

激光冲击处理对紧固孔疲劳寿命的影响

张宏 唐亚新 余承业

(南京航空航天大学机械系, 南京 210016)

张永康

(南京大学声学所, 南京 210008)

郭大浩 吴鸿兴

(中国科技大学强激光实验室, 合肥 230026)

提要 在激光冲击工艺参数优选的基础上,对航空紧固孔进行了激光冲击处理,并进行了疲劳试验,研究了激光冲击处理对紧固孔疲劳寿命的影响。疲劳试验结果表明:激光冲击处理在优选工艺参数条件下,能显著地提高紧固孔疲劳寿命,可望在航空结构延寿中得到应用。

关键词 激光冲击处理,疲劳寿命,紧固孔,铝合金

1 引言

紧固孔是飞机构件上典型的应力集中结构细节,在交变载荷作用下极易产生疲劳裂纹,疲劳源多呈角裂纹形状沿紧固孔边缘处萌生。因此,在设计、选材和制造中,如何尽可能减小紧固孔应力集中的影响,改善飞机结构的抗疲劳性能,延长使用寿命,确保飞机结构的可靠性和安全性,是设计和材料研究者的重要研究课题。紧固孔的喷丸和冷挤压是目前国内外广泛用于飞机结构抗疲劳断裂设计的行之有效的两种强化工艺,但对于较小尺寸(如直径6 mm以下)的紧固孔来说,喷丸和冷挤压都很困难,而且强化效果也不理想,成为困扰工程技术人员的一大难题。

激光冲击强化技术是七十年代后期随着高功率短脉冲激光器的问世而发展起来的一种新型表面强化技术。它是利用高功率密度(10^9 W/cm^2)、短脉冲(几十纳秒)激光束冲击涂有涂层的金属表面,涂层气化产生等离子体,在约束层的作用下,形成向金属内部传播的强冲击波。当冲击波的峰压大于材料的动态屈服强度时,使金属发生塑性变形,引起显微结构和应力状态的改变,从而达到改善材料疲劳性能的目的^[1,2]。由于激光冲击工艺参数和激光束方向具有可控性,并易于加入生产线,实现紧固孔激光冲击强化自动化,因而引起了国外同行的关注并进行了深入的研究^[3,4]。国内能满足激光冲击强化要求的实用型高功率短脉冲激光器直到最近才由中国科技大学和南京航空航天大学合作研制成功。本文在该设备上进行了激光冲击处理提高紧固孔疲劳寿命的研究,旨在探索紧固孔激光冲击强化工艺,确定紧固孔激光冲击强化后疲劳寿命的增益。

2 试验材料、设备及方法

2.1 试件材料和尺寸

试验采用双联无传递载荷的“狗骨型”紧固孔(直径为 $\phi 2$ mm)疲劳试件,尺寸如图 1 所示。试件材料为 2024-T62 铝合金,其化学成分及机械性能见表 1。试件加工和试验的工艺流程为:轧制板材剪板至外形尺寸→钻 $\phi 1$ mm 紧固孔→激光冲击处理→镗紧固孔 $\phi 1$ mm 至 $\phi 2$ mm→疲劳试验。

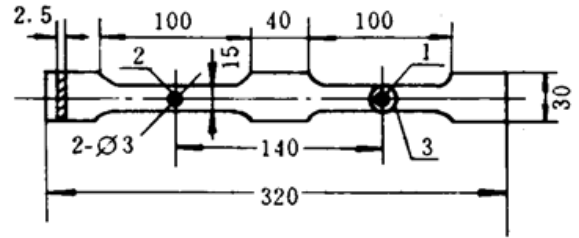


Fig. 1 Geometry of fatigue specimen.

The dimensions are given in millimetres

- 1; No. 1 fastener hole; 2; No. 2 fastener hole;
3; laser shock region (laser beam diameter)

Table 1 Chemical composition of 2024-T62 aluminum alloy

Element	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Zr+Ti	Al
Amount(%)	0.5	0.5	3.8~4.9	0.3~0.9	1.2~1.9	0.1	0.25	0.15	≤0.2	rest
Properties	σ_b		$\sigma_{0.2}$		δ	E			ρ	
	425 MPa		340 MPa		5%	68.9 GPa			2770 kg/m ³	
Heat Treatment	T62									

2.2 试件的激光冲击装置及冲击方式

试件的激光冲击装置如图 2 所示。

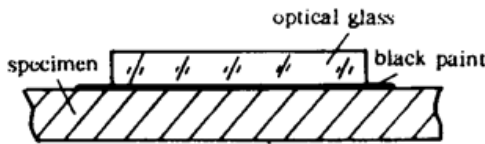


Fig. 2 Scheme of the laser shock setup

采用黑漆作表面涂层,表面涂层的作用是:(1)提高金属表面对激光能量的吸收率,防止金属表面熔化和气化^[4~6];(2)当用高功率密度、短脉冲激光束冲击涂有涂层的金属表面时,涂层的快速气化形成等离子体,产生向材料内部传播的强冲击波^[2,7,8]。当冲击波的峰压超过材料的动态屈服强度时,会使材料产生位错,从而影响材料的性能^[1]。黑漆均匀地涂在待冲击处理的紧固孔表面,涂黑面积略大于光斑面积,厚度为 0.1 mm。用黑漆作涂层,冲击处理后易于清理。

一般需在涂层的表面覆盖一层透明的材料作为约束层,其作用是限制气化、提高脉冲压力和作用时间^[4]。试验采用 $\phi 20$ mm \times 4.5 mm 的 K9 光学玻璃作为约束层。

采用双面连续激光冲击方式,即先对紧固孔的一面进行冲击处理,然后试件翻转 180°,对其另一面进行冲击处理,冲击过程中需保证激光束光轴始终与紧固孔的轴线同轴。

为了比较试件激光冲击处理前后的强化效果,对紧固孔 1 进行激光冲击处理,紧固孔 2 未作冲击处理。

2.3 激光冲击设备及冲击方式

试验采用新研制的小型高功率、短脉冲激光冲击设备,该设备由一级调 Q 激光振荡器、一级前置激光放大器及一级双程激光主放大器组成,多模输出。最大输出能量为 20 J,激光波长为 1.06 μ m,脉宽为 18 ns,光斑直径为 $\phi 6 \sim \phi 10$ mm,脉冲重复频率为 0.016 Hz。该激光冲击强化设备外形尺寸为 0.6 m \times 1.8 m,其能量输出由 PT-1G 能量计在线监控。

2.4 疲劳试验条件

疲劳试验在 INSTRON1341 疲劳试验机上进行,轴向加载,最大载荷为 4.2 kN,应力比为 0.1,试验频率为 10 Hz,试验环境为室温、空气。

3 激光冲击工艺参数的优选

根据只有当激光冲击诱导的冲击波峰压大于 2024-T62 铝合金的动态屈服强度,才能改变 2024-T62 铝合金疲劳性能的原则,初选激光冲击工艺参数;同时由于材料的表面状况与其抗疲劳性能关系密切,因此必须对初选的激光冲击工艺参数进一步优化,防止在试件表面出现热损伤,保证激光冲击强化效果。

3.1 2024-T62 铝合金的动态屈服强度

2024-T62 铝合金的动态屈服强度 σ_{yc}^D 可由下式^[9]表示:

$$\frac{\sigma_{yc}^D}{\sigma_{yc}^S} = 6.32 - 1.89 \lg \sigma_{yc}^S \quad (1)$$

式中 σ_{yc}^D 为动态屈服强度, /MPa; σ_{yc}^S 为静态屈服强度, /MPa。

并由表 1 可知 2024-T62 铝合金的静态屈服强度 $\sigma_{yc}^S = \sigma_{0.2} = 340$ MPa,代入(1)式,求得 2024-T62 铝合金的动态屈服强度为:

$$\sigma_{yc}^D = 552 \text{ MPa}$$

3.2 激光冲击诱导的冲击波峰压

当激光功率密度 $I_0 > 10^9$ W/cm² 时,激光冲击产生的冲击波峰压由下式^[10]表示:

$$P = \left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma} \right)^{2\gamma/\gamma-1} \frac{\rho_0}{\gamma + 1} \left[\frac{2(\gamma^2 - 1)I_0}{\rho_0} \right]^{2/3} \quad (2)$$

式中 P 为冲击波峰压, ρ_0 为涂层气化初始时的气体密度, I_0 为激光脉冲功率密度, γ 为等离子体的绝热指数。

同时激光脉冲功率密度 I_0 可表示为:

$$I_0 = \frac{\alpha E}{\tau A} \quad (3)$$

式中 α 为材料表面对激光能量的吸收系数, E 为激光脉冲能量, τ 为激光脉冲宽度, A 为光斑面积。由公式(2)和(3)建立了激光冲击波峰压与激光脉冲能量、脉冲宽度、光斑面积之间的关系,因而可以通过合理地匹配激光冲击工艺参数,既能保证激光冲击波峰压大于 2024-T62 铝合金的动态屈服强度,又能保证处理表面不受热损伤,从而满足紧固孔激光冲击强化的要求。

按上述过程优选出的激光冲击工艺参数为:能量 8 J,脉宽 18 ns,光斑直径 $\phi 6$ mm,激光脉冲功率密度为 1.4×10^{13} W/m²,激光冲击波产生的峰压为 2.2 GPa。

4 疲劳试验结果分析

按优选出的激光冲击工艺参数对试件进行激光冲击处理,在前述的疲劳试验条件下对试件进行成对对比疲劳试验,试验结果见表 2,以 N_u 表示未冲击紧固孔试验至断裂时的循环数, N_{uL} 表示激光冲击处理后的紧固孔试验至断裂时的循环数。

Table 2 Fatigue test results of 2024-T62 aluminum alloy specimens

Specimen Number	Unshocked, N_{si} (No. of Cycles to Failure)	Laser-shocked, N_{si} (No. of Cycles to Failure)	Specimen Number	Unshocked, N_{si} (No. of Cycles to Failure)	Laser-shocked, N_{si} (No. of Cycles to Failure)
1	66010	127210	9	68700	245400
2	86380	186880	10	78810	148140
3	69990	121130	11	67030	129970
4	73970	158620	12	62690	122470
5	86700	186420	13	74600	161750
6	72320	166980	14	87950	138050
7	82430	174480	15	90830	211680
8	63670	237230			

为了减少偶然因素的影响,采用成对对比法^[11]对疲劳试验数据进行统计分析,以检验紧固孔试件激光冲击处理前后疲劳寿命的差异程度。数据处理中用到的主要公式如下:

$$\text{差数平均值} \quad \bar{X}_{b-s} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_{bi} - X_{si})$$

$$\text{差数标准差} \quad S_{b-s} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_{bi} - X_{si})^2 - \frac{1}{n} [\sum_{i=1}^n (X_{bi} - X_{si})]^2}{n-1}}$$

$$\text{区间估计值} \quad \bar{X}_{b-s} - t_{\alpha} \frac{S_{b-s}}{\sqrt{n}} < \log \frac{[N_{50}]_b}{[N_{50}]_s} < \bar{X}_{b-s} + t_{\alpha} \frac{S_{b-s}}{\sqrt{n}}$$

对表 2 数据按上述过程处理后,在 95% 置信度下,紧固孔试件激光冲击处理前后中值疲劳寿命之比为:

$$1.9 < \frac{[N_{50}]_b}{[N_{50}]_s} < 2.5$$

由此可知,在 95% 置信度下,激光冲击紧固孔中值疲劳寿命是激光未冲击紧固孔中值疲劳寿命的 1.9~2.5 倍。

5 激光冲击强化机理分析

激光冲击处理能显著地提高紧固孔的疲劳寿命,其主要原因有以下两点:

(1) 从组织结构上看,激光冲击波使金属材料产生了均匀、稳定、密集的位错^[1,12]。

由于疲劳裂纹的萌生是在金属表层的驻留滑移带、挤出脊、浸入沟等处形成,而这些都与交变载荷下位错运动有关,位错密度的增加使位错运动的阻力增加,从而使疲劳裂纹形核阻力增大,因而导致疲劳寿命的提高。

(2) 从应力状态看,激光冲击在材料表面诱导产生了残余压应力^[2]。

因为在交变载荷作用下,残余压应力起着降低交变载荷中拉应力水平的作用,所以作用在试件上的最大交变拉应力水平变低,从而导致疲劳寿命增长。

参 考 文 献

- 1 William F. Bates, Jr. Laser shock processing of aluminum alloys. E. A. Metzbowler, Applications of Lasers in

- Materials Processing, Ohio; Metals Park. 1979. 317~330
- 2 A. H. Clauer, J. H. Holbrook, B. P. Fairand. Effects of laser induced shock waves on metals. M. A. Meyers, L. E. Murr, Shock Waves and High Strain Rate Phenomena in Metals, New York; Plenum Press, 1981. 675~702
 - 3 William F. Bates, Jr. Commerical laser-shock processes. John F. Ready, Laser Applications in Materials Processing, Bellingham; Metals Park. 1980. 126~127
 - 4 S. C. Ford, B. P. Fairand, A. H. Clauer *et al.*. Investigation of laser shock processing-executive summary. Technical Report AFWAL-TR-80-3001, 1980, 1: 268~278
 - 5 B. P. Fairand, A. H. Clauer. Laser generation of high-amplitude stress waves in materials. *J. Appl. Phys.*, 1979, 50(3): 1497~1502
 - 6 G. Banas, H. E. Elsayed- Ali, F. V. Lawrences, Jr., *et al.*. Laser shock-induced mechanical and microstructural modification of welded maraging steel. *J. Appl. Phys.*, 1990, 67(5): 2380~2384
 - 7 B. P. Fairand, A. H. Clauer. Effects of water and paint coatings on the magnitude of laser-generated shocks. *Opt. Commun.*, 1976, 18: 588~591
 - 8 B. P. Fairand, A. H. Clauer, R. G. Jung *et al.*. Quantitative assessment of laser-induced stress waves generated at confined surfaces. *Appl. Phys. Lett.*, 1974, 25(8): 431~433
 - 9 钱伟长. 穿甲力学. 北京: 国防工业出版社, 1984. 101
 - 10 A. N. Pirri. Theory for momentum transfer to a surface with a high-power laser. *Physics Fluid*, 1973, 16(9): 1435~1440
 - 11 高镇同. 疲劳性能测试. 北京: 国防工业出版社, 1980. 156~159
 - 12 A. H. Clauer, B. P. Fairand. Interaction of laser-induced stress waves with metals. E. A. Metzbowler, Applications of Lasers in Materials Processing, Ohio; Metals Park, 1979. 229~253

Effects of Laser Shock Processing on the Fatigue Life of Fastener Holes

Zhang Hong Tang Yaxin Yu Chengye

(Department of Mechanics Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Zhang Yongkang

(Institute of Acoustics, Nanjing University, Nanjing 210008)

Guo Dahao Wu Hongxing

(High Power Laser Physics Laboratory, China University of Science and Technology, Hefei 230026)

Abstract This paper reports an investigation of laser shock processing (LSP) used as a method to improve the service time of fastener holes. A series of experiments to optimize the LSP parameters were carried out carefully. On the basis of the data obtained, a group of fatigue tests have been done. The results show that the fatigue lifetime of fastener holes treated by LSP can be increased significantly. It is expected that LSP will be used as a good treatment for improving the fatigue life of aviation structures.

Key words laser shock processing, fatigue life, fastener holes, aluminum alloy