

# 复合材料圆柱空间点阵结构稳定性分析

## Stability Analysis of Composite Circular Lattice Structure

第二炮兵工程学院 廖英强  
西安航天复合材料研究所 刘勇琼

**[摘要]** 为获得高承载效率的复合材料空间点阵结构,利用有限元法对复合材料圆柱空间点阵结构的稳定性进行了分析。结合 ANSYS 的二次开发语言 APDL 编写了圆柱空间点阵结构参数化设计程序,并运用该程序研究了空间点阵结构载荷质量比随内蒙皮厚度、内蒙皮厚度、内蒙皮缠绕角度以及外蒙皮缠绕的变化规律。研究表明:(1)当内外蒙皮的缠绕角度都为  $90^\circ$  时,空间点阵结构的载荷质量比最低;(2)当内外蒙皮的缠绕相同时,空间点阵结构的效率不是很高。(3)当内外蒙皮的缠绕角度不同且选择适当时,空间点阵结构的载荷质量比可以更高。

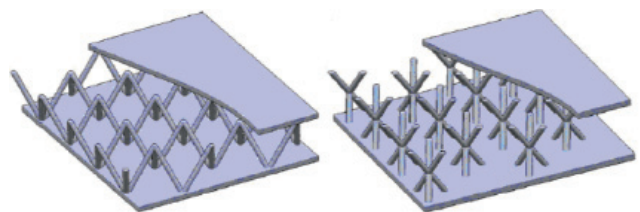
**关键词:** APDL 稳定性 空间点阵结构 复合材料

**[ABSTRACT]** In order to attain composite lattice structures with high load-carrying efficiency, stability of composite circular lattice structures are analyzed by using FEM. Parametric design program is compiled with the APDL language of ANSYS. Changing law of load-to-mass ratio which is attached to thickness of inner skin, thickness of outer skin, winding angle of inner skin and winding angle of outer skin is researched by utilizing the design program. As a result, when winding angles of inner skin and outer skin are equal to  $90^\circ$ , load-to-mass ratio of circular lattice structures is the lowest. In addition, when winding angles of inner skin and outer skin are the equal value, efficiency of lattice structures is not too higher. When winding angle of inner skin and outer skin are not the equal value, and are appropriately selected, load-to-mass ratio of lattice structures can be more higher.

**Keywords:** APDL Stability Lattice structure Composite

航天、航空领域对材料的结构和质量有特殊要求,在保证结构可靠性的同时,需要其质量越轻越好<sup>[1]</sup>。2000 年左右,在西方材料学界,哈佛大学的 Evans 教授、剑桥大学的 Ashby 教授、MIT 的 Gibson 教授等人率先

提出了一种新的空间结构——空间点阵夹层结构<sup>[2-3]</sup>,见图 1。目前,国外研究人员主要集中于平板形金属空间点阵结构力学性能、成型工艺等的研究<sup>[4-12]</sup>。国内以北京大学方岱宁为代表的课题组的研究人员已经在树脂基及炭/炭平板形空间点阵结构的制备、性能表征、力学性能设计与分析、多功能设计等方面开展了大量的工作<sup>[13-14]</sup>,西安交通大学的卢天健课题组则对金属空间点阵结构的制备、设计及表征方面开展了大量的研究工作<sup>[15]</sup>。众多研究结果也表明:该结构在力学性能上具有高比强度、高比刚度、剪切强度及抗疲劳性能高等优点,因此,将其应用于固体火箭发动机上将进一步降低结构的质量,有效提高武器系统工作过程中的性能稳定性和工作可靠性。此外,空间点阵结构作为一种新概念结构材料,未来可以拓展应用到卫星、航天飞机、宇宙飞船以及空天飞行器上。



(a)四面体型空间点阵结构 (b)3D Kagome 型空间点阵结构

图1 不同形状多面体的空间点阵结构  
Fig.1 Lattice structure with varied shapes

影响圆柱形复合材料空间点阵结构承载效率的设计参数主要包括内外蒙皮厚度、缠绕角度、纵向点阵数目、环向点阵数目等。由于设计参数众多,无法通过经验预测空间点阵结构的承载能力,而采用有限元数值分析技术对空间点阵结构的性能进行分析计算是一种快速便捷有效的方式。因此,本文采用有限元法对复合材料圆柱空间点阵结构进行了分析,结果表明:(1)当内外蒙皮的缠绕角度都为  $90^\circ$  时,空间点阵结构的载荷质量比最低;(2)在内外蒙皮总厚度一定的条件下,外蒙皮厚度大于内蒙皮厚度的方案更优;(3)当内外蒙皮的缠绕角度相同时,空间点阵结构的效率不是很高。当内

内蒙皮的缠绕角度不同且选择适当时,空间点阵结构的载荷质量比更高。

## 1 理论基础

在线性屈曲的条件下,由于结构在发生失稳前处于小变形状态,故总体刚度矩阵中的位移刚度矩阵可以忽略,结构发生线性屈曲时的条件为

$$\det([K]_0 + [K]_\sigma) = 0 \quad (1)$$

令载荷  $P_1$  对应的应力刚度矩阵为  $[K]_\sigma$ ,  $\lambda$  为载荷比例因子,任意时刻  $t$  的载荷表示为  $P_t = \lambda_t P_1$ , 屈曲临界载荷为  $P_{cr} = \lambda_{cr} P_1$ ,  $\lambda_{cr}$  为临界载荷比例因子,故临界载荷对应的应力刚度矩阵为  $[K]_{\sigma cr} = \lambda_{cr} [K]_\sigma$ , 代入上式有

$$\det([K]_0 + \lambda_{cr} [K]_\sigma) r = 0 \quad (2)$$

求解该  $n$  次多项式问题即可获得结构失稳的临界载荷比例因子,利用方程  $P_{cr} = \lambda_{cr} P_1$  求得结构的临界载荷。

## 2 空间点阵结构的有限元分析

下面从空间点阵结构的材料性能、几何模型和有限元分析三个方面对圆柱形复合材料空间点阵结构极限轴压的有限元分析进行介绍。

### 2.1 空间点阵结构的材料性质

圆柱形复合材料空间点阵结构由内外蒙皮,及其中间的点阵组成,由 T700-12K 碳纤维与环氧树脂中温固化而成。T700-12K/ 环氧单向板材料力学性能见表 1。

表1 单向板材料力学性能

项目	性能
纵向弹性模量 $E_1$ /GPa	118
横向弹性模量 $E_2$ /GPa	10.4
面内剪切模量 $G_{12}$ /GPa	4.14
泊松比 $\nu$	0.29
密度 $\rho$ / ( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	1570

### 2.2 空间点阵结构几何模型的建立

本文中圆柱形复合材料空间点阵结构由内外蒙皮和中间的 3D Kagome 点阵组成。3D Kagome 点阵由上下两个四面体构成,其中任一四面体的投影视图见图 2。

设边长为  $l_0$ , 其与四面体高线的夹角为  $\alpha$ , 则底面与其他三个侧面的夹角为

$$\beta = \tan^{-1}\left(\frac{1}{2} \tan \alpha\right) \quad (3)$$

侧面上高线与边的夹角为

$$\gamma = \cos^{-1}\left(\frac{1}{4} \sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha\right) \quad (4)$$

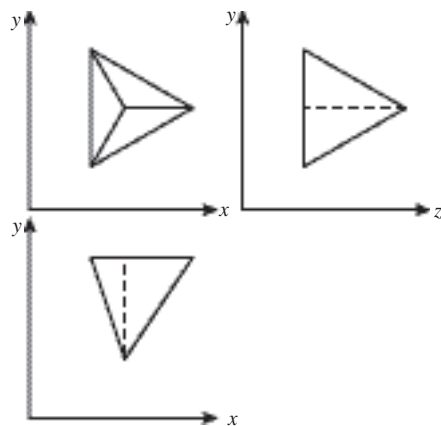


图2 四面体投影视图

Fig. 2 Projection view of tetrahedron

$zoy$  面内投影三角形高线与两侧边的夹角为

$$\delta = \tan^{-1}\left(\frac{\sqrt{3}}{2} \tan \alpha\right) \quad (5)$$

下面简述四面体三条侧边的生成过程: 首先生成高线, 然后使其在  $xoz$  面内绕顶点逆时针旋转  $\alpha$  度, 这样生成第一条侧边; 将高线在  $xoz$  面内绕顶点顺时针旋转  $\tan^{-1}\left(\frac{1}{2} \tan \alpha\right)$  度, 然后再在  $zoy$  面内逆时针旋转  $\tan^{-1}\left(\frac{\sqrt{3}}{2} \tan \alpha\right)$  度, 这样生成第二条侧边; 将高线在  $xoz$  面内绕顶点顺时针旋转  $\tan^{-1}\left(\frac{1}{2} \tan \alpha\right)$  度, 然后再在  $zoy$  面内顺时针旋转  $\tan^{-1}\left(\frac{\sqrt{3}}{2} \tan \alpha\right)$  度, 这样生成第三条侧边。

利用以上数学模型可以在有限元商用软件 ANSYS 中生成圆柱形复合材料空间点阵结构的几何模型, 几何建模过程可以分为以下三步: (1) 生成内外圆柱面; (2) 生成代表点阵的空间直线; (3) 对内外圆柱面与代表点阵的空间直线执行布尔运算, 得到代表圆柱形复合材料空间点阵结构几何模型。

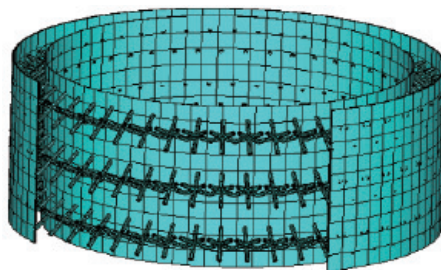


图3 空间点阵结构有限元模型

Fig. 3 Finite element model of lattice structure

### 2.3 有限元分析

利用 ANSYS 中的 BEAM189 梁单元、SHELL99 壳单元分别对点阵和内外蒙皮进行了有限元划分,见图 3。分析过程中在复合材料空间点阵结构的下端面施加固定端约束,上端面所有节点除施加一沿端面法线方向的单位位移外,其余移动和转动位移皆为零。由于空间点阵结构的屈曲是低阶屈曲模态起主要作用,而高阶模态对空间点阵结构屈曲影响较小,因此只分析空间点阵结构的第一阶屈曲载荷。

## 3 各设计参数对空间点阵结构性能的影响

本文利用 ANSYS 自带的二次开发语言 APDL 编写了计算结构承载能力的参数化设计程序。圆柱形复合材料空间点阵结构总体几何参数:内径 470mm,外径 550mm,高 210mm。以下四节即为针对采用参数化设计程序计算得到的数据进行分析,而得出的载荷质量比随各个设计参数的变化规律。

### 3.1 内蒙皮厚度变化对载荷质量比的影响

在点阵结构中杆的半径 2.5mm,外蒙皮厚度  $T_o=1\text{mm}$ ,内外蒙皮缠绕角度分别为  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $90^\circ$ ,纵向点阵 3 行,环向点阵 48 列的条件下,只改变内蒙皮的厚度。采用有限元参数化设计程序计算得到各个厚度下的载荷质量比,其变化规律见图 4。

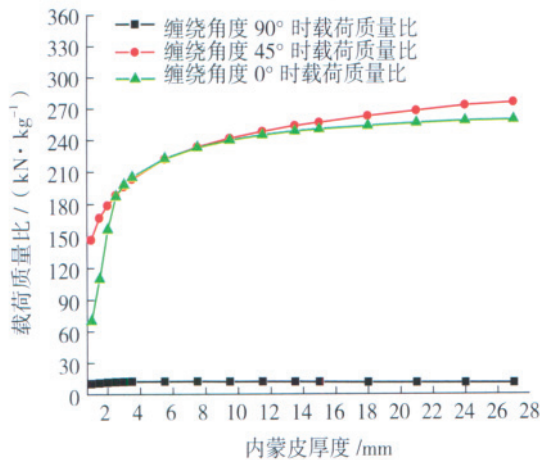


图4 载荷质量比随内蒙皮厚度变化规律

Fig.4 Changing law of load-to-mass ratio along with changing of thickness for inner skin

从图 4 可以看出:当内外蒙皮的缠绕角度分别为  $45^\circ$  和  $0^\circ$  时,开始阶段复合材料空间点阵结构的载荷质量比随蒙皮厚度的逐渐增加而迅速增加;当内蒙皮厚度达到 3mm 左右时,载荷质量比达到一个较高的数值,此后载荷质量比随内蒙皮厚度的增加趋于平缓。对于本文研究的内外蒙皮三种相同缠绕角度的情况,当缠绕角

度为  $45^\circ$  时,复合材料空间点阵结构的载荷质量比处于较高的水平;当缠绕角度为  $90^\circ$  时,复合材料空间点阵结构的载荷质量比最低。

### 3.2 外蒙皮厚度变化对载荷质量比的影响

在点阵结构中杆的半径 2.5mm,内蒙皮厚度  $T_i=1\text{mm}$ ,内外蒙皮缠绕角度分别为  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $90^\circ$ ,纵向点阵 3 行,环向点阵 48 列的条件下,只改变外蒙皮的厚度。采用有限元参数化设计程序计算得到各个厚度下的载荷质量比,其变化规律见图 5。

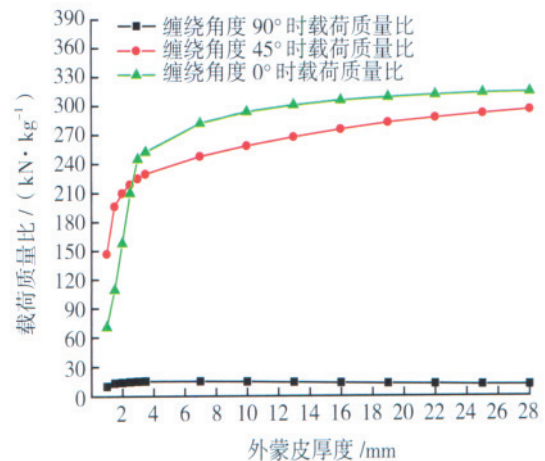


图5 载荷质量比随外蒙皮厚度变化规律

Fig.5 Changing law of load-to-mass ratio along with changing of thickness for outer skin

从图 5 可以看出:当内外蒙皮的缠绕角度分别为  $45^\circ$  和  $0^\circ$  时,开始阶段复合材料空间点阵结构的载荷质量比随外蒙皮厚度的逐渐增加而迅速增加;当外蒙皮厚度达到 3mm 左右时,载荷质量比达到一个较高的数值,此后载荷质量比随外蒙皮厚度的增加趋于平缓。对于本文研究的内外蒙皮三种相同缠绕角度的情况,当外蒙皮厚度小于 3mm 时,  $45^\circ$  缠绕角的空间点阵结构具有较高的载荷质量比;当外蒙皮厚度大于 3mm 时,  $0^\circ$  缠绕角的空间点阵结构具有较高的载荷质量比;同时可以看出缠绕角度为  $90^\circ$  时,复合材料空间点阵结构的载荷质量比最低。

### 3.3 内蒙皮缠绕角度对载荷质量比的影响

在点阵结构中杆的半径 2.5mm,内蒙皮厚度  $T_i=1\text{mm}$ ,外蒙皮厚度  $T_o=1\text{mm}$ ,外蒙皮缠绕角度分别为  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $90^\circ$ ,纵向点阵 3 行,环向点阵 48 列的条件下,只改变外蒙皮的缠绕角度。采用有限元参数化设计程序计算得到各个厚度下的载荷质量比,其变化规律见图 6。

从图 6 可以看出:当外蒙皮缠绕角度为  $45^\circ$  时,复合材料空间点阵结构的载荷质量比处于一个较高的水

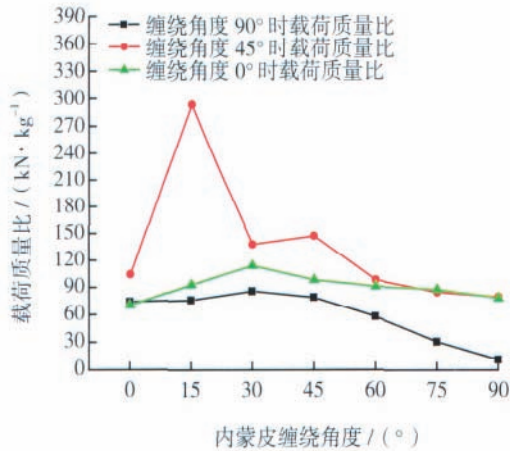


图6 载荷质量比随内蒙皮缠绕角度变化规律

Fig.6 Changing law of load-to-mass ratio along with changing of winding angle for inner skin

平,且当内蒙皮缠绕角度为 15° 时,其载荷质量比最高为 293.2kN/kg。复合材料空间点阵结构载荷质量比的高低顺序为:外蒙皮 45° 情况 > 外蒙皮 0° 情况 > 外蒙皮 90° 情况。当内外蒙皮的缠绕角度皆为 90° 时,结构的载荷质量比最低。

### 3.4 外蒙皮缠绕角度对载荷质量比的影响

在点阵结构中杆的半径 2.5mm,内蒙皮厚度  $TI=1\text{mm}$ ,外蒙皮厚度  $TO=1\text{mm}$ ,内蒙皮缠绕角度分别为 0°、45°、90°,纵向点阵 3 行,环向点阵 48 列的条件下,只改变内蒙皮的缠绕角度。采用有限元参数化设计程序计算得到各个厚度下的载荷质量比,其变化规律见图 7。

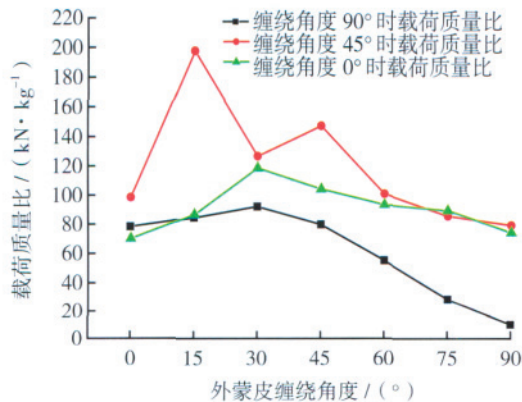


图7 载荷质量比随外蒙皮缠绕角度变化规律

Fig.7 Changing law of load-to-mass ratio along with changing of winding angle for outer skin

从图 7 可以看出:当内蒙皮缠绕角度为 45° 时,复合材料空间点阵结构的载荷质量比处于一个较高的水平,且当外蒙皮缠绕角度为 15° 时,其载荷质量比最高

为 197.6kN/kg。复合材料空间点阵结构载荷质量比的高低顺序为:内蒙皮 45° 情况 > 内蒙皮 0° 情况 > 内蒙皮 90° 情况。当内外蒙皮的缠绕角度皆为 90° 时,结构的载荷质量比最低。

从图 4~5 可以看出:内外蒙皮的总厚度一定的条件下,在外蒙皮厚度大于内蒙皮厚度的方案下,复合材料空间点阵结构的载荷质量比要高于内蒙皮厚度大于外蒙皮厚度的方案。从图 6~7 可以看出:内外蒙皮的缠绕角度都为 90° 时,结构的载荷质量比最低。当内外蒙皮的缠绕角度相同时,结构的载荷质量比不是很高。当内外蒙皮的缠绕角度不同且选择适当时,结构的载荷质量比更高。对于本文中涉及的情况,内蒙皮 15° 及外蒙皮 45° 的方案可以达到最高。

## 4 结论

通过利用有限元法对  $\phi 470$  复合材料空间点阵结构的稳定性分析,研究了各设计参数对空间点阵结构性能的影响,可以得到以下一些有益的结论:

- (1) 当内外蒙皮的缠绕角度都为 90° 时,空间点阵结构的载荷质量比最低;
- (2) 在内外蒙皮的总厚度一定的条件下,外蒙皮厚度大于内蒙皮厚度的方案下,复合材料空间点阵结构的载荷质量比要高于内蒙皮厚度大于外蒙皮厚度的方案;
- (3) 当内外蒙皮的缠绕角度相同时,空间点阵结构的效率不是很高。当内外蒙皮的缠绕角度不同且选择适当时,空间点阵结构的载荷质量比更高。

## 参考文献

- [1] 廖英强,刘勇琼,刘建超,等.纤维缠绕复合材料圆柱网格结构的稳定性分析及优化设计.宇航学报,2009,30(4):1693-1697.
- [2] Evans A G, Hutchinson J W, Fleck N A, et al. The topological design of multifunctional cellular metals. Progress in Materials Science, 2001, 46:309-327.
- [3] 杜善义.先进复合材料与航空航天.复合材料学报,2007,24(1):1-12.
- [4] Lim C H, Jeon I, Kang K J. A new type of sandwich panel with periodic cellular metal cores and its mechanical performances. Materials and Design,2009:1-12.
- [5] Queheillalt D T, Wadley H N G. Cellular metal lattices with hollow trusses. Acta Materialia, 2005, 53: 303-313.
- [6] Deshpande V S, Fleck N A. Collapse of truss core sandwich beams in 3-point bending. International Journal of Solids and Structures, 2001, 38: 6275-6305.
- [7] Wadley H, Dharmasena K, Chen Y C, et al. Compressive response of multilayered pyramidal lattices during underwater shock loading. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 1102-1114.
- [8] Lee S, Barthelat F, Hutchinson J W, et al. Dynamic failure

(下转第 75 页)

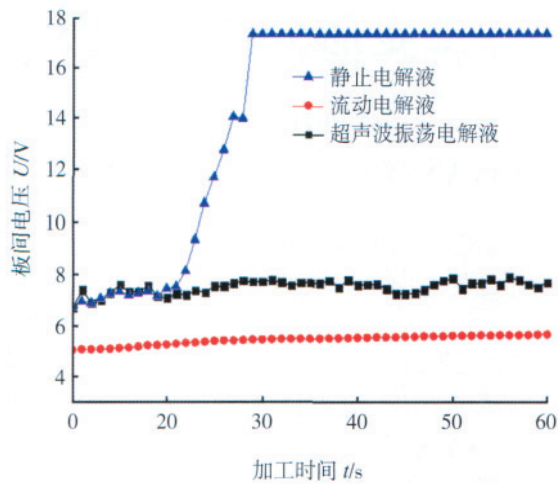


图11 不同电解液浓度下极间电压变化规律  
Fig.11 Change law of voltage between electrode and workpiece with different concentrations of electrolytes

电解液:15%NaNO<sub>3</sub>;加工电流:恒流200mA;温度:25℃;加工间隙:0.2mm),静止电解液方式下极间电压快速上升到电源所限制的最大电压,之后一直维持最大电压不变化,其原因是电化学加工产生的难溶解Fe(OH)<sub>3</sub>逐渐累积在微小孔毛刺部位,阻碍了电解液与毛刺的接触,Fe(OH)<sub>3</sub>电阻率很大,阴阳极之间相当于断路,从而使得极间电压达到最大;流动电解液方式下极间电压呈缓慢上升趋势,且变化平稳,表明电解产物Fe(OH)<sub>3</sub>在不断流动电解液冲刷下被带走,毛刺始终与新鲜电解液接触,电化学加工得以不断进行;超声波振荡电解液方式下极间电压呈总体缓慢上升,局部上下振荡,这表明利用超声波在液体中的空化作用、加速度作用及直进流作用可以使累积在微小孔毛刺处的电解产物Fe(OH)<sub>3</sub>被分散、乳化、剥离,同时由于超声波振荡电解液会在电解液中产生微小气泡,气泡会进入极间间隙,使得极间电压也不停地上下变化,形成振荡曲线。

#### 4 结论

(1)借助电化学方法,成功地去除了不锈钢管上钻削的微小孔(D=0.9mm)与管内壁相贯处的毛刺,其优点是装置简单、操作方便、毛刺去除质量好、可以方便地对零件难到达区域毛刺进行去除、可以多工位加工,效率高。

(2)选用NaNO<sub>3</sub>溶液或NaNO<sub>3</sub>/NaCl混合溶液作为电解液的主要成分,不宜单独选用NaCl溶液做电解液,因为后者对微小孔非加工面的杂散腐蚀较为严重。

(3)NaNO<sub>3</sub>电解液的浓度可控制在15%~20%。浓度过低会降低加工效率、增加极间热损耗;浓度过高会使微小孔边沿变黑。

(4)合理控制加工时间,加工时间过短会造成毛刺去除不尽;加工时间过长不仅会影响加工效率,而且会降低微小孔边沿的质量。

(5)尽量避免采用静止电解液方式对微小孔进行电化去毛刺加工。在由于受尺寸与形状等条件限制无法使用流动电解液方式加工の場合,可以考虑使用超声波振荡电解液方式代替静止电解液方式来完成电化去毛刺。

(6)恒电流加工时,通过检测极间电压,可在一定程度上判断微小孔毛刺的去除情况。

#### 参考文献

- [1] Okasha M M, Mativenga P T, Driver N, et al. Sequential laser and mechanical micro-drilling of Ni superalloy for aerospace application. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2010, 59 (1): 199-202.
- [2] Ko S L, Baron Y M, Park J I. Micro deburring for precision parts using magnetic abrasive finishing method. Journal of Materials Processing Technology, 2007, 187-188: 19-25.
- [3] 丁建刚,洪若瑜,王廖沙. 钢基体材料化学去毛刺工艺的研究进展. 材料保护, 2007, 40 (7): 56-58.
- [4] 李富长. 电化学去毛刺技术在航空产品中的应用. 航空精密制造技术, 2004, 40 (1): 16-17.
- [5] Min S, Lee D E, Grave D A, et al. Surface and edge quality variation in precision machining of single crystal and polycrystalline materials. Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2006, 220 (4): 479-487.

(责编 三丰)

(上接第69页)

of metallic pyramidal truss core materials- Experiments and modeling. International Journal of Plasticity, 2006, 22: 2118-2145.

[9] Deshpande V S, Fleck N A, Ashby M F. Effective properties of the octet-truss lattice material. Journal of The Mechanics and Physics of Solids, 2001, 49: 1747-1769.

[10] Lim J H, Kang K J. Mechanical behavior of sandwich panels with tetrahedral and Kagome truss cores fabricated from wires. International Journal of Solids and Structures, 2006, 43: 5228-5246.

[11] Queheillalt D T, Murty Y, Wadley H N G. Mechanical properties of an extruded pyramidal lattice truss sandwich structure. Scripta Materialia, 2008, 58: 76-79.

[12] Chiras S, Mumm D R, Evans A G, et al. The structural performance of near-optimized truss core panels. International Journal of Solids and Structures, 2002, 39: 4093-4115.

[13] Fan Hualin, Yang Wei, Wang Bin, et al. Design and manufacturing of a composite lattice structure reinforced by continuous carbon fibers. Tsinghua Science and Technology, 2006, 11 (5): 515-522.

[14] 范华林,杨卫,方岱宁,等. 新型碳纤维点阵复合材料技术研究. 航空材料学报, 2007, 27 (1): 46-50.

[15] 卢天健,何德坪,陈常青,等. 超轻多孔金属材料的多功能特性及应用. 力学进展, 2006, 36 (4): 517-535.

(责编 三丰)