

알루미늄 판재 성형해석 시 파단 모델 적용

김기정¹ · Ngoc-Trung Nguyen¹ · 김대영¹ · 김현영[#]

Application of Failure Criteria in Aluminum Sheet Forming Analysis

Ki Jung Kim, Ngoc-Trung Nguyen, Dae-Young Kim, Heon Young Kim

(Received January 17, 2011 / Revised March 2, 2011 / Accepted March 8, 2011)

Abstract

The numerical simulation of the Forming Limit Diagram(FLD) test was carried out to calculate the limiting dome height(LDH: ISO12004-2) for aluminum alloy sheet Al6061-T6. The finite element analysis was used as an effective method for evaluating formability and diagnosing possible production problems in sheet stamping operations. To predict fracture during the stamping process, several failure models such as Cockcroft-Latham, Rice-Tracey, Brozzo and ESI-Wilkins-Kamoulakos(EWK) criteria were applied. The predicted results were discussed and compared with the experiments for Al6061-T6.

Key Words : Sheet Metal Forming, Failure Model, Formability, Finite Element Analysis

1. 서론

판재성형에서 설계인자의 도출이나 설계조건의 결정은 기본적으로 소재의 성형성 평가에 근거를 두고 있다. 스탬핑 공정에서 판재는 여러 가지 변형 모드가 조합된 형태로 성형되므로, 성형의 성패 여부나 난이도를 체계적으로 규명하는 것은 사실상 어려운 실정이다[1].

일반적으로 판재 성형해석 과정에서 파단예측을 위한 방법으로는 단순 인장시험에서 얻은 시편의 파단 변형률(failure strain)을 이용하는 방법, 소성불안정 이론에 근거하여 한계변형률을 이용하는 방법, 파괴역학에 기초한 파단모델(failure model)을 적용한 방법이 있다[2]. 상당응력(equivalent stress)이나 상당변형률(equivalent strain), 두께변화(thinning)로 평가하는 방법은 재료역학적인 접근 방법으로서 단순 인장시험에서 얻은 재료데이터를 해석에

서 얻은 결과와 단순 비교하는 방법이다. 간단한 재료 시험만으로 파단을 평가할 수 있다는 장점이 있으나, 파괴역학적인 측면을 고려하지 않기 때문에 실제 현상을 반영하지 못할 뿐만 아니라 파단과정을 모사할 수 없다.

그리고 현재 가장 많이 사용되는 성형한계도(forming limit diagram)를 이용한 방법은 많은 양의 시험으로 인해 시간, 비용, 인력의 측면에서 어려움이 따른다. 또한, 변형률 경로 변화에 대한 영향성은 하중경로가 선형적인 과정에서는 크지 않지만, 복잡한 형상의 다공정 성형(multistage forming)의 경우, 하중경로가 바뀌기 때문에 그 영향성이 크다. 따라서 실제 성형공정에서 성형한계도를 적용한 방법은 현실적이지 않을 수 있음을 의미한다[3].

본 논문에서는 응력과 변형률의 함수로서 계산되는 몇가지 파단 모델들을 적용하여 성형해석을 수행하였고, 성형성 평가에 적용 가능 여부를 판단하

1. 강원대학교 기계의용공학과

교신저자 : 강원대학교 기계의용공학과,

E-mail: khy@kangwon.ac.kr

고자 하였다. 이를 위해 고강도 알루미늄 합금인 Al6061-T6에 대하여 ISO 표준 규격[4]을 따르는 한계돔높이시험(Limit Dome Height)의 성형해석을 수행하였으며, 파단예측을 기존에 수행되어왔던 방법들과 파단모델로 계산된 방법을 나누어 비교하였다.

2. 파단모델 이론

스틸이나 알루미늄과 같은 연성재료(ductile material)의 파단메커니즘은 재료의 항복부터 파단까지의 소성변형 프로세스를 미시적 관점에서 연결하여 설명할 수 있다. 파단은 보통 작은 개재물(inclusion)들 주위에 생기거나 재료 내부에 미리 존재하는 작은 공극(void)의 형성으로부터 시작하여 성장하고 서로 결합하면서 균열이 발생하는 과정이다. 이러한 과정은 재료의 연성저하(reduction of ductility)를 나타내는 데미지와 관련있는데, 데미지는 매우 작은 소성구간(small plasticity)에서부터 시작하여 점차적으로 누적되며, 누적된 데미지는 초기 파단을 유발시켜 크랙을 전파하기 때문이다. 데미지는 직접적인 측정이 불가능한 성질로서 데미지 누적을 수학적으로 표현하면, 식(1)과 같다.

$$D = \left(\frac{\varepsilon_p}{\varepsilon_f} \right)^m \quad (1)$$

D 는 손상함수를 나타내고, ε_p 는 소성변형률, ε_f 는 파단변형률, m 은 손상 지수를 나타낸다. 손상 값이 0인 경우는 재료의 초기 상태를 의미하고, 손상 값이 1인 상태는 초기 파단을 의미하며, 손상 지수에 따라 그 경로가 다양하게 나타난다. 이러한 손상 값의 축적 과정을 변형률로서 표현한 것이 누적 변형률 손상 모델(cumulative strain damage model)이며, 다양한 파단모델의 기본이 된다. 식(2)는 누적 변형률 손상 모델의 구성식을 나타내고 있다.

$$D = \int_0^{\varepsilon_c} w_f d\varepsilon \quad (2)$$

식(2)에서 손상 값이 어느 임계값 이상이 되면, 파단이 발생하는 것으로 간주되며, ε_c 는 주어진 하중 경로에서 발생하는 상당 소성 변형률의 임계값을 의미한다. w_f 는 응력, 변형률, 변형률 속도 등의 변수들로 구성되는 가중치항 함수이다.

본 연구에서는 성형한계 및 파단 예측을 하기 위해 몇 가지 연성파괴모델들을 적용하였으며, 그

Table 1 Comparison of weighting function consideration

	Cockcroft-Latham	Rice-Tracey	Brozzo	Wilkins
Triaxility stress	X	O	O	O
Stress asymmetry	X	X	X	O

차이점을 평가하였다. 다양한 연성파괴모델들 중 그 특징이 다른 Cockcroft-Latham(1968)[5], Rice-Tracey(1969)[6], Brozzo(1972)[7], Wilkins(1980)[8] 모델을 선정하였다. 각 모델들은 가중치항의 함수들이 어떠한 변수들을 포함하는지에 따라 손상 값을 계산하는 방법이 다르며, Table 1과 같이 파단에 영향을 미치는 삼축 응력(triaxility stress)항과 비대칭 응력(stress asymmetry)항을 나누어 고려 여부를 비교하였다. 각 모델의 구성식을 순서대로 식(3)에서부터 (6)까지 나타내었다.

$$D_{CL} = \frac{1}{\varepsilon_0} \int_0^{\varepsilon_0} \frac{\sigma_1}{\sigma_{eq}} d\varepsilon_p \quad (3)$$

$$D_{RT} = \frac{1}{1.65\varepsilon_0} \int_0^{\varepsilon_0} \exp(1.5\eta) d\varepsilon_p \quad (4)$$

$$D_B = \frac{1}{\varepsilon_0} \int_0^{\varepsilon_0} \frac{2\sigma_1}{3(\sigma_1 - \sigma_m)} d\varepsilon_p \quad (5)$$

$$D_w = \int_0^{\varepsilon_0} w_1 w_2 d\varepsilon^p \quad (6)$$

식(3)의 Cockcroft-Latham 모델은 단조공정의 파단 예측을 위해 발전되었으며, 파단은 최대 인장 주응력이 임계값에 도달하여 축적된 유효변형률을 발생시킴으로써 발생한다고 보고 있다. 식(4)의 Rice-Tracey 모델은 다양한 응력상태에 관한 공극의 성장을 표현한 것으로, 손상 함수에서 $\eta = \sigma_1/\sigma_{eq}$ 이며 이는 전단효과를 고려할 수 없기 때문에 단일 공극에 기초하여 공극간의 상호작용을 고려하지 못한다는 특징이 있다.

식(5)의 Brozzo 모델의 경우 Cockcroft-Latham 조건의 수정 모델로 파단조건이 주응력과 정수압응력항으로서 표현된다.

식(6)의 Wilkins 모델은 손상 함수 D_w 가 임계 거리 R_c 와 임계손상 D_c 를 초과하면 불연속적인 크랙이 생성되는 것으로 간주한다. 이때 정수압 가중치항(hydrostatic pressure weighting term)과 비대칭-변형률 가중치항(asymmetric-strain weighting term)은 식(7)과 (8)로 표현된다[8].

$$w_1 = \left(\frac{1}{1+aP} \right)^\alpha \quad (7)$$

$$w_2 = (2 - A)^\beta \quad (8)$$

정수압 가중치항은 식(9)와 (10)에 표현한 것처럼 한계압력(pressure limit) P_{lim} 와 정수압응력 P 로 구성된다. 또한, 비대칭-변형률 가중치 항은 식(11)과 같이 주응력 s_1, s_2, s_3 로 계산되는 편차응력이다.

$$a = \frac{1}{P_{lim}} \quad (9)$$

$$P = -\frac{1}{3}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3) \quad (10)$$

$$A = \max\left(\frac{s_2}{s_3}, \frac{s_2}{s_1}\right) \quad (11)$$

이러한 Wilkins 모델은 몇가지 상용프로그램에서 지원되고 있으며, ESI에서는 Wilkins 모델을 기반으로 개발된 EWK (ESI-Wilkins-Kamoulakos rupture model) 과단모델을 PAM-CRASH/STAMP에 적용하고 있다. EWK 과단모델은 Wilkins 모델의 재료 상수 α 와 β 를 각각 진국부 유효변형률(true local equivalent strain) ϵ_t 와 ϵ_s 로 표현된다.

ϵ_t 는 인장 과단변형률(tensile fracture strain)을 의미하고 ϵ_s 는 순수 전단과단변형률(pure shear fracture strain)을 의미하며, $\alpha - \epsilon_t, \beta - \epsilon_s$ 의 관계가 식(12), (13)과 같다.

$$\epsilon_t = \left(\frac{P}{1 + P_{lim}}\right)^\alpha \quad (12)$$

$$\beta = \frac{\ln(1/\epsilon_s)}{\ln 2} \quad (13)$$

EWK 과단 모델은 솔리드(solid)요소와 셸(shell) 요소에 모두 적용가능하며, 몇가지 노치시편을 이용한 재료 상수 검증 과정을 거쳐 사용된다. 이러한 EWK 과단 모델은 전단효과를 충분히 반영할 수 있으며, 다른 모델과 비교하여 발전되었지만 요소 크기에 영향을 받는다는 한계점도 있다 [9~10].

3. 한계돔높이 시험의 유한요소해석

3.1 재료데이터 및 경계조건

본 논문에서는 고강도 알루미늄 합금인 Al6061-T6를 사용하였으며, 재료 데이터의 경우 Wilkins등의 시험 값을 바탕으로 적용하였다. Table 1은 논문

에서 사용한 재료 데이터 및 EWK 재료상수 값을 나타내고, Fig. 1은 한계돔 높이 시험의 유한요소모델로 상형과 하형 금형이 단힌 후 반구형 펀치에 의해 성형되는 것을 나타낸다. 위로부터 펀치(punch), 홀더(holder), 블랭크(blank), 다이(die) 순으로 구성하였다. 펀치와 접촉이 가장 먼저 일어나는 부분을 6mm로 정하였으며, 이 부분의 요소사이즈는 0.2mm로 진행하였다. 성형 후 변형률 모드별 발생하는 데미지 값이 upper surface와 lower surface에 따라 서로 다르기 때문에 이를 확인할 필요성이 있다. Fig. 2는 한계돔 높이 시험에서 서로 다른 변형률 모드를 확보하기 위한 소재 형상을 나타내고 있으며, Nakajima 형상을 사용하였다. 펀치 스트로크(stroke)의 경우 과단발생을 위해

Table 2 Material property of Al6061-T6 alloy sheet

Material property		EWK damage parameter	
t	1mm	D _C	0.67
ρ	2.7e-6kg/mm ³	R _C	0.08
v	0.32	P _{lim}	0.75
K	461.887MPa	α	1.8
n	0.1	β	0.75

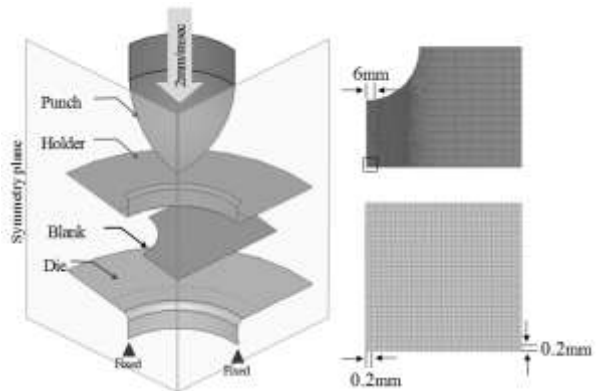


Fig. 1 Finite element model of limit dome height test

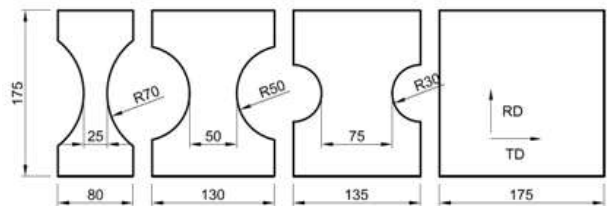


Fig. 2 Blank shape of limit dome height test

재료의 성형한계 이상으로 변형되도록 하였다. 또한 홀딩력의 경우 드로인(drawing-in)을 방지하기 위해 250KN을 적용하였으며, 해석시간을 고려하여 1/4 대칭 모델을 사용하였다.

3.2 성형해석 결과

블랭크 형상 별 EWK과단 모델성형해석 결과 최대 두께변형률과 한계돔 높이는 다음과 같다. Fig. 3은 드로잉(drawing)모드를 유발하는 폭 25mm 해석 결과이며, 최대 두께변형률은 0.25, 한계돔 높이는 14.176mm로 측정되었다. 플레인 스트레인(plain strain) 모드를 유발하는 폭 75mm 블랭크의 경우 최대 두께변형률은 0.40, 한계돔높이는 14.754mm로 측정되었다. 등이축 모드를 유발하는 폭175mm 블랭크의 경우 최대 두께변형률은 0.39 한계돔높이는 24.241mm로 측정되었다. 이와 같은 결과를 바탕으로 성형한계도를 사용한 과단 평가를 수행하였다. 성형한계도는 F. Djanroodi등[11]의 성형한계 데이터를 사용하였다.

연성과파괴 기준 과단 평가의 경우 지금까지 제안되어왔던 Cockcroft-Latham, Rice-Tracey, Brozzo, EWK 기준을 사용하였는데 이때, upper surface와 lower surface의 손상 값의 차이를 비교하고자 하였다. 또한 계산된 손상 값의 경우 1에 도달할 경우 과단 발생하였다고 판단 할 수 있다. Fig. 4는 연성과파괴 기준에 따른 소재 형상별 lower surface 손상 값을 나타낸 것이며, Fig. 5 은 형상에 따른 upper surface 데미지 값을 나타내었다. 기존의 과단 모델인 Cockcroft-Latham, Rice-Tracey, Brozzo 모두 성형한계이상에서 과단 발생이 예상되며, upper surface와 lower surface의 경우에도 손상 값의 차이는 있지만 성형한계도를 사용한 과단 평가와의 비교 결과 오차가 있는 것을 알 수 있었다.

Fig. 6은 소재 형상에 따른 EWK 과단조건의 결과를 나타내었다. 폭 175mm 소재의 등이축모드의 경우 FLD 과단 평가와 가장 유사한 결과를 얻을 수 있었다. 또한 기존의 과단 조건의 경우 손상값 증가 폭이 크지 않았지만 EWK 과단 평가의 경우 손상 값의 경우 급격히 증가한 것을 알 수 있는데, 이와 같은 결과는 EWK 모델의 w_1 항은 정수 압항으로 $w_1 \cong 1$ 과 같기 때문에 손상 값의 큰 영향을 미치지 않으나, 비대칭-변형률 항인 w_2 항에서 응력장(stress field)항인 A 값의 경우 $A \cong 0$ 이기 때문에 손상 값이 급격히 증가하는 것으로 판단 된다.

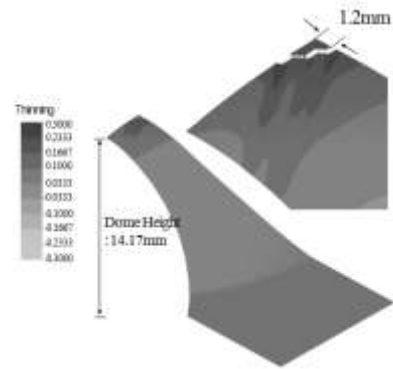


Fig. 3 Analysis result of blank 100-25mm

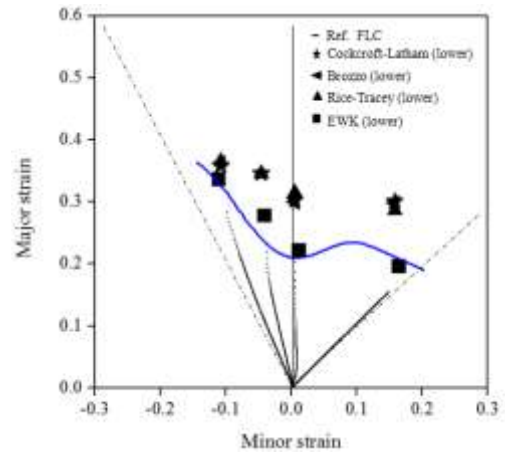


Fig. 4 Comparison of Ductile fracture criteria (blank width 25, 50, 75, 175mm, lower surface)

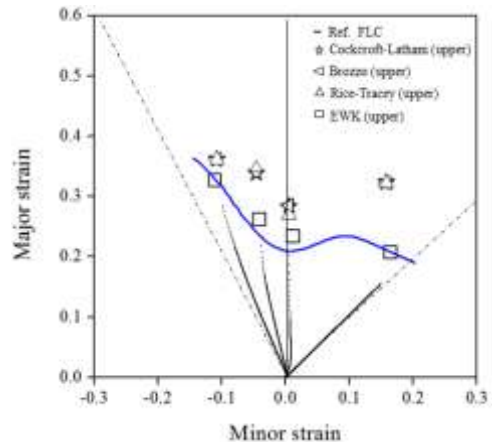


Fig. 5 Comparison of ductile fracture criteria (blank width 25, 50, 75, 175mm, upper surface)

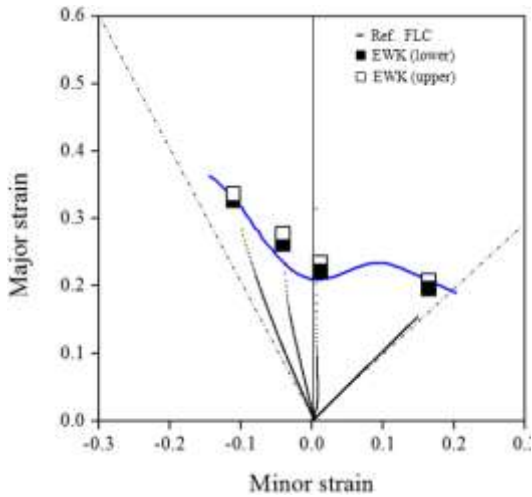


Fig. 6 Comparison of FLD and EWK damage

Fig. 7은 한계돔 높이 시험결과와 성형해석 결과를 비교한 것으로 과단 부위 및 위치가 서로 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

4. 결론

본 연구에서는 한계돔높이 시험에 대한 성형해석을 수행하였으며, 실험과 과단 모델을 사용한 성형한계를 서로 비교하였다.

(1) Cockcroft-Latham, Rice-Tracey, Brozzo, EWK 과단 조건을 사용하여 한계돔 높이 시험에 대한 성형해석을 수행하였으며, 시험결과와 비교하였다.

(2) Cockcroft-Latham, Rice-Tracey, Brozzo 모델의 경우 드로잉모드, 평면 변형률모드, 등이축변형 모드에 따라 성형한계가 실험으로부터 구한 성형한계도 보다 각각 30%, 24%, 40%이상 높게 나타났지만 EWK모델의 경우 실험과 유사한 것을 확인하였다.

(3) EWK 과단 모델의 경우 정수압향과 비대칭-변형률향의 적용으로 기존의 과단 모델보다 정확한 과단 평가 결과를 얻을 수 있었다.

(4) 한계돔 높이 시험 결과와 성형해석을 비교한 결과 과단 부위 및 위치가 EWK과단 조건을 적용한 것과 유사하였다.

후 기

본 연구는 산업원천기술개발사업 “난성형성 경량합금 판재 정밀성형기술”의 지원으로 이루어 졌으며 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] K. Kwak, Y. S. Shin, H. J. Kim, H. Y. Kim, 1999, Some Remarks on the Experiment and Finite Element Analysis to Evaluate to Forming Limit of Sheet Metals, Trans. Mater. Process., Vol. 9, No. 4, pp. 379~388.
- [2] Y. K. Ko, J. S. Lee, H. Hun, H. K. Kim, S. H. Park, 2005, Prediction of Fracture in Hub-Hole Expansion Process using New Ductile fracture Criterion, Proc. Kor. Soc. Tech. Plast. Conf., pp. 163~169.
- [3] M. Nurcheshmeh, D. E. Green, Investigation on the Strain-Path Dependency of Stress-Based Forming Limit Curves, Int. J. Mat. Form., Vol. 3.

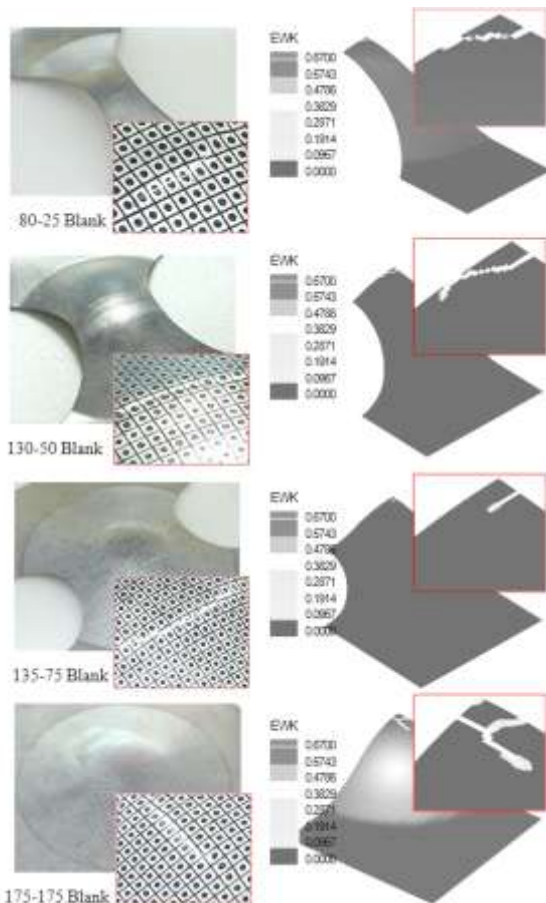


Fig. 7 Comparison experimental result and analysis result

- [4] International Standard, ISO 12004-2:2008 (E).
- [5] M. G. Cockcroft, D. J. Latham, 1968, Ductility and the Workability of Metals, J. Inst. Met., Vol. 96, pp. 33~39.
- [6] J. R. Rice, D. M. Tracey, On the Ductile Enlargement of Voids in triaxial Stress Fields, 1969, J. Mech. Phys. Solids, Vol 17. pp. 201~217.
- [7] P. Brozzo, B. Deluca, and R. Rendina, 1972, A new method for the prediction of formability in metal sheets, Proceedings of the Seventh Biennial Conference on Sheet Metal Forming and Formability, International Deep Drawing Research Group.
- [8] M. L. Wilkins, R. D. Streit, J. E. Reaugh, 1980, Cumulative-strain-damage model of ductile fracture: simulation and prediction of engineering fracture tests, Technical Report UCRL-53058, Lawrence Livermore National Laboratory.
- [9] PAM-STAMP 2G 2009 User's Guide, ESI Group.
- [10] H. Y. Kim, J. G. Choi, K. W. Lee, T. J. Yeo, 2008, Cumulative Impact Damage Evaluation of Automotive Aluminum Bumper Beam, Int. J. Mod. Phys. B 22 , pp. 1584~1591.
- [11] F. Djavanroodi , A. Derogar, 2010, Experimental and numerical evaluation of forming limit diagram for Ti6Al4V titanium and Al6061-T6 aluminum alloys sheets, Mater. Des., Vol. 31, No. 10, pp. 4866~4875.