

文章编号:1674-8190(2015)03-306-06

气密机身纵向裂纹非线性鼓胀因子数值研究

王照¹, 王生楠¹, 付益战²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中航飞机股份有限公司 研发中心, 汉中 723213)

摘要: 为了研究不同几何参数包括壳半径、壳壁厚度和裂纹长度对鼓胀因子的影响,应用有限元软件 ABAQUS,通过几何非线性有限元分析,计算含纵向裂纹无加强柱形壳鼓胀因子的数值,并与现有的经验公式进行对比,同时讨论双轴载荷比对鼓胀因子的影响。结果表明:大部分几何参数对鼓胀因子的数值有显著影响;现有经验公式存在局限性;当双轴载荷比从 0.5 增长到 1.0 时,鼓胀影响降低了约 20%;当双轴载荷比从 0.5 降低到 0 时,鼓胀影响增加了约 28%。

关键词: 气密机身;纵向裂纹;应力强度因子;鼓胀因子;非线性有限元

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

Numerical Study on Nonlinear Bulging Factor of Longitudinal Crack in a Pressurized Aircraft Fuselage

Wang Zhao¹, Wang Shengnan¹, Fu Yizhan²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. R&D Center, AVIC Aircraft Corporation Ltd., Hanzhong 723213, China)

Abstract: To study the influence on different geometric parameters including the radius of shell, shell thickness and the crack length on the bulging factor, the bulging factors of unstiffened pressurized cylindrical shells with longitudinal crack are calculated by geometric nonlinear finite element analysis in ABAQUS. The numerical results of bulging factor are compared with existed empirical solutions. The effect of biaxial load on the bulging factors is also discussed. The results indicate that the bulging factor is influenced strongly by most of the geometric parameters. Limitations on the use of empirical solutions do exist. Increasing biaxial load ratios from 0.5 to 1.0 reduces the bulging effect by 20%. Conversely, decreasing biaxial load ratios from 0.5 to 0 increases the bulging effect by 28%.

Key words: pressurized aircraft fuselage; longitudinal crack; stress intensity factor; bulging factor; nonlinear finite element

0 引言

气密机身壁板上的(纵向或环向)裂纹在气密载荷作用下,裂纹边缘将发生面外位移,产生鼓胀现象,使局部表现出几何和(或)材料非线性,导致裂纹尖端附近的局部应力和位移增大,且裂纹越

长,鼓胀现象越明显。为了准确确定含裂纹气密机身结构的剩余强度,气密机身壁板的裂纹分析必须准确预测这一鼓胀现象。

R. W. Peters 等^[1]进行了一系列针对 2024-T3、7075-T6 铝合金非加强柱形圆筒爆破强度实验。R. B. Anderson 等^[2]研究发现,含裂纹柱形圆筒的剩余强度并不能按照含裂纹平板的线弹性断裂力学来计算,这是曲板侧向受压造成裂纹边缘鼓起并弯曲,对裂纹尖端附近的应力和位移产生附加效应的结果,称之为“鼓胀响应”,如图 1 所示。

收稿日期:2015-05-16; 修回日期:2015-06-29

通信作者:王生楠, wangshna@nwpu.edu.cn

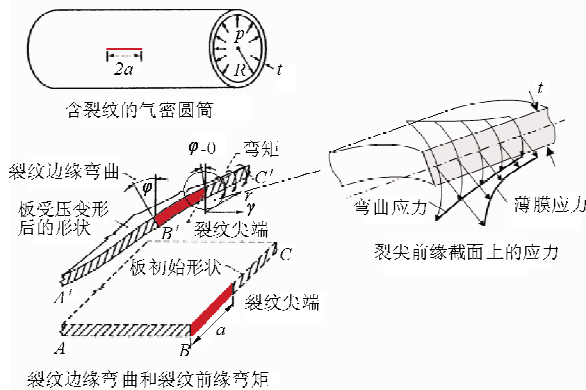


图1 R. B. Anderson 等所做的鼓胀响应分析
Fig. 1 Bulging effect analysis by R. B. Anderson et al

关于鼓胀因子的研究,国外已经给出了鼓胀因子的解析公式和半经验公式^[3,4,6]。E. Riks^[3]研究已经证明,鼓胀因子的解析解高估了实际的鼓胀效应,除非裂纹非常短且内压非常小,此时几何非线性效应可以忽略不计;Chen D^[4]和 D. Y. Jeong 等^[5]分别通过增压曲板的疲劳裂纹扩展实验和曲板的剩余强度测试,给出鼓胀因子的经验公式,但由于实验条件的限制,经验公式的应用存在很大局限性;据线性薄壳理论,裂纹鼓胀时沿裂纹边缘产生拉伸薄膜应力,而这些拉伸薄膜应力阻止了裂纹的进一步鼓胀和张开。线性分析不能计及鼓胀变形和薄膜拉伸应力的非线性耦合,所以需要采用计及大变形的几何非线性分析。国内研究主要集中在压力容器和石油天然气管道的裂纹评估,对于气密机身裂纹的鼓胀因子研究,文献很少。王生楠等^[7]在对整体加筋机身结构纵向裂纹转折与止裂特性研究中,通过有限元分析显示的蒙皮鼓胀和裂纹凸起现象,说明在裂纹周围的蒙皮的局部鼓胀比在壁板其他部分的鼓胀更加严重,该研究未考虑非线性效应。杨东涛^[8]利用有限元软件 ABAQUS 研究了几何非线性对整体机身壁板纵向裂纹应力强度因子和 J 积分的影响,表明考虑几何非线性的结果明显低于线性分析所得的结果,内压载荷越大降低效果越明显,但并未研究裂纹鼓胀效应和鼓胀因子。

本文主要针对含纵向裂纹的未加筋柱形壳,应用有限元分析软件 ABAQUS,通过应力强度因子计算获得鼓胀因子,研究不同几何参数(包括壳半径、壳壁厚度和裂纹长度)对鼓胀因子的影响,并

现有的鼓胀因子的解析解及数值解进行对比,同时讨论双轴载荷比对鼓胀因子的影响。

1 鼓胀因子的定义与计算

对于疲劳裂纹扩展和结构剩余强度特性,裂纹尖端应力强度因子(K)是一个重要的、决定性的参数。对于含裂纹的壳体类结构(例如气密机身),在进行裂纹分析时,仍然沿用裂纹尖端应力强度因子概念,但在计算应力强度因子时,必须考虑所有的应力条件和位移条件,包括鼓胀引起的附加效应。

含纵向或环向裂纹长度为 $2a$ 的气密机身加筋壁板,在环向应力(σ_h)或纵向应力(σ_l)作用下,裂纹尖端应力强度因子通常可表示为

$$K = \sigma_h \text{ (或 } \sigma_l) \sqrt{\pi a} \beta_1 \beta_2 \cdots \beta_n \quad (1)$$

$\beta_i (i=1, 2, \dots, n)$ 是考虑各种因素的修正系数,包括(若存在)有限尺寸修正因素(几何修正因子)、加强件对含裂构件产生加强作用的因素(加强件修正因子)、应力分布的影响因素(应力分布修正因子)、双轴应力作用因素(双轴效应修正因子)、由压力和局部弯曲引起的鼓胀响应的修正因素(曲率修正因子)等。式(1)中的修正因子采用连乘的形式,这是因为假定上述影响因素可以独立处理,这种表达方式适合处理工程结构问题。对于受内压作用的未加筋柱形薄壁结构中的纵向或环向裂纹,其鼓胀响应对应力强度因子的影响通常采用曲率修正因子或鼓胀因子的参数(β)来定义。

$$\beta = \frac{K_{\text{curve}}}{K_{\text{flat}}} \quad (2)$$

式中: K_{curve} 为含裂纹曲板的应力强度因子; K_{flat} 为相同条件(材料、厚度、裂纹长度、几何尺寸、远场应力等)下的含裂纹平板的应力强度因子。

若根据式(2)求得鼓胀因子,只需分别求出曲板的应力强度因子和平板的应力强度因子。

本文采用修正的裂纹闭合积分(MCCI)方法计算应力强度因子。MCCI方法假设裂纹扩展过程中释放出的能量等于使张开裂纹闭合所需做的功,释放出的能量可以分成四个应力强度因子分量^[9-11],包括两个面内分量(K_1 和 K_2)和两个 Kirchhoff 应力强度因子分量(k_1 和 k_2), K_1 和 K_2 分别为 I 型和 II 型裂纹应力强度因子, k_1 和 k_2 分别为对称弯曲载荷和非对称弯曲载荷情况下的应力强度因子。应力强度因子分量如图 2 所示。

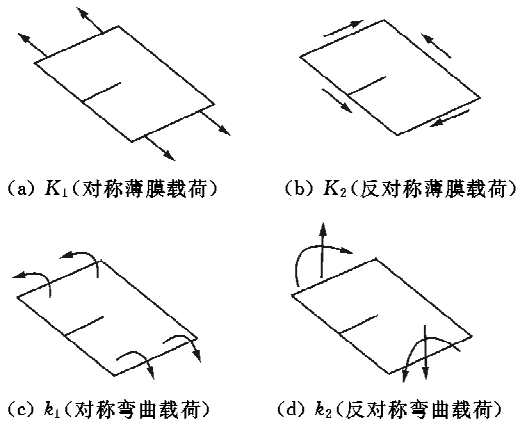


图 2 应力强度因子分量

Fig. 2 Components of stress intensity factor

在本文涉及的结构中, I 型裂纹的应力强度因子 K_1 是上述四种应力强度因子中最主要的, 因此应当采用 K_1 计算鼓胀因子。

$$\beta = \frac{K_{1, \text{curve}}}{K_{1, \text{flat}}} \quad (3)$$

$$K_{1, \text{flat}} = \frac{pR}{t} \sqrt{\pi a} \quad (4)$$

式中: $K_{1, \text{curve}}$ 为含裂纹曲板的 I 型应力强度因子; $K_{1, \text{flat}}$ 为与曲板含相同裂纹的无限大平板的应力强度因子, 其所受远场拉应力大小等于曲板的环向应力; p 为曲板内部压力载荷; R 为柱形壳半径; t 为壳的厚度; a 为半裂纹长度。

2 有限元模型建立

含纵向裂纹内增压柱形壳的几何外形及受力形式如图 3 所示, 柱形壳半径为 R , 轴向长度为 L_a , 环向长度为 L_c , 壳的厚度为 t , 中心裂纹长度为 $2a$ 。分析时取对称模型的 1/4 (图中阴影部分), 裂纹位于 1/4 柱体的边缘。

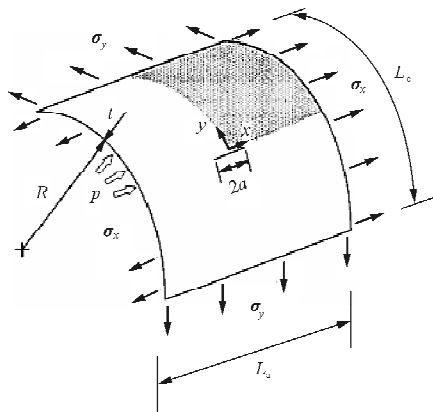


图 3 柱形壳的几何外形及受力形式

Fig. 3 Geometry shape and force form of the thin shell

本文非线性有限元计算全部通过有限元软件 ABAQUS 完成。有限元模型如图 4 所示。柱形壳采用壳元模拟, 在模型的左边界和底边定义对称边界条件。模型顶部边界: 位移 $U_2=0$, 转角 $UR_1=UR_3=0$; 模型右边界: 转角 $UR_2=UR_3=0$ 。裂纹定义在模型底边, 裂纹长度为 a , 起始于模型左下角向右边扩展 (纵向裂纹)。施加在模型上的载荷为内部压力 (p), 由壳壁上的压力 (p) 产生的远场环向应力 $\sigma_y = pR/t$; 在右边界上的轴向拉应力 σ_x 。

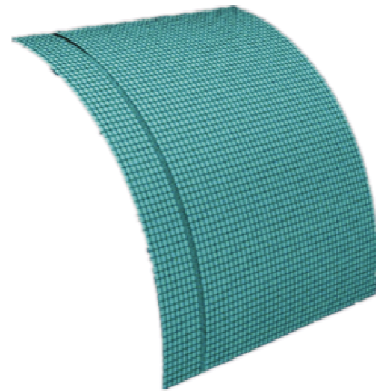


图 4 典型的有限元模型网格划分

Fig. 4 Mesh generation of typical finite element model

3 结果与分析

本文对含纵向裂纹的无加强柱形壳进行非线性有限元分析。材料为铝合金 2024-T3, R 为 5、10、20、40、80、120、240 in; a 为 0.25、0.50、1.00、2.00、4.00、8.00、16.00 in; t 为 0.02、0.04、0.06、0.10 in。对于各向同性的壳, 引入曲率系数 (λ):

$$\lambda = \frac{a}{\sqrt{Rt}} \sqrt[4]{12(1-\nu^2)} \quad (5)$$

式中: ν 为泊松比。

本文中, 泊松比为常量, 曲率系数作为几何参数, 可取为

$$\lambda = \frac{a}{\sqrt{Rt}} = \left(\frac{a}{R}\right) \sqrt{\frac{R}{t}} \quad (6)$$

由上述半径、裂纹长度、厚度的值可得不同的壳曲率参数。本文计及的 a/R 值最大不超过 0.4, 计算三种双轴载荷比, 即轴向远场应力与环向远场应力的比值 ($\chi = \sigma_x/\sigma_y$), 分别为 0, 0.5, 1.0。

3.1 各几何参数对鼓胀因子的影响

在 a/R 相同的情况下, 若 R/t 较大, 则鼓胀因

子为环向远场应力 σ_y 的函数;若 R/t 较小,则鼓胀因子为对应于载荷的常数,如图 5 所示。每条曲线都有唯一的 a/R 和 R/t 值,不同应力水平下的鼓胀因子的值用离散点表示。

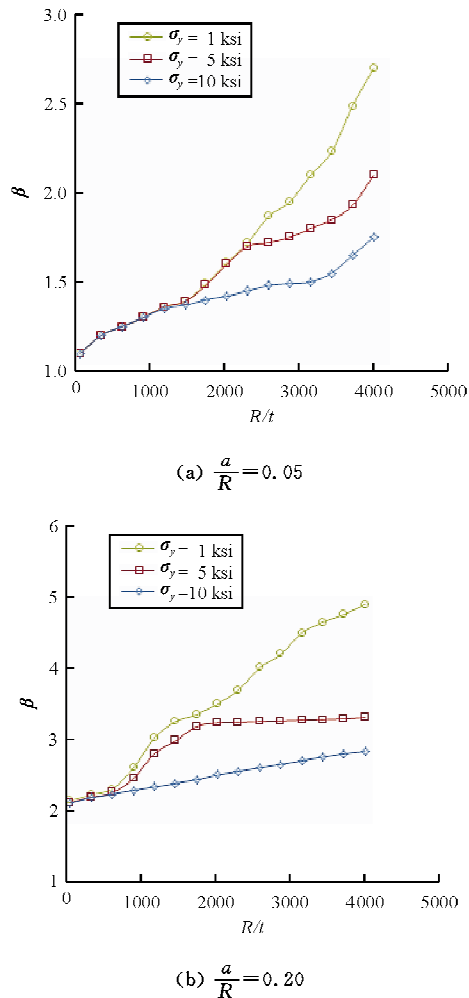


图 5 不同环向远场应力下 β 与 R/t 的关系
Fig. 5 The relationship between β and R/t under different values of far field hoop stress

从图 5 可以看出: $a/R=0.05$ 、 R/t 较小时三条曲线聚合,表明此时鼓胀因子值与压力无关; $a/R=0.20$ 时,也有相同的趋势,但聚合的范围比前者小;对于相同的 R/t 值, $a/R=0.05$ 和 $a/R=0.20$ 时曲线的值不同,表明参数 R/t 并不能完整地表征鼓胀响应。

鼓胀因子与 λ 、 a/R 和 σ_y 的关系如图 6 所示。F. Erdogan 等^[12] 基于线性薄壳公式计算的鼓胀因子也在图 6 中,其中 $\lambda = \sqrt[4]{12(1-\nu^2)} \frac{a}{\sqrt{Rt}}$ 。

$$\beta = 0.64 + 0.49\lambda, 2 < \lambda < 6 \quad (7)$$

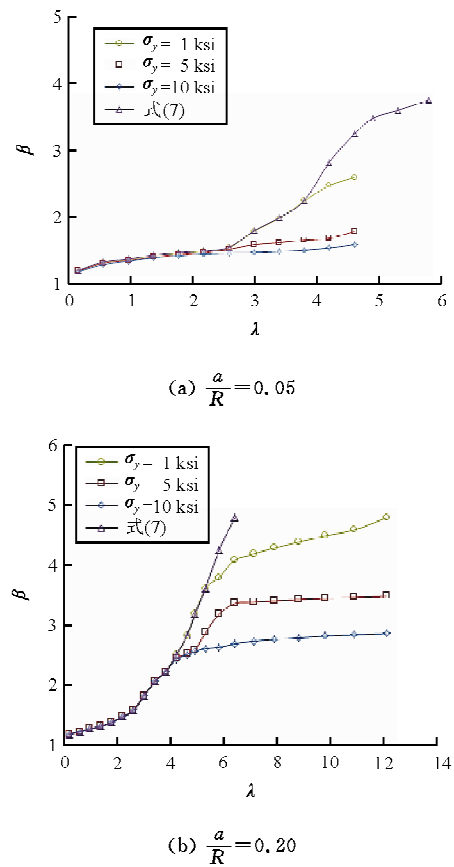


图 6 不同环向远场应力下 β 与 λ 的关系
Fig. 6 The relationship between β and λ under different values of far field hoop stress

从图 6 可以看出:对于较小的 σ_y 和 λ 值,本文结果与 σ_y 无关,并且接近线性薄壳的值;对于固定的 σ_y 和 a/R ,随着 λ 增大,鼓胀响应从以线性弯曲为主变为以非线性薄膜响应为主,并且此时鼓胀因子与 λ 无关;对于给定的 a 和 R ,鼓胀因子与 λ 无关,等价于与厚度无关。上述结论与 R. W. Peter 等^[1] 和 R. B. Anderson 等^[2] 的实验结果相一致。G. T. Hahn 等^[13] 已经证明了由弯曲响应到薄膜响应是一个渐变过程,并且与 a/R 和 λ 值相关。

3.2 与经验公式的对比

与本文结果进行对比的半经验公式分别为 Chen D^[4]、D. Y. Jeong 等^[6]、J. G. Bakuckas 等^[6] 的研究结果。具体公式如下:

$$\beta = \sqrt{1 + \frac{5}{3\pi} \frac{Eta}{R^2 p} \frac{0.316}{\sqrt{1+18\lambda}} \tanh\left(0.06 \frac{R}{t} - \sqrt{\frac{pa}{Et}}\right)} \quad (8)$$

$$\beta = \sqrt{1 + 0.671 \left[\frac{E}{\sigma_y} \left(\frac{a}{R} \right)^2 \right]^{2/3}} \quad (9)$$

$$\beta = 1 + 0.775 \left(\frac{E}{\sigma_y} \right)^{1/3} \left(\frac{a}{R} \right)^{5/6} \quad (10)$$

本文结果与 Chen D 的半经验公式(式(8))的比较,如图 7 所示。

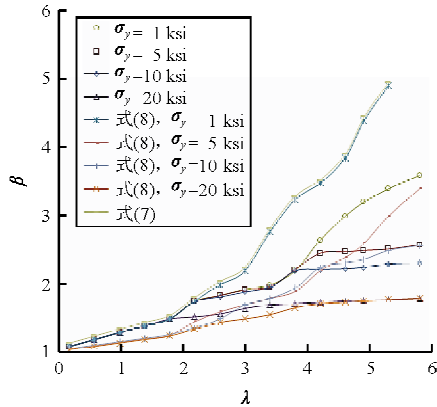


图 7 鼓胀因子数值对比(非线性分析、式(7)、式(8))
Fig. 7 Comparison of bulging factors(nonlinear analysis, equation(7), equation(8))

从图 7 可以看出:当响应主要为弯曲响应时, F. Erdogan 等的结果与本文结果相一致;对于较大的 λ 和 σ_y 值, F. Erdogan 和 Kibler 的结果未能预测出薄膜响应。式(8)指出了弯曲响应的范围,且薄膜响应的发生与 σ_y 有关,但是式(8)对鼓胀因子的预测较之本文的非线性分析结果对于 σ_y 过于敏感。

本文结果与 D. Y. Jeong 等的半经验公式(式(9))和 J. G. Bakuckas 等的方法(式(10))的比较,如图 8 所示。

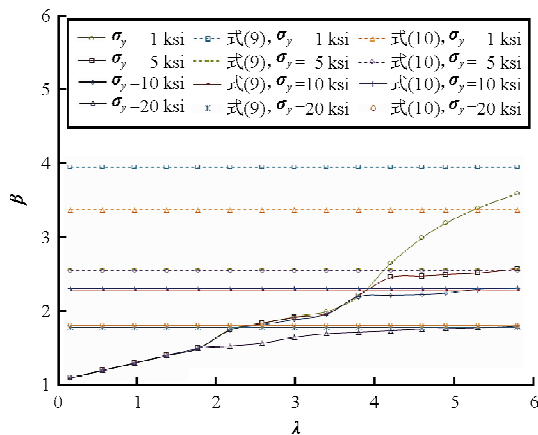


图 8 鼓胀因子数值对比(非线性分析、式(9)、式(10))
Fig. 8 Comparison of bulging factors(nonlinear analysis, equation(9), equation(10))

从图 8 可以看出:当响应主要为薄膜响应时,通过式(9)~式(10)得到的鼓胀因子值与本文非线性分析结果相一致,但式(9)~式(10)均未反映出弯曲响应;本文非线性分析的结果反映了鼓胀响应过程中的弯曲响应、薄膜响应和这两种响应之间的过渡区域;F. Erdogan 等的结果基于小变形假设的线性薄壳理论,并未考虑鼓胀位移和薄膜应力之间的非线性耦合,因此未能反映以薄膜响应为主的鼓胀响应;式(8)~式(10)中,假设鼓胀位移的主要阻力为薄膜拉伸应力而非弯曲应力,因此这三个式子的结果与本文非线性分析的结果在以薄膜响应为主的区域相符,却未能正确反应弯曲响应;在式(8)中,为了反映弯曲响应,用双曲正切函数对薄膜理论进行了经验修正;式(8)的结果与本文非线性分析结果有所差异,这可能是由于在得出式(8)中经验常数的过程中,用到的参数和试验数据范围有限;式(9)~式(10)中的经验常数分别是通过对实验数据和非线性有限元分析的结果进行公式拟合得到,因此本文结果与式(9)~式(10)的结果只在对应的参数范围内相一致。

3.3 双轴载荷对鼓胀因子的影响

大部分轴向裂纹的非线性鼓胀因子表达式是基于柱形壳的双轴载荷比为 0.5 的情形。Chen D 指出双轴载荷显著降低了鼓胀变形,从而降低了裂纹增长率。 $a/R=0.1, \sigma_y=10 \text{ ksi}, \chi=0, 0.5, 1.0$ 的鼓胀因子如图 9 所示。

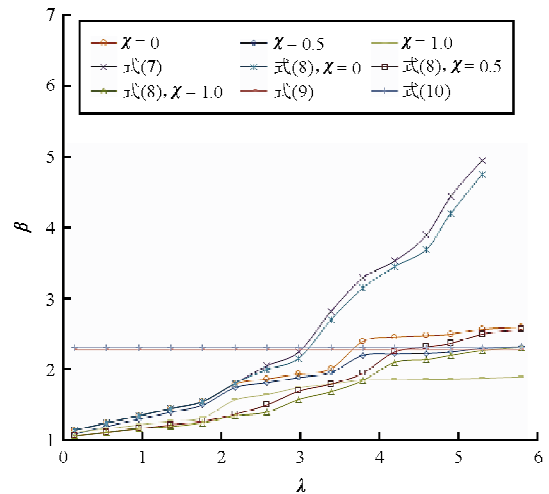


图 9 双轴载荷比 χ 对鼓胀因子的影响($\sigma_y=10 \text{ ksi}$)
Fig. 9 The influence of χ on β ($\sigma_y=10 \text{ ksi}$)

从图9可以看出:本文结果显示,当 λ 值较小,鼓胀响应主要为弯曲响应时,双轴载荷比对鼓胀因子没有显著影响;随着 λ 值的增大,远场轴向应力影响沿裂纹长度的轴向薄膜应力;当 χ 从0.5增长到1.0时局部薄膜拉应力也随之增长,从而抑制裂纹鼓胀变形并且降低了鼓胀影响约20%;当 χ 从0.5降低到0时,局部薄膜拉应力也随之降低,从而助长了裂纹鼓胀变形,鼓胀影响增加了约28%;通过式(9)和(10)得到的鼓胀因子与 χ 无关;Chen D把双轴载荷的影响计入了式(8),但是图9中的结果显示, $\chi=0$ 时,式(8)的结果偏大;式(8)得出的结果与本文非线性分析得到的结果相差很大,这表明式(8)对于 χ 的应用范围可能非常有限。

4 结 论

(1) 鼓胀因子受壳的半径、厚度、裂纹长度、内部压力和机械载荷的影响,并且对于大部分壳的几何形状和载荷条件,鼓胀因子受内增压薄壳的几何非线性响应影响非常大。

(2) 裂纹附近的局部响应主要是弯曲响应还是薄膜响应,取决于壳的半径、厚度、和载荷的数量级。

(3) 现有经验公式无法完整反映出鼓胀响应的整个过程,其结果存在应用局限性。

(4) 增加轴向应力对环向应力的比值则增强薄膜响应,而降低这一比值则增强弯曲响应。

参考文献

- [1] Peters R W, Kuhn P. Bursting strength of unstiffened pressure cylinders with slits[R]. NACA Technical Note 3993, 1957.
- [2] Anderson R B, Sullivan T L. Fracture mechanics of through-cracked cylindrical pressure vessels[R]. NASA TN D-3252, 1966.
- [3] Riks E. Bulging cracks in pressurized fuselages; a numerical study[R]. NLR-MP-87058 U, 1987.
- [4] Chen D. Bulging of fatigue cracks in a pressurized aircraft fuselage[D]. The Netherlands; Delft University of Technology, 1990.

- [5] Jeong D Y, Tong P. Nonlinear bulging factor based on R-curve data[R]. NASA N95-14476, 1994.
- [6] Bakuckas J G, Jr., Nguyen P V, et al. Bulging factors for predicting residual strength of fuselage panels[C]. International Conference on Aeronautical Fatigue, Edinburgh, Scotland, 1997.
- [7] 王生楠, 张妮娜, 秦剑波. 整体机身结构纵向裂纹转折与止裂特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(4): 472-477.
Wang Shengnan, Zhang Nina, Qin Jianbo. Exploring engineering significance of turning of longitudinal crack in integral airframe structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(4): 472-477. (in Chinese)
- [8] 杨东涛. 非线性对整体机身壁板断裂参数的影响分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2011.
Yang Dongtao. Fracture parameters analysis for nonlinear integrally stiffened panel[D]. Xi'an; Northwestern Polytechnical University, 2011. (in Chinese)
- [9] Viz M J, Zehnder A T, Bamford J D. ASTM STP 1256 Fatigue fracture of thin plates under tensile and transverse shear stresses[S]. USA: American Society for Testing and Materials, 1995.
- [10] Viz M J, Potyondi D O, Zehnder A T, et al. Computation of membrane and bending stress-intensity factors for thin cracked plates[J]. International Journal of Fracture, 1995, 72(1): 21-38.
- [11] Rybicki E F, Kanninen M F. A finite element calculation of stress-intensity factors by a modified crack closure integral [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1977, 9(4): 931-938.
- [12] Erdogan F, Kibler J J. Cylindrical and spherical shells with cracks[J]. International Journal of Fracture Mechanics, 1969, 5(3): 229-237.
- [13] Ilahn G T, Sarrate M, Rosenfield R R. Criteria for crack extension in cylindrical pressure vessels[J]. International Journal of Fracture Mechanics, 1969, 5(3): 252-260.

作者简介:

王 照(1988—),男,博士研究生。主要研究方向:结构疲劳、断裂、损伤容限和可靠性。

王生楠(1963—),男,教授。主要研究方向:结构疲劳、断裂、损伤容限和可靠性。

付益战(1969—),男,研究员。主要研究方向:结构强度。

(编辑:赵毓梅)