에 네킹 및 파단은 일어나지 않을 것으로 예측하였다. 6번 조각의 경우, 나머지 공정들과 마찬가지로



(a) Segment 1 **(b) Segment 2**

(c) Segment 3 **(d) Segment 4**

(e) Segment 5 **(f) Segment 6**

(g) Segment 7 **(h) Segment 8**

Fig. 6 Curvature profile of objective surface and simulation results

지그 끝부분에서 높은 응력수준을 보이고 있으며 이 외에도 펀치와 맞닿는 영역 중 모서리 부분에서 높은 응력이 발생함을 확인하였다. 이는 안장형(Saddle type)의 형태를 가지는 6번째 목적곡면의 굴곡이 타 곡면들에 비해 심하게 나타났기 때문이라고 분석할 수 있다. 이 경우에서 최대응력은 476 MPa, 최대변형률은 0.126으로 다른 해석공정들의 최대값보다 낮은 수준을 보였으며, 네킹 및 파단이 발생하지 않을 것으로 예측할 수 있다. 성형완성품의 표면상태 역시 성형성을 판단하는 주요 기준 중 하나이기 때문에, 본 해석결과를 통하여 제품의 표면상태를 예측해보았다. 가변성형공정은 펀치들의 배열로 이루어져 있기 때문에 펀치에 의한 국부압력으로 주름 및 압흔과 같은 성형불량이 발생할 수 있다. 이를 방지하기 위하여 앞서 언급한 것과 같이 탄성패드를 사용하게 된다. 본 공정 은 탄성패드를 사용하였으며, 이러한 성형불량여부를 알아보기 위하여 각 해석결과에서 판재의 표면상태 및 판재와 맞닿는 부분의 탄성패드의 표면상태를 확인하였고, 모든 공정에서 주름과 압흔이 발생하지 않음을 검증하였다. 따라서, 본 공정은 성형성 측면에서 큰 문제가 발생하지 않을 것으로 예측할 수 있다.

3.2 곡률 비교

성형 해석 결과를 토대로 본 성형공정의 적용가능성을 확인하였다. 이번 장에서는 해석결과가 목적곡면과의 치수정밀도를 확인하기 위하여 특정 단면을 선택하여 그 곡률을 목적곡면과 비교하였다. 소성가공공정에서 필연적으로 일어나는 탄성회복은 실제 성형공정에서도 발생하기 때문에 보다 정확한 비교를 위하여 ABAQUS의 Static Implicit FEM을 사용하여 탄성회복해석을 수행하였다. 탄성회복해석은 각 조각들의 성형해석결과에서 응력 및 변형률 분포를 불러들여 수행되었다. 비교를 위한 단면은 목적곡면의 중심점을 기준으로 하여 x-축방향과 y-축방향의 프로파일을 추출하여 사용하였으며, 해석결과에서도 역시 동일한 프로파일을 추출하여 비교하였다.

Fig. 6에 각 목적곡면과 해석결과의 곡률비교 그래프를 도시하였다. 각 그림들에서 좌측에 있는 그래프는 x-축방향의 비교그래프를 나타내며, 우측에 있는 그래프는 y-축방향의 비교그래프를 나타낸다. 각 그래프에는 목적곡면의 곡률데이터, 탄성회복 전 결과의 곡률데이터, 탄성회복 후 결과의 곡률데이터들을 도시하였다. 그래프에서 검은색 실선이 목적곡면을 나타내고, 빨간색 실선이 탄성회복 전 결과의 곡률데이터, 파란색 실선이 탄성회복 후 결과의 곡률데이터를 의미한다. 전체적인 그래프 거동을 확인해보면, 목적곡면의 곡률은 탄성회복 전의 곡률과 매우 유사한 거동을 보이고 있다. 반면 탄성회복 후의 곡률은 목적곡면과 약간의 거동차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 이는 기본 성형공정에서 각 성형품의 제품형태가 목표로 한 목적곡면과 일치하는 거동을 보이며 높은 성형정밀도를 나타내고 있으나, 소성가공 공정에서 필연적으로 발생하는 탄성회복의 효과를 고려할 경우, 실제 목적곡면의 형상과 차이를 보이고 있음을 확인할 수 있다. 하지만 그 오차는 대부분 10mm 이내로 매우 작으며, 실제 제품 성형시 이러한 오차를 고려할 필요가 있을 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기의 연료효율을 증가시키는 윙렛의 제작을 위한 몰드 성형에의 가변성형기술의 적용성을 확인하기 위하여 수치적 연구를 수행하였다. 목적곡면은 항공기용 윙렛의 형상으로 실제 성형실험을 고려하여 8조각으로 분할하여 연구를 진행하였으며, 이를 통하여 다음의 결론을 얻었다.

(1) 8조각으로 분할된 목적곡면들의 제작을 위한 가변성형공정의 적용성을 수치적 연구를 통해 조사하였다. 대다수의 공정들이 지그의 양끝 부분에서 약 500~527MPa의 최대응력분포를 보였으며, 동일한 영역에서 약 0.138~0.172의 최대변형률분포를 보이고 있음을 확인하였다. 따라서 본 공정 중 네킹과 파단은 발생하지 않을 것으로 예측되었다.

(2) 목적곡면과 해석결과의 치수정밀도를 확인하기 위하여 중심점을 기준으로 x-축방향과 y-축방향의 곡률프로파일을 추출하여 비교하였다. 또한 실제 성형 실험을 고려하여 탄성회복공정을 수행하여 비교하였다. 목적곡면과 탄성회복 전 결과 데이터를 비교하여 유사한 거동을 보였고, 탄성회복 후 결과와 목적곡면을 비교한 데이터에서는 10mm 이내의 오차가 발생함을 확인하였다. 본 연구의 결과와 향후 추가적으로 수행될 실험적 연구의 결과를 실제 항공기 윙렛용 복합재몰드 제작에 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 선도연구센터지원사업(No. 2012R1A5A1048294)과 지역혁신창의인력양성사업(No. 2012H1B8A2026095)의 지원을 받아 수행된 연구입니다. 이에 관계자 여러분께 감사 드립니다.

REFERENCES

[1] S. C. Heo, Y. H. Seo, J. W. Park, T. W. Ku, J. Kim, B. S. Kang, 2008, Numerical and Experimental Study on Plate Forming Process using Flexible Die, Trans. Mater. Process, Vol. 17, No. 8, pp. 570~578.

[2] Y. H. Seo, S. C. Heo, J. W. Park, T. W. Ku, W. J. Song, J. Kim, B. S. Kang, 2010, Development of Stretch Forming Apparatus using Flexible Die, Trans. Mater. Process, Vol. 19, No. 1, pp. 17~24.

[3] J. W. Park, Y. B. Kim, J. Kim, K. H. Kim, B.S. Kang, 2013, Manufacture of Architectural Skin-structure with a Double Curved Surface using Flexible Stretch Forming, Trans. Mater. Process, Vol. 22, No. 4, pp. 196~203.

[4] C. P. Vandam, B. J. Holmes, C. Pitts, 1981, Effect of Winglets on Performance and Handling Qualities of General Aviation Aircraft, J. Aircraft, Vol. 18, No. 7, pp 587~591.

[5] B. J. Holmes, C. P. Vandam, P. W. Brown, P. L. Deal, 1980, Flight Evaluation of the Effect of Winglets on Performance and Handling Qualities of a Single-engine GA, NASA TM 81892, December.

[6] S. G. Flechner, P. F. Jacobs, 1978, Experimental Results of Winglets on First, Second, and Third Generation Jet Transports, NASA TM 72674, May.

[7] R. T. Whitcomb, 1976, A Design Approach and Selected Wind-tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-tip Mounted Winglets, NASA TN D-8260, July.