

引文格式: 王惠添, 马超, 殷莎. 装配式点阵材料的结构设计与多场景验证[J]. 航空制造技术, 2025, 68(22): 78–87.

WANG Huitian, MA Chao, YIN Sha. Structural design and multi-scenario validation of assembled lattice material[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(22): 78–87.

装配式点阵材料的结构设计与多场景验证*

王惠添, 马超, 殷莎

(北京航空航天大学, 北京 100191)

[摘要] 点阵材料是一类微结构可人为设计的工程材料, 具有优异的力学、声学、热学等多物理场调控能力, 在智能结构领域展现出广阔的应用前景。尽管增材制造技术的发展显著提升了点阵材料的形状复杂度, 但该技术在建构尺寸和制造效率上仍存在限制, 不仅阻碍了大尺度复杂结构的一体化成型, 更成为其工程化应用的关键技术瓶颈。为此, 本文提出了一种基于标准单胞的装配式构造方法, 通过模块化构建与空间拼接, 实现复杂结构中大尺寸点阵材料的构型自由与制造可行性。在结构构型方面, 采用八面体点阵单胞作为基本构件, 并针对柔性及刚性材料体系分别设计了螺栓连接与仿生插接两种连接策略, 实现了面向不同应用需求的模块化装配; 柔性结构中集成线性驱动器, 构建主动变形的机翼结构, 实现了最大厚度调节范围为 25 mm, 最大表面倾角达 12° 的局部变形控制; 刚性结构中构建点阵夹芯驾驶舱原型, 建立均质化有限元模型进行静力学分析, 获得的弯曲刚度为 2564.1 N/mm, 扭转刚度为 1409 N·m/deg。研究表明, 该装配式点阵结构体系在保持轻质高性能的同时具备良好的装配灵活性与跨尺度适应能力, 可为智能结构与飞行器轻量化部件的工程化落地提供有效的构型与制造方案。

关键词: 点阵材料; 装配结构; 模块化设计; 增材制造; 智能结构

中图分类号: V2; TB3

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.22.078



王惠添

博士研究生, 研究方向为异质超材料的耐撞性、多功能设计。

点阵材料是一类微结构可人为设计的工程材料, 因其在力学、声学、热学等多个物理领域中可实现超常性能调控, 常被归类为超材料体系中的一个重要分支。通过在微结构构型、材料选型、尺度分布等多个维度上的调控, 点阵材料可展现出隔振降噪^[1-2]、热流调控^[3]、可变形^[4-5], 以及多种物理场响应^[6-7]的多功能特性, 使其在智能结构领域受到广泛关注。得益于增材制造(3D打印)技术的发展, 点阵材料的几何复杂性已不再构成制造瓶颈, 使其在航空航天、生物医疗等高端装备领域逐步进入实际应用探索阶段。然而, 当前增材制造设备仍受限于构建尺寸、打印速度, 难以一次性成型满足工程应用的

大尺寸结构, 这成为点阵材料工程化应用的核心技术障碍之一。为突破上述难题, 研究者提出了装配式点阵结构的构造路径, 即通过对标准的单胞或功能单元的模块化构建与空间拼接, 实现大尺寸点阵材料的可扩展制造与结构集成。现有研究在点阵单胞^[8]、平板^[9]、简单结构^[10-13]等多个层级验证了该路径的可行性, 为点阵材料的工程应用扩展了新的道路。

尽管如此, 现有工作仍存在明显的局限性: (1) 当前使用的连接策略种类较为有限, 且缺乏与具体应用场景的适配性; (2) 装配式点阵结构在实际工程中的应用多集中于几何形态较为规则, 以及力学需求较为简单的构型, 对于复杂外形结构的构造机

* 基金项目: 国家重点研发计划项目(2023YFB2504600); 国家自然科学基金(12322204)。

制及性能验证研究仍较为匮乏。

针对上述问题,本文基于装配式点阵材料的设计思路,提出并实现了两类典型结构系统的构建与验证:一是用于主动变形控制的变厚度机翼结构,结合柔性点阵与线性驱动器,探索其在气动外形调节中的结构实现方式;二是面向大尺寸构型的点阵夹芯驾驶舱结构,引入仿生插接连接机制,结合复合材料面板实现结构集成,并通过均质化建模对其静力性能进行仿真验证。本文旨在探索装配式点阵材料在复杂几何结构中的适配能力、连接策略与工程实用性,为其在智能结构领域的推广应用提供结构依据与试验参考。

1 点阵单胞结构与装配策略

1.1 点阵结构的选择

点阵单胞的结构设计如图 1 所示。选用如图 1 (a) 所示的八面体点阵结构作为基本结构单元,该构型

由若干对称布置的杆件构成,具备良好的拓扑稳定性和空间填充能力。从力学特性来看,八面体点阵结构属于典型的拉伸主导构型,其变形过程主要由杆件轴向拉压主导,能在保持轻质特性的同时获得较高的比刚度与比强度,适用于承载工况下的结构构建。

从连接方式上,八面体点阵结构单胞彼此之间的连接方式属于“点-点”式相连。结构的各连接节点位于正交的 6 个方向,构造明确,有利于模块化打印与标准化装配。特别是在实际制造与组装过程中,这种清晰简洁的节点连接构型为简化连接设计提供了先天条件。

如果将八面体点阵作为夹芯结构的芯子时,这种“点-点”式连接形式会使其与面板的连接面积过小,对于夹芯板的可靠性不利。因此为适应夹芯结构的构型需求,在标准八面体点阵单胞基础上对其 6 个外表面分别增设的正交十字形加强板,如图

1 (c) 所示,为面板提供粘接界面,同时一定程度上增强了夹芯结构的抗弯刚度。

1.2 装配方式与连接结构设计

在构建装配式点阵结构的过程中,单胞间连接方式的设计是决定其结构可靠性、装配效率与工程适用性的关键环节。本文根据结构应用场景的差异,结合点阵结构的材料体系和功能特性,分别选择两种连接策略进行探索。

1.2.1 螺栓连接

如图 1 (a) 所示,在八面体点阵单胞的 6 个节点连接处设置通孔,多个单胞之间就可以通过螺栓螺母彼此连接形成周期性点阵结构(图 1 (b))。在八面体点阵单胞的基础上进行结构修改时,尺寸选取遵循了以下原则:(1)螺栓通孔 d_1 及安装凸台 d_2 按照螺栓尺寸进行设计,确保安装的稳定性;(2)点阵杆件的直径应大于通孔直径 d_1 ;(3)点阵单胞长度 L 应保证最终结构的变形量满足变形

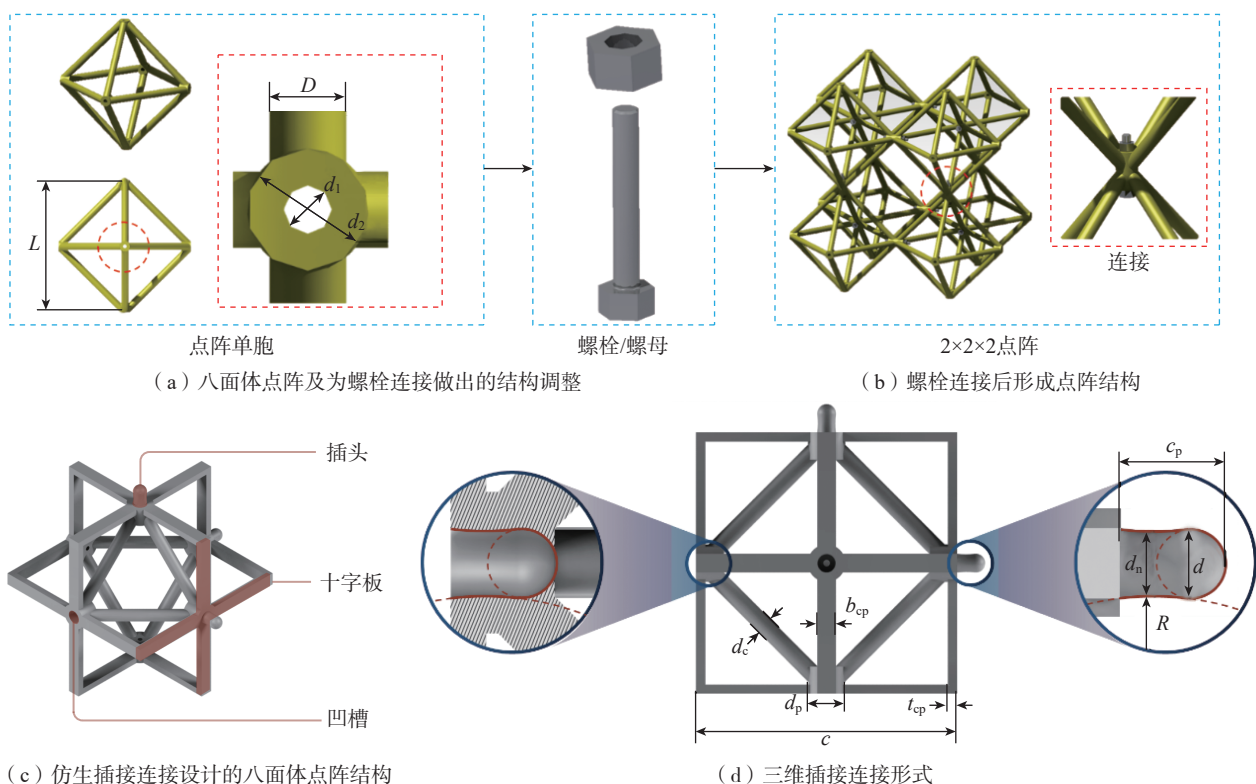


图 1 装配式点阵的单胞结构设计

Fig.1 Structural design of unit cell for assembled lattices

要求;(4)综合考虑最终结构的相对密度和力学性能要求确定合适的 d/L 。螺栓连接方式简单、连接强度高、可靠性好,而且拆卸方便,易于维护。然而当工程规模扩大时,螺栓连接也存在显著的局限性,由于结构是以单胞为最小单位进行连接的,在实际的工程使用中,点阵单胞的数量可能会达到成百上千个,大量重复使用螺栓连接,不仅装配复杂性大幅上升,而且还会给最终结构带来不可忽视的额外重量。综合来看,螺栓更适用于涉及单元数量较少,对连接稳定性要求较高的结构场景,以及初期概念的快速验证。在本文柔性可变形点阵机翼案例中,其内部的点阵单胞会发生非线性的大变形,这对连接的可靠度提出了较高的要求。与此同时,最终完成的概念模型中,涉及的总单胞数量不多,因此选用螺栓连接作为装配连接方案。

1.2.2 仿生插接连接

为满足大尺寸结构的高效装配需求,本文引入了一种仿生插接式的连接策略。受到从甲虫外骨骼、鸟类头骨等生物材料中观察到的连接形式的启发^[14-16],设计了一种由多段圆弧拼接而成的三维插接连接形式,如图1(d)所示。插接连接的两端分别为插头和凹槽,两者的轮廓尺寸相同。插接连接的位置同样设置在八面体点阵结构的6个节点处,为

了保证单胞能够按照相同的排布方式实现周期性的扩展组装,每个单胞设置3个插头和3个凹槽,并且插头和凹槽分别位于相对的两端。相比于螺栓机械连接,仿生插接方案的装配动作简单,且无需额外的工具或连接件,使得装配效率高,更适用于需要大量单胞组装的大规模零件制造。然而,这种插接连接的抗拉拔力主要依赖几何嵌合固定与一定的摩擦力,在承受较大拉拔载荷时可能会出现局部松脱的风险。不过,本研究中组装的结构用于夹芯结构的芯子,单胞的上下面都通过胶粘与上下两面板牢固粘接,大幅降低了上述局部松脱失效的可能性。

2 应用1: 柔性点阵构建的可变厚度机翼

机翼作为飞行器的重要部件,其主要功能在于提供升力,并与尾翼共同作用以维持飞行器的稳定性。通过在飞行过程中有目的地调整机翼外形,例如改变后掠角、翼展或弯度等参数,可有效提升飞行效率与气动性能。因此,基于主动结构实现机翼形状调节,已成为当前智能飞行器结构研究的重要方向。

现有研究中,针对机翼外形调节的变形方案多集中于弯度控制与面积调整,而对于翼型厚度的调控研究仍相对较少。这主要是由于传统结

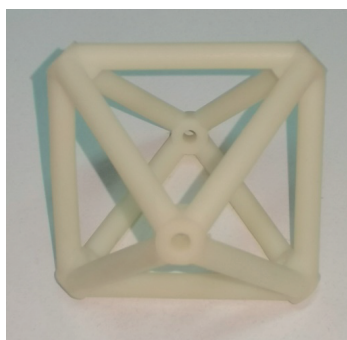
构系统在大变形能力、连续性保持与驱动响应方面存在局限,难以满足翼型厚度连续可调的结构需求。为解决上述问题,本文提出采用柔性八面体点阵结构作为机翼内部支撑框架,通过构建可控变形的周期性微结构,实现翼型厚度的连续调节。该机翼内部需与线性驱动器、蒙皮等部件协同工作,且驱动器安装与调试要求单元可独立拆装,因此整体一体化打印不利于驱动系统布置和后期维护。装配式单胞可在满足变形性能的同时,简化驱动器与结构的集成过程。点阵结构具备良好的拓扑设计自由度与高可变形能力,结合主动驱动系统,可为构建变厚度智能机翼提供一种可行的结构实现路径。

2.1 柔性点阵单胞的制备与表征

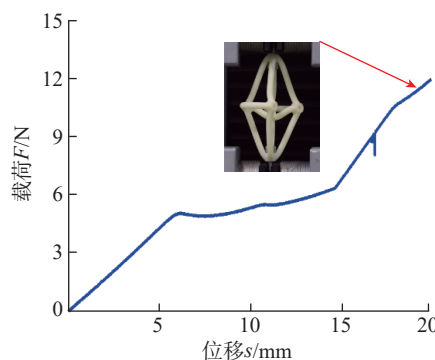
考虑到单胞要与所选用的驱动器和变形总大小相适配,选择单胞尺寸总长度 $L=65\text{ mm}$, 杆径 $D=5\text{ mm}$; 内、外径 d_1, d_2 分别为 3.2 mm 和 6 mm , 以此与 $M3$ 螺栓适配。

3D 打印得到的柔性点阵单胞及其力学性能如图2所示,为实现八面体点阵结构的大变形行为,本文选用软胶材料,通过立体光固化成型技术(SLA)打印了单胞结构,制备得到的柔性八面体点阵单胞结构如图2(a)所示。

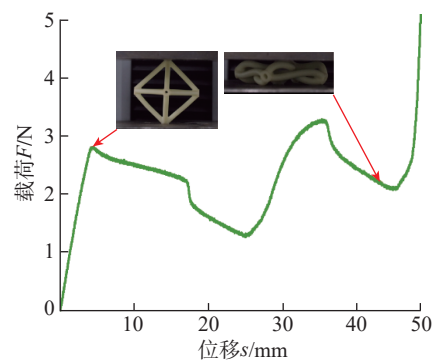
柔性点阵结构是变厚度机翼中变形的主要承担者,要求在保证结构完整性的前提下具有足够的变形量。



(a) 3D打印得到的柔性点阵单胞



(b) 拉伸加载下的力学响应



(c) 压缩加载下的力学响应

图2 3D 打印得到的柔性点阵单胞及其力学性能

Fig.2 Flexible lattice unit cells fabricated by 3D printing and their mechanical properties

在变形过程中,点阵结构主要承受压缩和拉伸载荷,因此需要对其压缩和拉伸行为进行表征。通过电子万能试验机对柔性点阵单胞开展了压缩和拉伸试验,变形过程中试验机的加载速率控制在应变率 $10^{-3}/s$,变形过程中的力-位移曲线分别如图 2 (b) 和 (c) 所示。柔性点阵结构在受载过程中展现出优异的变形能力,在材料不发生破坏的前提下,其最大拉伸变形量达 30.7%,最大压缩变形量可达 90%。在变形过程中,结构的失效主要表现为点阵杆件的屈曲,单胞连接处没有出现材料级别的破坏,说明所设计的连接结构能够满足该应用场景下的性能需求。需要指出的是,本节所开展的单胞拉伸与压缩试验,主要目的是验证点阵结构是否具

备足够的变形能力与连接完整性,以满足变厚度调节功能的结构需求,试验结果并未用于建模或定量力学性能评估。在实际组装状态下,由于边界约束条件与单胞存在差异,结构响应会产生一定偏离,尤其在压缩工况下,串联构成的整列点阵结构更易发生屈曲,其整体稳定性通常低于单胞测试所反映的水平。因此,组装后点阵结构性能的评估主要依据驱动器行程、结构调节能力与整体变形效果,其性能的定量分析,仍需进一步开展系统性分析与验证。

2.2 变厚度机翼概念模型搭建

为实现机翼厚度的连续调节功能,需要在结构内部构建一个可沿垂直方向有序变形的支撑体系,同时尽可能保持机翼轮廓的整体性和平顺

性。因此本文构建图 3 所示的变厚度机翼方案,在机翼内部柔性点阵结构中按照图 3 (a) 的形式规则排列构成可变形芯体,其中同一列的点阵在驱动器控制下实现伸缩,再通过不同列之间的协同变形实现机翼轮廓的调控。基于上述设计理念,本文构建了变厚度机翼的简化概念模型,如图 3 (b) 所示,用以验证点阵结构的组装效果与变形能力。模型主要包括柔性点阵、驱动器、吊耳、蒙皮、底板以及连接螺栓螺母,其中柔性点阵单胞在每列垂直方向通过螺栓连接构成内部支撑结构,选用线性驱动器作为主动控制元件,通过驱动器的伸缩来控制单胞变形实现厚度方向的主动调节,驱动器与点阵单胞通过吊耳连接(图 3 (c)),蒙皮作为重要

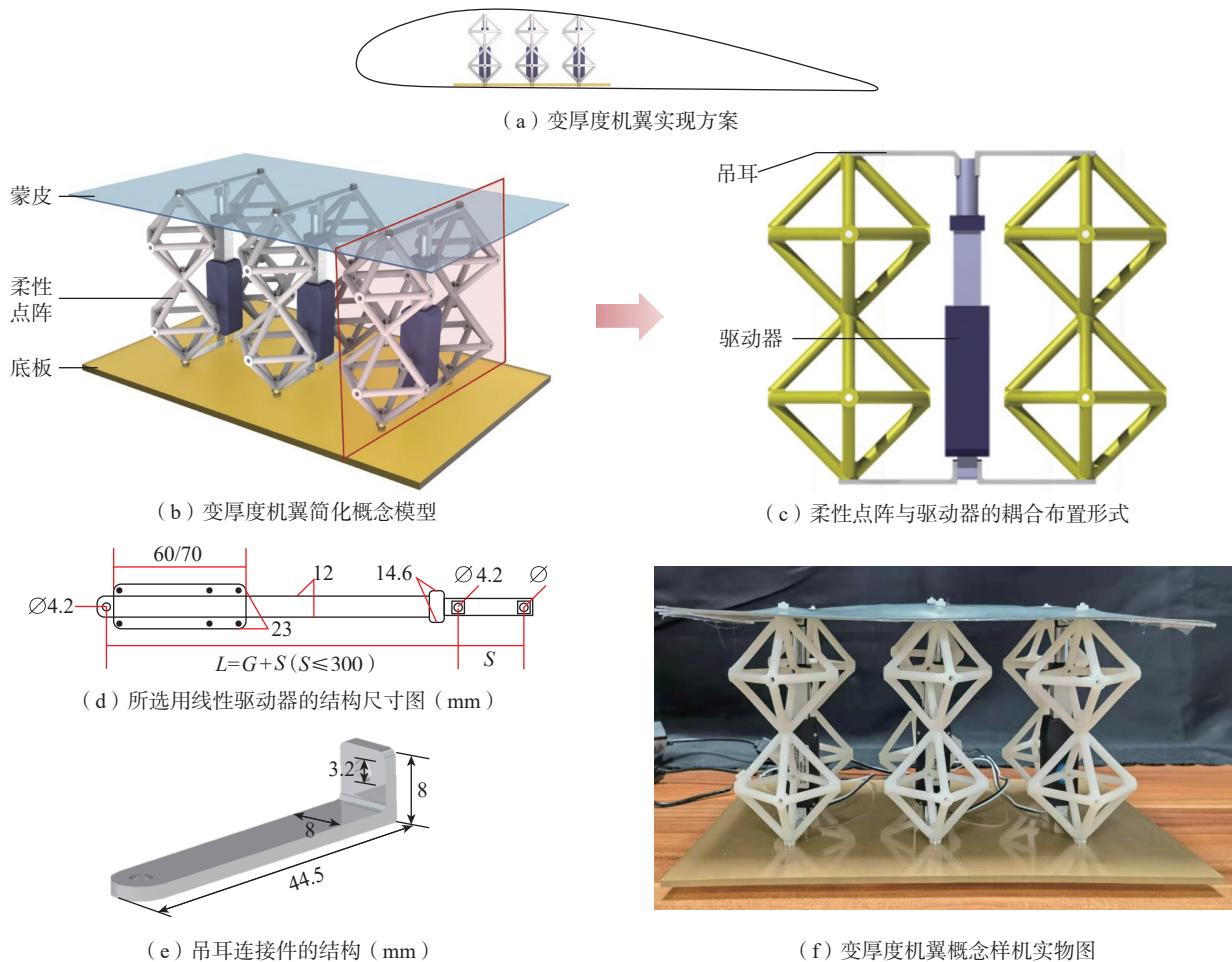


图 3 变厚度机翼方案设计与概念样机

Fig.3 Scheme design and conceptual prototype of variable-thickness wing

的覆盖件包覆变形机翼结构的表面。为固定整个系统,柔性点阵结构和驱动器等安装在一个硬质的底板上。具体的配件细节如下。

(1) 驱动器。

选用一种体积较小的线性驱动器作为变厚度机翼的主要驱动部件,该驱动器可以在行程 25 mm 内进行伸缩,并且最大载荷为 20 N,长度约为 130 mm,详细尺寸如图 3 (d) 所示,其余具体参数见表 1。

(2) 吊耳。

研究中使用 L 型的吊耳连接驱动器和柔性点阵结构,吊耳由 7075 铝合金加工而成,具体的结构参数如图 3 (e) 所示。

(3) 蒙皮。

当机翼内部的点阵结构产生变形时,机翼外侧的蒙皮也会发生变形。在实际的工程应用中,蒙皮结构对于保证机翼的气动性能起到至关

重要的作用^[17],但由于本概念模型主要关注组装点阵结构的可靠性和变形效果,因此暂不考虑蒙皮维持外表曲率能力的问题,选择了变形能力较大的硅胶薄膜材料。

最终装配完成的变厚度机翼模型如图 3 (f) 所示。

2.3 变形能力验证

为了验证柔性点阵结构在驱动作用下的变形能力与结构响应效果,在室温环境下对搭建完成的样机结构进行功能性变形试验。试验中,驱动器按照预先设计的位移量移动,带动点阵结构发生变形。观察点阵结构在不同驱动模式下的响应状态,并记录蒙皮的形貌变化情况,以评估其变厚度调节效果和装配稳定性。

测试过程中采用两种典型变形模式。(1) 整体变厚度模式。同时激活多个驱动单元,使整个点阵阵列沿垂向方向同步伸长,实测最大行程接近 25 mm,对应点阵厚度变化率超过 30%,上表面结构保持连续平顺,未出现局部塌陷(图 4 (a))。(2) 局部变厚度模式。选择单个驱动单元进行独立控制,形成局部突起形变,实测表面最大倾斜角度约为 12°(图 4 (b)),该模式可实现局部气动形貌的快速调节,具有良好的可控性与重复性。在伸长与收缩变形下,点阵连接处都没有发生失效,验证了螺栓连接的有效性。此外,由于螺栓连接增加了连接节点处的整体刚度,因而在一定程度上提高了结构的稳定性。

3 应用 2: 点阵夹芯面板飞行器驾驶舱

3.1 轻质驾驶舱设计

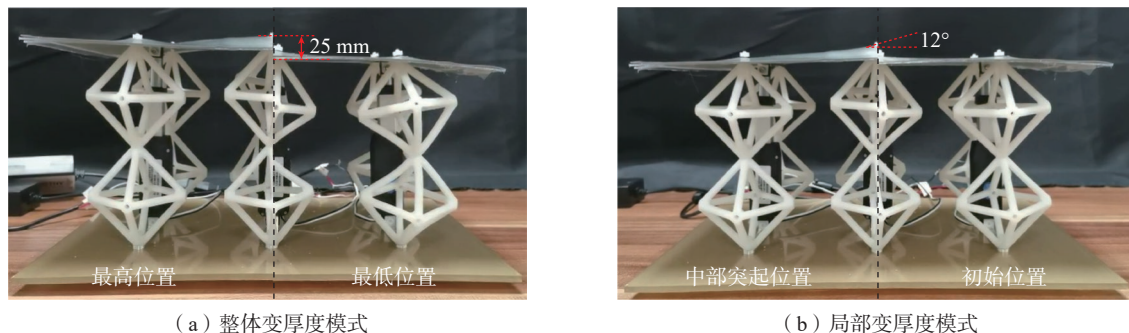
选取典型单人 eVTOL 驾驶舱的外形进行夹芯面板驾驶舱的设计,设计方法和细节如图 5 所示。驾驶舱的外形是流线型的,出于设计制作的考虑,基于以下 4 个原则对复杂的曲面外形做出简化:(1) 将所有的曲面都近似为平面;(2) 减少相交平面的数量;(3) 使平面的尺寸尽量保持为点阵单胞尺寸的整数倍;(4) 做出的任何简化不考虑对空气动力学特性的影响。最终设计得到的外形如图 5 (a) 所示。整个外形由 21 个平面组成,长 2058 mm、宽 588 mm、高 546 mm。后续的设计中,以该外形作为驾驶舱的外表面,构建完整的驾驶舱。该驾驶舱整体尺寸较大,单次整体打印在当前高精度增材制造设备中无法实现,因此采用装配式分块制造并通过胶接固定,不仅可突破制造尺寸的限制,还便于后续的局部更换与结构维护。

3.2 点阵芯子的设计策略

在基于驾驶舱外表面构建点阵芯子结构时,根据结构的位置以及不同的平面之间的连接关系,采用图 5 (b) 所示的“平板填充”法则构造点阵结构。将整个结构视为由厚度均匀的点阵夹芯板构成,上述外形中的每个平面视为一个独立的夹芯板,同一夹芯板内的点阵单胞方向一致,

表 1 驱动器的具体技术参数
Table 1 Specific technical parameters of actuator

技术参数	数值
最大推力/N	20
最大拉力/N	20
自锁力/N	30
输入电压/V	12
负载速度/(mm/s)	15
使用温度/°C	0~50
行程/mm	25



(a) 整体变厚度模式

(b) 局部变厚度模式

图 4 变厚度机翼概念模型的变形展示

Fig.4 Deformation demonstration of variable-thickness wing concept model

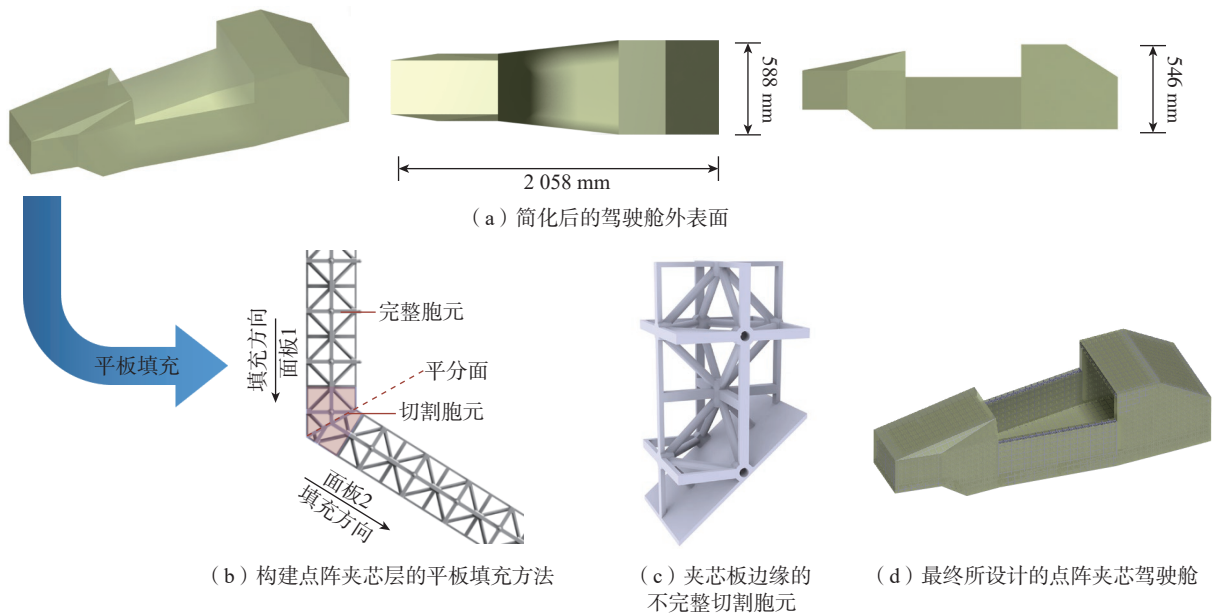


图5 组装点阵夹芯面板驾驶舱结构设计

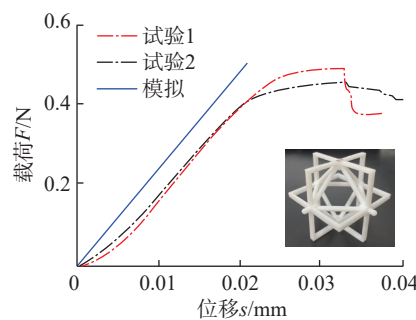
Fig.5 Structural design of cockpit with assembled lattice sandwich panels

其中一个主方向与面板的法线方向相同,夹芯板中沿厚度方向均只有一层点阵单胞。当两块面板相交时,沿着相交的直线会出现不完整的点阵单胞,此时以两个相交面板构成的角平分面切割点阵结构,并在切割面上设置平板结构,以便两个面板可以相互粘接。按照此方法得到的不完整切割胞元如图5(c)所示。最终构成的点阵夹芯面板驾驶舱如图5(d)所示。

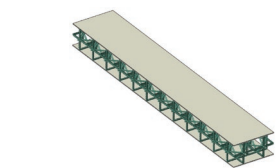
3.3 点阵夹芯板驾驶舱的静力学有限元验证

3.3.1 点阵夹芯板均质化有限元模型建立

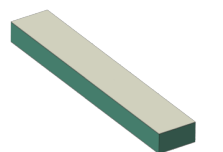
为了评估驾驶舱的结构性能,采用有限元方法分析点阵夹芯板驾驶舱的静力学响应。由于驾驶舱结构内部包含数量众多的周期性点阵单胞,若在有限元建模中对所有单胞进行逐一建模与网格划分,建模工作量极大,且计算自由度急剧上升,难以在合理时间内完成结构响应的求解。因此,本文采用图6所示的均质化建模方法对点阵芯体进行处理,将周期性点阵结构等效为具有各向异性材料属性的连续实体单元,从而显著降



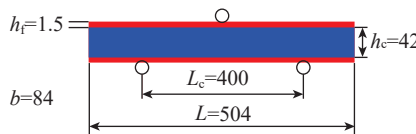
(a) 点阵单胞压缩试验与仿真结果对比



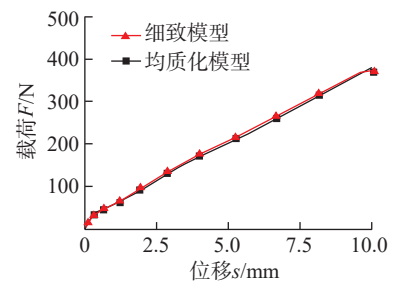
(b) 点阵夹芯板的细致有限元模型



(c) 相应的均质化模型



(d) 三点弯曲试验的加载设置 (mm)



(e) 两种模型在弯曲工况下的载荷-位移曲线对比

图6 组装点阵夹芯板的均质化有限元模型

Fig.6 Homogenized finite element model of assembled lattice sandwich panel

低模型规模和计算成本。

当面板的粘接强度足够大时,点阵单胞的行为可以认为是周期性连续的,因此点阵单胞的弹性性能可以等效为正交各向异性的均质材料,正交各向异性材料的柔度矩阵包含9

个独立弹性常数,形式如下。

$$S = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_2 & -\nu_{13}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ & 1/E_2 & -\nu_{23}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ & & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ & & & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ \text{sym.} & & & & 1/G_{13} & 0 \\ & & & & & 1/G_{12} \end{bmatrix} \quad (1)$$

在本文中,单胞的3个主方向上具有相同的结构,因此可以认为沿3个主方向的弹性性能相同,即 $E_1=E_2=E_3=E$, $G_{12}=G_{13}=G_{23}=G$, $\nu_{12}=\nu_{13}=\nu_{23}=\nu$ 。此3个弹性常数可通过单轴压缩、剪切和自由边界单轴压缩有限元模型提取。

为此,首先在Abaqus/Explicit中建立了点阵结构单胞的细致有限元模型,模型使用C3D10M体单元,网格尺寸经收敛性分析选择0.8 mm。由于本研究主要关注结构的刚度特性,因此点阵结构的母体材料选用线弹性模型,其参数采用3D打印树脂(WeNext 8200 光敏树脂)的实际材料属性,弹性模量 $E_s=1760$ MPa,泊松比 $\nu=0.4$ 。为了验证方法的有效性,对由上述材料打印而成的点阵单胞结构进行压缩试验,所得到的试验及有限元结果如图6(a)所示。结果表明,试验和有限元中结构的弹性模量吻合良好,初步验证了有限元模型的有效性。此外,在压缩试验中观察到结构的失效模式主要表现为竖直与斜向杆件的整体屈曲,未出现连接部位的局部破坏或显著变形,说明为适配连接而引入的结构设计未在单胞中产生明显薄弱区。表2总结了为获取3个弹性常数所建立的有限元模型设置及响应计算得到的数值。

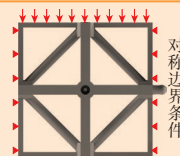
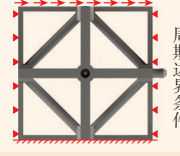
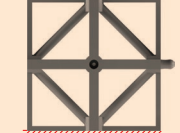
尽管许多研究验证了均质化方法在点阵结构的有限元计算中的适用性^[9,18-19],但由于在本研究中,结构是由离散点阵单胞组装形成,并非完全连续的,因此仍有必要验证均质化模型的适用性。为此,建立了两种有限元模型进行对比分析。(1)由 2×12 个点阵单胞通过仿生插接方式组装而成,再与上下面板粘接构成的夹芯板组装结构的细致有限元模型(图6(b)),用于真实反映“离散装配式点阵结构”的实际构造特征。其中细致模型中的点阵单胞采用C3D10M实体单元建模,材料性

能参数使用上述3D打印树脂,不同单胞的网格之间并不连续,并设置自动通用接触。上下面板采用S4R壳单元建模,材料与点阵结构相同,所有单胞的上下表面与面板的网格施加绑定(Tie)约束。(2)基于均质化方法的理想连续有限元模型。其中,面板和芯子的宏观尺寸分别与细致模型中的对应部分保持一致,芯子部分采用C3D8R实体单元建模,材料选用所提取的均质化材料参数(图6(c))。面板采用S4R壳单元建模,材料选用3D打印树脂。通过三点弯曲工况对比了细致模型与均质模型的力学响应,模型的加载设置如图6(d)所示。两种模型三点弯曲下的力-位移曲线(图6(e))几乎重合。这一结果不仅验证了均质化模型的准确性,还在一定程度上表明,在面板粘接约束作用下,组装点阵结构与一体式点阵结构在刚度表现上基本一致。这为后续使用均质化模型研究组装点阵夹芯板驱动舱的整体结构响应提供了可靠基础。

3.3.2 点阵夹芯板驱动舱模型构建
在驱动舱的静力学分析中忽略各部件之间连接方式对性能的影响,

表2 弹性常数获取的有限元模型设置及计算得到的数值

Table 2 Finite element model settings for elastic constant acquisition and calculated values

弹性常数	数值	有限元模型设置
E/MPa	30.26	 对称边界条件
G/MPa	4.17	 周期边界条件
ν	0.4	

因此将整个驾驶舱作为整体建模分析。如图7所示,在Abaqus/Explicit中建立有限元模型,整个驾驶舱简化为由外层面板、均质化芯子、内层面板3部分组成的整体夹芯板结构(图7(a))。其中内外面板使用S4R壳单元,网格尺寸约为14 mm,环氧树脂碳纤维织物复合材料,其单层的详细性能参数见表3,面板铺层为 $[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]$,总厚度为1.2 mm。均质化芯子采用C3D8R实体单元,网格尺寸约为14 mm,其材料属性来自3.3.1节中的均质化分析。

3.3.3 弯曲刚度

利用所建立的有限元模型,首先评估了驾驶舱在舱内的竖向载荷作用下的弯曲刚度性能。考虑实际工况中的典型静载条件,选择驾驶舱的前后两侧的4个点作为机翼等零件对驾驶舱的作用点。其中驾驶舱前侧的2个作用点距离驾驶舱最前端500 mm,距离底面60 mm;驾驶舱后侧的两个作用点距离驾驶舱最后端350 mm,距离底面60 mm。4个作用点均位于驾驶舱的外表面上。采用如图7(b)所示的简支梁边界条件,并在设置所示的红色区域施加竖向均布载荷以模拟乘员重量及设备载荷等作用。此处参考汽车车身中对弯曲刚度的定义^[20-22],在竖向载荷 F_L 的作用下,舱体产生而最大的竖向位移 Z_{\max} (图7(c)),则舱体的刚度为

$$K = \frac{F_L}{Z_{\max}} \quad (2)$$

在总和2000 N的均布载荷作用下,有限元得到的驾驶舱Z向位移云图如图7(d)所示,其中最大位移为0.78 mm,由此得到的舱体弯曲刚度为2564.1 N/mm。由点阵材料和碳纤维复合材料的密度计算得到的驾驶舱质量为21.6 kg,考虑到实际制造中所使用的胶粘剂等耗材,预估实际制造出来的驾驶舱的质量为26 kg。与类似尺寸的钢架驾驶舱(质

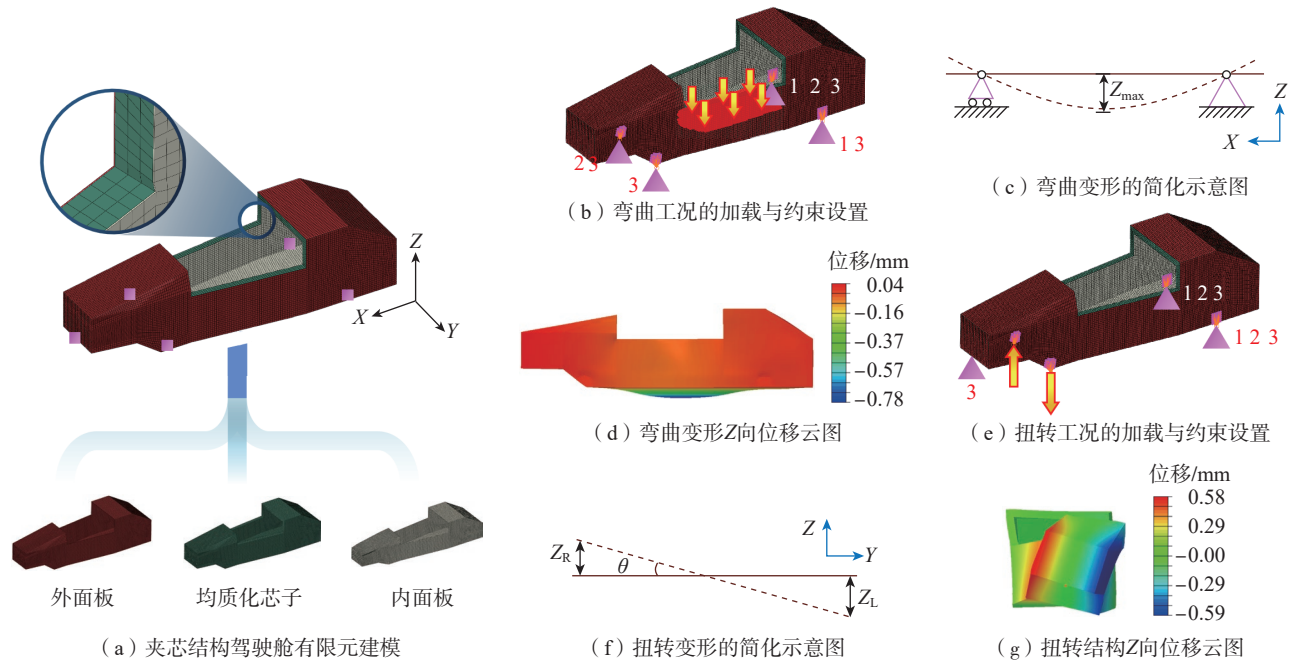


图7 点阵夹芯面板驾驶舱的有限元仿真分析

Fig.7 Finite element simulation analysis of cockpit with lattice sandwich panels

表3 面板所选用的碳纤维复合材料
单层性能参数Table 3 Performance parameters of carbon
fiber composite single ply for panels

性能	值
E_x/GPa	140
E_y/GPa	120
G_{xy}/MPa	5800
ν_{xy}	0.26
$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1500

量 45.8 kg、弯曲刚度 1753 N/mm) 相比^[23], 点阵夹芯板驾驶舱承载性能更优, 并展示出更好的轻量化效果。

3.3.4 扭转刚度

在实际使用中, 当不同位置的机翼产生的升力不一致时, 驾驶舱还会受到扭转载荷, 因此驾驶舱的扭转刚度同样需要重点关注。驾驶舱扭转工况的最小约束条件如图 7 (e) 所示。通过在前侧施加一对向上和向下的载荷, 在驾驶舱前部施加扭矩 T , 从而产生一个扭转角 θ (图 7 (f)), 由此得到的扭转刚度 GJ 为

$$GJ = T/\theta \quad (3)$$

有限元模型中, 驾驶舱前部两侧的受力点设置了方向相反, 大小为 1000 N 的竖直作用力, 得到的驾驶舱 Z 向位移云图如图 7 (g) 所示。根据变形的角度及施加的力偶大小, 可以计算得到驾驶舱的等效扭转刚度为 $1409 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{deg}$ 。与具有类似尺寸和功能, 采用传统钢架结构 (质量 33.39 kg, 扭转刚度 $1553 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{deg}$) 的驾驶舱相比^[24], 本文提出的点阵夹芯板驾驶舱在质量上减轻约 22%, 同时保持了其 90% 的抗扭转能力。总体而言, 该点阵夹芯板驾驶舱应用案例有效验证了所提出的装配式点阵结构体系在大尺寸复杂部件中兼具轻质、高性能与制造可行性的核心优势。

4 结论

本文提出并验证了一种以标准化单胞为基本单元, 通过装配实现大尺寸点阵结构的方案。基于八面体点阵单胞, 提出了两种适配性的连接方式: 适用于小尺度大变形结构的螺栓连接方式, 以及面向大尺寸结构快

速构建的仿生插接连接方式。通过对单胞几何与连接结构的针对性调整, 实现了点阵单元在不同装配需求下的标准化模块构建。两种方案分别在变厚度机翼和点阵夹芯驾驶舱中进行了应用探索, 得到如下结论。

(1) 在柔性点阵构建的变厚度机翼中, 点阵结构与线性驱动器协同实现了连续可控的厚度调节, 试验证明结构在整体和局部变形模式下均具备良好的可控性、稳定性与连接可靠性。

(2) 在刚性点阵夹芯驾驶舱结构中, 提出了仿生插接连接 + 面板胶接的双重固定策略, 构建了大尺寸装配式夹芯车体原型, 并通过均质化有限元模型开展弯曲与扭转性能仿真, 验证其具备良好的轻质承载能力。

(3) 所提出的装配式点阵材料结构体系兼顾结构性能、制造效率与装配便捷性, 展现出良好的跨尺度设计适应性, 具有面向飞行器智能部件与载具轻量化结构的广阔工程应用前景。

本文通过模块化设计 - 场景化

连接 – 应用验证的全链条解决方案, 为飞行器智能部件与轻量化结构提供了可扩展的制造范式。

参考文献

[1] LI Z D, WANG X X, ZENG K X, et al. Unprecedented mechanical wave energy absorption observed in multifunctional bioinspired architected metamaterials[J]. *NPG Asia Materials*, 2024, 16: 45.

[2] LU T W, LIU C, WANG N Y, et al. Ultra-broadband acoustic metaliner for fan noise reduction[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2025, 293: 110173.

[3] SHI J H, JU K, CHEN H Y, et al. 3D printed architected shell-based ferroelectric metamaterials with programmable piezoelectric and pyroelectric properties[J]. *Nano Energy*, 2024, 123: 109385.

[4] WANG C Y, WANG Z G, WANG H T, et al. Customized deformation behavior of morphing wing through reversibly assembled multi-stable metamaterials[J]. *Smart Materials and Structures*, 2024, 33(4): 045015.

[5] WANG Y H, YE H T, HE J, et al. Electrothermally controlled origami fabricated by 4D printing of continuous fiber-reinforced composites[J]. *Nature Communications*, 2024, 15: 2322.

[6] SIM J, WU S, DAI J Z, et al. Magneto-mechanical bilayer metamaterial with global area-preserving density tunability for acoustic wave regulation[J]. *Advanced Materials*, 2023, 35(35): 2303541.

[7] CAI J, ESTAKHRIANHAGHIGHI E, AKBARZADEH A. Functionalized graphene origami metamaterials with tunable thermal conductivity[J]. *Carbon*, 2022, 191: 610–624.

[8] JENETT B, CAMERON C, TOURLOMOUSIS F, et al. Discretely assembled mechanical metamaterials[J]. *Science Advances*, 2020, 6(47): eabc9943.

[9] YIN S, CHEN H Y, WU Y B, et al. Introducing composite lattice core sandwich

structure as an alternative proposal for engine hood[J]. *Composite Structures*, 2018, 201: 131–140.

[10] GONG C, RITCHIE R O, WEI X Y, et al. Mechanical properties of modular assembled composite lattice architecture[J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 2025, 195: 105967.

[11] JENETT B, CELLUCCI D, GREGG C, et al. Meso-scale digital materials: Modular, reconfigurable, lattice-based structures[C]//ASME 2016 11th International Manufacturing Science and Engineering Conference. Boise, 2016.

[12] JENETT B, CALISCH S, CELLUCCI D, et al. Digital morphing wing: Active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures[J]. *Soft Robotics*, 2017, 4(1): 33–48.

[13] LIU H Q, ZHANG Y B, LIU X M, et al. Additive manufacturing of nanocellulose/polyborosilazane derived CNFs–SiBCN ceramic metamaterials for ultra-broadband electromagnetic absorption[J]. *Chemical Engineering Journal*, 2022, 433: 133743.

[14] MALIK I A, BARTHELAT F. Bioinspired sutured materials for strength and toughness: Pullout mechanisms and geometric enrichments[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2018, 138: 118–133.

[15] RIVERA J, HOSSEINI M S, RESTREPO D, et al. Toughening mechanisms of the elytra of the diabolical ironclad beetle[J]. *Nature*, 2020, 586(7830): 543–548.

[16] XING Y, YANG C, SUN S Y, et al. Mechanics of elliptical interlocking sutures in biological interfaces[J]. *Acta Biomaterialia*, 2025, 192: 90–100.

[17] 尹维龙, 石庆华. 变体飞行器蒙皮材料与结构研究综述[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(17): 24–29.

YIN Weilong, SHI Qinghua. Review of material and structure for morphing aircraft skin[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(17): 24–29.

[18] HUNDLEY J M, CLOUGH E

C, JACOBSEN A J. The low velocity impact response of sandwich panels with lattice core reinforcement[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2015, 84: 64–77.

[19] LUO G Q, ZHU Y X, ZHANG R Z, et al. A review on mechanical models for cellular media: Investigation on material characterization and numerical simulation[J]. *Polymers*, 2021, 13(19): 3283.

[20] AHMAD A, CAMPANA F, BICI M. Application of topology optimization to reduce automotive exhaust emissions[J]. *SAE International Journal of Sustainable Transportation, Energy, Environment, & Policy*, 2021, 2(2): 13–2–02–0014.

[21] JI H Y, ZHANG J M, YAN X X. Simulation and verification of the body-in-white finite element model based on static stiffness[C]//2020 5th International Conference on Electromechanical Control Technology and Transportation (ICECTT). Nanchang, IEEE, 2020: 50–53.

[22] LI Z X, MEI J F. A lightweight optimization method of vehicle body structure design[M]//Proceedings of the FISITA 2012 World Automotive Congress. Berlin, Heidelberg: Springer, 2012: 1063–1074.

[23] 郑文杰, 兰凤崇, 陈吉清. FSAE赛车车架结构拓扑优化及轻量化设计研究[J]. *汽车工程学报*, 2016, 6(1): 35–42.

ZHENG Wenjie, LAN Fengchong, CHEN Jiqing. Research on topology optimization and lightweight design for frame structure of FSAE racing car[J]. *Chinese Journal of Automotive Engineering*, 2016, 6(1): 35–42.

[24] 刘丛浩, 张宇, 孙东, 等. FSAE赛车车架扭转刚度优化[J]. *汽车实用技术*, 2018, 43(3): 101–102.

LIU Conghao, ZHANG Yu, SUN Dong, et al. Torsional stiffness optimization of a FSAE car space frame[J]. *Automobile Applied Technology*, 2018, 43(3): 101–102.

通信作者: 殷莎, 教授, 博士, 研究领域为轻量化复合材料结构。

Structural Design and Multi-Scenario Validation of Assembled Lattice Material

WANG Huitian, MA Chao, YIN Sha
(Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] Lattice materials are a class of engineered materials with artificially designable microstructures, with

excellent multi-physics field manipulation capabilities in mechanics, acoustics, and thermodynamics, and exhibit broad application prospects in the field of smart structures. Although the development of additive manufacturing technology has significantly enhanced the shape complexity of lattice materials, its limitations in build size and manufacturing efficiency still impede the integrated fabrication of large-scale complex structures, which has become a key technical bottleneck for their engineering application. To address this, this paper proposes a prefabricated assembly construction method using standard unit cells, which enables configuration flexibility and manufacturing feasibility for large-scale lattice materials in complex structures via modular construction and spatial assembly. In terms of structural configuration, octahedral lattice unit cells serve as the basic components, with two connection strategies developed: Bolt joints for flexible material systems and bionic plug-in joints for rigid ones, enabling modular assembly for diverse application requirements. For flexible structures, linear actuators are integrated to construct an actively deformable wing structure, which achieves local deformation control with a maximum thickness adjustment range of 25 mm and a maximum surface inclination angle of 12° . For rigid structures, a lattice sandwich cockpit prototype is constructed, and a homogenized finite element model is established for static mechanical analysis, resulting in a bending stiffness of 2564.1 N/mm and a torsional stiffness of 1409 N · m/deg. The research results indicate that this assembled lattice structural system, while maintaining lightweight properties and high performance, possesses good assembly flexibility and cross-scale adaptability, thereby offering an effective configuration and manufacturing solution for the engineering application of smart structures and lightweight aircraft components.

Keywords: Lattice materials; Prefabricated assembled structures; Modular design; Additive manufacturing; Smart structures

(责编 七七)

(上接第 67 页)

Preparation and Performance Study of Flexible Bionic Wings for Hovering Flapping Wing Micro Air Vehicles

SHENG Shijie, WU Jianghai, ZHANG Yanlai, WANG Yichao, WU Huiyi

(Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] This paper proposes a novel preparation process utilizing composite materials for the flexible bionic wings of hovering flapping wing micro air vehicles (FWMAVs), addressing issues such as excessive mass and inertia, low flapping efficiency, and limited service life. The process employs lightweight, tear-resistant Cuben fabric as the wing membrane, combined with carbon fiber prepreg curing to form the wing veins. It also incorporates laser cutting, self-bonding technology, and a standardized thermal curing process, significantly enhancing the performance of the bionic wings. Experimental results demonstrate that, compared to traditional processes, the bionic wing prepared using this process reduces mass by 53.6%, increases flapping efficiency by 1–2 gf/W (approximately 40%), and exhibits no significant damage during high-frequency, long-duration flapping, thereby substantially extending service life. Meanwhile, comparative experiments reveal no significant difference in aerodynamic performance between flexible bionic wings with simplified wing veins and those with insect-like veins, offering a new perspective for the optimal design of bionic wings. Furthermore, flight experiments validate the practicality of the proposed bionic wing fabrication process, laying a foundation for performance enhancement and practical application of hovering FWMAVs.

Keywords: Flexible wings; Hovering flapping wing micro air vehicles; Preparation process; Bionics;

Aerodynamic performance

(责编 七七)