

激光选区熔化成形点阵结构应用研究



吉芬,廖宝华,柏林,潘建东,蒋睿哲

航空工业成都飞机设计研究所,四川 成都 610041

摘要:点阵结构因内部孔隙率可设计,比强度、比刚度高,具有良好的减重效果,适用于结构轻量化设计。近年来,随着激光选区熔化成形技术的发展,点阵结构逐渐被应用到国内外航空航天领域。但激光熔化成形的点阵结构与传统点阵结构有较大区别,模型数据量极大、内部拓扑空间复杂,在设计过程中面临点阵结构标准化定义、模型信息传递、力学性能分析、内部质量检验等方面的挑战。通过对舱门点阵结构的应用研究,对上述挑战和问题进行了研究,为点阵零件设计提供了参考经验。

关键词:点阵结构;孔隙率;激光选区熔化成形;标准化;信息传递

中图分类号:V252

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.09.003

重量(质量)是飞机结构设计的一个重要指标,直接影响着飞机的性能。近年来,随着激光选区熔化成形技术的发展,点阵结构以其轻质、高效的特点,被逐渐应用到航空航天领域,实现了结构的轻量化,提高了飞行器的综合性能。

激光选区熔化成形的点阵结构是一种创新的结构形式,具有独特的结构特征和制造工艺约束,其内部拓扑空间复杂,孔隙率不同会引起零件性能和重量的差异,模型数据量巨大,难以用常规电脑构建和进行有限元分析。因此迫切需要研究点阵结构的微观特征和宏观组成,建立点阵结构轻量化表达方法,解决超大数据量信息传递的问题,同时开展基于激光选区熔化成形的点阵力学性能研究,获取典型点阵结构的力学性能数据,为复杂点阵结构的设计和应用奠定技术基础。

1 概述

点阵结构是有序多孔材料的一种,分为二维点阵和三维点阵结构两种。二维点阵结构是由多边形进行二维排列,在第三个方向拉伸成棱柱而构成的蜂窝材料;三维点阵结构是由板杆等微元件按一定规则重复排列构成的空间桁

架结构,是一种类似于蜂窝夹层的内部镂空的网格状结构,以三维周期性有序多孔为特征,如图1^[1]所示。本文主要对三维点阵结构设计技术进行论述。

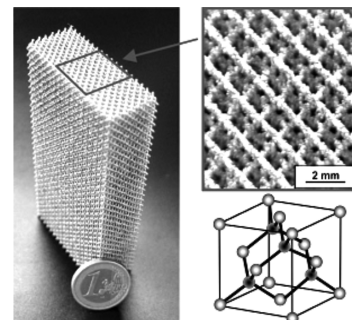


图1 点阵结构剖面示意图

Fig.1 Lattice structure

三维点阵结构在空间上有一定的高度,内部多孔,孔隙率可根据需求进行设计,使结构既具有较好的比强度、比刚度,又有一定的减重效益,但是复杂精细的点阵结构难以用传统制造工艺成形。

激光选区熔化成形技术(selective laser melting, SLM)是激光增材技术^[2]的一种类型,通过逐层铺粉,逐层熔化凝固堆积的方式,直接获得任意复杂形状的实体零件^[3]。采用激光选

收稿日期: 2022-05-20; 退修日期: 2022-07-03; 录用日期: 2022-08-05

引用格式: Ji Fen, Liao Baohua, Bai Lin, et al. The SLM technology application research on lattice structure [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(09): 17-25. 吉芬,廖宝华,柏林,等. 激光选区熔化成形点阵结构应用研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(09): 17-25.

区熔化成形技术,可以生成形状各异的复杂点阵结构^[4]。

近年来,国内外在点阵结构应用上投入了大量的人力、物力和财力进行研究。美国国家航空航天局(NASA)已经把具有空间点阵特征的点阵结构研究纳入未来航空航天结构技术发展的六大方向,美国空间实验室也将其列为迎接未来空间系统技术挑战的一个重大研究技术。图2为欧洲航天局制备完成的一种耐高温钨合金零件,此零件内部为点阵结构。



图2 欧洲航天局某火星探测器点阵零件

Fig.2 A lattice part on Martian detector of European Space Agency



图3 空客3D打印机舱隔离结构及试验件

Fig.3 One cabin separation structure and its test piece of A320

图3为空客公司为A320客机设计的全新的3D打印机舱隔离结构,目前正在测试中。该结构采用了轻量化的点阵结构形式,将会被运用到新的A320飞机上。澳大利亚蒙纳士大学、欧洲航天局(ESA)将点阵材料应用于小推力火箭发动机喷管外壁,如图4所示。点阵结构因其轻量化、减振、隔热等特征在我国航空航天上的应用也越来越深入。2019年8月发射成功并已入轨运行稳定的千乘一号卫星主结构是目前国际首个基于3D打印的三维点阵材料的整星结构,整体尺寸超过500mm×500mm×500mm,零件最小特征为0.5mm,内部超过100万个点阵特征,由西安铂力特公司采用铝合金增材制造一体化成形。于2020年发射的中国空间站梦天舱的重要结构件导轨支架采用了薄壁蒙皮点阵结构形式,如图5所示,单件最大尺寸为400mm×500mm×400mm。



图4 小推力火箭发动机喷管外壁

Fig.4 A nozzle wall of a low thrust rocket engine

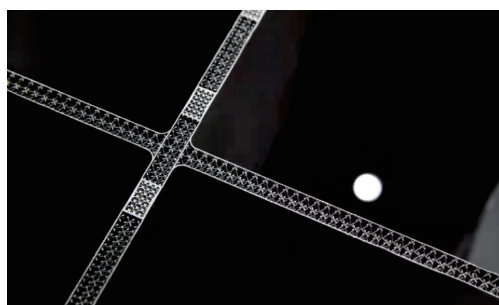


图5 蒙皮点阵结构示意图

Fig.5 The lattice structure of skin

2 制约点阵结构设计的关键问题

激光选区熔化成形点阵结构设计技术是一项材料、结构设计、工艺制造高度融合于一体的新型综合设计技术。在点阵结构设计中主要面临点阵结构标准化定义、模型表达及信息传递、力学性能分析、内部质量检验等几个方面的挑战。

2.1 缺乏基于选区熔化成形工艺的点阵结构标准定义

传统的点阵结构用三角形、四面体、八面体、夹芯结构等外形特征来进行定义,如图6所示,采用熔模制造法、变形成形法、金属丝编织法、超塑成形法^[1]等工艺制备,面板和夹层分别制出,通过胶结或焊接组合,这种点阵形状较为简单,点阵单元尺寸较大、连接处强度较低、工艺方法复杂、对原材料要求高,已经不能完全满足现代航空航天复杂点阵结构的设计需求。

采用激光选区熔化工艺形成的点阵结构具有复杂空间拓扑构型,点阵内部微元件形状复杂,尺寸较小,具体杆件的数量、直径及截面形状可以有无数种变化,组合方式难以穷尽,如图7所示,无法再用传统的三角形、四面体、八面体方式对点阵结构进行定义。

点阵结构是传统飞机体系中尚不存在的构型元素^[1],

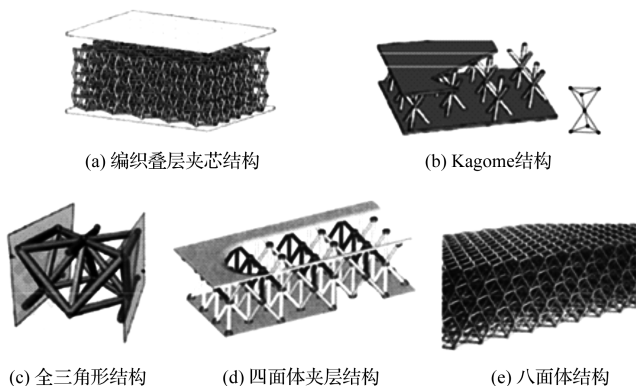


图6 传统点阵结构

Fig.6 The traditional lattice structure



图7 常用激光选区熔化成形点阵单元

Fig.7 The commonly used lattice units of SLM

需要对点阵结构微观特征进行分析,提取出基本设计要素,实现基于激光选区熔化工艺的点阵结构标准化定义,这样才能实现工艺方法的可行性。

2.2 模型数据量过大,无法构建真实零件模型

现有点阵结构建模有阵列建模和整体建模两种类型^[6]。阵列建模是先确定并建立一个点阵单元,然后对其进行排列形成点阵结构。整体建模是不建立点阵单元,通过隐式函数驱动直接构建点阵结构,但是这种方式需要耗费大量的内存空间,同时形成的内部结构常具有不规则形状、曲面复杂,需要将内部形式规则化、点阵化,这样才能满足激光选区熔化工艺的要求。目前我们经常采用的是阵列建模的方式。

在设计过程中,点阵模型的数据量远远大于常规结构数模,构建点阵模型的时间比一般模型也多出数倍,用普通电脑、常用软件无法构建出真实的点阵结构。目前,国内的点阵设计软件正在研发中,点阵结构设计主要借助于国外一些软件的应用,主要有 Materialise 公司的 Magics 软件、PTC 公司的 CREO、Siemens 的 NX、Auto desk 发布的 Netfabb^[7]、GE 的 Additive workbench, CATIA 在 V6 平台推出的最新版本也具备点阵设计能力。这些软件主要都是基于阵列建模的原理进行产品设计的。点阵设计软件配备点阵单元库的同时还可以自定义点阵单元,通过点阵单元在整个几何体拓扑空间的排列填充形成点阵结构。

在实际应用中,有些单位给出点阵结构排列方式二维图样,有些则直接给出减重比,不设计内部结构,由工艺直接实施,生成的零件形式不具有唯一性,内部结构形式不同

会带来不同的零件性能,零件整体质量和性能缺少控制。

因此,需要研究点阵结构轻量化的表达方法,解决设计和工艺之间模型信息传递的问题。

2.3 点阵结构力学性能研究

点阵结构的力学性能取决于两组独立参量,一组取决于结构本身的材料性能参量,另一组取决于内部几何结构的尺寸参量^[9]。同种材料的点阵结构,因为内部几何结构不同,性能和重量会有很大差异。

目前,基于激光选区熔化点阵结构的研究对象大多是结构简单的均匀点阵,体心立方、面心立方及拓展构型,如图8所示,主要研究一种或几种点阵单元的力学特性,如单元密度或几何参量在载荷作用下的特性和有限元分析方法等,没有形成完整的设计体系。

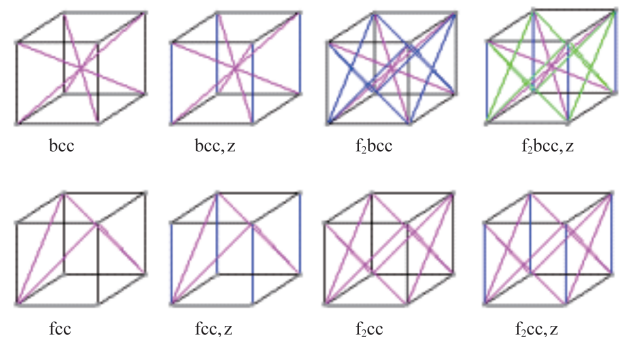


图8 常用SLM体心立方、面心立方及拓展构型

Fig.8 The body-centered cubic, face-centered cubic and extended form of SLM

Rehme 等^[8]对这 8 种结构的抗压性能进行比较发现, f_2ccz 、 f_2bcc 屈服强度—密度比值最高,bcc、fcc 最低。因为 f_2ccz 、 f_2bcc 多了与压缩加载方向相同的 Z 向支柱,Z 向支柱的存在极大地提高了结构的抗压强度。

Leary 等^[9]研究了 SLM 技术制备的 bcc、fcc、bccz、fccz、fbccz 的 5 种构型的铝合金点阵材料,对其制备精度进行了表征,同时使用试验与有限元仿真相结合的方法研究了不同点阵材料压缩过程、失效过程,同时证实了峰值应力出现在 Z 向支柱上。但是 Z 支柱的存在却使点阵单元的破坏形式多样、不可预见。范华林等^[10]分析了不同三维单元材料的拓扑构型特征以及材料的模量与强度,得到了拉伸主导型和弯曲主导型单元材料的力学性能与材料相对密度之间的关系,并对各种构型单元材料的力学性能进行了对比分析。仲梁维等^[11]研究了由长方体空间衍生的单元结构参数化建模方法及其力学性能;左蔚等^[12]研究了 SLM 成形菱形正十二面体点阵材料的承载与失效特性。

不同的点阵单元体结构还存在不同的尺寸效应特性,在

研究单元力学性能的同时,还需要关注单元体尺寸效应的作用。因点阵结构单元数目多并且结构复杂,运用理论方法难以精确求得各种物理响应,梁单元法和3D连续单元法等数值方法被广泛采用,但是仍然会面临单元数目增加带来的计算成本和运行内存呈几何级数增加甚至计算中止的问题。

在实际工程应用中,一般采用力学试验与计算分析相结合的方式来获得点阵结构性能。

目前点阵结构设计主要依赖于进口软件的单元库,单元库内的点阵单元形状复杂,缺乏基本性能数据,有限元模型涉及变量多,计算量极大,优化分析存在一定困难。

因此,需要对满足激光选区熔化工艺的常用点阵单元开展研究,研究其微观特征与力学性能的相关性,在此基础上构建面向工程设计的典型单元力学性能数据库,实现在工程设计应用中的快速存取与调用。

2.4 缺乏激光选区熔化成形零件质量评价

激光选区熔化成形是粉末成形的一项新技术,零件内部存在气孔、未熔合、微裂纹等缺陷,其缺陷形态有别于铸造或锻造结构,常用的超声、射线等无损检测是否适应点阵结构还需要进一步研究。射线仅能检测点阵内部粉末残留和部分缺失,无法对缺陷本身做出检测,而且检测成本高,检测结果缺乏判据。因此,需要对其内部缺陷进行表征、定义,建立激光选区熔化成形零件的内部质量检验标准和质量评价体系。

3 舱门点阵结构应用研究

3.1 应用实例

某型号舱门结构如图9所示,关闭时有进、排气功能,在空中飞行时需要打开,有较高的刚度和强度要求。舱门上布置有卸载格栅,但格栅孔径较小,孔壁倾斜角度较大,同时因使用和维护要求,舱门必须是可拆卸的,这些因素增加了零件的设计复杂度和制造难度。

本文设计了格栅与舱门一体化的点阵结构方案,排气门采用钛合金激光选区熔化成形工艺制造,进气门采用铝合金激光选区熔化成形工艺制造。连接区、格栅区为实心结构,其他区域内部为点阵结构,如图10所示,内、外蒙皮厚度均为1mm,中间为有孔隙的点阵填充,在提高结构刚度的同时有效地减轻了结构重量。

在舱门的设计和工程应用过程中,对点阵标准化定义、数模表示、点阵单元设计及力学性能分析、质量控制等问题进行了研究和总结。



图9 舱门(尺寸:约500mm×400mm)

Fig.9 Hatch door(size:about 500mm×400mm)

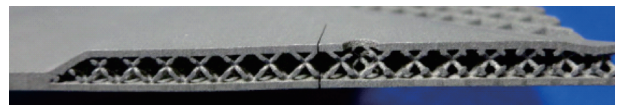


图10 内部点阵

Fig.10 Inner lattice structure

3.2 点阵结构标准化定义

根据激光选区熔化成形点阵结构的特点,提取出点阵标准单元、点阵排列方式两个基本要素,完成对点阵结构的标准定义。

3.2.1 点阵标准单元定义

将点阵结构中可重复排列的最小微元件定义为点阵标准单元,以毫米级为单位的全包围立方体来进行描述,含顶点、单元分别在 X 、 Y 、 Z 轴方向的尺寸,如图11所示,点阵标准单元是点阵结构的基本组成单位,具体形式用三维数模表示并单独发布。

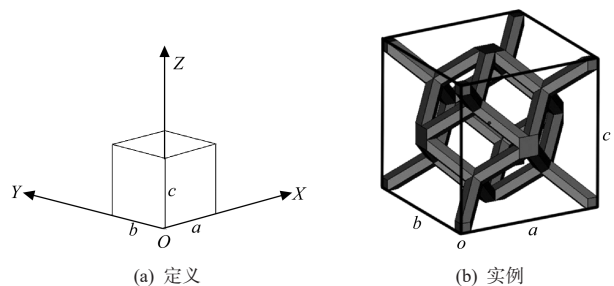


图11 点阵标准单元

Fig.11 Lattice standard unit

3.2.2 点阵结构排列方式

点阵结构组成极其复杂但是又具有重复性和规律性。根据在航空零件设计中常用的点阵结构,将点阵排列方式分为基本阵列方式和复杂排列方式两种。

点阵结构以点阵标准单元沿 X 、 Y 、 Z 三个方向按某种规律进行阵列或排列,如图12所示。

排列值 $Da=a, Db=b, Dc=c$ 的阵列方式被称为基本阵

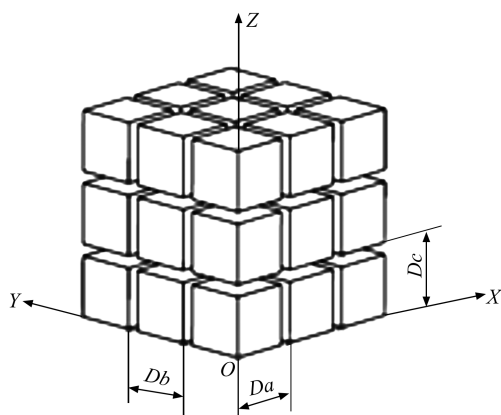


图12 点阵结构的排列方式

Fig.12 Method of lattice structure array

列方式,即点阵标准单元在X、Y、Z三个方向无间隔整齐排列。

点阵标准单元按基本阵列方式形成的结构定义为标准点阵结构,如图13所示。目前常用的航空航天类零件主要采用标准点阵结构。

排列值 $Da \neq a$ 或 $Db \neq b$ 或 $Dc \neq c$ 时, Da 、 Db 、 Dc 分别为某个常数或某函数表达式的排列方式被称为复杂排列方式,点阵标准单元按这种方式形成的结构为复杂排列点阵结构,主要被用在梯度功能结构设计上。

设计时 Da 、 Db 、 Dc 不应同时大于该方向的点阵标准单元的基本尺寸,即不应使 $Da > a$ 、 $Db > b$ 、 $Dc > c$ 同时成立,否则会成为悬浮结构而无法成形。

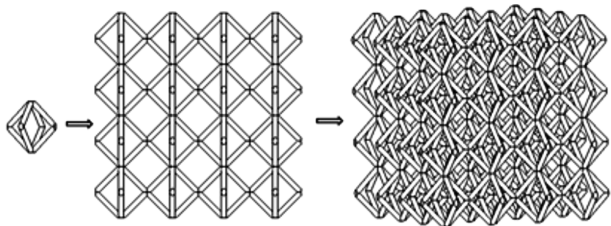


图13 标准点阵结构形成

Fig.13 Normal lattice structure

3.3 数模表示及信息传递方法

通过对点阵结构的标准化定义,只需要给定点阵标准单元、点阵排列方式、排列坐标系和排列起始点即可对点阵结构进行准确描述,属于阵列建模^[6]的类型。这也与目前适用的几款点阵软件的设计原理及模型参变量基本符合,可以实现零件数模的表达和信息传递,保证准确性和唯一性。

3.4 点阵标准单元设计及性能分析

不同的点阵标准单元、排列方式会带来结构的重量和力学性能的不同,因此点阵标准单元和结构参数的选取是

点阵结构设计的关键,需要对点阵标准单元进行选型和分析,这样才能实现结构的轻量化并满足强度、刚度要求。

因激光选区熔化成形的工艺特点,对点阵标准单元的形式有一定的要求,点阵单元内杆件应可以自支撑,无横向杆件,单元节点连续、节点连接面积大,单元可旋转、对称,点阵标准单元为拉伸型主导静不定结构^[13]等,这些都是点阵标准单元设计时需要考虑的因素。

设计5种点阵单元,如图14所示,按钛合金、铝合金材料各三件进行元件、典型件1:1工艺件拉伸、剪切、弯曲等基本力学性能试验和减重效益分析。这5种单元均为bcc体心立方及拓展构型,拓扑形式简单,能较好地适应SLM成形工艺。

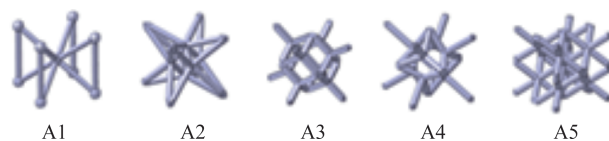


图14 5种点阵标准单元

Fig.14 Five lattice standard unit

其中A3单元为菱形正十二面体结构,其承载特性已被国内外学者深入研究,是点阵软件单元库常用单元,工艺成形质量较为可靠。A1、A2、A4、A5为根据设计和工艺要求自行设计的点阵标准单元。A1为标准的bccz体心立方加支柱型,A2为8个四面体拓展成的体心立方,A4为6个金字塔拓展的体心立方,A5为拓展复杂四面体结构,A2、A4、A5为各向同性单元,这些单元的宏观等效力学性能均能通过金字塔和四面体结构的理论分析推导得到。

相对密度 ρ_p ^[13] 是点阵结构的一个重要概念,表明单元内的实体材料占整个单元的体积分数,也表征了点阵单元的孔隙率。

$$\rho_p = \rho / \rho_s$$

式中: ρ_p 为相对密度; ρ 为点阵结构密度; ρ_s 为点阵实体结构密度。

对5种点阵单元的相对密度、内部尺寸特征、模型容量等进行分析,见表1。

表1 5种单元对比

Table 1 Comparison between five unit

单元	单元尺寸/mm ³	杆件直径/mm	相对密度	模型容量/KB
A1	4×4×4	0.4	0.106	176
A2	5×5×5	0.5	0.134	436
A3	5×5×5	0.443	0.094	439
A4	5×5×5	0.5	0.096	343
A5	5×5×5	0.5	0.136	487

通过试验获取了这5种点阵标准单元的基本性能数据。图15~图23为钛合金材料点阵元件性能试验数据和典型破坏模式。

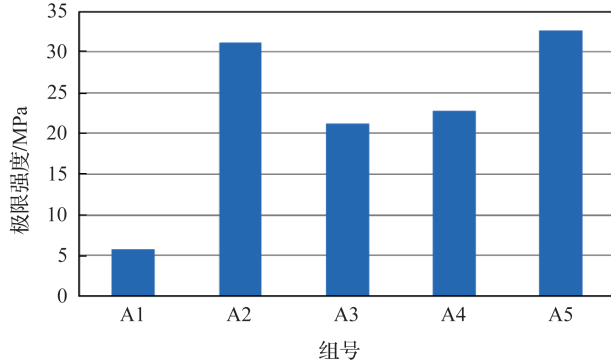


图15 拉伸试验极限强度

Fig.15 Limit strength of tensile testing

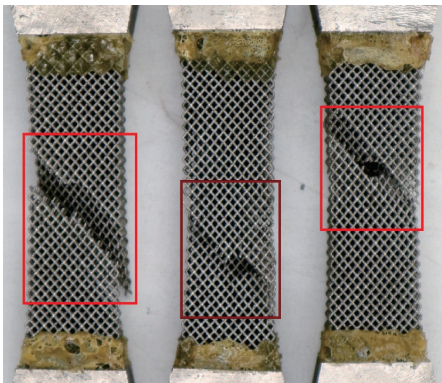


图16 A3组拉伸试验破坏

Fig.16 Destructive mode for A3 tensile testing

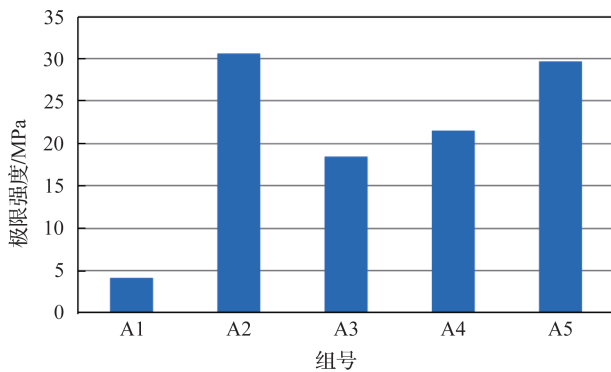


图17 压缩试验极限强度

Fig.17 Limit strength of compression strength

对拉伸试验数据的离散系数进行统计,最大值为3.74%,最小值为0.09%。

对于压缩试验,每种单胞试验件都是比较理想的45°剪切破坏模式。对离散系数进行统计,除A4的0.2%条件抗

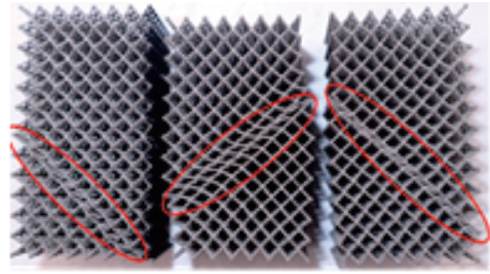


图18 A1组压缩试验破坏

Fig.18 Destructive mode for A1 compression testing

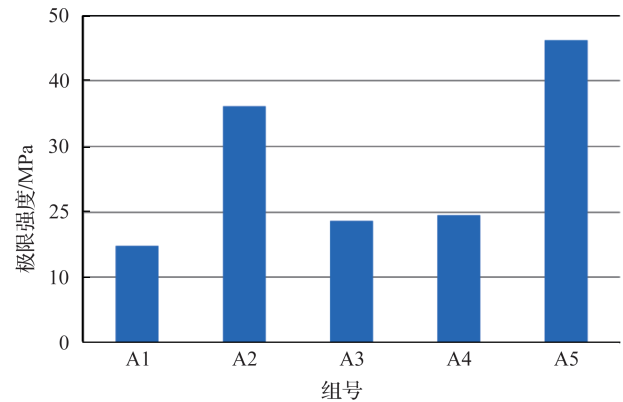


图19 剪切试验极限强度

Fig.19 Limit strength of shear strength

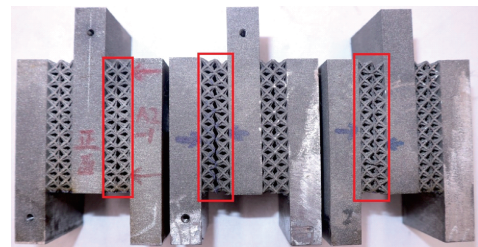


图20 A2组剪切试验破坏

Fig.20 Destructive mode for A2 shear testing

压屈服强度最大值为10.33%,其他均小于10%,其中最小值为0.02%。

对剪切试验所得数据的离散系数进行统计,除A1极限剪切强度为11.33%外,其他均小于8.13%。

对弯曲试验数据的离散系数进行统计,最大值为7.43%,最小值为0.10%。通过对各项试验离散系数统计分析,试验的可靠性和稳定性均较高。试验结果证明,点阵结构的力学性能不仅和点阵单元孔隙率相关,也和单元内部微观结构形式相关。

各向同性或准同性的A2、A3、A4、A5点阵单元力学性能与其相对密度成正比,相对密度越大,力学性能越高,A5

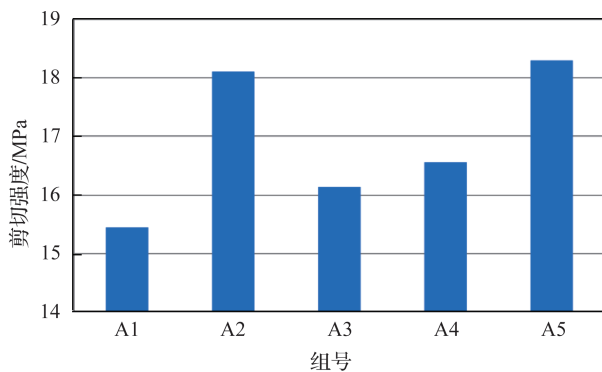


图21 弯曲试验剪切强度

Fig.21 Limit shear strength of bend strength

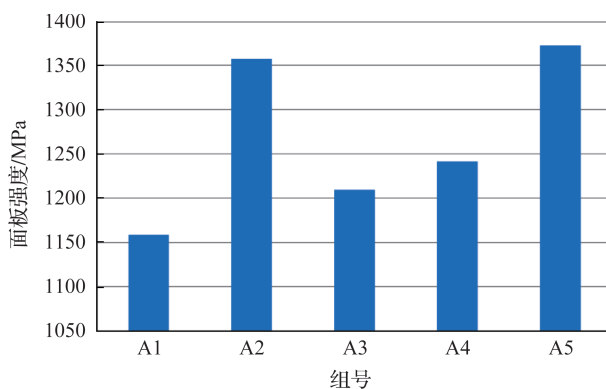


图22 弯曲试验面板强度

Fig.22 Limit panel strength of bend strength



图23 A4组弯曲试验破坏

Fig.23 Destructive mode for A4 bend testing

单元最高、A3单元相对较低。各向异性单元的力学性能和结构形式如杆件形状、尺寸、布置有关。如A1单元相对密度并不小,但力学性能最低。

试验结果与有限元模拟分析结果趋势基本相同,但是点阵单元体的尺寸效应在本次试验中没有进行分析和考核。

根据点阵单元相对密度、力学性能、重量、工艺性、模型数据量等因素选取A4单元作为舱门结构内部点阵标准单元。对性能相当的A3和A4单元进行了典型件力学性能试验和1:1工艺试验件的静力试验考核,如图24所示,均满足设计要求。

舱门零件已成功装机并通过了复杂环境下的飞行考核。

3.5 产品质量控制

在成形过程中,原材料粉末粒度、化学成分等对制件质

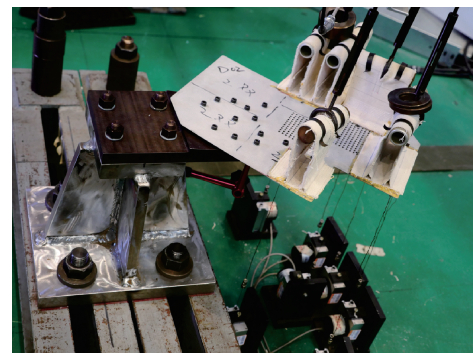


图24 1:1工艺件静力试验

Fig.24 Static test of 1:1 technical part

量有直接影响,因此对原材料、制件表面质量、内部质量、尺寸、力学性能均提出了要求。同时,成形过程是随着材料熔化、快速凝固和冷却重复循环而热应力逐渐累积的过程,因此对钛合金零件采用去应力退火的热处理制度^[4]。表2为对原材料钛合金粉末化学成分的要求,严格控制杂质元素的含量,保证制件强度与塑性的匹配。表3为对钛合金零件的室温力学性能要求。对铝合金、高温合金等材料也提出了相应的质量控制要求。

表2 钛合金粉末化学成分(wt%)

Table 2 Titanium alloy powder chemical composition(wt%)

合金元素			杂质 (不大于)						
Al	V	Ti	O	Fe	C	N	H	Zr, Sn, Mo, Cu, Mn	其他元素 总和
5.5	3.4	余量	0.06	0.25	0.05	0.03	0.012	各0.1	0.2
~	~		~						
6.5	4.5		0.10						

注:Sn、Mo、Cu、Mn四种元素成分总和不能超过0.2%;wt%为质量分数

表3 钛合金制件室温力学性能

Table 3 Titanium alloy parts mechanical properties at room temperature

取样 方向	σ_b /MPa	$\sigma_{p0.2}$ /MPa	δ_5 /%
	不小于		
X或Y	860	760	10
Z	825	725	10

对制件内部质量采用射线进行了检测,个别制件存在局部微观裂纹,如图25、图26所示,因裂纹较小,不在主承力区域,对结构静强度无明显影响。但目前对结构内部缺陷检查的结果缺乏具体评判标准,检测成本高,检测数据缺乏,只能作为参考依据。

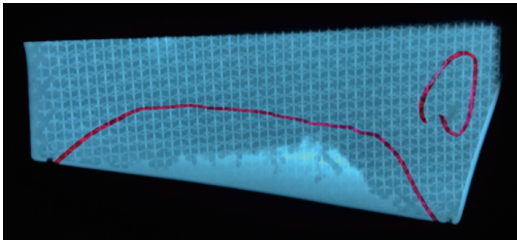


图25 射线检查零件内部缺陷1

Fig.25 Internal defect 1 by radiographic inspection

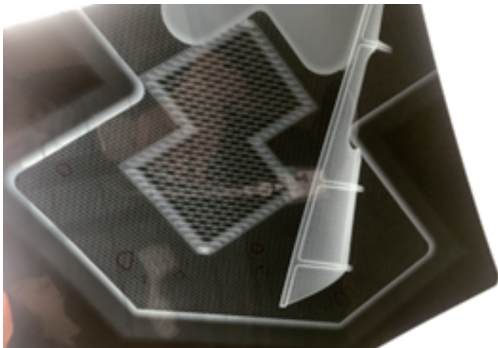


图26 射线检查零件内部缺陷2

Fig.26 Internal defect 2 by radiographic inspection

4 结论

通过对舱门零件的设计和应用,初步建立了点阵结构基本表征方法和设计规范,获取了一批典型点阵单元的材料性能数据,为点阵结构的设计提供了应用经验。

目前点阵结构一般用于次承力或功能性结构,利用点阵结构拓扑形式和孔隙率可设计的特点,可以实现承载、隔热、隐身等功能一体化,同时满足结构的轻重量、高刚度要求。在主承力结构上应用点阵形式,还需要开展疲劳及耐久性、损伤容限等性能研究,建立完善的点阵结构内部质量检测及控制体系。

AST

参考文献

- [1] 方岱宁,张一惠,崔晓东.轻质点阵材料力学与多功能设计[M].北京:科学出版社,2009.
Fang Daining, Zhang Yihui, Cui Xiaodong. The design of mechanical properties and multifunction of lightweight lattice [M]. Beijing: Science Press, 2009.(in Chinese)
- [2] 卢秉恒,李涤尘.增材制造(3D打印)技术发展[J].机械制造与自动化,2013,42(4):1-4.
Lu Bingheng, Li Dichen. Development of the additive manufacturing (3D printing) Technology [J]. Machine Building & Automation, 2013, 42(4): 1-4. (in Chinese)
- [3] 柏林,黄建云,吉芬,等.高能束流增材制造技术引领飞行器结构设计新变革[J].航空制造技术,2013(21):26-29.
Bai Lin, Huang Jianyun, Ji Fen, et al. Transformation of air vehicle structural design led by high energy beam manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(21): 26-29. (in Chinese)
- [4] 任晓华.航空制造技术发展趋势[J].航空科学技术,2010(3):2-5.
Ren Xiaohua. Development trend of aviation manufacturing technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(3): 2-5. (in Chinese)
- [5] 王向明,苏亚东,吴斌,等.微桁架点阵结构在飞机结构/功能一体化中的应用[J].航空制造技术,2018(10):16-25.
Wang Xiangming, Su Yadong, Wu Bin, et al. Application for additive manufacturing of lattice materials on integrated aircraft structures and functions[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018(10): 16-25. (in Chinese)
- [6] 雷鹏福,戴宁,汪志鹏.基于复杂点阵结构的节点强化技术研究[J].机械设计与制造工程,2018(12):1-4.
Lei Pengfu, Dai Ning, Wang Zhipeng. Research on node enhancement technology of the lattice structure[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2018(12): 1-4. (in Chinese)
- [7] 梁雄,杜平,朱丽君,等.面向增材制造的镂空点阵结构设计模块分析[J].制造技术与机床,2021(3):44-48.
Liang Xiong, Du Ping, Zhu Lijun, et al. Analysis of lattice structure design module for additive manufacturing[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2021(3): 44-48. (in Chinese)
- [8] Rehme O. Rapid manufacturing of lattice structures with selective laser melting[J]. Proceedings of SPIE: The International Society for Optical Engineering, 2006(6):192-203.
- [9] Leary M, Mazur M, Elambasseril J, et al. Selective laser melting (SLM) of AlSi12 Mg lattice structures[J]. Materials & Design, 2016, 98: 344-357.
- [10] 范华林,方岱宁.胞元材料拓扑构型与力学性能的相关性[J].清华大学学报(自然科学版),2007,47(11):2072-2075.
Fan Hualin, Fang Daining. Relation between topology and mechanical properties of cellular materials[J]. Journal of

- Tsinghua University(Science &Technology),2007,47(11): 2072-2075. (in Chinese)
- [11] 仲梁维, 李小伟, 胡寿根. 轻质点阵结构的参数化建模及力学性能研究[J]. 中国机械工程, 2014, 25(16): 2253-2261.
- Zhong Liangwei, Li Xiaowei, Hu Shougen. Research on parametric modeling and mechanical properties of lightweight lattice structure[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(16): 2253-2261. (in Chinese)
- [12] 左蔚, 赵剑, 白静, 等. 激光选区熔化菱形正十二面体点阵材料的承载与失效特性[J]. 火箭推进, 2020, 46(5): 87-93.
- Zuo Wei, Zhao Jian, Bai Jing, et al. Research on bearing and disable properties of laser selective melting rhombohedral dodecahedral lattice materials[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(5): 87-93. (in Chinese)
- [13] 吴林志, 熊健, 马力. 复合材料点阵结构力学性能表征[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
- Wu Linzhi, Xiong Jian, Ma Li. Characterization of mechanical properties of composite Lattice structure[M]. Beijing: Science Press, 2015. (in Chinese)
- [14] 朱知寿. 航空结构用新型高性能钛合金材料技术研究与发展[J]. 航空科学技术, 2012(1): 5-9.
- Zhu Zhishou. Research and development of advanced new type titanium alloys for aeronautical applications[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(1): 5-9. (in Chinese)

The SLM Technology Application Research on Lattice Structure

Ji Fen, Liao Baohua, Bai Lin, Pan Jiandong, Jiang Ruizhe

AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610041, China

Abstract: The lattice structure is suitable for structural lightweight design due to its designable internal porosity, which resulted into a fairly good specific strength and rigidity and relatively good slim effect. In recent years, with the development of SLM, the lattice structure is gradually applied to aerospace field at home and abroad. But there are a lot of differences between SLM lattice structure and traditional lattice structure. Since it has a large amount of model data, the internal topological space is complex, in the design process it faces the challenge of the lattice structure standardized definition, the model information transfer, the mechanical property and internal quality check, etc. The paper solves these problems to some extent and provides reference for lattice component design based upon the application research on the hatch door lattice structure.

Key Words: lattice structure; porosity; SLM; standardization; information transfer