

文章编号:1000-6893(2009)02-0271-05

连接件疲劳寿命分析的等效 SSF 法

张成成¹, 姚卫星¹, 叶彬²

(1. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210016)

(2. 六五零设计研究所 洪都航空工业集团, 江西 南昌 330024)

Equivalent Stress Severity Factor Approach for Fatigue of Multi-fastener Plate

Zhang Chengcheng¹, Yao Weixing¹, Ye Bin²

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicles, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Institute 650, Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024, China)

摘 要: 传统的应力严重系数(SSF)法在复杂几何和载荷边界下几乎无法获得 SSF 值,而采用三维有限元法只能获得孔边最大应力,但不能计及钉孔质量和填充系数影响,且计算复杂不便于工程应用。本文将由有限元获得的连接件中的紧固件及周边平衡载荷系等效为两个单轴载荷,通过两个单轴载荷作用下应力场的叠加,并引入复杂几何和载荷边界对 SSF 的影响,而获得等效 SSF 值,并用有限元法对本文建立的最大应力近似公式进行了验证。算例结果表明,本文的计算方法简单有效。

关键词: 连接件; 应力场; 应力严重系数; 应力集中; 疲劳

中图分类号: TB114.3 **文献标识码:** A

Abstract: The traditional stress severity factor (SSF) approach is almost unable to obtain the SSF value under complex geometry and loading boundaries. The maximum stress at the edge of a hole can be obtained easily by 3D FEM, but the process is time-consuming if the quality and filling status of the pin-loaded holes are included in the FE model; moreover, the maximum stress obtained by FEM cannot be readily used to predict the fatigue life of a plate. Therefore an equivalent SSF approach is proposed in this article to predict the fatigue life of a plate with loading-born holes under complex geometry and loading boundaries. The equivalent SSF value is deduced by the superposition of two uniaxial stress fields in the region of the hole, and the effects of complex geometry and loading boundaries are considered at the same time. The fatigue life of a multi-fastener plate of an aircraft tank is analyzed and verification test is made as an example. The results show that the fatigue life estimation is in good agreement with the experimental results.

Key words: multi-fastener joint; stress field; stress severity factor; stress concentration; fatigue

飞机机体结构是采用大量的紧固件连接起来的薄壁结构件,试验和经验表明,机体结构疲劳裂纹的萌生几乎都发生在这类结构的细节处。紧固件连接结构的疲劳品质主要取决于连接件的受载形式、孔径大小、紧固件类型、装配方法及表面处理等因素。目前紧固连接件的疲劳寿命分析主要采用应力严重系数(SSF)法和局部应力应变法^[1-2]。SSF法是名义应力法的一种,它综合考虑了钻孔质量、紧固件的类型、孔的应力集中等因素。名义应力法将SSF作为应力集中系数 K_T 去查S-N曲线。局部应力应变法也是将SSF作为 K_T ,以此求疲劳缺口减缩系数 K_f 。传统的SSF法在复杂几何和载荷边界下几乎无法采用SSF

值,而采用三维有限元法(FEM)^[3-12]只能获得孔边最大应力,但不能计及钉孔质量和填充系数影响^[13-15],且计算复杂不便于工程应用。本文依据SSF法的分析特点,将紧固件周边作用在复杂几何边界上的平衡载荷系沿钉传载荷方向变换等效,将SSF法中双轴平面应力场等效为两个单轴载荷下的应力场的叠加,获得了等效SSF值,算例分析表明本文提出的等效SSF的算法是合理有效的。

1 等效 SSF 法

图1(a)为一典型紧固连接件结构钉孔附近细节,有限元细节分析可以给出紧固件周围 n 个节点的载荷 P_{ix}, P_{iy} 和钉载 P_{sx}, P_{sy} 。取出中间一个矩形区域(见图1(b)),可获得孔边 p_1 或 p_2 点

的弹性应力近似解

$$\bar{\sigma}_{\max} = \bar{\sigma}_x + \bar{\sigma}_y + 2(\bar{\sigma}_x - \bar{\sigma}_y) \cos 2\varphi + 4\bar{\tau} \sin 2\varphi + \frac{1}{2} K_{tb} \sigma_e \theta [1 + \cos 2(\varphi - \psi)] \quad (1)$$

式中： $\bar{\tau}$ 为孔边名义剪应力均值； $\bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y$ 为X,Y方向的平均参考应力(名义应力均值)； $\sigma_e = \frac{\sqrt{P_{sx}^2 + P_{sy}^2}}{dt}$ 为挤压应力； d 为钉孔直径； t 为板厚； $\varphi = \arctan\left(\frac{P_{py} + P_{sy}}{P_{px} + P_{sx}}\right)$ 为孔边局部名义载荷的合力与X轴正向的夹角； $\psi = \arctan(P_{sy}/P_{sx})$ 为钉传载荷的合力与X轴正向的夹角； K_{tb} 为孔挤压应力集中系数； θ 为挤压分布系数。

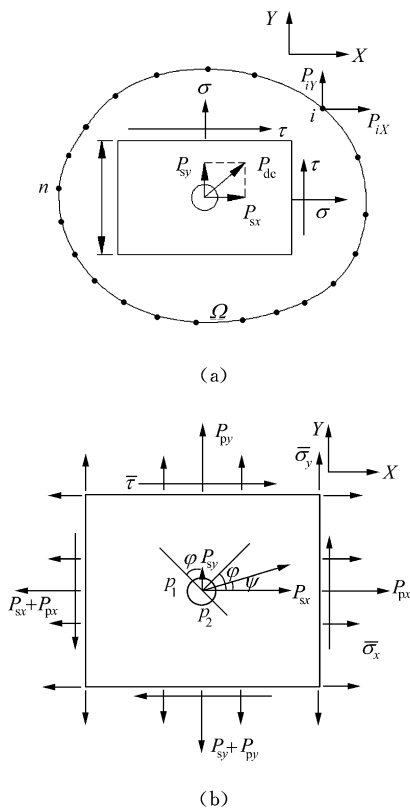


图1 双轴载荷作用下典型紧固件孔附近的应力场
Fig. 1 Stress field of the fastener under biaxial loading

在双轴载荷作用下,名义参考应力为

$$\sigma_{\text{ref}} = \frac{\sqrt{(P_{px} + P_{sx})^2 + (P_{py} + P_{sy})^2}}{(W - d)t} \quad (2)$$

式中： P_{px}, P_{py} 和 P_{sx}, P_{sy} 分别为孔边X,Y向的旁路载荷和钉传载荷； W 为孔附近的有效宽度； d 为钉孔直径。该部位钉孔的应力严重系数为

$$\text{SSF} = \alpha\beta \frac{\bar{\sigma}_{\max}}{\sigma_{\text{ref}}} \quad (3)$$

式中： α 为孔的表面状态系数； β 为紧固件和孔配

合的孔填充系数； α, β 和 θ 的表达式见文献[1]。

2 参数等效方法

1节所述等效SSF法模型中还存在两个问题：

(1) 计算模型各项均是无限宽板在各载荷下孔边弹性应力场相叠加后的结果,忽略了有限几何边界对应力集中系数的影响,只能近似估计钉孔附近的局部名义应力均值来计算SSF值。

(2) 计算模型建立在一个规则的矩形边界,实际工程应用中边界较复杂且紧固件周围应力场的不均匀性,未解决如何计算 $\bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y, \bar{\tau}$ 。

本文针对上述两个问题提出了解决方案,对于一个任意连接件细节(如图2所示),通过有限元细节分析,可以获得紧固件的钉传载荷和钉孔附近区域 Ω 边界节点上的载荷 P_{ix} 和 P_{iy} ,取出区域 Ω 必定是一个自平衡力系,亦即

$$\left. \begin{aligned} F_X + \sum_{i=1}^n P_{ix} &= 0 \\ F_Y + \sum_{i=1}^n P_{iy} &= 0 \\ \sum_{i=1}^n (x_i P_{iy} - y_i P_{ix}) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

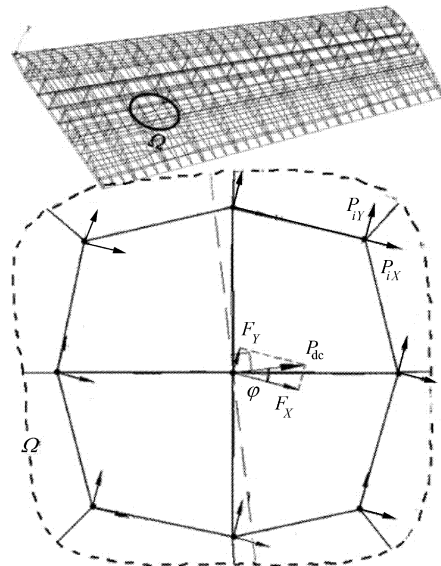


图2 细节有限元模型中孔边周围节点平衡力系
Fig. 2 Equilibrium forces in the region of the hole of the FE model

对边界节点载荷做如下坐标变换,即

$$\begin{bmatrix} P'_{ix} \\ P'_{iy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{ix} \\ P_{iy} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中:钉转载荷 $P_{dc} = \sqrt{F_X^2 + F_Y^2}$; $\cos \varphi = F_X/P_{dc}$, $\sin \varphi = F_Y/P_{dc}$; 则在新坐标 $X'Y'$ 下满足静力平衡如图 3(a)。

$$\left. \begin{aligned} P_{dc} + \sum_{i=1}^n P'_{iX} &= 0 \\ \sum_{i=1}^n P'_{iY} &= 0 \\ \sum_{i=1}^n (x'_i P'_{iY} - y'_i P'_{iX}) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

因为 SSF 法中最大应力发生在图 3(a)中 p_1 或 p_2 点处,故将原图 3(a)中圆孔处的应力场分解成如图 3(b)和图 3(c)所示有限宽板应力场的叠加,即

$$\sigma_{\max} = \sigma_{\max 1} + \sigma_{\max 2} = K_{ig} \frac{P_{plX}}{(\bar{W}-d)t} + K_{tb} \frac{P_{dc}}{dt} \theta - \frac{P_{Ytol}}{(\bar{L}-d)t} \quad (7)$$

式中: $P_{plX} = \sum_{i=1}^n P'_{iX}$, 且 $i \in \{i | x'_i \geq 0\}$; $P_{Ytol} = \sum_{j=1}^n P'_{jY}$, 且 $j \in \{j | y'_j \geq 0\}$; $\bar{W} = W_1 + W_2$; $\bar{L} = L_1 + L_2$; K_{ig} 为基于净面积的空孔板的理论应力集中系数; K_{ig} 和 K_{tb} 均可由拟合公式或手册获得^[1]。

名义参考应力 $\sigma_{ref} = \frac{P_{plX}}{(\bar{W}-d)t}$, 即可用式(3)得到等效 SSF 值。

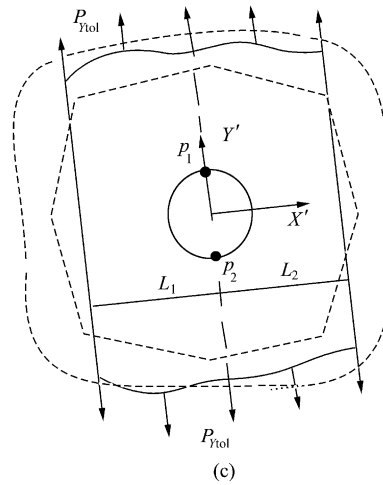
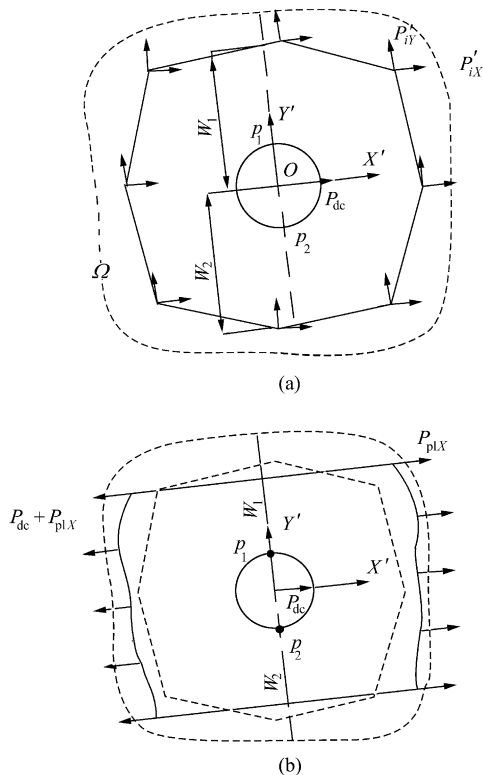


图 3 连接件孔附近应力场的叠加

Fig. 3 Superposition of two uniaxial stress fields in the region of the hole

本文对式(7)的合理性做了 8 个算例的有限元分析数值试验验证。图 4 为其中 2 种典型的情况,在区域 $\Omega \in \{r | r = \sqrt{x^2 + y^2} \geq 2d\}$ 时,图 4(a)典型边界误差小于 1%,图 4(b)复杂边界误差小于 6%,且区域 Ω 越大,误差越小。

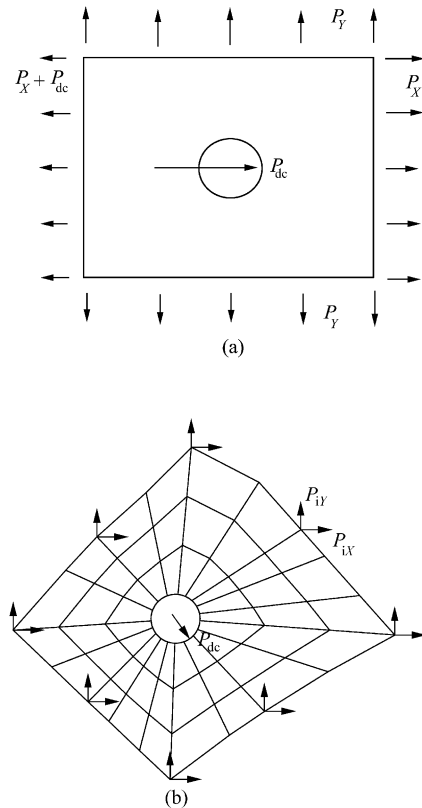


图 4 连接件钉孔区典型和复杂边界验证

Fig. 4 Numerical verification of typical and complex boundaries in the region of the pin-loaded hole

3 算例分析

某型飞机机翼整体油箱壁板在第1肋处用4排高强度进口环槽钉与第1肋缘条、连接带板连接(见图5),实现左右机翼壁板的对接,壁板上的载荷分别传给肋缘条和连接带板,该处是机翼应力水平较高的部位之一。为满足该机结构8000飞行小时的设计使用寿命,对该部位用本文方法进行疲劳寿命估算和疲劳试验。

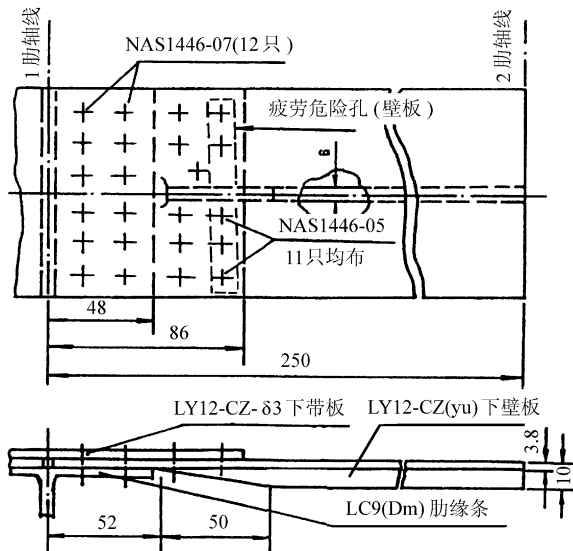


图5 整体油箱对接部位

Fig. 5 Docking site of integral tank

用薄壁结构连接件细节应力分析的有限元计算方法,受力构件简化为剪切板、杆元素,紧固件简化为平面受剪钉元(见图6),用本文方法分析得到各部件钉孔处SSF值,这里只罗列最危险部位图示1#~5#钉孔的等效SSF值(见表1)。

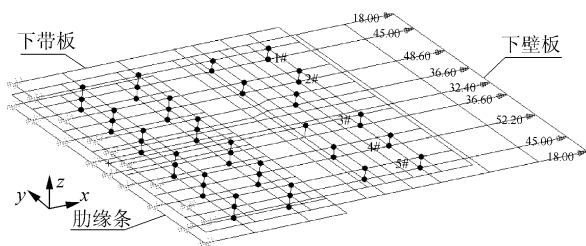


图6 整体油箱对接部位细节有限元模型

Fig. 6 FE model of docking site of integral tank

由表1可见3#钉孔是该部件的最危险钉孔,插值求出LY12-CZ铝合金在 $K_T=4.381$ 下的S-N曲线^[16],根据名义应力法计算该部位的疲劳寿命为 $C_{life}=23\ 476$ (飞行小时)。第1肋壁板对接部位4个试件的疲劳试验结果和本文计算疲劳寿

命结果比较见表2,其疲劳裂纹存在于下壁板与上带板接触的那面(因此无法观察初始裂纹形成部位),其主要原因是该处存在局部弯曲(单剪)。

表1 下壁板危险钉孔等效SSF值计算表

Table 1 SSF values of dangerous holes of the skin

部位	1#钉孔	2#钉孔	3#钉孔	4#钉孔	5#钉孔
P_{dc}/N	16.510	17.480	16.851	16.721	16.200
P_{pl}/N	6.523	42.878	62.590	46.997	6.565
\bar{w}/mm	25.000	27.000	32.000	29.002	25.000
t/mm	3.600	3.600	3.600	3.600	3.600
D/mm	4.826	4.826	4.826	4.826	4.826
α	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
β	0.750	0.750	0.750	0.750	0.750
θ	1.692	1.692	1.692	1.692	1.692
K_{lg}	2.531	2.559	2.616	2.583	2.531
K_{lb}	1.251	1.222	1.171	1.199	1.251
SSF	6.980	4.540	4.381	4.547	6.946
σ_{ref}/MPa	0.317	0.756	0.812	0.732	0.313
$SSF \cdot \sigma_{ref}$	2.214	3.432	3.557	3.329	2.177

表2 第1肋壁板对接部位疲劳寿命结果对比

Table 2 Comparison of fatigue life at 1st rib

分析方法	试件号	疲劳部位	换算寿命 (块谱数)	平均寿命 (飞行小时)
疲劳试验	S201A	1#, 3#, 5#	368	28 890
	S202A	1#, 3#	242	
	S203A	5#	300	
	S205A	3#, 5#	373	
本文	—	3#	—	23 476

4 结论

针对用于连接件疲劳寿命分析的SSF法中存在的两个问题,提出了一种考虑了复杂几何和载荷边界对SSF的影响的等效SSF法,并对连接件中几种典型的复杂几何和载荷边界下钉孔附近区域 Ω 内局部最大应力给出了有限元数值验证,结果表明本文方法合理有效,且简化了分析步骤便于工程应用。

参考文献

- [1] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 103-106.
Yao Weixing. Fatigue life prediction of structures[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002: 103-106. (in Chinese)
- [2] 航空工业部科学技术委员会. 应变疲劳分析手册[M]. 北京: 科学出版社, 1987.
Aviation Industry, Science and Technology Committee. Strain fatigue analysis manual[M]. Beijing: Science

- Press, 1987. (in Chinese)
- [3] 徐晓飞, 姚卫星. 机结构抗疲劳细节设计研究[J]. 机械强度, 1998, 20(1):70-73.
Xu Xiaofei, Yao Weixing. The research of anti-fatigue detailed design for aircraft structure[J]. Journal of Mechanical Strength, 1998, 20(1):70-73. (in Chinese)
- [4] Tian Z S, Liu J S. Studies of stress concentration by using special hybrid stress elements[J]. Int J Num Meth Engng, 1997, 40(8):1399-1412.
- [5] 王安平, 田宗漱. 半圆孔板承受拉伸和弯曲时的三维应力集中[J]. 工程力学, 2005, 22(4):52-57.
Wang Anping, Tian Zongshu. Three-dimensional stress concentration of a plate with semicircular notches under tension and bending[J]. Engineering Mechanics, 2005, 22(4):52-57. (in Chinese)
- [6] 陈浩然, 息志臣. 复合材料机械连接件非线性接触应力分析[J]. 航空学报, 1990, 11(7):A410-A414.
Chen Haoran, Xi Zhichen. Nonlinear contact stress analysis of composite bolted joints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(7):A410-A414. (in Chinese)
- [7] Ekh J, Schön J. Finite element modeling and optimization of load transfer in multi-fastener joints using structural elements[J]. Composite Structures, 2008, 82(2):245-256.
- [8] Blackie A P, Chutima S. Stress distributions in multi-fastened composite plates[J]. Composite Structures, 1996, 34(4):427-436.
- [9] Madenci E, Shkarayev S, Sergeev B. Analysis of composite laminates with multiple fasteners[J]. Int J Solids Structures, 1998, 35(15):1793-1811.
- [10] Hassan N K, Mohamedien M A, Rizkalla S H. Finite element analysis of bolted connections for PFRP composites[J]. Composites Part B:Engineering, 1996, 27(3/4):339-349.
- [11] Johan E, Joakim S, Melin L G. Secondary bending in multi fastener, composite-to-aluminium [J]. Composites Part B: Engineering, 2005, 36(3):195-208.
- [12] Kim S J, Kim J H. Finite element analysis of laminated composite plates with multi-pin joints considering friction [J]. Comput Struct, 1995, 55(3):507-514.
- [13] Kim S J, Kim J H. Effect of pitch distance, row spacing, end distance and bolt diameter on multi-fastened composite joints[J]. Composites: Part A, 1996, 27(2):105-110.
- [14] McCarthy M A, McCarthy C T. A simple method for determining the effects of bolt-hole clearance on load distribution in single-column multi-bolt composite joints [J]. Composite Structures, 2006, 73(1):78-87.
- [15] Sergeev B, Madenci E, Ambur D R. Influence of bolt spacing and degree of anisotropy in single-lap joints[J]. Computers and Structures, 2000, 76(1-3):89-103.
- [16] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册:第1卷,静强度/疲劳/耐久性[M]. 北京:航空工业出版社,1997.
Wu Xueren. Handbook of mechanical properties of aircraft structural metals: Vol. 1, static strength/fatigue/durability[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- 作者简介:**
张成成(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:结构抗疲劳设计。
E-mail: rocketgun@nuaa.edu.cn
- 姚卫星(1957—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器先进结构设计理论。
Tel: 025-84892177
E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn
- 叶彬(1963—) 男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器结构强度。
Tel: 0791-8467034
E-mail: yebin0791@sina.com

(责任编辑:李铁柏)