

引文格式: 谷小军, 李城彬, 王文龙, 等. 拓扑优化与增材制造技术的融合及其在民用飞行器设计中的应用 [J]. 航空制造技术, 2022, 65(14): 14-20.

GU Xiaojun, LI Chengbin, WANG Wenlong, et al. Integration of topology optimization and additive manufacturing technology and its application in civil aircraft structural design[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(14): 14-20.

# 拓扑优化与增材制造技术的融合及其在民用飞行器设计中的应用\*

谷小军<sup>1,2,3</sup>, 李城彬<sup>1</sup>, 王文龙<sup>2,3</sup>, 周璐<sup>2,3</sup>, 朱继宏<sup>1,2,3</sup>, 张卫红<sup>2,3</sup>

(1. 西北工业大学无人系统技术研究院智能材料与结构研究所, 西安 710012;

2. 西北工业大学航宇材料结构一体化设计与增材制造装备技术国际联合研究中心, 西安 710012;

3. 西北工业大学金属高性能增材制造与创新设计工信部重点实验室, 西安 710012)

[摘要] 拓扑优化与增材制造为实现轻质高性能复杂结构提供了全新研制模式。回顾了作者团队近年来围绕拓扑优化与增材制造技术融合研究的相关内容, 包括考虑增材制造悬空角、连通性工艺约束的拓扑优化设计方法研究, 非均匀点阵结构优化设计方法研究等。以典型民用飞行器结构舱门摇臂及铰链臂结构设计为例, 介绍了拓扑优化与增材制造融合技术的工程应用情况。在满足设计指标的前提下, 舱门摇臂与铰链臂结构分别减重 10%、30%。拓扑优化方法与增材制造技术的融合在航空航天等领域优势明显, 但目前以传统的静刚度、静强度等常规承载性能设计为主, 工程应用主要集中在功能件和次承力件, 未来需要在抗疲劳设计等研究领域进行突破。

关键词: 拓扑优化(TO); 增材制造(AM); 民用飞行器; 点阵结构; 工艺约束

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2022.14.014



谷小军

副教授, 博士, 从事飞行器先进材料-结构的高性能一体化设计技术研究。

结构的轻量化是先进飞行器, 特别是先进民用飞行器结构研制与发展的主要方向。在保证高性能的前提下, 尽可能地减轻民用飞行器重量, 意味着具有更少的燃油消耗、更大的运载能力与更远的航程, 对民航业绿色发展、实现“碳中和”具有重要意义。

拓扑优化方法与增材制造技术(3D打印)近年来因其重大工程应用价值蓬勃发展, 极大地改变了传统设计与制造模式<sup>[1-4]</sup>。一方面, 拓扑优化突破了早期尺寸、形状优化范畴, 以优化材料空间布局为宗旨, 实现了结构创新构型设计的跨越式发展和性能设计极限的突破, 最大限度地发挥了材料与结构的承载潜力。为了实现飞行器结构的高性能、轻量化设

计, 利用结构优化方法进行工程设计已经成为航空航天领域的热点研究方向。另一方面, 增材制造采用材料“离散堆积”成形工艺, 不仅极大地拓展了复杂结构的可制造性, 缩短了产品从设计到制造之间的距离, 也进一步促进了拓扑优化设计理论与方法的发展。以增材制造为代表的先进制造技术为飞行器结构制造提供了新的成形方式, 其强大的个性化制造能力突破了传统制造技术的桎梏, 使基于先进结构设计方法的复杂构件的制造成为可能。

拓扑优化与增材制造呈现出交融发展的新趋势。2012年美国在《先进制造业国家战略计划》框架下成立了“数字化制造和设计创新中心”国家级平台。2019年在中国召开的

\* 基金项目: 国家自然科学基金(12032018, 51790171)。

“IUTAM Symposium”国际会议将拓扑优化与增材制造的交融与挑战作为会议主题,相关研究被同年举办的第13届结构多学科优化设计会议(WCSMO13)作为重要专题。国内外众多航空航天骨干企业与高校也积极投入这一研究中并取得显著成效。图1为国外著名公司应用拓扑优化和增材制造技术研制的新型航空航天结构<sup>[5-8]</sup>。

拓扑优化摆脱了以往结构设计方法的制约,使得如几何镂空、尺寸/形状/拓扑大梯度空间变化的复杂构型设计成为可能,极大地提升了结构性能。该方法日臻完善,在早期Cheng<sup>[9]</sup>和Bendsøe<sup>[10]</sup>等建立的微结构均匀化方法基础上形成了伪密度方法、渐进优化方法、水平集等各具特色的方法,并不断推陈出新。

增材制造技术因其整体成形复杂三维结构的独特能力与显著优势,极大地释放了设计自由度,使得超轻质高性能全新结构特征,如复杂整体拓扑、高度镂空、异型曲面、多尺度点

阵的实现成为可能,为先进飞行器结构的整体化和轻量化制造提供了必要手段。事实表明,无论是微小尺度点阵结构还是宏观尺度结构,增材制造对于结构的跨尺度变化敏感度低、工艺难易程度无实质差别。图2(a)和(b)<sup>[3]</sup>为某新型卫星天线支座与飞行器加筋壁板结构,从微小填充点阵到宏观构型两个尺度上挖掘结构性能与功能设计潜力,充分反映出拓扑优化的灵活性与设计空间的可扩展性;图2(c)<sup>[11]</sup>为GE Catalyst发动机中框组件,由过去的传统制造300个单独零件,通过结构优化集成成为复杂的增材制造单一零件结构。可以说拓扑优化结构越复杂,增材制造优势越明显。拓扑优化与增材制造的有机融合必将成为下一代航空航天飞行器轻量化、整体化、高性能和多功能研制的核心技术<sup>[12]</sup>。

因此,本文应用结构优化技术,考虑增材制造工艺的约束性,对结构强度、变形量及质量等关键指标展开设计,提出一种融合先进结构设计方

法与增材制造技术的民用飞行器结构设计方法。

## 1 拓扑优化与增材制造融合技术

拓扑优化与增材制造的有机融合突破了传统尺寸/形状优化设计、等材/减材制造范畴,实现了结构超轻质、多尺度、整体化高效承载的设计制造,摆脱了传统机械加工刀具可达性、拔模约束等工艺约束,极大地拓展了复杂结构的设计制造空间。然而,增材制造并非“自由”制造,其制造过程中仍然存在独特的制造约束。因此,发现和描述增材制造约束,并融入拓扑优化模型,形成考虑可制造性的优质构型设计方法,成为实现增材制造与拓扑优化融合的关键。此外,随着增材制造工艺的不断发展,复杂点阵结构的高精度制造得以实现,进一步推动结构向轻量化、高性能发展。因此迫切需要发展设计-制造融合的点阵结构优化设计方法。

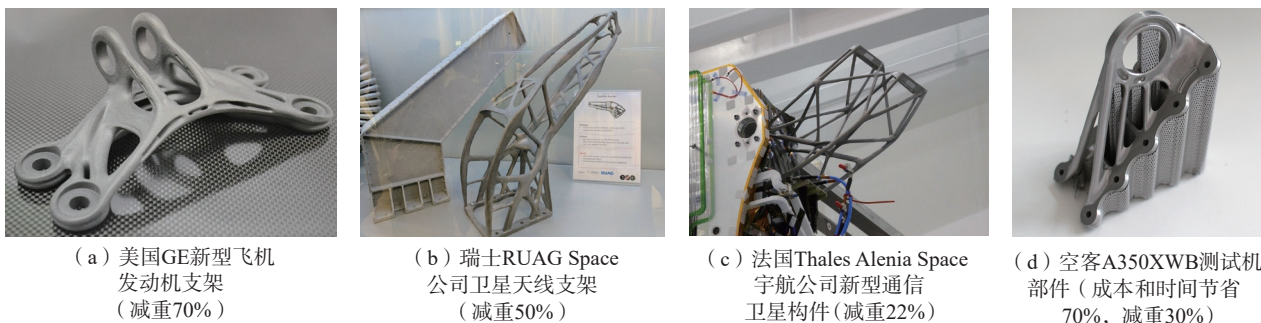


图1 拓扑优化与增材制造技术的典型应用案例<sup>[5-8]</sup>

Fig.1 Typical applications of topology optimization and additive manufacturing<sup>[5-8]</sup>

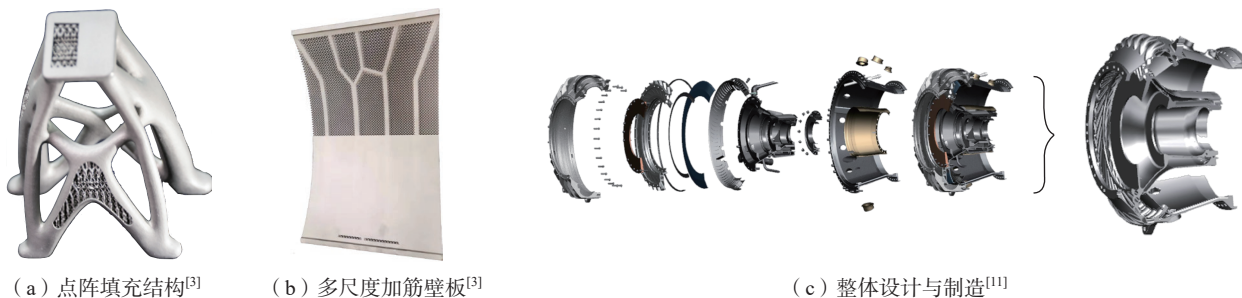


图2 轻质高性能复杂结构的拓扑优化设计与增材制造

Fig.2 Topology optimization and additive manufacturing of lightweight and high-performance complicated structures

### 1.1 增材制造工艺约束

增材制造特征由尺寸限制、悬空结构、连通性要求等构成了典型的工艺约束。如何将这些工艺约束引入拓扑优化中是近期研究的热点问题。其中在自支撑和连通性约束研究方面,本团队以特征驱动拓扑优化为基础,通过定义特征的控制变量来实现引入约束的目的,同时特征通过在设计域中移动、相交以及变形来实现结构的拓扑优化。自支撑结构的研究是以多边形孔洞特征为基础并通过定义比例设计变量限制多边形特征孔洞的边界倾斜角。优化后结果会进行V形区自动检查。相交的多边形相应地被修改,被新的多边形取代并进一步优化,直到所有的V形区被消除得到完全自支撑结构,如图3所示<sup>[13]</sup>。自封闭孔洞形成的原因是孔洞全部位于设计域内,结构连通性的拓扑优化则是以封闭B样条曲面孔洞特征和超椭圆孔洞特征为基础,通过限制所有特征中心点坐标在设计域之外来避免结构内部出现封闭孔洞,如图4所示<sup>[14]</sup>。这两种方法都无需引入任何非线性约束,仅通过限制相关设计变量的范围来实现,这避免了计算量的剧烈增加。

### 1.2 点阵结构优化设计

点阵结构作为一种轻质、多功能(隔热、抗冲击、减振降噪等)结构受到越来越多研究学者的关注,因此快速精确制造复杂点阵结构,成为增材制造与拓扑优化融合的重点研究领域。典型的协同优化方法可分为参数化方法和均匀化方法。参数化方法针对特定点阵单胞在空间内构成的具有复杂形状的构型,以点阵杆件的横截面积为设计变量,以点阵结构杆件的总体积等为约束,对点阵结构进行拓扑优化设计,如图5所示<sup>[15]</sup>。参数化点阵优化设计方法具有优化算法简洁、易与现有商用有限元软件集成的优点,但也存在点阵结构模型规模大、计算效率低等问题。

均匀化方法可以提高点阵结构优化设计效率,然而传统的渐近均匀化方法存在理论推导繁琐、程序编写复杂耗时以及计算效率较低的缺点。本团队基于平均应力应变理论,在严格的周期性边界条件下,搭建了简洁高效的能量均匀化计算框架,如图6所示<sup>[16]</sup>。参数化微结构通过少量控制参数实现具有不同单胞构型的点

阵材料的参数化设计。为了将宏/微观两尺度上的设计问题纳入到同一个优化模型中,分别在宏观结构设计域和微观材料胞元设计域内定义了两组独立的设计变量,并通过能量均匀化方法和多控制参数材料插值模型建立了宏观结构与微观材料之间的联系,最终实现了多尺度点阵结构的协同优化设计。

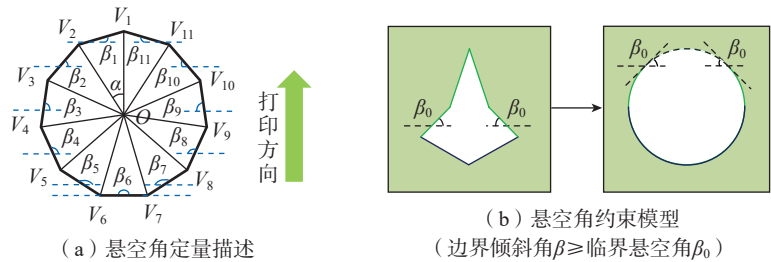


图3 悬空角约束<sup>[13]</sup>  
Fig.3 Manufacturing constraints on overhang angles<sup>[13]</sup>

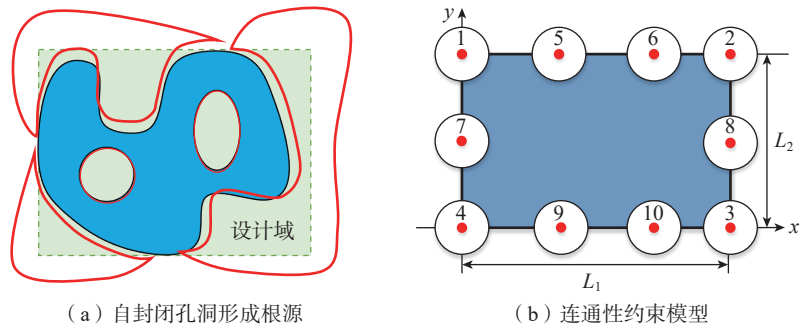


图4 连通性约束<sup>[14]</sup>  
Fig.4 Connectivity constraints<sup>[14]</sup>

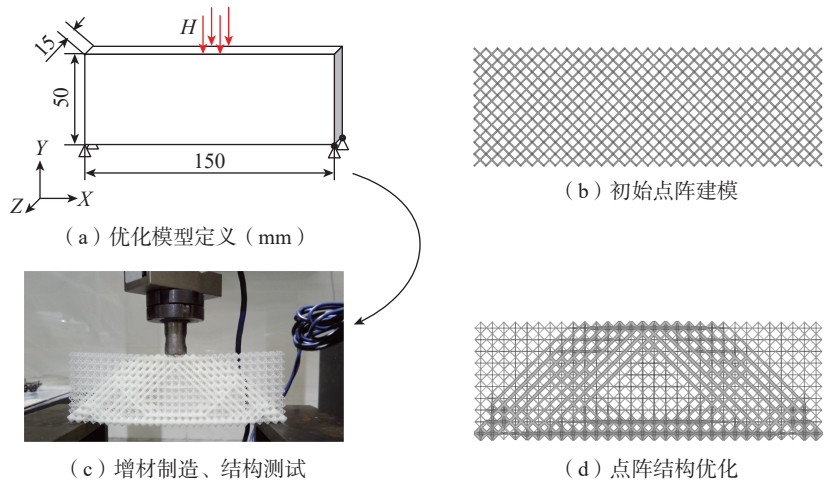


图5 参数化点阵优化设计方法<sup>[15]</sup>  
Fig.5 Parametric lattice optimization design method<sup>[15]</sup>

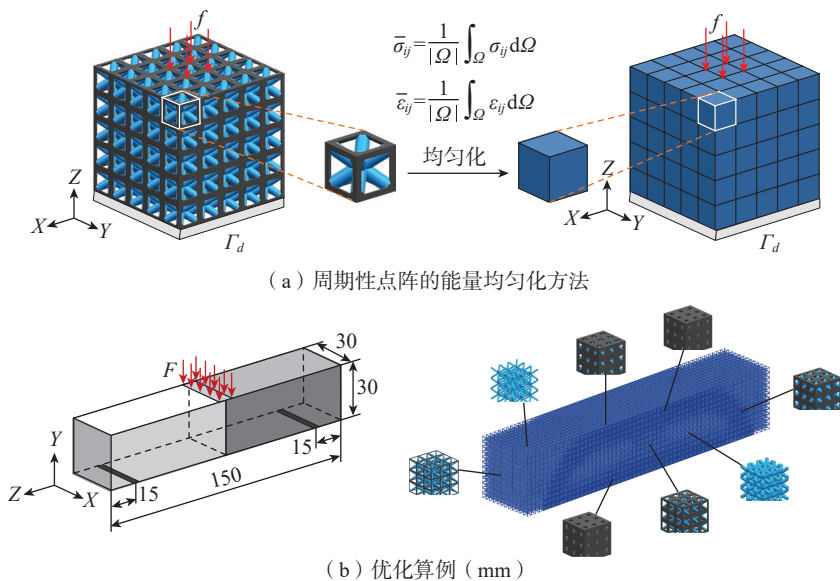


图6 点阵能量均匀化优化设计方法<sup>[16]</sup>

Fig.6 Lattice energy homogenization optimization design method<sup>[16]</sup>

## 2 面向增材制造的典型民航结构优化设计实例

本文通过结构拓扑优化和增材制造技术的融合,对民用飞行器的舱门摇臂和铰链臂进行了优化设计。其中舱门摇臂首先采用实体结构进行拓扑优化设计,在实体拓扑优化结构的基础上增加整体蒙皮,将内腔采用点阵结构填充并对点阵杆径进行优化设计,最终点阵实体混合舱门摇

臂。舱门铰链臂则采用实体拓扑优化设计,在结构重构的过程中,考虑增材制造悬空角及连通性要求。

### 2.1 舱门摇臂结构优化设计

典型的民航登机门如图7所示,其开启过程主要包含提升、外推和侧向滑动3个阶段,而舱门提升阶段是通过内旋转摇臂的运动实现的。内旋转摇臂主要由手柄、握把、限位器等组成,采用的材料是 AISi10Mg,其杨氏模量为 70 GPa,泊松比为 0.34,

密度为  $2.63 \times 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$ ,抗拉强度为 300 MPa。

旋转摇臂的载荷工况需要考虑摇臂限位器是否与止动件分离两种情况,其中摇臂未与止动件脱离工况下在与齿轮轴配合的内孔及限位器处施加固定约束,并在握把处施加作用力,如图8(a)所示;摇臂与止动件脱离工况下仅在与齿轮轴配合的内孔固定约束,并在握把处施加作用力,如图8(b)所示。

划分出设计域与非设计域(绿色实体部分为非设计域,黄色实体部分为设计域),如图9(a)所示。为保证摇臂未与止动件脱离、与止动件脱离两种工况下的刚度最优,分别对两种工况建立结构柔顺度函数,以加权柔顺度最小为优化目标。约束条件为体分比小于等于总体积 30%,最小尺寸约束 6.0 mm,最大尺寸约束 18.0 mm。拓扑优化设计结构如图9(b)所示,材料主要分布在摇臂外壳上,中空结构,摇臂两侧结构以十字交叉为主,摇臂上下两侧以薄壁结构为主。

在此优化结构的基础上,将摇臂内部使用点阵结构填充,并对点阵结构进行优化设计,满足复杂结构在增材制造过程中的成形精度、结构连通

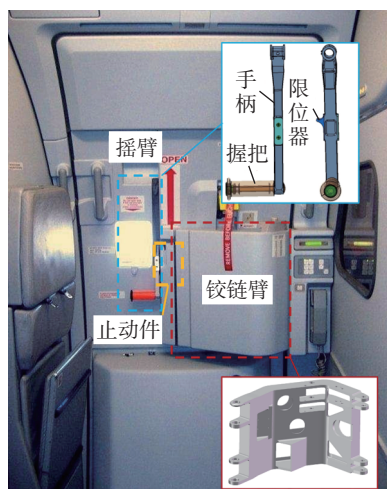


图7 典型民航登机门内旋转摇臂与铰链臂结构

Fig.7 Rocker arm and hinge arm in typical civil aircraft boarding door

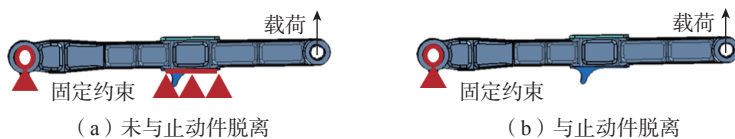


图8 摇臂的两种工况

Fig.8 Working conditions of hatch rocker arm

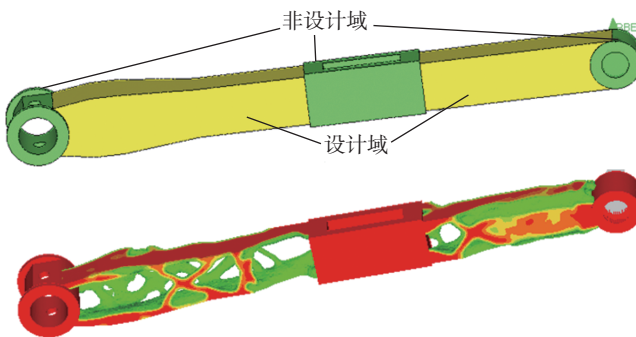


图9 摇臂拓扑优化模型及结果

Fig.9 Topology optimization model and result of hatch rocker arm

性与悬空角等约束条件。如图 10 所示,设计厚度为 0.5 mm 的蒙皮与厚度为 1 mm 的加强筋结构作为非设计域,填充摇臂内部作为设计域。以两种工况下结构柔顺度加权之和最小为优化目标,综合考虑增材制造工艺约束,对点阵杆径及杆长进行多次迭代设计,梯度点阵结构模型如图 10 所示,模型重量约为 0.148 kg,杆径最大直径为 2.429 mm。

经过多次迭代设计,重构的摇臂结构设计如图 11 所示。与原始设计相比,优化设计减重约 10%。优化设计的舱门摇臂优化刚度均优于原始结构,如表 1 所示。

### 2.2 舱门铰链臂结构优化设计

铰链臂作为舱门开关过程中的重要连接结构,是舱门平稳开关的关键之一,因此对铰链臂的结构刚度提出了很高的要求。同时作为多个机构的连接件,其所受载荷工况复杂<sup>[17]</sup>。铰链臂结构原始设计如图 7 所示,整体结构质量为 2.972 kg,采用的材料是 AlSi10Mg,材料参数同内旋转摇臂。为模拟铰链臂的载荷工况,在加载点 4、5 处施加固定约束,如图 12 (a) 所示,根据铰链臂所受载荷,按照 4 种工况进行加载,如表 2 所示。

如图 12 (a) 所示,黄色区域为设计域,绿色区域为非设计域。以各工况下结构应变能的加权平均值最小为优化目标;约束体分比小于总体积 30%。考虑增材制造设备的成形精度,约束单元的最小尺寸为 9.0 mm。为避免材料的堆积,约束单元的最大尺寸为 45.0 mm。优化设计结构如图 12 (b) 所示,材料主要以薄壁结构分布在铰链臂外壳上,部分区域为十字交叉筋,内部有少量支撑结构,传力路径清晰。

将优化设计结构应用 CAD 进行重构,经过多次迭代设计,得到了最终设计构型,如图 13 所示。对舱门铰链臂进行校核,结果如表 3 所示,优化构型刚度、强度在符合要求的前

提下减重约 30%。

### 3 结论

拓扑优化与增材制造为实现轻

质高性能复杂结构提供了全新研制模式。本文以民用飞行器舱门摇臂、铰链臂等结构为研究对象,对拓扑优化与增材制造融合的设计方法进行

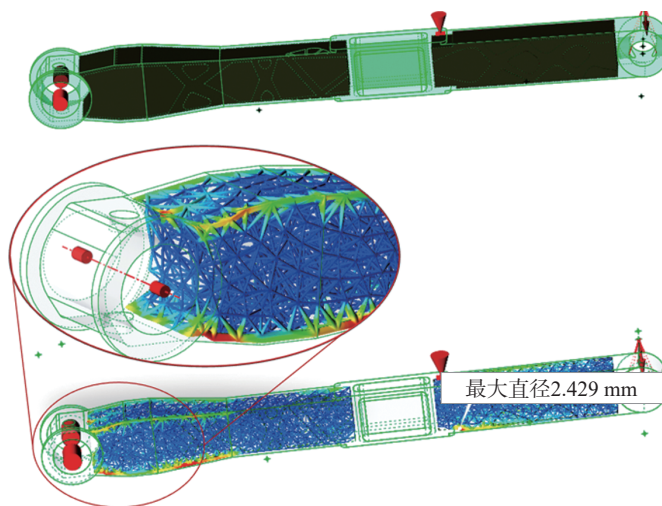


图 10 摇臂点阵优化模型及优化结构

Fig.10 Lattice optimization model and result of hatch rocker arm

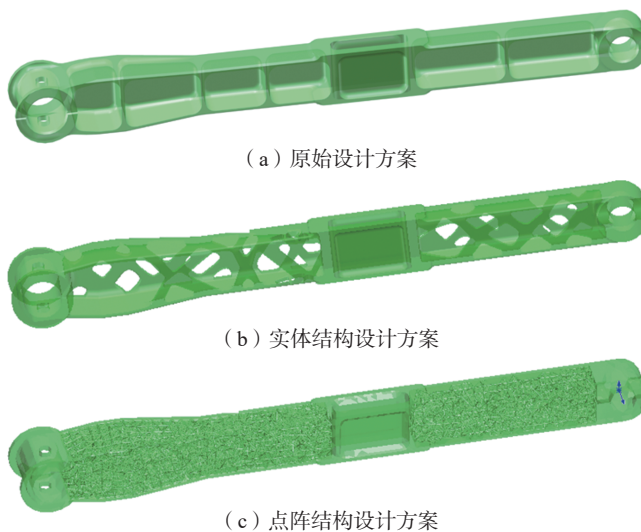


图 11 面向增材制造的舱门摇臂优化设计方案对比

Fig.11 Comparison of the original and optimized design of hatch rocker arm

表 1 面向增材制造的舱门摇臂优化设计方案力学行为对比

Table 1 Mechanical behavior comparison of original and optimized design of hatch rocker arm

工况	力学指标	原始设计方案	实体结构设计方案	点阵结构设计方案
优化前后	质量/kg	0.165	0.150	0.148
摇臂未与止动件分离	最大应力/MPa	229	140	98
	最大位移/mm	1.96	0.73	0.83
摇臂与止动件分离	最大应力/MPa	209	174	138
	最大位移/mm	4.67	3.39	3.59

了验证。与原始设计结构相比,优化结构质量更轻、力学性能更好。同时,面向增材制造的工艺约束进行设计,以尺寸约束、填充点阵结构等方法实现设计制造一体化,为增材制造与结构优化技术在民航领域的应用提供技术支持。

虽然拓扑优化方法与增材制造技术的融合在航空航天等领域优势明显,但增材制造由于其特殊成形方式,选用不同工艺参数和成形不同部位均会产生复杂的结构内部缺陷以及微结构组织形式,使得材料与结构的疲劳力学行为评估相当困难,导致增材制造结构主要局限于功能件、次承力件或单次/少量重复使用的承力构件。拓扑优化方法仍然以传统的静刚度、静强度等常规承载性能设计为主,尚未实现针对增材制造材料疲劳设计准则的有效构建与结构优化,也缺乏与特征驱动设计模式的有机结合。这些问题对航空航天主承力结构抗疲劳设计、保证长寿命服役提出了全新挑战。作者团队针对此问题,正在开展增材制造材料-结构-工艺一体化抗疲劳设计相关问题研究,旨在深化增材制造材料与结构的疲劳力学行为研究,建立疲劳设计准则,发展考虑结构抗疲劳性能的拓扑优化方法,深刻揭示其内涵力学机理,取得典型航空航天结构件的设计制造应用。

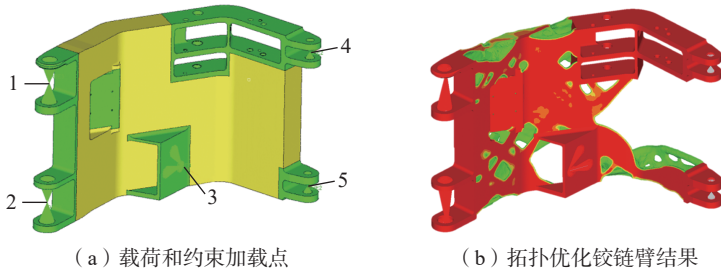


图 12 铰链臂约束加载点和拓扑优化结果

Fig.12 Restraint loading point and topology optimization result of hatch hinge arm

表 2 舱门铰链臂各节点加载情况

Table 2 Loading of each node of hatch hinge arm

工况	1号点载荷/N	2号点载荷/N	3号点载荷/N	安全系数
1	3500	3000	0	1
2	2500	2500	0	1
3	2000	500	0	1.5
4	4000	3500	4000	1.5

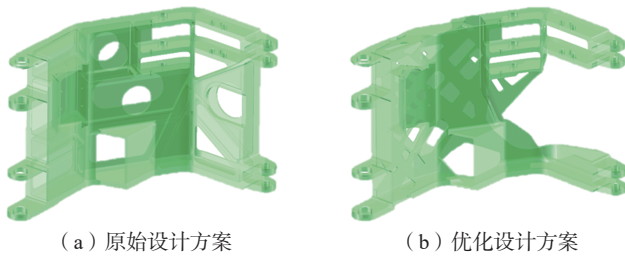


图 13 铰链臂原始设计方案与优化设计方案对比

Fig.13 Comparison between the original and optimized design of the hatch hinge arm

表 3 铰链臂原始设计方案与优化设计方案力学行为对比

Table 3 Mechanical behavior comparison between the original and optimized design of the hatch hinge arm

工况	力学指标	原始结构	优化设计结构
优化前后	质量/kg	2.972	2.082
1	最大应力/MPa	145	161
	最大位移/mm	1.74	1.70
2	最大应力/MPa	275	220
	最大位移/mm	3.89	4.08
3	最大应力/MPa	104	119
	最大位移/mm	1.11	1.72
4	最大应力/MPa	374	250
	最大位移/mm	3.74	2.54

### 参考文献

[1] 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.  
 [2] DEATON J D, GRANDHI R V. A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: Post 2000[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2014, 49(1): 1-38.  
 [3] 朱继宏,周涵,王创,等.面向增材制造的拓扑优化技术发展现状与未来[J].航空制造技术,2020,63(10):24-38.  
 ZHU Jihong, ZHOU Han, WANG Chuang, et al. Status and future of topology optimization for additive manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(10): 24-38.  
 [4] ZHU J H, ZHOU H, WANG C, et al. A review of topology optimization for additive manufacturing: Status and challenges[J]. Chinese

Journal of Aeronautics, 2021, 34(1): 91–110.

[5] 3D Systems. Topology optimization and direct metal 3D printing (DMP) in GE aircraft engine bracket challenge [EB/OL]. (2016–02–16) [2022–04–16]. <https://www.3dsystems.com/learning-center/case-studies/topology-optimization-and-dmp-combine-meet-ge-aircraft-engine-bracket><https://www.3dsystems.com/learning-center/case-studies/topology-optimization-and-dmp-combine-meet-ge-aircraft-engine-bracket>

[6] GRIFFITHS L. Altair aids RUAG space with 3D printed satellite support [EB/OL]. (2014–10–30) [2022–04–16]. <https://www.tctmagazine.com/additive-manufacturing-3d-printing-news/altair-aids-ruag-space-with-3d-printed-satellite-support/><https://www.tctmagazine.com/additive-manufacturing-3d-printing-news/altair-aids-ruag-space-with-3d-printed-satellite-support/>

[7] SCOTT C. Thales Alenia space looks to space with large qualified 3D printed satellite components and a new collaboration [EB/OL]. (2016–07–13) [2022–04–16]. <https://3dprint.com/142012/thales-alenia-components/><https://3dprint.com/142012/thales-alenia-components/>

[8] CHILDERHOUSE T, JACKSON M. Near net shape manufacture of titanium alloy components from powder and wire: A review of state-of-the-art process routes[J]. Metals, 2019, 9(6): 689.

[9] CHENG K T, OLHOFF N. An investigation concerning optimal design of solid elastic plates[J]. International Journal of Solids and Structures, 1981, 17(3): 305–323.

[10] BENDSØE M P, KIKUCHI N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1988, 71(2): 197–224.

[11] HURM N. Turbo Props: GE's Catalyst engine wins award for 3-D design [EB/OL]. (2019–03–20) [2022–04–16]. <https://blog.geaviation.com/technology/turbo-props-ge-catalyst-engine-wins-award-for-3-d-design/><https://blog.geaviation.com/technology/turbo-props-ge-catalyst-engine-wins-award-for-3-d-design/>

[12] ZEGARD T, PAULINO G H. Bridging topology optimization and additive manufacturing[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2016, 53(1): 175–192.

[13] ZHANG W H, ZHOU L. Topology optimization of self-supporting structures with polygon features for additive manufacturing[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and

Engineering, 2018, 334: 56–78.

[14] ZHOU L, ZHANG W H. Topology optimization method with elimination of enclosed voids[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019, 60(1): 117–136.

[15] WANG C, ZHU J H, ZHANG W H, et al. Concurrent topology optimization design of structures and non-uniform parameterized lattice microstructures[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2018, 58(1): 35–50. <http://dx.doi.org/10.1007/s00158-018-2009-0>.

[16] WANG C, GU X J, ZHU J H, et al. Concurrent design of hierarchical structures with three-dimensional parameterized lattice microstructures for additive manufacturing[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2020, 61(3): 869–894.

[17] 张文斌, 马大卫. 民用飞机登机门铰链臂结构优化设计方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1): 6–11.

ZHANG Wenbin, MA Dawei. Research on optimization design method of hinge arm for civil aircraft boarding door[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2020(1): 6–11.

通讯作者: 朱继宏, 教授, 研究方向为轻量化设计、智能/功能/灵巧结构技术、太空原位制造技术。

张卫红, 中科院院士, 教授, 研究方向为航空航天结构高性能设计理论与制造技术。

## Integration of Topology Optimization and Additive Manufacturing Technology and Its Application in Civil Aircraft Structural Design

GU Xiaojun<sup>1,2,3</sup>, LI Chengbin<sup>1</sup>, WANG Wenlong<sup>2,3</sup>, ZHOU Lu<sup>2,3</sup>, ZHU Jihong<sup>1,2,3</sup>, ZHANG Weihong<sup>2,3</sup>

(1. Institute of Intelligence Material and Structure, Unmanned System Technologies,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. State IJR Center of Aerospace Design and Additive Manufacturing, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. MIIT Lab of Metal Additive Manufacturing and Innovative Design, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**[ABSTRACT]** Topology optimization (TO) & additive manufacturing (AM) provide a complete innovation methodology for lightweight and high-performance complicated structures. This paper reviews the recent research on the integration of TO and AM, including the TO method considering AM processing constraints, the optimization method of non-uniform lattice structure. Furthermore, the integration of TO and AM is typically applied in civil aircraft structural design. Taking the structural design of hatch rocker arm and hinge arm as examples, while meeting the design indicators, the weight of hatch rocker arm and hinge arm structure were reduced by 10% and 30%, respectively. Finally, the integration of TO and AM shows obvious advantages in aerospace and other fields. However, the conventional design methods such as traditional static stiffness and static strength are mainly used, currently, and the industry application are focused on functional parts and secondary load-bearing parts. In the future, breakthroughs are needed in the fields such as fatigue-resistant design of AM structures.

**Keywords:** Topology optimization (TO); Additive manufacturing (AM); Civil aircraft; Lattice structures; Processing constraints

(责编 晓月)