

文章编号:1674-8190(2019)02-179-08

基于双参数断裂准则的剩余强度预测

贾琪

(成都飞机工业(集团)有限责任公司 技术中心,成都 610092)

摘要: 双参数断裂准则为一种估算结构剩余强度的简单方法,然而原始推导过程应用了一些假设。为了给出更严谨的证明,从 Neuber 公式出发严格推导双参数断裂准则公式。用试样的初始裂纹长度代替临界裂纹尺寸,以简化该准则。运用简化的双参数断裂准则估算 M(T)、C(T)试样以及复杂结构(三孔拉伸试样)的剩余强度。结果表明:运用简化的双参数断裂准则估算 M(T)、C(T)试样的剩余强度时,估算误差在 7% 以内;运用简化的双参数断裂准则估算复杂结构(三孔拉伸试样)的剩余强度时候,估算误差在 5%,说明双参数断裂准则可以用于加筋壁板剩余强度的预测。

关键词: 双参数断裂准则;剩余强度;应力强度因子;弹塑性裂纹扩展;加筋壁板

中图分类号: V215.6

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.02.005

Residual Strength Predictions Based on Two Parameter Fracture Criterion

Jia Qi

(Technical Center, Chengdu Aircraft Industry(Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

Abstract: Two parameter fracture criterion is a simple method to predict residual strength. However, some assumptions were taken by the initial derivation process. To provide a more rigorous deduction, two parameter fracture criterion is derived strictly based on Neuber equation. Besides, two parameter fracture criterion is simplified by replacing specimens' critical crack lengths with initial crack sizes. The residual strengths of M(T) and C(T) are predicted by this simplified method, and the estimated errors are less than 7%. In order to verify the capability of this simplified method to predict the residual strength of complex structures, the residual strengths of three-hole crack tension specimens are predicted, and all of these discrepancies are less than 5%. It shows that two parameter fracture criterion could predict residual strength of stiffened panels.

Key words: two parameter fracture criterion; residual strength; stress intensity factors; elastic plastic crack growth; stiffened panels

0 引言

薄壁结构(例如金属加筋壁板)为机身、机翼等航空结构中的典型构型。当薄壁结构中出现裂纹时,必须对该结构进行全面的剩余强度分析以保证飞机在服役期间的安全性。以应力强度因子为代

表的线弹性断裂力学发展最为完善,国内外先后汇编了典型结构的应力强度因子手册^[1-2]。若应力强度因子能够成功估算弹塑性结构的断裂强度,已有的应力强度因子手册将简化结构剩余强度的评估流程。通常,薄壁结构的板厚较小,其裂纹尖端的塑性尺寸区较大,基于线弹性断裂力学的评估方法

收稿日期:2018-05-07; 修回日期:2018-05-15

通信作者:贾琪,987035941@qq.com

引用格式:贾琪. 基于双参数断裂准则的剩余强度预测[J]. 航空工程进展, 2019, 10(2): 179-186.

Jia Qi. Residual strength predictions based on two parameter fracture criterion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(2): 179-186. (in Chinese)

不再适用^[3]。

Jr J. C. Newman 于 20 世纪 70 年代提出了双参数断裂准则^[4-5]。该准则以 Neuber 公式^[6]为基础,并根据 Inglis 弹性无限大宽板的裂纹尖端应力集中系数^[1]获得。在推导过程中,Jr J. C. Newman 直接运用应力强度因子代替了公式中应力值。这一假设使得双参数断裂准则只能成为一个经验公式。

近年来,Jr J. C. Newman 及其团队^[7-9]发现:双参数断裂准则可以非常精确地估算弹塑性结构的剩余强度。他们先后应用试验数据、弹塑性有限元分析验证了这一结果。即双参数断裂准则可以看作是应力强度因子在弹塑性断裂力学中的推广。

2017 年,K. S. Ravi Chandran^[10]给出了有限宽板应力强度因子边界修正系数的物理意义,发现边界修正系数决定含裂纹试样的净截面应力。这一发现与 Jr J. C. Newman 的双参数断裂准则不谋而合,因为双参数断裂准则的本质就是建立试样失效时的应力强度因子与试样净截面应力之间的联系。

由于 Jr J. C. Newman 的推导含有一些假设,本文首先对双参数断裂准则进行重新推导,并严格导出该准则的公式;然后,对准则进行简化,并应用 M(T)及 C(T)试样对简化的双参数断裂准则进行验证;最后,应用该准则估算三孔拉伸试样的剩余强度,验证双参数准则预测复杂结构剩余强度的能力。

1 双参数断裂准则推导

根据文献^[6],裂纹前沿的弹性理论应力集中系数 K_T 为

$$K_T^2 = K_\sigma K_\epsilon \quad (1)$$

$$\begin{cases} K_\sigma = \frac{\sigma}{\sigma_n} \\ K_\epsilon = \frac{\epsilon}{\epsilon_n} \end{cases} \quad (2)$$

式中: K_σ 和 K_ϵ 分别为弹塑性真实应力集中系数和弹塑性真实应变集中系数; σ 和 ϵ 分别为裂纹尖端应力与应变; σ_n 和 ϵ_n 分别为净截面应力与应变。当净截面应力小于屈服强度时, $\sigma_n = E\epsilon_n$ (E 为杨氏模量)。

对于无限大宽板

$$K_T = 1 + 2\sqrt{\frac{a}{\rho}} \quad (3)$$

式中: a 为裂纹长度(中心裂纹长度为 $2a$); ρ 为裂纹尖端曲率半径。

将式(2)和式(3)代入式(1),得

$$\sigma_n \left(1 + 2\sqrt{\frac{a}{\rho}}\right) = \sqrt{E\sigma\epsilon} \quad (4)$$

对于无限大宽板而言,中心裂纹对净截面应力没有影响,即 $\sigma_n = \sigma_{app}$ (σ_{app} 为远端施加载荷)。

因此,式(4)可以整理为

$$\sigma_{app} \sqrt{\frac{a}{\rho}} = \frac{1}{2}(\sqrt{E\sigma\epsilon} - \sigma_n) \quad (5)$$

无限大宽板应力强度因子为

$$K = \sigma_{app} \sqrt{\pi a} \quad (6)$$

$$K = \frac{1}{2} \sqrt{\pi \rho} (\sqrt{E\sigma\epsilon} - \sigma_n) \quad (7)$$

式(7)可以用作断裂准则。

对于给定的材料、约束条件、加载条件,可以假设裂纹尖端失效时:①裂纹尖端的局部应力等于失效强度 σ_f ;②裂纹尖端的局部应变等于失效应变 ϵ_f ;③裂纹尖端失效时的曲率半径为材料常数 ρ_f ^[1]。

因此,当试样或者结构发生失效时,

$$K_c = \frac{1}{2} \sqrt{\pi \rho_f} (\sqrt{E\sigma_f \epsilon_f} - \sigma_n) \quad (8)$$

式中: K_c 为试样失效时的应力强度因子。

式(8)可以整理为

$$\frac{1}{2} \sqrt{\pi E \sigma_f \epsilon_f \rho_f} = \frac{K_c}{\left(1 - \frac{\sigma_{ys}}{\sqrt{E\sigma_f \epsilon_f}} \frac{\sigma_n}{\sigma_{ys}}\right)} \quad (9)$$

式中: σ_{ys} 为材料的屈服强度。

令

$$\begin{cases} \frac{1}{2} \sqrt{\pi E \sigma_f \epsilon_f \rho_f} = K_f \\ \frac{\sigma_{ys}}{\sqrt{E\sigma_f \epsilon_f}} = m \end{cases} \quad (10)$$

由上述假设及式(10)可知, K_f 与 m 仅与材料参数、裂纹应力约束水平、加载条件有关,因此可以看作材料的断裂韧性参数。则双参数断裂准则的公式为式(11),要求 $\sigma_n \leq \sigma_{ys}$ 。

$$K_f = \frac{K_c}{1 - m\sigma_n/\sigma_{ys}} \quad (11)$$

为了将上述准则推广至有限宽板,必须首先分

析裂纹尖端应力强度因子的基本意义。对于有限宽板,其应力强度因子 K_{fin} 可表述为

$$K_{fin} = K \cdot F\left(\frac{a}{W}\right) \quad (12)$$

式中: W 为板宽; $F\left(\frac{a}{W}\right)$ 为有限宽板边界修正系数。

K. S. Ravi Chandran^[10] 最近给出了有限宽板边界修正系数的物理意义。他发现边界修正系数与含裂纹试样的净截面应力相关, 即当应力强度因子的大小保持不变时, 边界修正系数的存在使得有限宽板的净截面应力等于无限宽板的净截面应力。根据上述论断, 式(7)可以直接转化为

$$K_{fin} = \frac{1}{2} \sqrt{\pi \rho} (\sqrt{E \sigma \varepsilon} - \sigma_n) \quad (13)$$

根据式(13), 双参数断裂准则可以直接运用于有限宽度结构。考虑到裂纹尖端应变硬化的存在, 式(11)可以修正为

$$K_f = \frac{K_c}{1 - m \sigma_n / \sigma_u} \quad (14)$$

式中: σ_u 为材料的拉伸强度。

上述推导过程适用于拉伸载荷作用下的试样。而对于弯曲载荷及复合载荷作用下的试样, Jr J. C. Newman^[5] 给出了如下修正:

$$K_f = \frac{K_c}{1 - m \sigma_n / S_u} \quad (15)$$

式中: S_u 为塑性铰应力。当试样处于拉伸载荷作用下时, $S_u = \sigma_u$; 当试样处于纯弯曲载荷作用下时, $S_u = 1.5 \sigma_u$; 当试样处于复合载荷作用下时(主要针对 C(T) 试样), $S_u = 1.63 \sigma_u$ 。

2 简单试样算例

为了应用双参数断裂准则, 必须首先得到 K_f 与 m , 然后运用这两个参数估算相同厚度下结构的剩余强度。为了得到这两个参数, 可以对一组试样进行试验, 并画出 $K_c - \sigma_n / S_u$ 曲线。 $K_c - \sigma_n / S_u$ 曲线是一条直线, 根据该曲线的斜率及截距可以得到 K_f 与 m 。

本节主要关心两个问题:

(1) 在相同厚度(或约束)及材料下, 由一组试样得到的 K_f 与 m 值是否可应用到不同载荷条件下的试样?

(2) 双参数断裂准则需要被估结构剩余强度值及对应的临界裂纹尺寸。因此是否可以将公式

中的真实裂纹长度替换为结构的初始裂纹长度?

本文选取一组 M(T) 与 C(T) 试样^[11]。试样的厚度 B 为 2.3 mm 且材料为 L-T 方向的 2024-T3 铝合金。该材料的性能如表 1 所示。

表 1 铝合金 2024-T3 的材料性能

Table 1 Material properties of 2024-T3

参数	数值	参数	数值
σ_{ys} / MPa	345	E / GPa	71.4
σ_u / MPa	490	B / mm	2.3

试样的几何构型如表 2 所示。宽度 W 指试样全宽。初始裂纹比对于 M(T) 试样为 $2a_0/W$ 、对于 C(T) 试样为 a_0/W 。 F_c 及 Δa_c 分别为试样的最大载荷及所对应的裂纹扩展量。为了使结果一致, F_c 的单位为千牛 (kN), 对于 M(T) 试样 $F_c = \sigma_c \cdot WB$ 。

表 2 M(T) 及 C(T) 几何构型

Table 2 Geometry dimensions of M(T) and C(T)

试样	W / mm	初始裂纹比	F_c / kN	Δa_c / mm
M(T)	76.2	1/3	41.76	—
M(T)	304.8	1/3	151.35	14.5
M(T)	304.8	5/12	130.88	12.1
M(T)	304.8	0.5	112.72	11.0
M(T)	609.6	1/3	275.22	—
C(T)	50.8	0.4	4.23	—
C(T)	101.6	0.4	7.83	—
C(T)	152.4	0.4	10.36	9.1

2.1 问题(1)

首先应用宽度为 304.8 mm 的 M(T) 试样的试验数据估算 $K_c - \sigma_n / S_u$ 曲线并得到 K_f 与 m 。其次应用上述得到的 K_f 、 m 估算宽度为 152.4 mm C(T) 试样的剩余强度。

M(T) 与 C(T) 的应力强度因子均源于 ASTM E561^[12], 其中 M(T) 试样的应力强度因子为

$$K_{M(T)} = \frac{F}{WB} \sqrt{\pi a} \sqrt{\sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)} \quad (16)$$

C(T) 试样的应力强度因子为

$$K_{C(T)} = \frac{F}{\sqrt{WB}} \frac{2 + a/W}{(1 - a/W)^{3/2}} f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (17)$$

式中: $f(x) = 0.886 + 4.64x - 13.32x^2 + 14.72 \times x^3 - 5.6x^4$ 。

M(T)试样的净截面应力为^[5]

$$\sigma_n^{M(T)} = \frac{F}{(W - 2a)B} \quad (18)$$

C(T)试样的净截面应力为^[5]

$$\sigma_n^{C(T)} = \frac{F}{(W - a)B} \left(1 + 3 \times \frac{1 + a/W}{1 - a/W} \right) \quad (19)$$

根据式(15)~式(16)及式(18),基于宽度为 304.8 mm M(T)试验数据的 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线如图 1 所示。

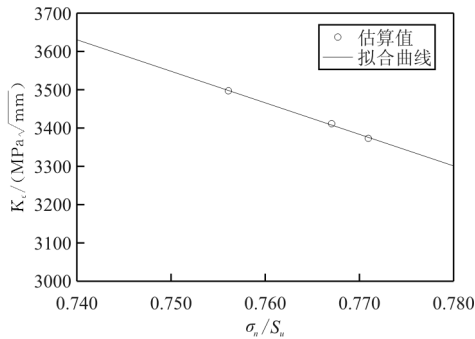


图 1 基于临界裂纹长度的 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线

Fig. 1 $K_c - \sigma_n/S_u$ curve based on critical crack lengths

如图 1 所示, $K_c = -8\ 232.357 \frac{\sigma_n}{S_u} + 9\ 722.423$, $K_f = 9\ 722.423 \text{ MPa} \sqrt{\text{mm}}$, $m = 0.847$ 。运用此 K_f 、 m 与式(17)、式(19)来估算 C(T)试样的剩余强度。由于需要临界裂纹尺寸,选取宽度为 152.4 mm C(T)试样,其估算结果如图 2 所示,可以看出:试样测量最大载荷 10.36 kN,估算剩余强度 10.48 kN,试样的误差为 1.12%,表明在相同厚度及材料下, K_f 与 m 的值保持不变。

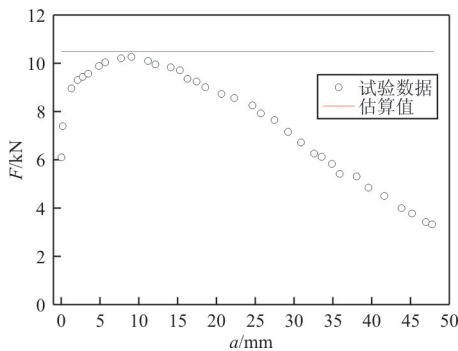


图 2 宽 152.4 mm C(T)试样的估算结果

Fig. 2 Estimated results of C(T) with a width of 152.4 mm

2.2 问题(2)

为了使双参数断裂准则方便应用,本文假设: K_c 和 σ_n 中的裂纹长度取为试样的初始裂纹长度 a_0 。以 M(T)试样为例,当试样发生失效时,

$$K_c^{M(T)} = \frac{F_c}{WB} \sqrt{\pi a_0} \sqrt{\sec\left(\frac{\pi a_0}{W}\right)} \quad (20)$$

$$\sigma_n^{M(T)} = \frac{F_c}{(W - 2a_0)B} \quad (21)$$

在上述假设下, $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线会发生改变,那么此时的 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线能否用于估算结构的剩余强度?

同理,应用 304.8 mm M(T)的试验数据得到 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线,并应用 K_f 与 m 的值估算其余 M(T)及 C(T)试样的剩余强度。基于初始裂纹长度 $K_c - \sigma_n/S_u$ 的曲线如图 3 所示。

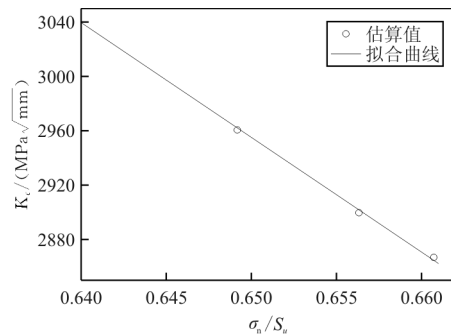


图 3 基于初始裂纹长度的 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线

Fig. 3 $K_c - \sigma_n/S_u$ curve based on initial crack lengths

如图 3 所示, $K_c = 8\ 433.28 \left(1 - \frac{\sigma_n}{S_u} \right)$, $K_f =$

$8\ 433.28 \text{ MPa} \sqrt{\text{mm}}$, $m = 1$ 。与图 1 相比, K_f 与 m 的值均发生了改变。将上述 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线应用到 M(T)及 C(T)试样,其估算结果如图 4~图 5 所示。为了具有对比性,初始裂纹长度比 $(2a_0/W)$ 为 1/3 的 M(T)试样的试验点均归到了图 4,初始裂纹长度比 $(2a_0/W)$ 为 0.4 的 C(T)试样的试验点均归到了图 5。图 4 和图 5 中估算结果为实线的原因在于:本文运用双参数准则计算相同厚度、材料、初始裂纹长度比下,不同宽度试样的剩余强度。初始裂纹长度比并不影响 K_f 、 m 的值,但是为了与试验点对比,此处给定初始裂纹长度比。

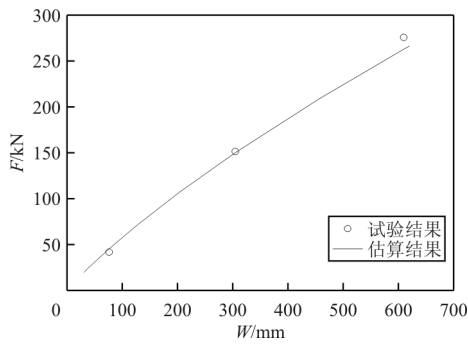


图 4 M(T)试样估算结果

Fig. 4 Estimated results of M(T) specimens

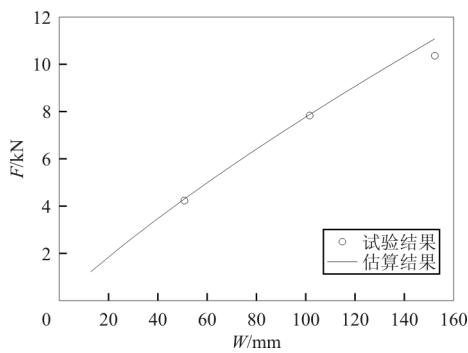


图 5 C(T)试样估算结果

Fig. 5 Estimated results of C(T) specimens

从图 4~图 5 可以看出:宽度为 609.6 mm M(T)试样的估算误差为 5.2%,宽度为 152.4 mm C(T)试样的估算误差为 6.9%,其中 5.2%和 6.9%为相对误差。相较于原准则,简化准则的误差较大,但均在工程接受范围之内。结果表明:在运用双参数断裂准则估算结构的剩余强度时,可以应用初始裂纹长度代替断裂时的裂纹长度。这大大简化了双参数断裂准则的应用,因为被估结构的临界裂纹长度通常未知,而结构的初始裂纹长度总是已知的。

为了进一步验证以上结果,本文选取厚度为 7.6 mm 的 M(T)、C(T)试样^[13],试样材料均为 L-T 方向的 2324-T39。其中 M(T)试样的宽度分别为 102 mm、305 mm, C(T)试样的宽度分别为 102 mm、152 mm;M(T)试样的初始裂纹长度比均为 1/3,C(T)试样的初始裂纹长度比均为 0.4。材料的基本属性如表 3 所示,试样的试验数据及估算结果如表 4 所示,其中 K_f 、 m 是根据 M(T)试样的试验数据计算得到的,计算过程运用了基于初始裂纹长度的 $K_c - \sigma_n / S_u$ 曲线。

表 3 铝合金 2324-T39 的材料性能

Table 3 Material properties of 2324-T39

参数	数值	参数	数值
σ_{ys} /MPa	455	K_f /(MPa $\sqrt{\text{mm}}$)	4 845
σ_u /MPa	504	m	1.38
E /GPa	71.0		

表 4 试验数据及估算结果

Table 4 Test data and estimated data

试样	W /mm	a_0 /mm	F_c /kN	估算值/kN	误差/%
M(T)	102	16.5	215.1	—	—
M(T)	305	59.7	471.5	—	—
C(T)	102	41.7	14.4	13.8	-4.2
C(T)	152	62.0	29.8	28.1	-5.7

由于 K_f 、 m 是根据 M(T)试样的试验数据计算得到的,表 4 没有给出 M(T)试样的估算结果。从表 4 可以看出:大宽度试样的估算误差要大于小宽度试样的估算误差。其原因为大宽度试样的裂纹稳态扩展量要大于小宽度试样的裂纹扩展量,运用初始裂纹长度会导致更大的误差,但估算误差均在工程接受范围内。

3 复杂试样算例

为了验证简化双参数断裂准则估算复杂结构剩余强度的能力,本节运用简化双参数断裂准则估算三孔拉伸试样(如图 6 所示)的剩余强度。

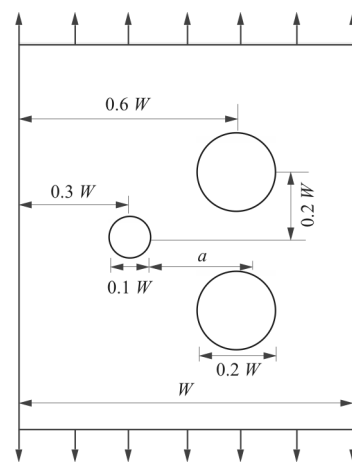


图 6 三孔拉伸试样

Fig. 6 Three-hole-crack tension specimen

该试样具有类似于加筋壁板的应力强度因子, Jr J. C. Newman^[14]及 P. W. Tan 等^[15]得到了该试样的应力强度因子公式。

$$K_{\text{Tho}} = \sigma \sqrt{\pi a} \left(\frac{a}{W} \right) \quad (22)$$

式中： $g(x) = 1.879 - 2.89x - 25.56x^2 + 96.55 \times x^3 - 76.56x^4$ 。

本文选取三组厚度为 12.7 mm 三孔拉伸试样^[14]，它们的材料分别为 2024-T351、7075-T651 及 304 钢。三种材料的基本属性如表 5 所示。

表 5 三孔拉伸试样材料性能

Table 5 Material properties of three-hole-crack tension specimen

材料	σ_{ys}/MPa	σ_u/MPa	E/GPa
2024-T351	315	460	71.4
7075-T651	530	585	71.7
304 钢	265	630	203

Jr. J. C. Newman 也对相应的 M(T) 及 C(T) 进行了拉伸试验。根据这些试验数据可得到材料的 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线。M(T) 及 C(T) 的试验数据如表 6~表 8 所示。相应的 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线如图 7~图 9 所示。

表 6 2024-T351 试验数据

Table 6 Test data of 2024-T351

试样	B/mm	W/mm	a_0/mm	F_c/KN
M(T)	12.7	127	26.2	302
M(T)	12.7	254	52.1	574
C(T)	12.7	51	16.1	29.8
C(T)	12.7	51	26.5	14.2
C(T)	12.7	51	36.2	5.22
C(T)	12.7	102	31.4	54.7
C(T)	12.7	102	51.6	28.9
C(T)	12.7	102	71.2	10.1
C(T)	12.7	203	61.7	100.3
C(T)	12.7	203	102.4	52.1
C(T)	12.7	203	143.0	18.9

表 7 7075-T651 试验数据

Table 7 Test data of 7075-T651

试样	B/mm	W/mm	a_0/mm	F_c/KN
M(T)	12.7	127	26.4	209
M(T)	12.7	254	49.1	356
C(T)	12.7	51	15.4	16.0
C(T)	12.7	51	25.6	8.85
C(T)	12.7	51	35.4	3.75
C(T)	12.7	102	30.6	27.4
C(T)	12.7	102	50.8	15.5
C(T)	12.7	102	71.0	5.78
C(T)	12.7	203	60.4	46.3
C(T)	12.7	203	102.0	24.1
C(T)	12.7	203	142.0	10.2

表 8 304 不锈钢试验数据

Table 8 Test data of 304 steel

试样	B/mm	W/mm	a_0/mm	F_c/KN
M(T)	12.7	127	26.1	458
M(T)	12.7	254	50.1	882
C(T)	12.7	51	16.5	52.7
C(T)	12.7	51	26.1	25.9
C(T)	12.7	51	36.2	9.56
C(T)	12.7	102	31.1	93.4
C(T)	12.7	102	50.7	50.8
C(T)	12.7	102	72.3	17.3
C(T)	12.7	203	62.0	192
C(T)	12.7	203	102.0	85.3
C(T)	12.7	203	142.6	34.1

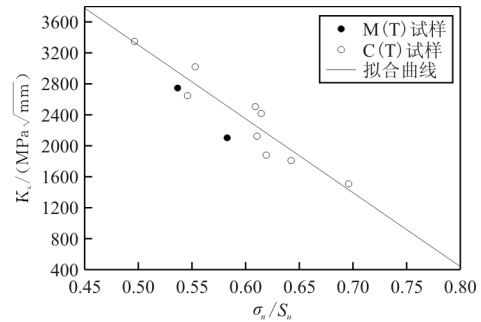


图 7 12.7 mm 2024-T351 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线

Fig. 7 $K_c - \sigma_n/S_u$ of 12.7 mm 2024-T351

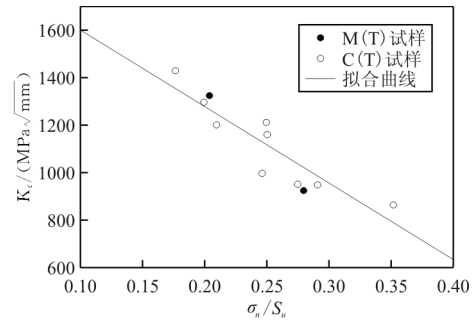


图 8 12.7 mm 7075-T651 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线

Fig. 8 $K_c - \sigma_n/S_u$ of 12.7 mm 7075-T651

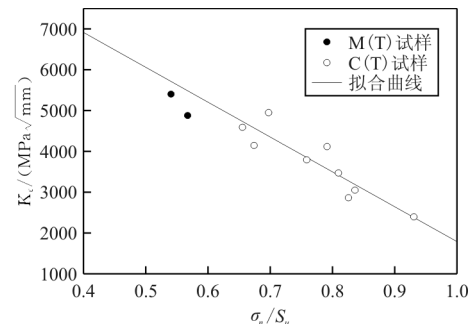


图 9 12.7 mm 304 不锈钢 $K_c - \sigma_n/S_u$ 曲线

Fig. 9 $K_c - \sigma_n/S_u$ of 12.7 mm 304 steel

从图 7~图 9 可以估算相应材料三孔拉伸试样的剩余强度。其中,2024-T351 的 $K_f=7\ 872.6\ \text{MPa}\sqrt{\text{mm}}$, $m=0.825$;7075-T651 的 $K_f=1\ 922.6\ \text{MPa}\sqrt{\text{mm}}$, $m=0.597$;304 不锈钢的 $K_f=10\ 328\ \text{MPa}\sqrt{\text{mm}}$, $m=1.21$ 。

估算结果与试验结果的对比如图 10~图 12 所示,其中 $B=12.7\ \text{mm}$ 。

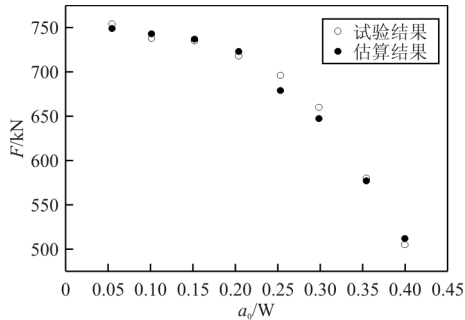


图 10 2024-T351 试样的预测结果

Fig. 10 Predicted results of 2024-T351 specimens

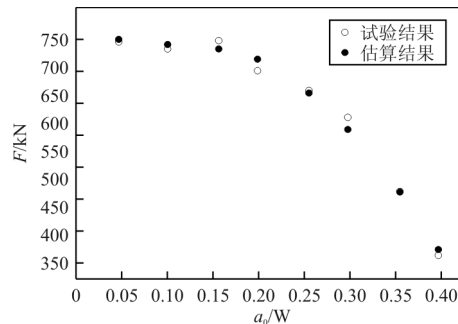


图 11 7075-T651 试样的预测结果

Fig. 11 Predicted results of 7075-T651 specimens

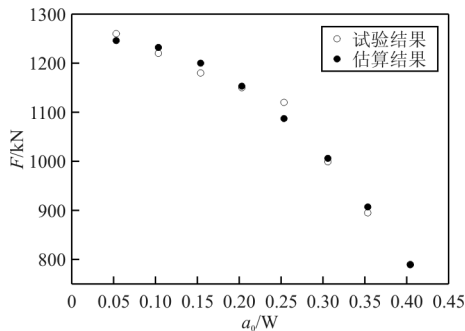


图 12 304 不锈钢试样的预测结果

Fig. 12 Predicted results of 304 steel specimens

从图 10~图 12 可以看出:2024-T351、7075-T651、304 钢的估算误差均在 5% 以内。由于三孔拉伸试样的应力强度因子类似于加筋壁板的应力

强度因子,简化的双参数断裂准则也适用于加筋壁板结构。双参数断裂准则是一种半经验半解析的方法,该方法不需要对结构进行有限元分析。

4 结 论

(1) 本文运用初始裂纹长度代替结构断裂时的裂纹尺寸对双参数断裂准则进行了简化,并分别运用原断裂准则及简化准则估算了 M(T) 及 C(T) 试样的剩余强度。原准则的估算误差在 2%,简化准则的误差在 6.9%。尽管简化准则的误差大于原准则,该误差仍然在工程接受的范围内。

(2) 应用简化的双参数准则估算了三孔拉伸试样的剩余强度。估算结果的误差在 5% 以内,这一结果说明双参数断裂准则可以用于加筋壁板剩余强度的预测。

参考文献

- [1] 中国航空研究院. 应力强度因子手册[M]. 2 版. 北京: 科学出版社, 1993.
China Aviation Academy. Handbook of stress intensity factor[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 1993. (in Chinese)
- [2] Tada H, Paris P C, Irwin G R. The stress analysis of cracks handbook[H]. New York: ASME Press, 2000.
- [3] Anderson T L. Fracture mechanics: fundamentals and applications[M]. New York: CSC Press, 2016.
- [4] Newman Jr J C. Fracture analysis of surface and through cracked sheets and plates[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1973, 5(3): 667-689.
- [5] Newman Jr J C. Fracture analysis of various cracked configuration in sheet and plate materials[R]. ASTM STP, 1976, 605: 104-123.
- [6] Neuber H. Theory of stress concentration for shear strained prismatical bodies with arbitrary non-linear stress-strain law[J]. Journal of Applied Mechanics, 1961, 28(4): 544-550.
- [7] Newman Jr J C, Newman III J C. Validation of two parameter fracture criterion using finite analyses with the critical CTOA fracture criterion[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2015, 136: 131-141.
- [8] Warren J M, Lacy T, Newman Jr J C. Validation of two parameter fracture criterion using 3D finite analyses with the critical CTOA fracture criterion[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2016, 151: 130-137.
- [9] Mahtabi M J, Sanford A, Shamsaei N, et al. Transferability of the two parameter fracture criterion for 2219 aluminum alloy cracked configurations[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2016, 39(3): 335-345.
- [10] Ravi Chandran K S. Insight on physical meaning of finite width correction factors in stress intensity factor(K) solutions of fracture mechanics[J]. Engineering Fracture Me-

- chanics, 2017, 186: 339-409.
- [11] Dawicke D S, Newman Jr J C, Starnes Jr J H, et al. Residual strength analysis methodology: Laboratory coupons to structural components[C]// Third Joint FAA/DoD/NASA Conference on aging aircraft. Albuquerque, NM: 1999.
- [12] ASTM E561. Standard test method for K-R curve determination[S]. ASTM 2010-PA-01, 2010.
- [13] Dawicke D S. Fracture testing of 2324-T39 aluminum alloy [R]. NASA CR-198177, 1996.
- [14] Newman Jr J C. Finite element analysis of initiation stable crack growth, and instability using a crack tip opening displacement criterion[R]. NASA TM-84564, 1982.
- [15] Tan P W, Raju I S, Newman Jr J C. Stress intensity factor calculations using the boundary force method[R]. NASA TM-89158, 1987.
- 作者简介:**
贾 琪(1992—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳断裂及损伤容限分析。
- (编辑:赵毓梅)

~~~~~

(上接第 153 页)

- bedded micro-compressor actuator[C]. AIAA-2018-0330, 2018.
- [39] Xu H Y, Xing S L, Ye Z Y. Numerical study of the S809 airfoil aerodynamic performance using a co-flow jet active control concept[J]. Journal of Renewable and Sustainable Energy, 2015, 7(2): 1-20.
- [40] 朱敏, 杨旭东, 宋超, 等. 应用协同射流控制的临近空间螺旋桨高增效方法[J]. 航空学报, 2014, 35(06): 1549-1559. Zhu Min, Yang Xudong, Song Cao, et al. High synergy method for near space propeller using co-flow jet control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1549-1559. (in Chinese)
- [41] Zha G, Aspe S, Dussling J J, et al. Co-flow jet aircraft[P]. USA: 8262031, 2012-9-11.
- [42] Noor R M, Assad-Uz-Zaman M, Mashud M. Effect of co-flow jet over an airfoil; numerical approach[J]. Contemporary Engineering Sciences, 2014, 7(17): 845-851.
- [43] Zhang J, Xu K, Yang Y, et al. Aircraft control surfaces using co-flow jet active flow control airfoil[C]//2018 Applied Aerodynamics Conference, 2018: 3067.
- 作者简介:**  
张明昊(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。  
袁昌盛(1971—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器总体设计、计算机辅助飞行器设计及微型飞行器设计。  
田振东(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。  
杨 涛(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。  
王登科(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。
- (编辑:赵毓梅)

~~~~~

(上接第 170 页)

- 究[J]. 中北大学学报:自然科学版, 2017, 38(5): 111-115. Li Jiwei, Wang Qiu, Zhao Wei. Investigation on aerodynamic heating characteristics of hypersonic flat pate/cylinder juncture flow[J]. Journal of North University of China; Natural Science Edition, 2017, 38(5): 111-115. (in Chinese)
- [11] 李艳丽, 李素循. 高超声速绕钝舵层流干扰流场特性研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1472-1477. Li Yanli, Li Suxun. Investigation of interactive hypersonic laminar flow over blunt fin [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1472-1477. (in Chinese)
- [12] 朱自强, 吴子牛, 李津, 等. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998. Zhu Ziqiang, Wu Ziniu, Li Jin, et al. Applied computational fluid mechanics [M]. Beijing: Beihang University Press, 1998. (in Chinese)
- [13] Van Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme V. A second order sequel to godunov's method[J]. Journal of Computational Physics, 1979(32): 101-136.
- [14] Anderson W K, Thomas J L, van Leer B. A comparison of finite volume flux vector splitting for the Euler equations [J]. AIAA Journal, 1986, 24(9): 1453-1460.
- [15] Yoon S, LU-SGS implicit algorithm for three dimensional incompressible Navier-Stokes equations with source term [C]//The 9th AIAA CFD Conference, 1989.
- 作者简介:**
黄尚坤(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:计算流体力学。
肖素梅(1966—),女,博士,教授。主要研究方向:机电控制。
庞宇飞(1971—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:CFD 网格生成。
周 佳(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:计算流体力学。
- (编辑:赵毓梅)