

板材拉伸成形中损伤、失稳 与成形极限曲线的建立^{*}

(中国科学院力学研究所 100080) 陈光南

(北京航空航天大学 100083) 胡世光

摘 要 失稳理论是建立成形极限曲线(FLC)的理论基础。本文论述了 FLC 理论研究中存在的问题。指出:一般出厂板的表面状况不会影响板材的集中失稳;板内损伤平面应变时最严重。双拉时,板内损伤的积累、发展,导致应力状态向平面应变漂移;拉压时,载荷失稳后引起的双拉,也会导致平面应变。因此平面应变状态的出现是双拉与拉压状态板材集中失稳的共同原因。在此基础上提出了建立 FLC 的统一的模型。试验结果表明,新模型优于 M-K 理论。

关键词 损伤 失稳 成形极限

板材成形的基本变形方式不外两种类型,四种状态。即以拉伸为主的“放”(Stretching,包括拉-拉、拉-压两种状态)^[1]。目前在生产中获得广泛应用的成形极限曲线(FLC)属于“放”的范畴,实际上仅在单拉与双向等拉之间,也有拉-拉和拉-压两种基本变形方式,其应力与应变状态范围分别是:拉-压区(FLC 的左半部): $0 \leq \alpha \leq \frac{r}{1+r}, \frac{-r}{1+r} \leq \rho \leq 0$;拉-拉区(FLC 的右半部): $\frac{r}{1+r} \leq \alpha \leq 1, 0 \leq \rho \leq 1 \left(\alpha = \frac{\sigma_2}{\sigma_1}, \rho = \frac{\epsilon_2}{\epsilon_1} \right)$ 。

拉伸失稳理论是建立 FLC 的理论基础^[2]。目前,文献中关于预报成形极限的理论研究,存在两个明显的问题。其一是 FLC 两半理论基础不统一,左半以 Hill 的集中性失稳为依据,右半以 M-K 假说为出发点;其二是 M-k 理论缺乏坚实的实验根据,基础薄弱。

本文应用 Marciniak 成形技术、网格技术、形貌仪、图象仪、金相和扫描电镜等宏观、微观和微观分析观测手段,系统地研究了金属薄板的拉伸失稳机制,针对上述问题,提出了成形极限曲线的物理模型,在此基础上建立了计算 FLC 的数学模型,并对计算结果作了实验验证。

1 板面状况对集中性失稳的影响^[3,4]

本文用金相显微镜及扫描电镜静态、动态观测研究了板面粗化的机制,应用形貌仪和网格技术观测分析了抛光板和毛面板在不同变形方式和变形程度下板面粗糙度的变化,并用人工划痕毛料考查了表面局部缺陷对集中失稳的影响,提出以下与 M-k 模型不同的看法:

1)板面粗化有三种机制:表面缺陷的扩展;滑移带的产生、发展;晶粒的转动。板面缺陷是三维参量,具有明显的随机性,不可能按 M-k 模型作有序排列,并以参量——初始不均度衡

* 国家自然科学基金、国家教委博士点基金、航空科学基金资助项目。

量。晶粒转动造成的表面起伏是粗糙度增加的主要来源,其大小与方位取决于变形程度与变形方式,是塑性变形后才出现的新形貌,与 M-k 模型所定义的初始不均度没有关系。

2)人工划痕试验表明,痕深有一临界值。小于此临界值时,变形后划痕被掩盖淡化,集中失稳发生在划痕之外。大于此临界值时,变形后划痕迅速深化,集中失稳发生在划痕之内(图 1a、b,图中 D 为损伤参数, $D = \frac{\text{划痕深度}}{\text{板材厚度}}$, D_c 为其临界值)。此临界值一般均明显大于出厂板的表面缺陷,也大大超过文献中引用 M-k 模型所设定的初始不均度 f_0 值(图 1c,图中 $D = 1 - f_0$)。

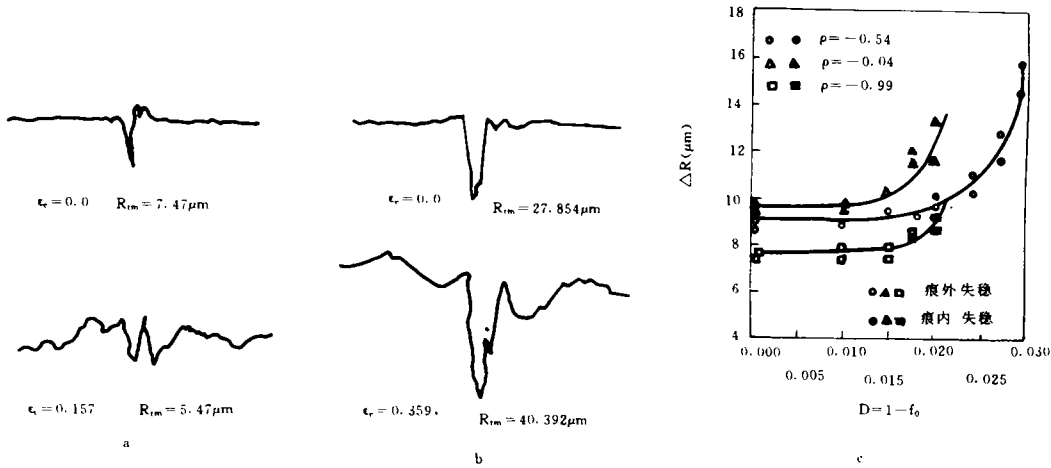


图 1

- $D < D_c$, 变形后划痕掩盖淡化,集中失稳发生在划痕之外(ϵ_e 为应变强度, R_{fm} 为轮廓最大高度平均值)
- $D > D_c$, 变形后划痕迅速深化,集中失稳发生在划痕之内
- 划痕深度对粗糙度增量 ΔR 和集中失稳的影响(试验板材 SPCCN)

因此,可以认为:一般成形用板材,出厂状态的表面形貌及其变形后的发展变化不会导致应变集中,也不会影响其极限应变。文献中广为采用的 M-k 模型,没有现实意义。

2 板内损伤与集中失稳^[5,6]

本文进而以三种低碳钢板为研究对象,应用扫描电镜和图象分析仪,剖析、统计了板材在不同变形方式和变形程度下,板内损伤的形成、形态和发展机制,寻求它与板材集中失稳的关系。主要研究结果简述如下:

板内损伤取决于内部空洞的形态、大小与分布,可用空洞面积百分数来衡量损伤的程度。一般而言,随着变形程度的增加,损伤量也增加。实验观察表明:在变形初期,损伤量增加的主要表现是空洞的萌生与长大,很少发生空洞间的串联与聚合。载荷失稳后,损伤量急剧上升,损伤增长速率也不断加快,损伤发展的主要形式是空洞的串联、聚合,形成较大的空洞。在以拉为主的变形方式下,板厚减薄,板面与空洞之间的材料向内塌陷,形成凹坑,发展而成宏观的沟槽,这就是集中失稳。

板材成形中,变形方式对板内损伤有极为显著的影响。变形方式不同,空洞的形态各异。在

拉一压状态下($\rho < 0$), 空洞多呈球或椭球状, 随着应变比增加, 空洞面积和密度增加, 平面应变时达到了极值, 空洞大而且密, 多呈球形; 在 $\rho > 0$ 的双拉状态下, 因厚向诱发压缩效应, 使空洞呈扁平状扩展, 损伤增长速率低于平面应变。应变比增加, 空洞长宽比变化, 呈参差分布的层状。双向等拉时, 分层现象最为严重。图 2 所示为不同变形方式下, 损伤量的演变规律。由图中曲线可见, 在相同变形程度下, 平面应变状态下的损伤量及增长速率最大, 因而从变形角度看, 平面应变状态是变形方式中最危险的状态, 最易发生集中失稳, 形成沟槽。

3 FLC 统一模型的建立

载荷失稳以后, 平面应变状态的出现是拉一拉区和拉一压区产生集中失稳的共同原因, 这就是我们建立 FLC 统一的理论模型的出发点。

在 $\rho > 0$ 的拉一拉变形区, 载荷失稳前, 板材变形均匀, 载荷失稳后, 板内扁平空洞的串联、聚合活动加剧, 由于不同层次参差分布的细长缝隙, 破坏了拉伸的连续传递, 使应力松弛下来, 在局部范围内出现平面应变状态, 造成了局部集中失稳的前提, 积累发展而为宏观的平面应变状态($de_2 = 0$)。在这里, 损伤的关键作用不是削弱板材的承载能力, 而是导致板材应变状态向平面应变漂移。

在 $\rho < 0$ 的拉一压变形区, 平面应变的出现主要由于变形的约束作用。例如板条拉伸时, 载荷失稳以后, 颈区的变形分布很不均匀, 除边沿纤维外, 材料宽向收缩受到牵制, 愈近板条中心, 宽向牵制愈大, 直至出现 $de_2 = 0$ 的零应变状态, 所以板条中心最早产生集中性失稳。

综上所述, 可将各种加载方式下, 板料变形、产生集中失稳(沟槽), 达到极限的全过程描述如下, 并见图 3。

过程分两阶段:

第一阶段为线性应变(比例加载)阶段(图 3 中 0a 段), 自变形开始至载荷失稳($dp_1 = 0$) 时止。在此阶段, 载荷稳定上升, 应变路径保持线性。这部分的应变变量不难求得。

第二阶段为应变路径漂移阶段(图 3 中 ab 段), 自载荷失稳开始, 至平面应变发生($de_2 = 0$) 时止。在此阶段载荷在最高水平基本保持稳定, 由于变形的约束作用(拉一压区)和板内损伤破坏了拉力传递的连续性(拉一拉区), 使板材的应变状态逐渐趋近平面应变($de_2 = 0$)。这部分的应变变量可用数值积分法求得。

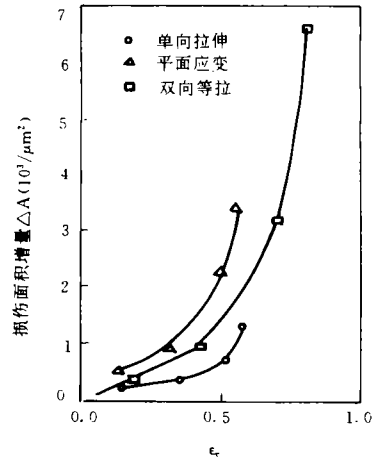


图 2 08AL 钢板损伤演变规律

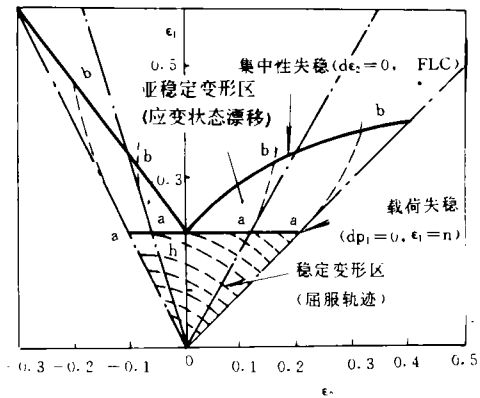


图 3 板材拉伸成形应变路径与极限应变曲线示意图

假定板材符合 Hill 厚向异性板屈服准则, 材料的机械性质符合幂次式 $\sigma_1 = k\epsilon_1^n$, 载荷失稳 ($d\rho_1 = 0$) 时, 板面的主应变分量及应变强度分别为^[8,9]

$$\epsilon_{f1} = n \quad (1)$$

$$\epsilon_{f2} = \frac{(1+r)\alpha - r}{1+r-\alpha r} \cdot n \quad (2)$$

$$\epsilon_{f3} = \frac{(1+r)\sqrt{1-2\alpha r/(1+r)+\alpha^2}}{1+r(1-\alpha)} \cdot n \quad (3)$$

此后, 应变路径漂移。集中失稳发生时

$$\begin{cases} d\rho_1 \approx 0 \text{ 或 } d\sigma_1 \approx \sigma_1 d\epsilon_1 \\ d\epsilon_2 = 0 \end{cases} \quad (4)$$

因为

$$\begin{aligned} d\sigma_1 &= \frac{\partial \sigma_1}{\partial \sigma_1} d\sigma_1 + \frac{\partial \sigma_1}{\partial \sigma_2} d\sigma_2 \\ &= \frac{1}{\sigma_1} \left[\left(\sigma_1 - \frac{r}{1+r} \sigma_2 \right) d\sigma_1 + \left(\sigma_2 - \frac{r}{1+r} \sigma_1 \right) d\sigma_2 \right] \end{aligned} \quad (5)$$

由幂次式 $\sigma_1 = K\epsilon_1^n$, 可得

$$d\sigma_1 = \frac{n}{\epsilon_1} \sigma_1 d\epsilon_1 \quad (6)$$

(5)、(6) 两式相等, 利用 $d\sigma_1 = \sigma_1 d\epsilon_1$, 不难推得

$$d\sigma_1 = \frac{1+r-\alpha r}{\sqrt{(1+r)[(1+r)-2\alpha r+(1+r)\alpha^2]}} \sigma_1 d\epsilon_1 \quad (7)$$

$$\begin{aligned} d\sigma_2 &= \frac{(1+r)-2\alpha r+(1+r)\alpha^2}{(1+r)\alpha-r} \\ &\quad \left[\frac{n}{\epsilon_1} - \frac{[(1+r)-r\alpha]^2}{\sqrt{(1+r)[(1+r)-2\alpha r+(1+r)\alpha^2]^3}} \right] \sigma_1 d\epsilon_1 \end{aligned} \quad (8)$$

应变量自载荷失稳点开始迭代计算, 设载荷失稳的应力、应变及其比值为 $\sigma_{f1}, \sigma_{f2}, \alpha_f = \frac{\sigma_{f2}}{\sigma_{f1}}$,

$\epsilon_{f1}, \epsilon_{f2}, \rho = \epsilon_{f2}/\epsilon_{f1}, \sigma_{f1}$ 及 ϵ_{f1} 。为方便计取无量次量 (σ_1, σ_2 为二主应力的实时值): $\sigma_1 = \sigma_1/\sigma_{f1}, \sigma_2 = \sigma_2/\sigma_{f1}$ 。

迭代开始时 $\sigma'_{10} = \sigma_{f1}/\sigma_{f1} = 1, \sigma'_{20} = \sigma_{f2}/\sigma_{f1} = \alpha_f$ 取步长 $d\epsilon_2 = 0.001$ 即可算得第 N 次迭代的各量为

$$\begin{aligned} \epsilon_i &= \epsilon_{f1} + \sum_{i=1}^{N-1} d\epsilon_i, \quad \sigma'_i = 1 + \sum_{i=1}^{N-1} d\sigma'_i, \quad \sigma_2 = 1 + \sum_{i=1}^{N-1} d\sigma'_2, \quad \alpha = \sigma'_2/\sigma'_1 \\ d\epsilon_1 &= \frac{1+r-\alpha r}{\sqrt{(1+r)[(1+r)-2\alpha r+(1+r)\alpha^2]}} d\epsilon_i \\ d\epsilon_2 &= \frac{(1+r)\alpha-r}{\sqrt{(1+r)[(1+r)-2\alpha r+(1+r)\alpha^2]}} d\epsilon_i \\ \rho &= d\epsilon_2/d\epsilon_1, \quad \epsilon_1 = \epsilon_{f1} + \sum_{i=1}^N d\epsilon_1, \quad \epsilon_2 = \epsilon_{f2} + \sum_{i=1}^N d\epsilon_2 \end{aligned}$$

当 $d\epsilon_2$ 小于某一指定值(例如 $d\epsilon_2 \leq 1 \times 10^{-5}$)时, 停止运算, 此时之应变值即为集中失稳时的极限应变。

如材料符合不同屈服准则, 推算步骤类似。

图 4 所示为本模型的计算曲线与试验曲线。图中还示出了按 Hill 理论及 M-k 理论求得的计算曲线。不难看出, 本文提出的数学模型计算结果与试验结果吻合更好。

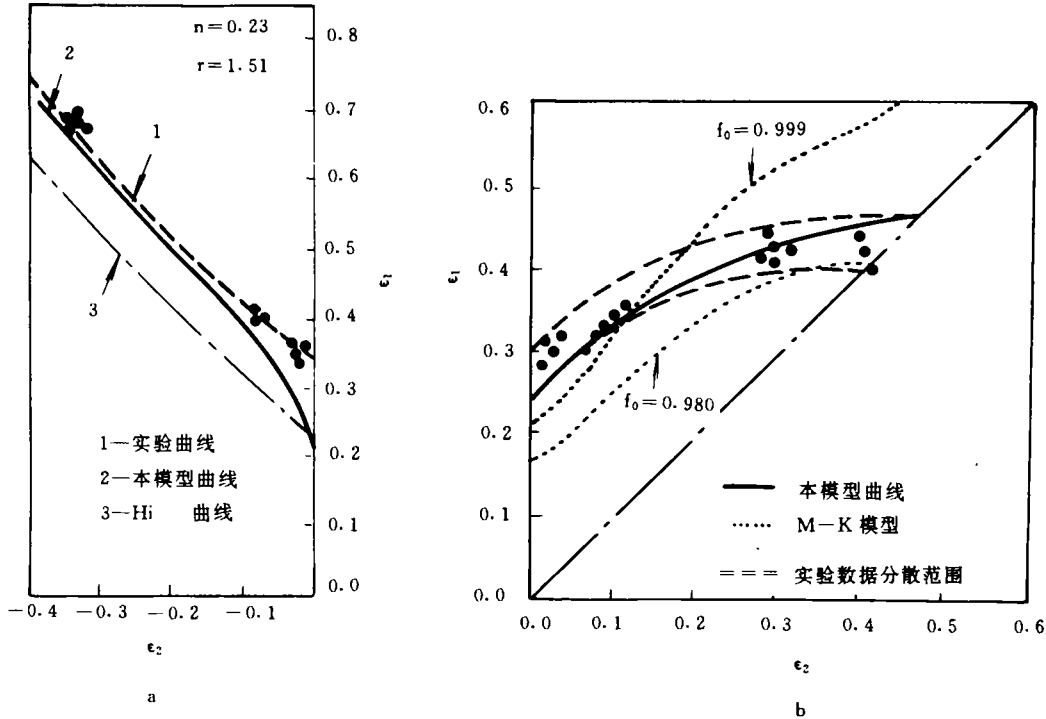


图 4 08AL 成形极限的计算曲线与试验曲线(n 为应变刚指数; r 为厚向异性指数)

a) FLC 左半部 b) FLC 右半部

4 结论

1) 一般出厂板, 变形前后的表面损伤不影响集中性失稳, 学术界广为采用的 M-k 模型实际上是不存在的。

2) 造成应变集中的原因是载荷失稳的应力状态向平面应变漂移。拉-拉区是因为板内损伤破坏了拉力的连续传递所致, 拉-压区则因材料收缩受到牵制所致。

3) 据此, 提出了 FLC 左右两半统一的计算模型: $d\rho_1 \approx 0, d\epsilon_2 = 0$ 。

4) 本模型的计算结果与试验结果吻合良好, 优于 Hill 理论与 M-k 理论。

致谢

作者感谢国家自然科学基金会、国家教委博士点基金会、航空科学基金会与武汉钢铁公司的支持。

参考文献

- 1 胡世光,陈鹤崢. 板料冷压成形原理. 北京:国防工业出版社,1989
- 2 Semiatin SL. Formability Workability of Metals;Plastic instability localization. ASM,1984
- 3 Chen Guangnan et al. Roughening of the free surface of metallic sheets during stretch forming. Mat. Sci. & Eng. 1990, A28:33~38
- 4 陈光南,胡世光,沈还. 伸展成形中冷轧钢板表面粗糙度的演变及其对应变集中的影响. 钢铁,1990,(2):30~34
- 5 陈光南,胡世光. 薄钢板塑性成形损伤与断裂. 北京航空航天大学学报,1989,(3):39~45
- 6 陈光南. 板料拉伸变形损伤、失稳与成形极限研究[博士论文]. 北京:北京航空航天大学制造工程系,1992
- 7 陈光南,沈还,胡世光. 成形极限图左半部薄板的失稳引行与极限应变. 机械工程学报,1993,(3),52~58
- 8 梁炳文,胡世光. 弹塑性稳定理论. 北京:国防工业出版社,1984
- 9 梁炳文,胡世光. 板料成形塑性理论. 北京:机械工业出版社,1987

Damage, Instability and Construction of Forming Limit Curve in Sheet Metal Stretch Forming

Chen Guangnan

(Research Institute of Mechanics of Chinese Academy of Sciences 100080)

Hu Shiguang

(Beijing Univ. of Aero. & Astro. 100083)

Abstract A very important tool in the description of sheet metal formability is the well known Forming Limit Curve (FLC), which is predicted generally based on models using instability theories. Our experimental observations indicate that the surface roughness of as-received metal sheets generally does not lead to strain localization. At the same level of effective strain, the internal damage of a metal sheet is the most severe situation in plane strain state. When deformation is at tension state, damage development results in the drifting of the strain state to plane strain state. When deformation is at tension compression state, the stretch caused by load instability also leads to the development of plane strain state. Based on these results, a united model for the construction of both the left and right half of FLC is proposed. FLC predicted by the new model matches well with experimental results and the model is proven to be better than Hill and M-K theory.

Keywords damage, instability, forming limit