

飞机结构紧固件孔冷挤压残余应力场分布数值模拟研究*

霍鲁斌,曹增强,曹跃杰,常亚南

(西北工业大学机电学院,西安 710072)

[摘要] 针对大型飞机研制过程中冷挤压强化技术的应用,限于当前的测量技术的发展,基于 ABAQUS 商用有限元软件建立了 3D 有限元模型用以研究冷挤压后带孔圆板残余应力场在三维空间中的分布,并分析说明了采用该 3D 有限元模型进行数值模拟的可行性和精确度。结果表明:残余应力场沿板厚度方向的分布存在着 3 个典型的区域,不同区域对于挤压量的响应不同;挤压量的变化对于单孔圆板接近上表面的孔壁区域影响最大,较大的挤压量会使得这一区域切向残余压应力场不再存在。

关键词:数值模拟;残余应力场;冷挤压;7050-T7451;TC4 钛合金

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.13.074



霍鲁斌

硕士研究生,主要研究方向为飞机先进装配与长寿命连接技术。

国产干线客机 C919 的成功首飞,标志着中国已成为少数能够独立设计和研发大型民用飞机的国家。C919 的研制过程涉及多个不同

* 基金项目:航空科学基金项目(2015ZE53065)。

领域,综合多个专业学科,包含多项关键技术。民用飞机在正常的使用条件下,需要满足较长时间的飞行要求。这就有可能使飞机的部分结构在循环载荷的长期作用下,突发疲劳破坏,从而导致严重事故^[1]。

疲劳破坏已经成为飞机结构的主要破坏形式^[2]。据相关统计,在飞机结构中有 50%~90% 的疲劳破坏发生在机械连接部位^[3-4]。机械连接部位由于连接孔的存在,一方面降低了结构的机械强度,另一方面破坏了结构的几何连续性,使结构在循环外载作用下极易产生应力集中,从而导致疲劳破坏的发生。考虑到飞机生产过程中机械连接结构的不可避免性^[5],应当采取合理的措施对机械连接部位的预制孔进行强化处理。

孔强化技术是增强飞机结构疲劳寿命的措施(Fatigue Life Enhancement Methods, FLEM)的简称,它可以在不增加结构重量和不改

变结构外形的前提下,通过对结构的重要和关键部位的预制孔进行强化工艺处理,可以较大程度地提高结构的疲劳寿命^[6]。

目前较为常用的孔强化技术主要有激光冲击强化、喷丸强化、干涉配合强化和冷挤压强化等^[7]。激光冲击强化技术是利用强激光束产生的等离子冲击波在结构的表面产生切向残余压应力,从而在不产生环境污染的前提下,提高结构的抗疲劳和抗腐蚀能力^[8]。但是激光冲击强化技术中存在高耗能、高成本和不稳定等因素。喷丸强化是硬质弹丸喷射到待强化结构的表面,从而使结构表面的硬度、位错密度和残余应力分布发生一系列变化,在一定程度上提高结构的抗疲劳性能^[9]。但是喷丸强化会使结构的装配表面过于粗糙,从而影响装配精度。干涉配合强化是将直径较大的紧固件装入直径较小的预制孔中,在循环的外载下,可有

效提高结构的疲劳寿命。但是,干涉量却不容易控制,过大的干涉量一方面会造成孔壁损伤,另一方面会导致凸瘤的产生,从而大大降低连接质量和抗疲劳性能^[10]。

冷挤压强化通常是将一根直径较大、硬度较高、表面经润滑的圆锥形芯棒强行通过预制孔,在孔壁附近引入切向残余压应力。与其他3种常用的孔强化技术相比,冷挤压强化技术具有操作简单、成本低、强化效果好、挤压量可控性好等优点。因此,在实际的生产中以冷挤压强化技术应用最为广泛。

冷挤压强化产生的切向残余压应力有效地降低了循环外载下结构的平均应力水平,从而延长了结构的疲劳寿命。大量的研究表明,冷挤压后产生的切向残余压应力沿孔周围分布,典型分布如图1^[11]所示。由于当前测量技术的限制,冷挤压后的切向残余应力场在三维空间中的分布情况,一直得不到可靠的测量结果。切向残余应力场在三维空间内的分布情况,对于人们合理设计冷挤压强化方案有着重要的指导意义,所以研究冷挤压后切向残余应力场在三维空间中的分布具有很高的工程应用价值。

冷挤压强化有限元模型

诞生于20世纪50年代的数值模拟技术,在很大程度上改变了研究人员解决实际问题的方式和方法,具有节约时间、降低成本的突出优点,所得到的结果也具有较高的准确度。因此,有效应用数值模拟技术可以直观地反映出冷挤压后结构的残余应力场在三维空间中的分布情况。

已有的研究经验表明,影响数值模拟结果精度的原因主要有两个,分别是材料本构模型的选择和几何建模的准确度。在实际的工程应用中,冷挤压工艺的加载方式一般为准静态加载,挤压过程中结构的力学响应

主要是孔壁发生一系列的弹-塑性变形。7050-T7451铝合金和TC4钛合金作为两种应用比较普遍的航空材料,具有比较成熟的准静态加载条件下的力学本构关系。表1和图2为测试所得到的两种材料在准静态加载条件下的基本力学性能参数和应力-应变曲线。因此,在冷挤压强化技术的数值模拟中,只需对有限元模型的建模精确度进行充分考虑。

图3所示为基于ABAQUS商用有限元软件构建的3D冷挤压有限元模型。在该模型中对工作直径为 D_m 的挤压芯棒进行建模,由于该芯棒具有很高的强度和硬度,在模拟过程中可按刚性体进行处理。考虑到结构与载荷的对称性,只建立1/2模型;同时,在保证计算精度的前提下,设置带孔圆板的单元类型为C3D8R,在变形较大的区域设计加密

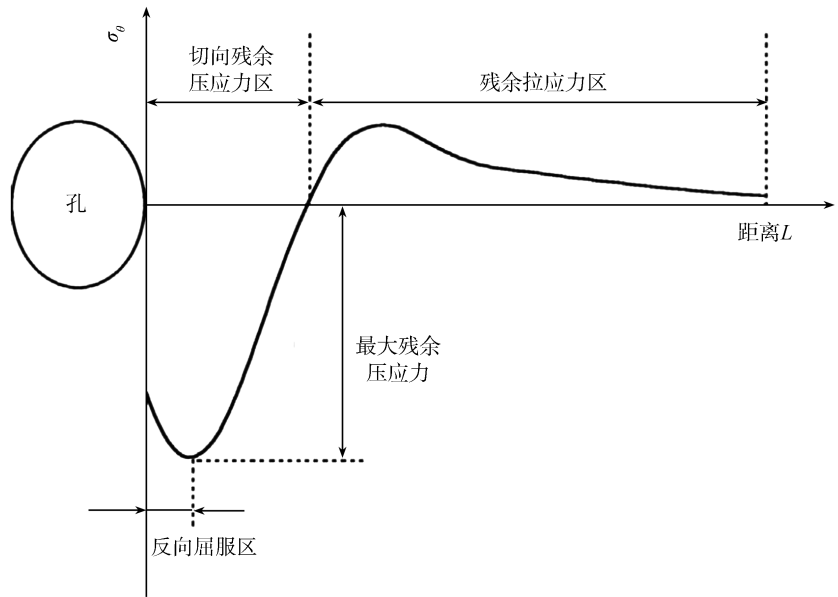


图1 切向残余压应力沿孔周围的典型分布

Fig.1 Typical tangential residual stress distribution around an expanded hole

表1 TC4钛合金和7050-T7451铝合金的基本力学性能参数

牌号	杨氏模量 E/MPa	屈服强度 σ_s/MPa	泊松比 ν
7050-T7451	67600	430	0.33
TC4	110000	930	0.31

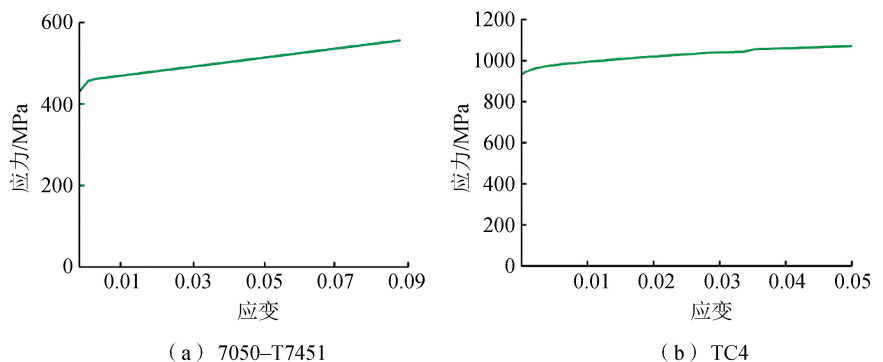


图2 两种合金在准静态加载条件下塑性阶段的应力-应变曲线

Fig.2 Stress-strain curves of two alloys in plastic stage under quasi-static loading condition

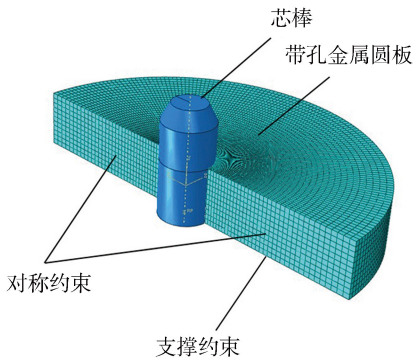


图3 冷挤压数值模拟3D有限元模型

Fig.3 3D cold expansion finite element model

网格,并对所有的单元实行增强型沙漏控制;实际操作中芯棒与孔壁之间用 MoS_2 固体润滑剂润滑,模拟中可将接触面的摩擦系数设置为 0.1。同时,为了起到对带孔圆板冷挤压的效果,在芯棒的参考点施加位移载荷,使其强行通过孔壁。在采用 3D 有限元模型的冷挤压数值模拟中,同样设计了 8 组数值模拟,以验证该 3D 模型的可行性。具体的模拟矩阵如表 2 所示,其中挤压量(DCE)如式(1)中所定义:

$$\text{DCE}(\%) = \frac{D_m - d}{d} \times 100\% \quad (1)$$

其中, D_m 为芯棒的工作直径, d 为带孔圆板的内径。

模拟结果与讨论

模型提交运算后,得到了如图 4 所示的两种合金的带孔圆板的上表面(芯棒拉入面)、中间面和下表面(芯棒拉出面)上的切向残余应力沿孔周的分布情况。通过与图 1 比较可以看出,模拟得到的不同平面上的切向残余应力分布情况与典型的切向残余应力分布情况一致。这说明,在冷挤压的数值模拟中采用上文中介绍的 3D 有限元模型是可行的。

如图 4 (a)和(b)所示,在带孔圆板的上表面,随着孔边距离的不断增大,切向残余应力逐渐由压应力转变为拉应力;切向残余拉应力在达

表2 3D数值模拟矩阵

编号	芯棒工作直径 D_m/mm	挤压量 DCE/%
1	8.16	2.0
2	8.20	2.5
3	8.24	3.0
4	8.28	3.5
5	8.32	4.0
6	8.36	4.5
7	8.40	5.0
8	8.44	5.5

到极值后逐渐减小,最后趋于零。与图 1 相比,上表面的切向残余应力分布不存在明显的反向屈服区域。随着挤压量的增大,拉入面孔壁上的切向残余压应力逐渐增大,切向残余压应力分布区域逐渐减小,同时,残余拉应力极值不断增大。也就是说,较大的挤压量会使入口处的切向残余压应力分布区域逐渐减小,而切向残余拉应力分布却逐渐增大,这对带孔圆板入口处的疲劳寿命增益是不利的。7050-T7451 铝合金带孔圆板与 TC4 钛合金带孔圆板相比较而言,后者的切向残余压应力分布区域较大。

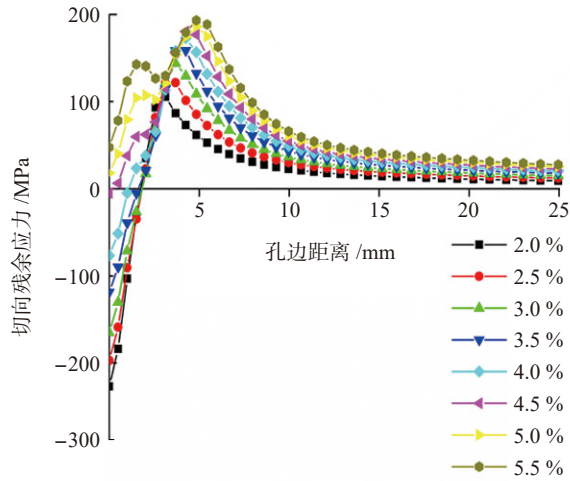
随着挤压量的增大,中间平面上的切向残余应力分布变化幅度不大,如图 4 (c)和(d)所示。也就是说,挤压量对中间平面上的切向残余应力分布的影响较小。由此可以推测出,随着挤压量的增大,切向残余应力在三维空间中的分布应存在着不受影响的区域。与图 1 相比较而言,中间平面上的切向残余应力分布区域的反向屈服区,同样很小或者几乎不存在;只有在较大的挤压量下,中间平面才会出现略微明显的反向屈服区域。与 7050-T7451 铝合金带孔圆板相比,TC4 钛合金带孔圆板在中间平面上同样有着较大的切向残余压应力区。

图 4 (e)和(f)所示为下表面的切向残余应力的分布,与图 1 所示的

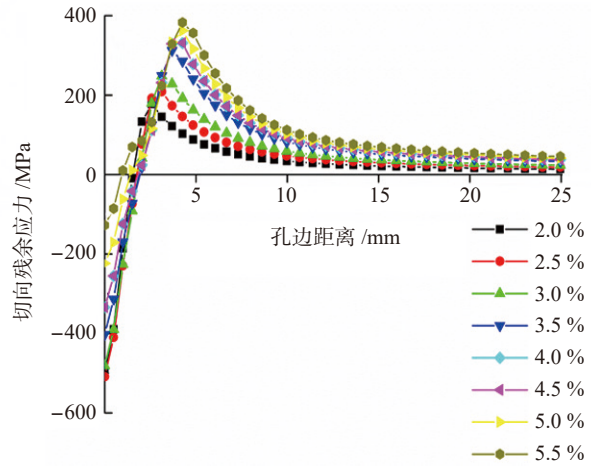
切向残余压应力沿孔周的典型分布变化趋势具有较高的一致性;在不同的挤压量下,下表面的切向残余应力分布存在着明显的反向屈服区域。与上表面相比较而言,挤压量对下表面切向残余应力分布的影响较大;与中间平面相比,挤压量对下表面切向残余应力分布的影响较小。值得注意的是在下表面上,孔壁切向残余压应力不随挤压量的变化而变化或者说变化幅度很小;同时,随着挤压量的增大,下表面的切向残余压应力区逐渐增大。

对于 7050-T7451 钛合金带孔圆板,在不同的挤压量下,沿厚度方向存在两个应力不变点,即图 5 (a)中的 A 点和 B 点。这两个应力不变点可以将切向残余压应力沿厚度方向的分布分为 3 个区域。第 1 个区域(I 区域)为孔壁与上表面的交点和 A 点之间的区域,在这一区域中,随着距离的增大,不同挤压量下的切向残余压应力均呈现出减小的趋势;在同一平面上,随着挤压量的增大,切向残余压应力逐渐增大,切向残余压应力增大对结构的疲劳寿命增益是不利的。第 2 个区域(II 区域)为 A 点和 B 点之间的区域,该区域的切向残余压应力变化幅度较小,随着挤压量的增大,切向残余压应力逐渐减小。第 3 个区域(III 区域)为 B 点和孔壁与下表面交点之间的区域,这一区域兼具 I 区域和 II 区域的性质,切向残余应力变化情况较为复杂。

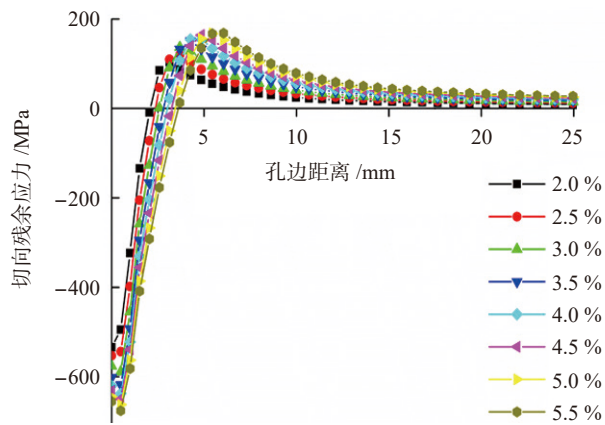
TC4 钛合金带孔圆板与 7050-T7451 铝合金带孔圆板沿厚度方向同样具有相同的应力不变点,如图 5 (b)中的 C 点和 D 点。同样地,根据这两个应力不变点也可以将 TC4 钛合金带孔圆板孔壁的切向残余压应力沿厚度方向分布分为 3 个区域。由于这 3 个区域与 7050-T7451 铝合金带孔圆板中的 3 个区域具有相同的性质,这里不再重复讨论。值得注意的是,与 7050-T7451 铝合金带孔



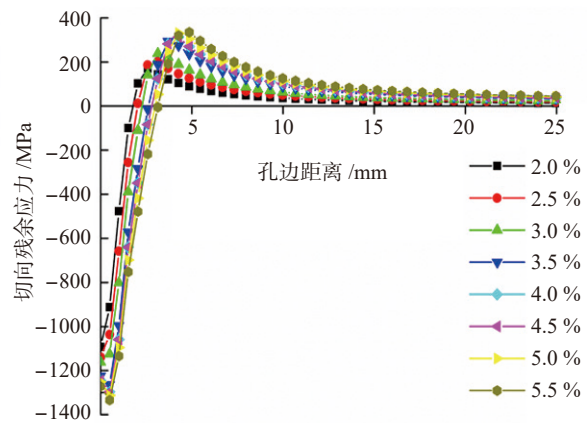
(a) 7050-T7451 上表面切向残余应力分布



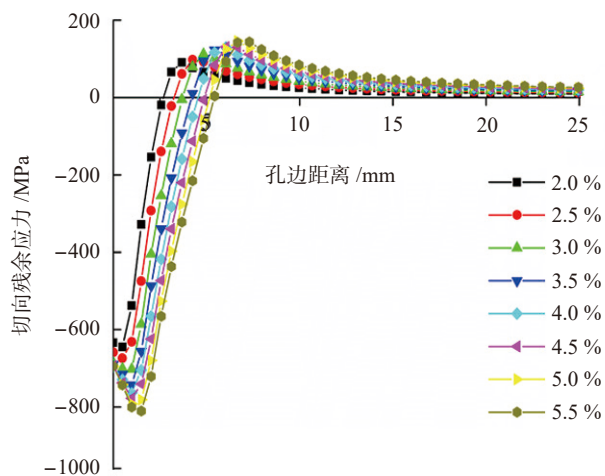
(b) TC4 上表面切向残余应力分布



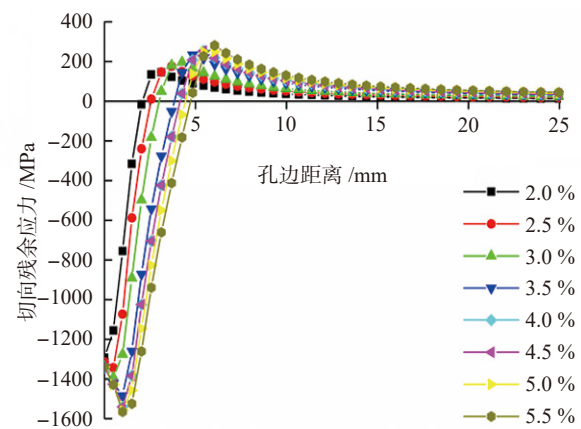
(c) 7050-T7451 中间平面切向残余应力分布



(d) TC4 中间平面切向残余应力分布



(e) 7050-T7451 下表面切向残余应力分布



(f) TC4 下表面切向残余应力分布

图4 模拟所得两种不同合金带孔圆板在不同表面上的切向残余应力分布

Fig.4 Simulation results of tangential residual stress distribution on the different surfaces of perforated disks with different alloys

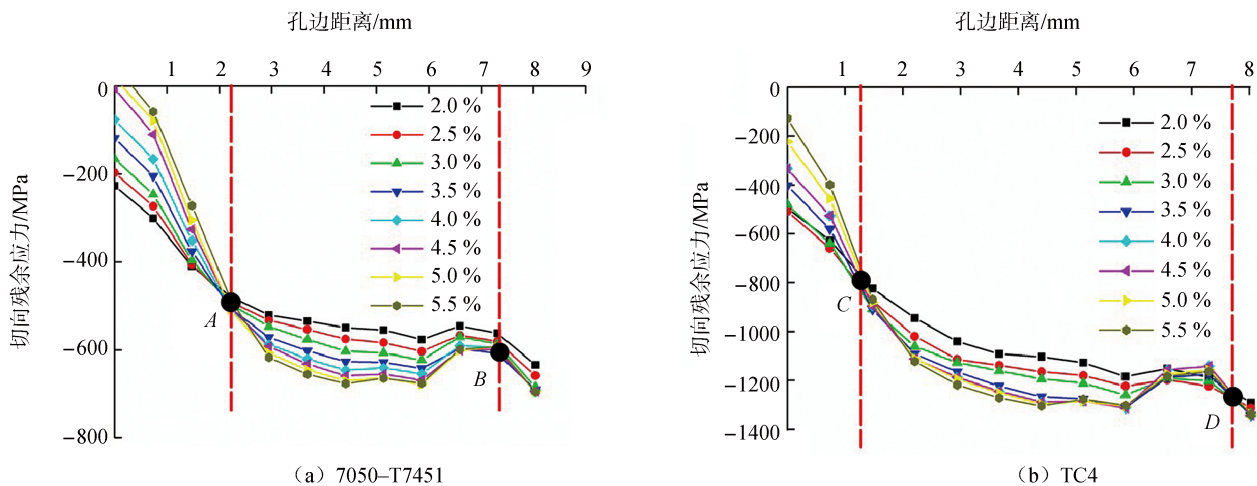


图5 模拟所得不同合金带孔圆板孔壁的切向残余应力沿厚度方向分布

Fig.5 Simulation results of tangential residual stress distribution along the thickness of the hole wall of perforated disks with different alloys

圆板相比,TC4 钛合金带孔圆板的第 1 区域分布较小,第 2 区域分布较大,第 3 区域的存在同样不明显;在相同的挤压量下,TC4 钛合金带孔圆板中产生了更大的切向残余压应力分布区域。这说明,较 7050-T7451 铝合金结构而言,冷挤压强化对于 TC4 钛合金结构更为适用。

图 6 为采用冷挤压 3D 有限元模型所得到的切向残余应力在三维空间中的分布情况,与采用文中介绍的 2D 模型所得到的结果的相似之处是,3D 模型得到结果在孔壁与上表面的交汇处也出现了切向残余应力偏移现象。从图 6 中可以明显看

出,切向残余应力在三维空间中呈圆锥形分布,即切向残余应力沿厚度方向的分布不均匀。造成这一现象的主要原因是在冷挤压的过程中,随着芯棒的移动,材料发生塑性流动,使得材料从上表面逐渐向下表面堆积,从而造成实际的挤压量在挤压过程中逐渐变大。

结合上文对冷挤压后切向残余应力场分布的讨论,沿厚度方向可以将 7050-T7451 铝合金和 TC4 钛合金的带孔圆板分为 I 区域、II 区域和 III 区域,如图 6 所示。I 区域在冷挤压过程中,随着挤压量的增大,切向残余压应力分布区域逐渐

增大;当挤压量超过一定的范围之后,随着挤压量的增大切向残余压应力分布区域逐渐减小;当挤压量继续增大到一定值时,切向残余压应力场消失,冷挤压将失去强化作用。II 区域随着挤压量的增大,切向残余压应力场分布区域增大;挤压量越大,所得到的切向残余压应力场分布区域也就越大,也就是说在 II 区域切向残余压应力场与挤压量呈正相关。III 区域为混合区域,在这一区域中,切向残余压应力场的分布区域与挤压量的关系比较复杂,加之这一区域在具体结构中的分布很小,这里不再进行详细讨论。

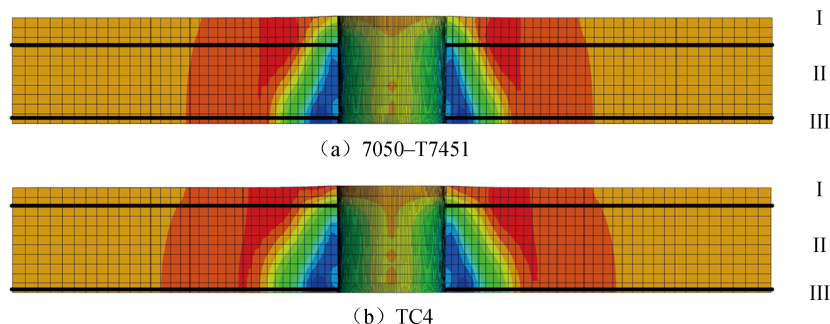


图6 模拟所得切向残余应力在7050-T7451铝合金和TC4钛合金带孔圆板中的分布

Fig.6 Simulation results of tangential residual stress distribution in 7050-T7451 aluminum alloy and TC4 titanium alloy perforated disks

结论

(1) 对 7050-T7451 铝合金和 TC4 钛合金带孔圆板冷挤压后的切向残余应力场进行数值模拟研究时,采用本文所提出的 3D 有限元模型具有较高的可行性和精确度。

(2) 在 7050-T7451 铝合金和 TC4 钛合金带孔圆板的冷挤压过程中,挤压量对上表面(芯棒拉入面)的切向残余应力分布的影响最大,对下表面(芯棒拉出面)的

切向残余应力的分布影响次之,对中间面的切向残余应力的分布影响最小。

(3) 切向残余压应力沿厚度方向的分布存在两个应力不变点,通过这两个点可以将冷挤压后的切向残余应力场沿厚度方向分为 I 区域、II 区域和 III 区域。I 区域中切向残余应力场分布区域与挤压量先呈正相关,后呈负相关; II 区域切向残余应力场分布区域与挤压量始终呈正相关; III 区域的切向残余应力场分布区域与挤压量的关系比较复杂。

(4) 在相同的挤压量下,相比于 7050-T7451 钛合金带孔圆板, TC4 铝合金带孔圆板所产生的切向残余压应力区域更大,冷挤压强化更适用于 TC4 钛合金构件。

参 考 文 献

[1] HUANG W, WANG T J, GARBATOV Y, et al. Fatigue reliability assessment of riveted lab joint of aircraft structures[J]. *International Journal of Fatigue*, 2012, 43(1): 54–61.

[2] YAN C L, LIU K G. Theory of

economic life prediction and reliability assessment of aircraft structures[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(2): 164–170.

[3] LIU J, XU H L, ZHAI H B, et al. Effect of detail design on fatigue performance of fastener hole[J]. *Materials & Design*, 2010, 31(2): 976–980.

[4] LIU J, YUE Z F, LIU Y S. Surface finish of open holes on fatigue life[J]. *Theoretical & Applied Fracture Mechanics*, 2007, 47(1): 35–45.

[5] SKORUPA A, SKORUPA M, MACHNIEWICZ T, et al. Fatigue crack location and fatigue life for riveted lab joints in aircraft fuselage[J]. *International Journal of Fatigue*, 2014, 58(1): 209–217.

[6] 沈忆玉, 翟为稼. 冷挤压家族—介绍美国疲劳技术公司的孔强化技术[J]. *民用飞机设计与研究*, 1998(1): 1–7.

SHEN Yiyu, ZHAI Weijia. Cold expansion family—a introduce of FIT' s reinforcement techniques of holes[J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 1998(1): 1–7.

[7] ABAZADEH B, CHAKHERLOU T N, ALDERLIESTEN R C. Effect of interference fitting and/or bolt clamping on the fatigue behavior of Al alloy 2024-T3 double shear lab joints in different cyclic load ranges[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*,

2013, 72(7): 2–12.

[8] REN X D, ZHAN Q B, YANG H M, et al. The Effects of residual stress on fatigue behavior and crack propagation from laser shock processing-worked hole[J]. *Materials & Design*, 2013(44): 149–154.

[9] BAGHERIFARD S, GHELICHI R, GUAGLIANO M. Numerical and experimental analysis of surface roughness generated by shot peening[J]. *Applied Surface Science*, 2012, 258(18): 6831–6840.

[10] 姜杰凤, 董辉跃, 柯映林. 高锁螺栓干涉连接中极限干涉量[J]. *机械工程学报*, 2013, 49(3): 145–152.

JIANG Jiefeng, DONG Huiyue, KE Yinglin. Maximum interference fit size of hi-lock bolted joints[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 49(3): 145–152.

[11] FU Y C, GE E D, SU H H, et al. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: a review and prospect[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 961–973.

通讯作者: 曹增强, 教授、博士生导师, 研究方向为飞机先进装配与长寿命连接技术、航空复合材料结构制造及装配连接、电磁铆接、电磁加载系统开发及应用, E-mail: czq66326@nwpu.edu.cn.

Numerical Study of Residual Stress Field Distribution in Aircraft Structure Fastener Hole After Cold Expansion

HUO Lubin, CAO Zengqiang, CAO Yuejie, CHANG Ya'nan

(School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] The distribution of residual stress field in perforated disks is studied through numerical simulation method. Because of the limitation of current measurement technology, the feasibility of using 3D finite element model for numerical simulation is analyzed. The results show that the degree of cold expansion (DCE) has the greatest effect on the area of the wall near the upper surface. Furthermore, the overlarge DCE will make the tangential compressive residual stress field in this area no longer exist. It is also found that TC4 titanium alloy single-hole circular plate is more suitable for the cold extrusion process than 7050-T7451 aluminum alloy perforated circular plate.

Keywords: Numerical simulation; Residual stress field; Cold expansion; 7050-T7451; TC4

(责编 铃兰)