

文章编号: 1000-6893(2002) 02-0106-05

# 镗窝孔边扇形角裂纹应力强度因子的 三维有限元分析

沈海军, 郭万林

(南京航空航天大学 飞机系, 江苏 南京 210016)

## 3D FINITE ELEMENT ANALYSIS OF SIF OF THE STRUCTURE WITH DIMPLE HOLE

SHEN Hai-jun, GUO Wan-lin

(Aircraft Department, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘要:** 根据航空等领域内镗窝铆接及镗窝铰接构件的典型结构特征, 采用三维的十节点四面体等参有限元模型, 分别对无裂纹及孔边含裂纹镗窝孔/直通孔结构进行了模拟分析; 得到了镗窝孔构件的危险部位及  $90^\circ$ 、 $120^\circ$  镗窝孔边扇形角裂纹的应力强度因子, 给出了覆盖面广的计算曲线; 通过对计算结果的分析, 讨论了裂纹长度、孔径以及板厚等因素对应力强度因子的影响。和已有的文献比较表明, 本文数值结果精确, 方法可靠。

**关键词:** 镗窝孔; 有限元; 应力强度因子; 扇形角裂纹

**中图分类号:** V215.6 **文献标识码:** A

**Abstract:** Dimple rivet joint and bolt joint are the typical fastening styles used in aircraft. In a 3D finite element analysis (FEA) model, the dimple and straight hole structures with or without fanlike cracks around their holes are simulated. First, critical sites are obtained by the FEA of dimple hole structure without fanlike cracks around its hole. Second, the stress intensity factors (SIF) of the fanlike cracks around the dimple and straight hole are computed. Based on these SIF, some factors that will affect SIF generally, such as the crack length, hole radius and structure thickness, are discussed. The accuracy of the results and reliability of the numerical method and FEA model used in the paper have been demonstrated by comparisons between SIF about the straight hole obtained here and those in literature. Therefore, the numerical results and some conclusions given in this paper can be used as a basis for the damage tolerance design of dimple joints.

**Key words:** dimple hole; finite element analysis (FEA); stress intensity factors (SIF); fanlike crack

镗窝铆接(或镗窝铰接)是航空等领域内广泛使用的一种紧固形式。在这些紧固形式中,以  $90^\circ$  和  $120^\circ$  镗窝连接最为常见。文献[1]表明,镗窝孔边的扇形角裂纹(如图 1(a)所示)在试验和实践中是典型的,常常给结构的安全性带来重大隐患。但是,由于镗窝孔结构的复杂性,目前,镗窝孔边扇形角裂纹的应力强度因子很难形成较好的解析解,即便是数值解也很少见有文献报道。本文拟采用三维十节点的四面体等参有限元模型,对镗窝孔结构的危险部位进行了确定;然后对  $90^\circ$  及  $120^\circ$  镗窝孔边的扇形裂纹的应力强度因子进行计算,并给出规律性的结果。

## 1 计算模型及方法

(1) 结构模型与研究对象 计算结构模型选择了中心含  $90^\circ$  和  $120^\circ$  镗窝孔的矩形板件,板受远场纵向拉伸应力  $\sigma$  作用,孔内无紧固件。查国家标准 GB868~874-76 及航空标准 HB206~208-74 可知,对于  $90^\circ$  镗窝孔,其几何尺寸  $D=2R$ ,  $h=11.5t$ , 如图 1(a)所示;对于  $120^\circ$  镗窝孔,  $D=2R$ ,  $h=10.4\sqrt{3}t$ 。另外,结构模型还选择了含直通孔的矩形板件(如图 1(b)所示,可认为是  $180^\circ$  镗窝),其目的是为了和文献[2]的构型作比较,以效验本文有限元模型及计算方法的有效性。

本文的研究对象为含镗窝孔的矩形单向拉伸板件,以及镗窝孔(或直通孔)边处出现 1 个或 2 个扇形裂纹的单向拉伸板件结构。各拉伸板件均无钉转载荷,且各孔均处于矩形板的中心,如图 1 所示。扇形角裂纹的半径即为裂纹的长度  $a$ 。

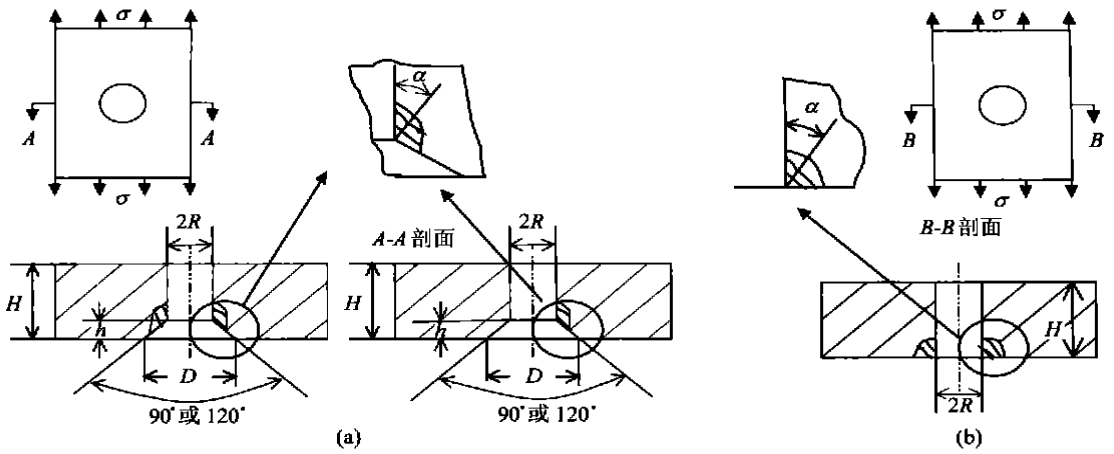


图 1 镗窝孔、直通孔构件与孔边扇形角裂纹

(a) 镗窝孔边有一个或两个扇形角裂纹; (b) 直通孔有两个扇形角裂纹

Fig. 1 Dimple, straight holes with fanlike cracks around them

(2) 有限元模型与网格的划分 根据对称性, 计算取结构的 1/4 或 1/2, 如图 2 所示。网格化分采用了高精度的十节点四面体等参单元。其中, 作者对结构孔边以及角裂纹附近的有限元网格进行了高度的局部细化。裂纹附近的有限元网格尺寸  $L$  和裂纹长度  $a$  比值大致为  $10^{-2}$  量级。网格划分以及局部网格细化分别由大型有限元软件 AN-SYS5.4 提供的 MeshTool 和 ModifyMesh 功能来完成。

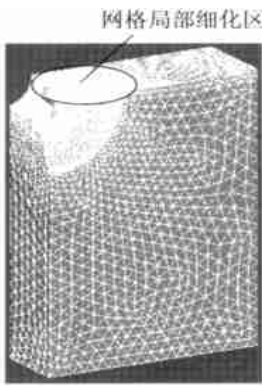


图 2 有限元网格划分与局部网格细化

Fig. 2 Finite elements and local elements

(3) 应力强度因子的确定方法 对于镗窝孔 (或直通孔) 边的扇形裂纹, 如图 3 所示, 若以裂纹前缘的某点  $p$  为坐标原点, 以裂纹面法向为  $Y$  轴, 以扇形裂纹半径的延长线为  $X$  轴, 就可以构造右手局部坐标系。文献[3]认为, 二维裂纹面法向上的位移表达式同样适用于三维裂纹裂纹, 即裂纹面法向上的位移  $V$  有

$$V = \frac{(1 + \nu)K_1}{2E} \left[ \frac{r}{2\pi L} \left( (2s + 1) \sin \frac{\phi}{2} - \sin \frac{3\phi}{2} \right) \right] \quad (1)$$

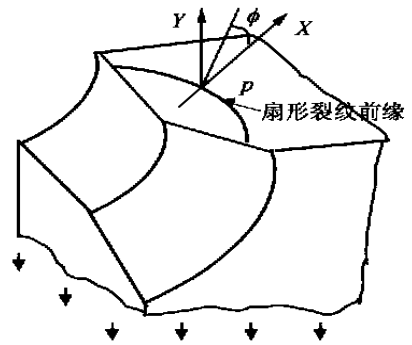


图 3 扇形裂纹前缘的局部坐标

Fig. 3 Local coordinate at fanlike crack tip

式中:  $s = (3 - \nu) / (1 + \nu)$  (平面应力),  $s = 3 - 4\nu$  (平面应变);  $\nu$  为波松比。

对于三维问题, 构件的表面可视为是平面应力问题, 对于构件较深的内部可近似为是平面应变问题。

由式(1)可知, 在受远场拉应力  $\sigma$  的情况下, 扇形裂纹面的张开位移  $V$  有

$$V|_{\phi=180^\circ} = \frac{(1 + \nu)(s + 1)K_1}{E} \frac{r}{2\pi} \quad (2)$$

根据式(2)及三维有限元计算的  $V|_{\phi=180^\circ}$  结果, 按照  $K_1-r$  曲线线性回归<sup>[3]</sup>, 即可得出对镗窝孔 (或直通孔) 边扇形裂纹前缘各点的应力强度因子

$$K_1 = \frac{\sqrt{2\pi E} V|_{\phi=180^\circ}}{4} \frac{r}{r_0} \quad (3)$$

式中:  $E = E$  (平面应力);  $E = E / (1 - \nu^2)$  (平面应变)。

为了分析方便, 本文取  $K_r = \sigma \sqrt{\pi a}$  作为正则化应力强度因子, 并定义图 1(a) 中的几何尺寸  $H-h$  为板参考厚度  $H$ 。

## 2 计算结果与分析

(1) 镗窝孔结构危险部位的确定 以 90 镗窝孔拉伸板件为例, 板件孔边无裂纹, 孔内无紧固件。本文对镗窝孔边的应力分布进行了三维的有限元分析。计算的有限元模型及网格化分见图 2。经过计算, 图 4 给出了结构等应力(图 3 Y 轴方向的正应力  $\sigma_y$ ) 分布的计算结果。从图 4 可以看出, 镗窝孔拉伸板件在镗窝孔与直孔交线上出现了拉应力的最大值, 即疲劳裂纹危险部位。这一位置和文献[4] 镗窝孔板疲劳试验的裂纹起始位置基本吻合(文献[4] 镗窝孔试件的多数疲劳裂纹起始位置均在该处, 如图 5 所示)。

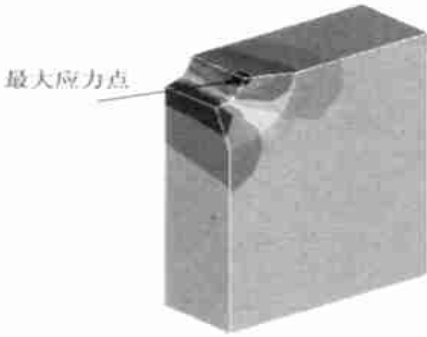


图 4 结构的等应力分布图

Fig. 4 Equivalent stress distribution of structure



图 5 镗窝孔边扇形角裂纹

Fig. 5 Fanlike crack around dimple hole

本文还对 120 镗窝孔板件进行了如上同样的三维的有限元分析, 所得的疲劳裂纹的危险部位与图 3 情形相同。鉴于篇幅, 这里不再给出。

(2) 本文有限元模型及算法的有效性 为了校验本文有限元模型及算法的有效性, 作者对图 1(b) 中直通孔板孔边有 2 个 1/4 圆形裂纹前缘各点(以图 1 中的圆周角  $\alpha$  表示) 的应力强度因子进行了计算。板取厚板, 即板厚  $H$  与裂纹长度  $a$  之比大于或等于 6, 此时, 板厚的变化对应力强度因子的影响可以忽略<sup>[2]</sup>。

经过计算, 图 6 给出了裂纹长度与孔径  $a/R$

= 0.4 情况下裂纹前缘正则化应力强度因子的计算结果。图中还给出了文献[2]的结果。从图 6 可以看出, 本文的计算结果已和文献[2] 手册的结果相当吻合, 由此表明, 本文的有限元模型及算法是有效性。

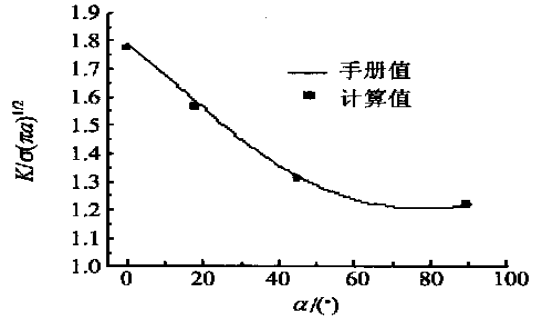


图 6 计算值与手册值对比曲线

Fig. 6 Results of calculation and handbook

计算情况 1: 90 或 120 镗窝孔厚板, 单向拉伸, 镗窝孔边有 2 个对称扇形角裂纹, 如图 1(a) 左图所示。扇形裂纹前缘各点(以图 1 中的圆周角  $\alpha$  表示) 的正则应力强度因子计算结果见图 7。

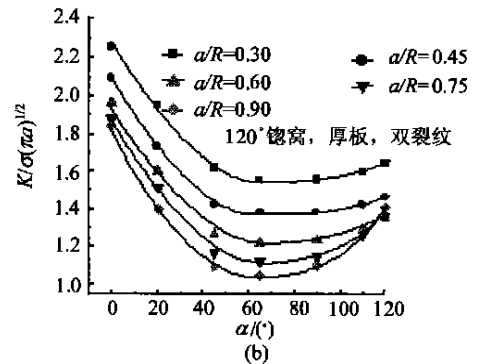
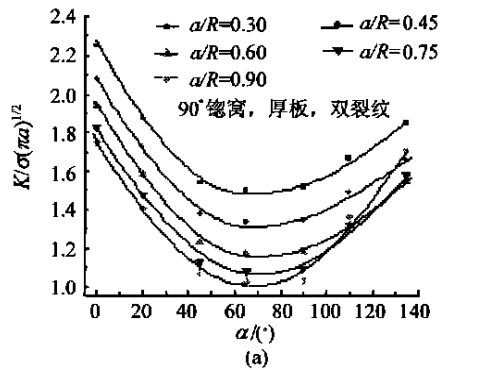


图 7 厚镗窝孔板正则应力强度因子计算曲线

Fig. 7 SIFs of thick sheets with dimple hole

计算情况 2: 90 或 120 镗窝孔有限厚板, 单向拉伸, 镗窝孔边有 2 个对称扇形角裂纹, 如图 1(a) 左图所示。计算时, 90 和 120 镗窝孔裂纹的长度与孔径之比  $a/R$  分别保持定值 0.8 和 0.9, 板的厚度改变。经过计算, 扇形角裂纹前缘各点的正则应力强度因子值随板厚的变化情况见图 8。

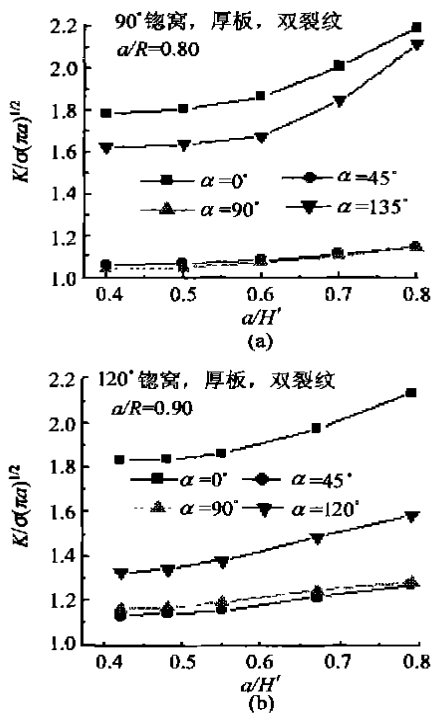


图 8 板厚对正则应力强度因子的影响

Fig. 8 The influence of sheet thickness on SIFs

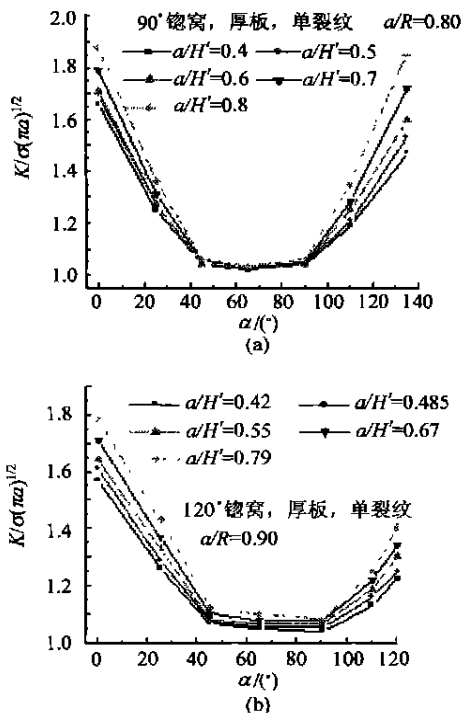


图 9 板厚对正则应力强度因子的影响

Fig. 9 The influence of sheet thickness on SIFs

计算情况 3: 90 或 120 镗窝孔厚板, 单向拉伸, 镗窝孔边有一个扇形角裂纹, 如图 1(a) 右图所示。计算结果和镗窝孔边有两个扇形角裂纹厚板的结果 (即图 7) 极为接近, 最大误差不超过 7%, 故计算曲线从略。

计算情况 4: 90 或 120 镗窝孔有限厚板, 单向拉伸, 镗窝孔边有 1 个扇形角裂纹, 如图 1(a) 右图所示。计算时, 90 和 120 镗窝孔裂纹的长度与孔径之比  $a/R$  分别保持定值 0.8 和 0.9, 板的厚度改变。经过计算, 扇形角裂纹前缘各点的正则应力强度因子随板厚的变化情况见图 9。

图 6 ~ 图 9 中, 裂纹前缘  $\alpha = 0^\circ; 135^\circ$  (90 镗窝孔) 以及  $120^\circ$  (120 镗窝孔) 位置的应力强度因子按平面应力处理获得; 其它各数据点按平面应变处理获得。

从图 7 可以看出: ① 不管是 90 还是 120 镗窝孔, 扇形裂纹前缘  $\alpha = 0^\circ; 135^\circ$  (90 镗窝孔) 或  $120^\circ$  (120 镗窝孔) 附近均有较大的应力强度因子值; ② 对于任一特定  $a/R$  (裂纹长度和孔径比值) 的厚镗窝孔板件, 镗窝孔边扇形裂纹前缘在  $\alpha = 45^\circ \sim 90^\circ$  范围内的应力强度因子值变化幅度不大, 且在  $\alpha = 60^\circ \sim 70^\circ$  附近似有应力强度因子的最小值; ③ 随着孔径  $R$  变小, 以及裂纹长度  $a$  增大, 即  $a/R$  增大, 扇形裂纹前缘各点的正则应力强度因子减小。但是, 当裂纹长度和孔径比值  $a/R >$

0.6 时, 随着裂纹长度  $a$  增大, 扇形裂纹前缘  $\alpha = 135^\circ$  (90 镗窝孔) 或  $\alpha = 120^\circ$  (120 镗窝孔) 位置附近的正则应力强度因子值有增大的趋势。笔者认为, 这种现象应归于镗窝孔板的表面效应。

从图 8 ~ 图 9 可以看出, 不管是 90 还是 120 镗窝孔, 不管是孔边有单裂纹还是双裂纹, 随着板厚 (或板参考厚度  $H$ ) 的减小 (此时  $a/H$  增大), 裂纹前缘的正则应力强度因子值均有所增大。不过, 这种厚度效应对扇形裂纹前缘  $\alpha = 0^\circ; 135^\circ$  (90 镗窝孔) 或  $120^\circ$  (120 镗窝孔) 附近的应力强度因子值影响强烈, 而对裂纹前缘  $\alpha = 45^\circ \sim 90^\circ$  范围内的应力强度因子值影响较小。

从情况 4 的计算结果可以得出, 厚镗窝孔板孔边单裂纹的应力强度因子可近似取相应孔边双裂纹的应力强度因子值。

对本文做进一步工作, 再在文献 [2] 直通孔角裂纹应力强度因子公式的基础上进行修正, 可望形成标准镗窝连接结构孔边裂纹的应力强度因子工程表达形式。

### 参 考 文 献

[ 1 ] 航空航天部 (AFFD) 系统办公室编. 美国空军耐久性设计手册背景材料 (下册) [M]. 北京: AFFD 系统办公室, 1989. 61- 64.

(AFFD System Office of Department of Aeronautics & Astronautics. Background data of durability design handbook.

of air force(The second half) [M]. Beijing:AFFD System Office, 1989: 67- 73.)

- [2] 中国航空研究院编. 应力强度因子手册[M]. 北京: 科学出版社, 1993: 135- 137.

(Aviation Material Institution of China. Handbook of stress intensity factors[M]. Beijing: Science Press, 1993: 135- 137.)

- [3] 沈成康. 断裂力学[M]. 上海: 同济大学出版社, 1996.

(Shen C K. Fracture mechanics [M]. Shanghai: Press of Tongji University. 1996)

- [4] 沈海军. 高强度铝合金腐蚀疲劳机理与疲劳全寿命模型 [D]. 西安:西北工业大学, 2000.

(Shen H J. Corrosion fatigue mechanism of high strength aluminum alloy and full-life engineering model for corrosion fatigue[D]. Xi an: Northwestern Polytechnical University, 2000.)

- [5] 王国强. 实用工程数值模拟技术及其在 ANSYS 上的实践

[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1999. 270- 272.

(Wang G Q. Engineering numerical simulation technology and its application in ANSYS[M]. Xi an: Press of Northwestern Polytechnical University, 1999.)

作者简介:



沈海军(1971- ) 男,南京航空航天大学工程力学专业博士后,主要从事复杂环境下结构的疲劳与断裂等方面的研究。Email: Shenhaj@263.net

郭万林(1960- ) 男,南京航空航天大学特聘教授,博士生导师,1996年国家杰出青年基金获得者。主要致力于疲劳断裂、三维破坏理论、先进材料力学行为以及纳米力学等方面的研究。

(责任编辑:李铁柏)