

文章编号: 1674-8190(2023)06-160-07

增材制造阵风锁支座的装机应用研究

李磊, 张仲桢, 张浩

(上海飞机设计研究院 试验验证中心, 上海 201210)

摘要: 根据 3D 打印技术的装机推进要求, 在完成材料及工艺的验证后, 即开始进行试片级增材制造材料许用值试验以及增材制造零件级试验。增材制造的零件由于其工艺特点, 通常 X-Y 方向与 Z 方向力学性能有差异, 与传统金属零件设计时各向同性的特点有差异, 因此有必要在接近真实飞行状态下测试其力学性能。以增材制造阵风锁支座为例, 计算飞机运营过程中最大载荷状态, 选取最典型的载荷方向进行工装试验方案设计; 在试验开始前, 进行工程计算和软件仿真, 预测失效模式和失效载荷。结果表明: 软件仿真和工程计算的结果准确有效, 增材制造钛合金阵风锁支座的力学性能稳定, 能够承受极端工况的考验, 满足装机要求。

关键词: 增材制造; 阵风锁支座; 突风载荷; 拉剪复合载荷; 间隙

中图分类号: V262

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.06.18

Research on installation and application of an additive manufacturing gust lock bracket

LI Lei, ZHANG Zhongzhen, ZHANG Hao

(Test Verification Center, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: According to the requirement of the installation of 3D printing technology, after the completion of the verification of materials and processes, the permissible value test of specimen level additive manufacturing materials and the additive manufacturing part-level test are begun. Due to the process characteristics of additively manufactured parts, there is usually a difference in the mechanical properties of X-Y direction and Z direction, and there is a difference in the isotropic characteristics of the same sex in the design of traditional metal parts, so it is necessary to test its mechanical properties in simulating the real flight state. Taking the additive manufacturing gust lock bracket as an example, the maximum load state in the operation process of the aircraft is calculated, and the most typical load direction for tooling test scheme design is selected. Before the test starts, the engineering calculation and software simulation are carried out to predict the failure mode and failure load. The results show that the results of software simulation and engineering calculation are accurate and effective, and the mechanical properties of the additive manufacturing titanium alloy gust lock bracket are stable, which can withstand the test of extreme working conditions, and meet the installation requirements.

Key words: additive manufacturing; gust lock bracket; gust load; pull-shear composite load; gap

收稿日期: 2022-10-08; 修回日期: 2022-12-06

通信作者: 李磊, lilei@comac.cc

引用格式: 李磊, 张仲桢, 张浩. 增材制造阵风锁支座的装机应用研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(6): 160-166.

LI Lei, ZHANG Zhongzhen, ZHANG Hao. Research on installation and application of an additive manufacturing gust lock bracket [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(6): 160-166. (in Chinese)

0 引言

增材制造也称3D打印,是一门新兴工艺,以3D打印为代表的数字化、智能化制造以及新型材料的应用将重塑制造业和服务业的关系。

国外,Y. Kimural等^[1]针对增材制造的Ti-6Al-4V金属材料的低周疲劳性能进行了研究,通过观察断裂面研究了有缺陷的增材试件的断裂机理,讨论了影响疲劳强度下降的因素,指出增材试件内部缺陷之间存在相互作用,缺陷小于临界尺寸时,缺陷大小不会显著影响疲劳失效寿命;N. Molaei等^[2]对有缺口的增材制造材料进行了单轴和多轴的疲劳试验,阐明了应力集中对增材制造材料疲劳失效寿命的影响,指出了增材制造试件的开裂行为与锻造试件有较大差异。上述研究均是基于标准试样的材料级试验,没有对增材制造成形后具备特定场景功能的零件进行研究。

在增材制造发展现状与现有问题方面,王华明^[3]对激光增材制造零件的显微组织形成规律,内应力演化规律等问题进行了研究;廉艳平等^[4]针对金属增材制造涉及的若干关键力学问题,阐述了结构拓扑优化设计、制造过程数值模拟、成型材料与结构的缺陷表征和性能评价方面的研究进展;雷力明等^[5]通过对比3种典型的金属增材制造技术,总结了面向金属增材制造的设计、原材料、工艺过程3个方面的研究现状,指出目前在航空领域内应用缺乏统一适航认证要求的挑战;许世娇等^[6]比较了各种激光增材制造工艺的优缺点,指出了其在航空领域内的可能用途;杨延华^[7]介绍了增材制造的技术原理、特点及研究应用现状,指出了未来的发展趋势。

增材制造在航空领域的具体应用方面,王向明^[8]提出了基于增材制造的构型拓扑化、梯度复合化、结构功能一体化的新概念设计以及具体在飞机上的应用;张纪奎等^[9]对激光增材制造的高强高韧TC11钛合金力学性能及航空主承力结构应用进行了研究;崔灿等^[10]研究了激光增材制造的A100合金钢等材料在飞机起落架上的应用,其力学性能与锻件水平相当;邹桐焯等^[11]依托增材制造和拓扑优化设计技术,对某型燃气轮机离心叶轮进行减重设计,减重了8.7%以上。

目前增材制造在航空领域内具体应用探索无

法支撑民用飞机的符合性验证体系,大部分为单点突破,无法支撑规模化的产业应用。中国商用飞机有限责任公司作为我国实施国家大型飞机重大专项中大型客机项目的主体,一直在不断推进3D打印技术在民用飞机型号上的应用^[12]。

按照3D打印的装机推进要求,需要完成增材制造的适航符合性验证方案,就必须完成粉末标准规范的验证,材料规范的验证以及SLM工艺及后处理的验证。在完成材料及工艺的验证后,开始进行试片级增材制造材料许用值试验以及增材制造零件级试验^[13-14]。

增材制造的零件由于其工艺特点,通常X-Y方向与Z方向力学性能有差异,且目前的钛合金体系增材制造过程中形成柱状晶的倾向大,导致力学性能各向异性^[15-16],与零件设计时各项同性的特点有差异,因此有必要开展相应的零件级力学性能试验。本文以增材制造的阵风锁零件为例,测试增材制造零件在飞机各种严酷工况下的使用情况,以期对增材制造技术的装机应用提供依据。

1 阵风锁支座组件

阵风锁钩安装在登机门的铰链臂上,阵风锁支座安装在门框上。阵风锁机构主要功能是在登机门开启的情况下,将门锁在固定位置以维持门的最大开启状态,防止由于阵风或其他外力的作用使门晃动。当舱门关闭时,需先按下手柄盒上的按钮,解开阵风锁机构,然后才能将门关上,如图1所示。

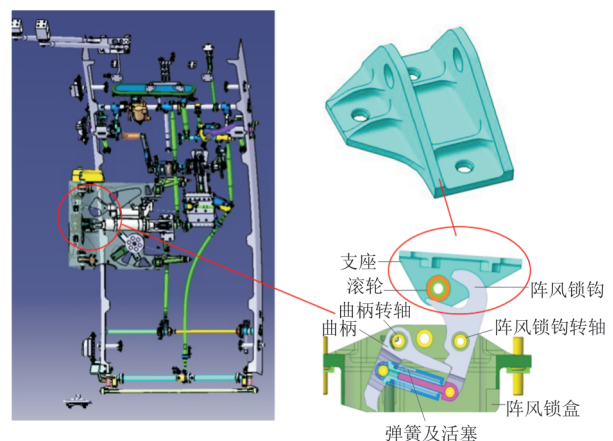


图1 阵风锁机构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the gust lock bracket

2 阵风锁支座载荷的提取

阵风锁支座的最危险工况为 65 kn (1 kn=1.852 km/h) 地面突风载荷, 假设在舱门打开过程中, 突风载荷始终垂直于舱门边框, 计算时风载以集中力的形式施加在舱门边框的几何中心, 按照伯努利方程^[17]计算风压。

$$p = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1)$$

式中: p 为风压; ρ 为空气密度, 取海平面空气密度 1.225 kg/m^3 ; v 为风速, 65 kn 突风载荷对应的风速为 120 km/h。

$$F = ps \quad (2)$$

式中: F 为突风载荷; s 为风压作用面积。

根据舱门边框侧面积以及地面 65 kn 突风载荷, 计算得到阵风锁支座需要承载的载荷为 2 242 N。阵风锁支座为功能件, 要求各个方向都具有一定的承载能力。

3 约束条件的简化

阵风锁支座通过 3 个短螺栓固定在门框上, 在阵风锁支座的两个耳片孔之间安装滚轮假件和长螺栓, 地面突风载荷通过阵风锁钩传递到阵风锁支座上, 载荷施加点位于滚轮假件上两个耳片之间的中点位置, 载荷大小为 2 242 N, 如图 2 所示。

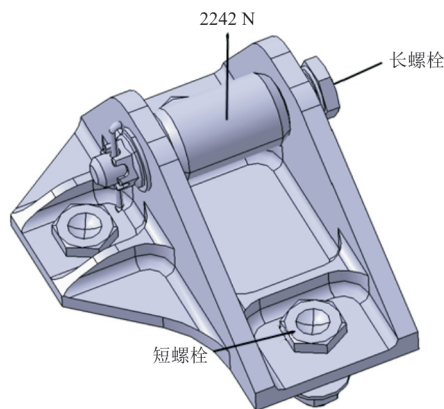


图2 试验载荷与约束条件
Fig. 2 Test loads and constraints

阵风锁支座在各个方向均需要承受载荷, 考虑到试验条件限制, 选择 4 个典型载荷方向进行试验, 分为 4 种工况, 如图 3 所示。

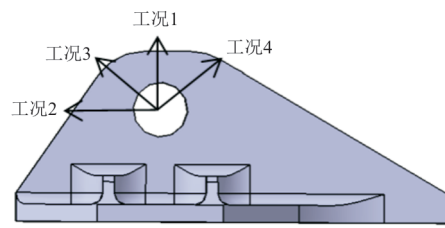


图3 试验加载载荷方向
Fig. 3 The loading direction

4 阵风锁支座的理论计算

在试验开始前可通过理论计算, 大致预测该组件的失效数据和模式。失效模式分为 3 种: 增材制造钛合金阵风锁零件失效, 长螺栓失效, 短螺栓失效。3 种失效模式均可以造成阵风锁组件的失效, 但是后两种失效情况不影响增材制造钛合金阵风锁合格性的判断。

4.1 增材制造钛合金阵风锁失效

增材制造钛合金阵风锁试验件采用激光熔覆成形 (SLM) 工艺, 材料为 Ti-6Al-4V。材料已通过适航认证, 其材料力学性能必须满足的性能指标如表 1 所示, 试验件力学方向示意图如图 4 所示。

表 1 室温拉伸状态下拉伸性能指标
Table 1 Tensile performance index at room temperature tensile state

方向	特征横截面厚度/mm	抗拉强度/MPa	屈服强度/MPa
X-Y	2~15	966.7	873.5
Z-X	2~15	972.8	864.0

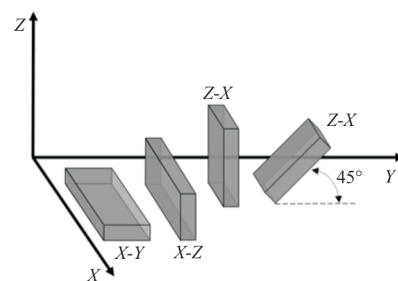


图4 增材制造试验件力学方向示意图
Fig. 4 Schematic diagram of the mechanical direction of the additive manufacturing test piece

地面突风载荷通过螺栓给阵风锁支座的耳片传递载荷, 随着载荷的增加, 耳片和螺栓的接触由

线接触变化到半个螺栓面接触。螺栓和耳片内表面的传力过程是接触应力问题^[18],耳片受载时,其头部处于拉伸、弯曲和剪切复合受力状态,由于加载时螺栓本身会产生弯曲变形,使得耳片内壁的应力分布沿耳片厚度方向发生变化。因此常用工程简化算法^[19],其中耳片的净截面拉伸破坏为

$$P_{tu} \geq K_t \times \sigma_{tu} \times A_t = K_t \times \sigma_{tu} \times (W - D) \times t \quad (3)$$

耳片的剪切撕裂和挤压破坏为

$$P_{bru} \geq K_{br} \times \sigma_{tu} \times A_{br} = K_{br} \times \sigma_{tu} \times D \times t \quad (4)$$

式中: K_t 为耳片净截面拉伸效率系数,由 W/D 查曲线求得; K_{br} 为耳片的挤压效率系数,由 e/D 查曲线求得; σ_{tu} 为耳片的极限拉伸应力; A_t 为耳片净截面拉伸面积; A_{br} 为耳片挤压面积; W 为耳片宽度; D 为耳片孔径; t 为耳片厚度。

耳片的拉伸破坏和剪切破坏,取其中的小值作为许用值,经计算此处耳片的拉伸极限载荷和剪切载荷均超过110 kN。

4.2 长螺栓失效

阵风锁支座用于加载的螺栓为长螺纹紧公差六角头螺栓,材料为合金钢4340,牌号为NAS6604,该型螺栓抗拉强度抗拉强度为160~180 ksi(1 ksi \approx 6.895 MPa),抗剪强度为655.025 MPa。

长螺栓承受剪切载荷,其极限承载能力为

$$P \geq \sigma_b \times \left(\frac{\pi D^2}{4} \right) \times 2 \quad (5)$$

经计算,长螺栓失效的极限载荷为92.8 kN。

4.3 短螺栓失效

短螺栓同样为长螺纹紧公差六角头螺栓,材料为合金钢4340,牌号为NAS6604,该型螺栓抗拉强度抗拉强度为160~180 ksi,抗剪强度为655.025 MPa。

短螺栓距离加载点位置较远,其承受拉剪复合载荷,极限承载能力遵守:

$$\left(\frac{P_s}{P_{sb}} \right)^3 + \left(\frac{P_T}{P_{Tb}} \right)^2 = 1.0 \quad (6)$$

式中: P_s 为螺栓工作剪力; P_{sb} 为螺栓允许的剪力;

P_T 为螺栓工作拉力; P_{Tb} 为螺栓允许拉力。

已知铆钉截面,代入数据可得:

$$\left(\frac{F/3S}{655.051} \right)^3 + \left(\frac{0.488F/S}{1103.2} \right)^2 = 1.0$$

此时可求得极限载荷 $F=49.8$ kN。

从上述的理论计算中可以看出,阵风锁支座组件中短螺栓最先失效,其失效载荷为49.8 kN。

5 阵风锁支座的软件仿真

对工况1、4的加载情况进行模拟仿真,为了节约计算量,对夹具进行简化:支架固定在平板上并对平板采用四边固支撑;载荷通过建立MPC连接支架耳片孔施加;平板采用C3D8单元,螺栓和支架采用C3D10M单元^[20]。对于材料,平板仅考虑线弹性;支架考虑弹性和塑性;螺栓处考虑弹性和塑性外,增加了延性损伤和剪切损伤参数。有限元模型如图5所示,仿真结果如图6所示。

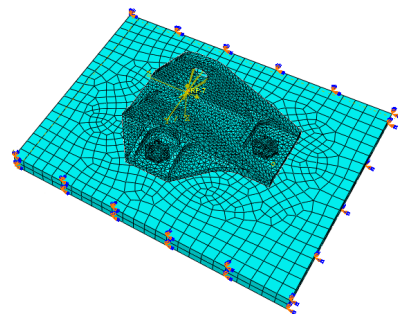


图5 有限元模型
Fig. 5 Finite element model

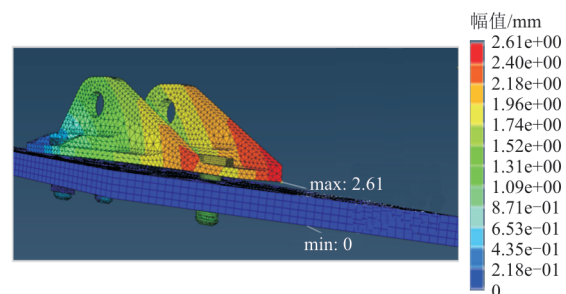


图6 有限元仿真结果
Fig. 6 Finite element simulation results

从图6可以看出:工况1, $F=45.6$ kN时,短螺栓失效;工况4, $F=45.6$ kN时,短螺栓失效;两种工况下钛合金增材制造阵风锁仍然没有破坏,承

载能力能力较高,初步满足装机要求。

6 阵风锁支座的工装设计与试验验证

考虑到增材制造阵风锁支座需要4个方向进行加载,在试验工装设计时必须考虑到这点,因此采用扇形结构,中间为阵风锁试验件,通过调整扇形工装上螺栓孔位,实现4个极限方向加载,具体位置如图7所示。

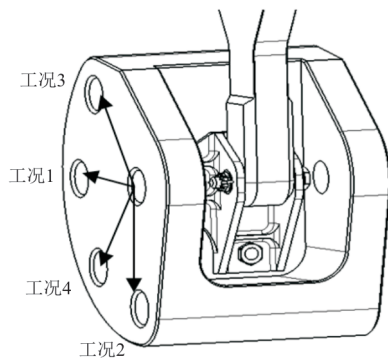


图7 增材制造阵风锁加载工装

Fig. 7 Additively manufactured gust lock loading tooling

将阵风锁试验件以及试验工装安装在试验机上,效果如图8所示。

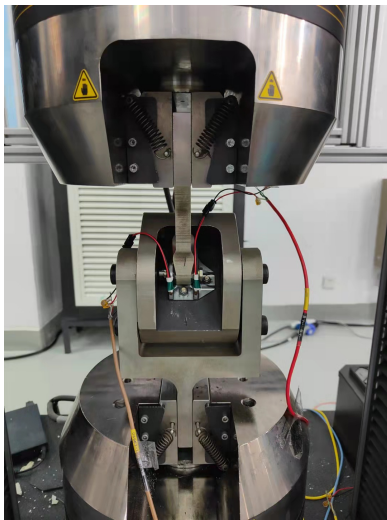


图8 阵风锁试验实施示意图

Fig. 8 Schematic diagram of the implementation of the gust lock test

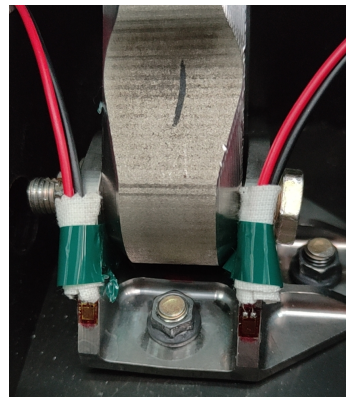
由于公差的存在,阵风锁支座组件之间存在间隙,在试验开展前必须预载以消除间隙,因此在

预试消除间隙完成后,开始正式加载至地面65 kn突风极限载荷,计算得到阵风锁钩座载荷2 242 N,此时阵风锁组件均未破坏,也未产生变形。

在载荷达到50 kN以上时,阵风锁组件开始失效,4种工况均为短螺栓破坏,与工程计算结果基本一致,不同的是:工况1和2连接螺栓为拉伸破坏,此时螺栓滑丝,如图9所示;工况3和工况4铆钉为剪切破坏,如图10所示。



(a) 工况 1



(b) 工况 2

图9 工况1和2拉伸破坏

Fig. 9 Tensile failure in condition 1 and condition 2



(a) 工况 3

(b) 工况 4

图10 工况3和4剪切破坏

Fig. 10 Shear failure in condition 3 and condition 4

4种工况具体破坏载荷值如表2所示。

表2 试验件破坏值
Table 2 Failure values of test parts

工况	试验件破坏载荷/kN
工况1	51.596
工况2	50.226
工况3	50.668
工况4	56.902

7 结论

1) 增材制造钛合金阵风锁支座的力学性能稳定,各方向一致性较高,试验结果和破坏模式均符合预期,能够承受阵风锁使用过程中极端工况的考验,满足装机要求。

2) 阵风锁支座组件中,短螺栓最易失效破坏,但失效载荷远高于其使用载荷。

3) 理论计算、有限元仿真、试验结果均较为一致,三种方法均可用来评估阵风锁组件结构的可靠性。

参考文献

- [1] KIMURAL Y, FUMIO O, TAKAMOTO I. Fatigue property of additively manufactured Ti-6Al-4V under nonproportional multiaxial loading[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2021, 34: 1-9.
- [2] MOLAEI N, FATEMI A, PHAN N. Notched fatigue of additive manufactured metals under uniaxial and multiaxial loadings, part I: effects of surface roughness and HIP and comparisons with their wrought alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 143: 106003.
- [3] 王华明. 高性能大型金属构件激光增材制造:若干材料基础问题[J]. 航空学报, 2014, 35(10): 2690-2698.
WANG Huaming. Materials fundamental issue of laser additive manufacturing for high-performance large metallic components[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(10): 2690-2698. (in Chinese)
- [4] 廉艳平, 王潘丁, 高杰, 等. 金属增材制造若干关键力学问题研究进展[J]. 力学进展, 2021, 51(3): 649-701.
LIAN Yanping, WANG Panding, GAO Jie, et al. Fundamental mechanics problems in metal additive manufacturing: a state-of-art review[J]. Advances in Mechanics, 2021, 51(3): 649-701. (in Chinese)
- [5] 雷力明, 侯慧鹏, 何艳丽, 等. 金属增材制造技术在民用航空领域的应用与挑战[J]. 航空制造技术, 2019(21): 22-30.
- [6] LEI Liming, HOU Huipeng, HE Yanli, et al. Application and challenges of metal additive manufacturing in civil aviation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019(21): 22-30. (in Chinese)
- [6] 许世娇, 权纯逸, 杨堃, 等. 金属增材制造技术在航空领域的应用现状及前景展望[J]. 粉末冶金工业, 2022, 32(3): 9-17.
- [7] XU Shijiao, QUAN Chunyi, YANG Kun, et al. Application and prospect of metal additive manufacturing technology in aviation field[J]. Powder Metallurgy Industry, 2022, 32(3): 9-17. (in Chinese)
- [7] 杨延华. 增材制造(3D打印)分类及研究进展[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 309-318.
- [8] YANG Yanhua. Analysis of classifications and characteristic of additive manufacturing (3D print)[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 309-318. (in Chinese)
- [8] 王向明. 飞机新概念结构设计与工程应用[J]. 航空科学技术, 2020, 31(4): 1-7.
- [9] WANG Xiangming. New concept structure design and engineering application of aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(4): 1-7. (in Chinese)
- [9] 张纪奎, 孔祥艺, 马少俊, 等. 激光增材制造高强高韧TC11钛合金力学性能及航空主承力结构应用分析[J]. 航空学报, 2021, 42(10): 460-470.
- [10] ZHANG Jikui, KONG Xiangyi, MA Shaojun, et al. Laser additive manufactured high strength-toughness TC11 titanium alloy: mechanical properties and application in airframe load-bearing structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(10): 460-470. (in Chinese)
- [10] 崔灿, 王向明, 吴斌, 等. 激光直接沉积成形增材制造技术在飞机起落架上的应用研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(10): 74-79.
- [11] CUI Can, WANG Xiangming, WU Bin, et al. Study on application of laser deposited additive manufacturing technology on aircraft undercarriage[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(10): 74-79. (in Chinese)
- [11] 邹桐焯, 王云. 微小型航空燃气轮机离心叶轮拓扑优化设计[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 136-142.
- [12] ZOU Tongxuan, WANG Yun. Topology optimization design of centrifugal impeller for micro aviation gas turbine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 136-142. (in Chinese)
- [12] 常坤, 梁恩泉, 张韧, 等. 金属材料增材制造及其在民用航空领域的应用研究现状[J]. 材料导报, 2021, 35(3):

- 3176-3182.
- CHANG Kun, LIANG Enquan, ZHANG Ren, et al. Status of metal additive manufacturing and its application research in the field of civil aviation [J]. *Materials Reports*, 2021, 35(3): 3176-3182. (in Chinese)
- [13] 孙诗誉, 栗晓飞. 增材制造零件适航审定路径分析及启示 [J]. *航空科学技术*, 2021, 32(10): 42-48.
- SUN Shiyu, LI Xiaofei. Analysis and inspiration of airworthiness certification path for additive manufacturing parts [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2021, 32(10): 42-48. (in Chinese)
- [14] 周梅萍, 王中兴, 赵云, 等. 航空领域增材制造技术专利态势分析 [J]. *航空科学技术*, 2020, 31(1): 44-51.
- ZHOU Meiping, WANG Zhongxing, ZHAO Yun, et al. Analysis on patent situation of additive manufacturing technology in aeronautic field [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(1): 44-51. (in Chinese)
- [15] 柏关顺, 韩日宏, 明珠, 等. 金属增材制造技术在武器装备的应用和发展 [J]. *兵器材料科学与工程*, 2021, 44(6): 136-147.
- BAI Guanshun, HAN Rihong, MING Zhu, et al. Applications and prospects of metal additive manufacturing technique in military component [J]. *Ordnance Material Science and Engineering*, 2021, 44(6): 136-147. (in Chinese)
- [16] BISWAS N, DING J L, BALLA V K, et al. Deformation and fracture behavior of laser processed dense and porous Ti6Al4V alloy under static and dynamic loading [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2021, 549: 213-221.
- [17] 中航西飞民用飞机有限责任公司. 一种飞机舱门机构载荷计算方法: CN 110866307A [P]. [2020-03-06].
- AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd. A method for calculating the load of aircraft cabin door mechanism: CN 110866307A [P]. [2020-03-06]. (in Chinese)
- [18] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第9册——载荷、强度和刚度 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol 9—load, strength and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [19] 牛春匀. 实用飞机结构应力分析及尺寸设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- NIU Chunyun. Airframe stress analysis and sizing [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [20] 殷之平, 谢伟. 航空结构有限元分析——基于 ABAQUS 的有限元分析 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2017.
- YIN Zhiping, XIE Wei. Finite element analysis of aerostructures—finite element analysis based on ABAQUS [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2017. (in Chinese)

作者简介:

李 磊(1985—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构设计与强度试验验证。

张仲桢(1984—),男,硕士,研究员。主要研究方向:舱门结构设计与增材制造。

张 浩(1987—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构修理。

(编辑:丛艳娟)