

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.04.004

增材制造拓扑优化结构的静力分析与验证

王倩倩* 吴磊 杨钊 柯金霖

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 为了实现民用飞机增材制造结构的强度验证,以民用飞机舱门导向轮槽零件为研究对象,开展零件结构的拓扑优化设计,并利用 ABAQUS 软件,建立了相应的有限元分析模型,针对载荷工况进行了有限元应力分析,同时制定了静力验证试验方案并完成了导向轮槽零件的静力验证试验。结果表明:采用拓扑优化结构形式的增材制造导向轮槽零件在试验载荷下未发生结构破坏,满足承载能力要求。同时,有限元分析结果与试验数据之间的最大误差为 13%,证明了有限元模型的合理性。

关键词: 民用飞机;增材制造;拓扑结构;有限元分析;静力试验

中图分类号: TP391.7

文献标识码: A

OSID:



0 引言

随着增材制造技术在民用飞机领域的应用不断推进,增材制造产品的稳定性和可靠性受到广泛的关注。同时,增材制造技术具有“材料-设计-工艺-后处理”全流程一体化的特点,因此各环节均是影响增材制造结构性能的关键要素^[1]。工艺参数的选择在决定金属增材制造结构组织形貌的同时,会影响成型结构内部的缺陷情况,这两者最终会影响增材制造结构材料的力学性能^[2]。齐世文等^[3]研究了成形方式对铺粉式选区激光熔化(selective laser melting,简称 SLM)增材制造铝合金结构室温压缩、高温拉伸、高周疲劳和室温裂纹扩展速率等力学性能的影响特点。围绕航空主承力结构,张纪奎等^[4]研究了高强高韧钛合金的静强度、疲劳强度和损伤容限性能。

增材制造零件性能的影响要素包含材料设计值、设计、制造、后处理、检测、工艺验证等全流程的各个环节^[5]。陈龙辉等^[6]结合中国民用航空规章,从材料、工艺、设备和产品等方面开展了增材制造

验证方法的研究,分析了增材制造各个环节的验证重点。孙小峰等^[7]围绕 SLM 工艺粉末原材料和工艺过程开展了研究。沈小明等^[8]分析了相关规章对民用航空材料的要求,给出了国内航空材料适航管理改进的建议,这些要求与建议同样适用于增材制造结构材料。在结构设计方面,雷力明等^[9]提出了面向增材制造的两类结构设计方向。在结构设计方面,宋欣等^[10-11]建立了舱门摇臂和鹅颈铰链的静力验证方案,为增材制造结构的验证提供了指导。

本文以经过拓扑优化的民用飞机增材制造登机门导向轮槽为研究对象,该零件的制造采用 SLM 增材制造技术,材料为 Ti-6Al-4V 钛合金材料。针对导向轮槽零件的结构强度性能,进行了有限元分析,并制定了静力验证试验方案。其中,验证试验的目的是证明试验件在实际应用工况下的承载能力,确保验证对象的力学性能满足实际应用的结构强度要求。另一方面,验证试验可以为后续有限元分析工作提供模型验证支持,同时,通过有限元分析方法,可以对导向轮槽在给定载荷工况下的传载特点和应力分布情况进行更加详细地分析研究。

* 通信作者。E-mail: wangqianqian@comac.cc

引用格式: 王倩倩,吴磊,杨钊,等. 增材制造拓扑优化结构的静力分析与验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(4):19-24.

WANG Q Q, WU L, YANG F, et al. Static analysis and verification of topology optimization structure in additive manufacturing[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(4):19-24(in Chinese).

1 导向轮槽结构载荷工况介绍

导向轮槽零件通过四个螺栓安装在门框上,在舱门提升过程中起到导向的作用,同时承受开门、关门过程中密封件回弹力所引起的滚轮支反力。导向轮槽在正常开关门过程中受力较小,其主要的载荷工况是两种故障情况下的载荷工况,包括止动块破损工况和负压工况^[12],传递载荷的结构是导向轴上的滚轮。其中,止动块破损工况的载荷大小为 6.44 kN,载荷施加位置和方向如图 1 所示。负压工况的载荷大小为 4.19 kN,载荷施加的方向与图中黑色箭头方向相反。

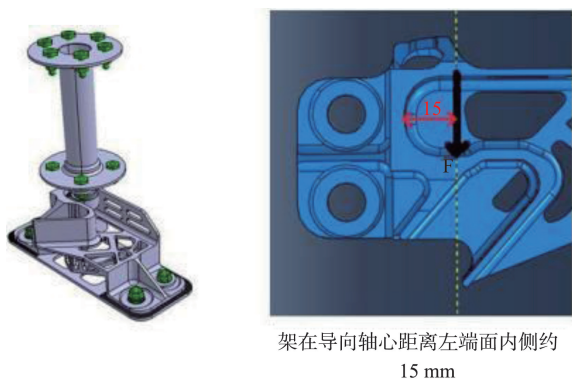


图 1 导向轮槽受载情况

2 导向轮槽结构拓扑优化设计

增材制造工艺为结构零件的设计提供了更多的可能性,通过优化设计可以有效提升结构的承载效率,达到降本增效的目的。增材制造零件结构拓扑优化工作流程主要包括以下四个环节:

1) 零件设计区域定义。根据增材制造零件的使用场景,确定零件在应用场景下能够占据的最大空间范围,从而获得零件能够开展拓扑优化的设计区域。后续拓扑优化工作将在设计区域内开展,即拓扑优化后的结构不会超出设计区域。

2) 结构拓扑优化设计。在给定的材料性能、载荷工况、约束条件下,确定拓扑优化的目标,开展拓扑优化工作。

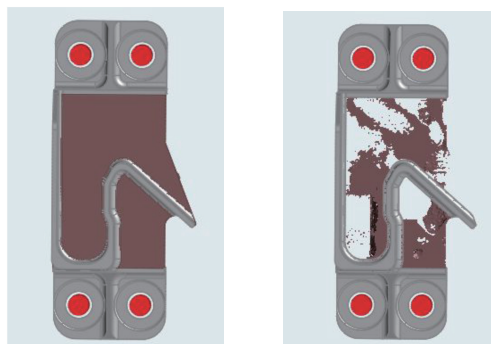
3) 几何重构。经过拓扑优化,可以获得零件在给定条件下的主要传力路径,零件最终的结构模型还需借助建模软件开展几何重构工作。以主要传力路径作为开展几何重构工作的依据,借助结构建模软件开展拓扑优化零件的几何重构,建立拓扑

优化零件的结构数模。

4) 结构验证。为了验证几何重构后的拓扑优化零件能否满足结构强度要求,需开展强度分析工作。由于拓扑优化结构比较复杂,可以结合有限元分析方法开展强度验证。必要时,可以借助仿真软件开展增材制造成型工艺的仿真分析,避免零件在成型过程中出现热应力过大、变形过大等问题从而导致不可制造的情况。

经过验证后,如果存在不满足强度或者工艺要求的结构细节,需要开展零件结构的优化设计与验证的迭代工作,直至获得经过验证的增材制造拓扑优化零件。

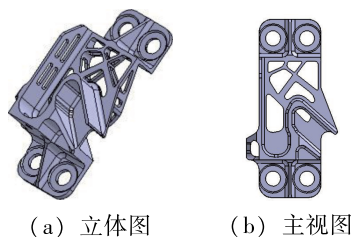
按照以上优化思路,采用面向需求场景的结构设计,对导向轮槽开展了拓扑优化工作。导向轮槽零件选用 Ti-6Al-4V 钛合金材料,综合考虑止动块破损工况和负压工况,采用 Altair 公司的 Inspire 拓扑优化软件,开展拓扑优化工作。首先定义导向轮槽零件的设计区域,如图 2(a) 中的褐色区域所示。以结构刚度为约束条件,同时以设计区域的体积最小化为优化目标,拓扑优化后的结果如图 2(b) 所示,该结果显示了在上述两种载荷工况下导向轮槽零件的主要传力路径。



(a) 设计区域(褐色) (b) 拓扑优化结果

图 2 拓扑优化模型及结果

基于拓扑优化结果,采用 CATIA 建模软件,对导向轮槽零件进行几何重构工作,最终获得导向轮槽零件结构,如图 3 所示。



(a) 立体图 (b) 主视图

图 3 拓扑优化后的导向轮槽结构

3 有限元仿真分析

3.1 有限元建模方案

为了分析导向轮槽的结构强度性能,根据导向轮槽的两种载荷工况,利用 ABAQUS 分析软件建立了导向轮槽的有限元分析模型。由于导向轮槽采用的是不规则的拓扑优化结构形式,因此导向轮槽试验件的有限元模型采用适应性较强的二阶四面体网格单元,单元总数为 336 653,有限元模型如图 4 所示。



图 4 导向轮槽有限元模型

为了模拟加载条件,模型中建立了与导向轴尺寸一致的圆柱结构,圆柱结构与导向轮槽结构之间建立接触属性,对圆柱结构施加载荷时,通过两者的接触关系进而将载荷传递到导向轮槽结构上,如图 5 所示。将 4 个螺栓孔周围的节点分别与 4 个参考点建立 Coupling 约束,从而将导向轮槽模型进行固定(如图 6 所示)。同时为了模拟实际应用中周围结构对导向轮槽的支撑作用,在有限元模型中建立了底板结构(如图 4 中红色结构所示),底板与导向轮槽之间建立了接触属性。

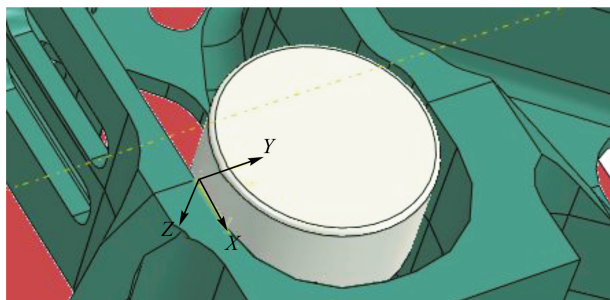


图 5 加载示意图

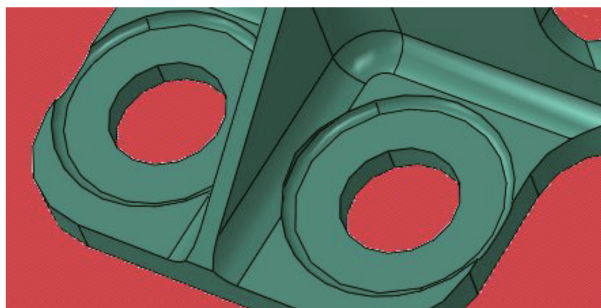


图 6 螺栓孔约束示意图

3.2 有限元分析结果

经过有限元分析,分别获得负压工况和止动块破损工况下导向轮槽零件的 Mises 应力云图,如图 7 和图 8 所示。通过应力云图可知,两种工况下应力最大的位置出现在螺栓孔附近的 R 区,其中止动块破损工况下单元应力最大为 859.4 MPa,负压工况下单元应力最大为 403.7 MPa,均未超过钛合金材料的许用强度。另外,拓扑优化结构所在的区域,在止动块破损工况下的应力水平相对较高。

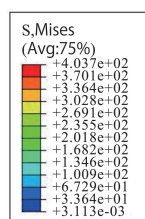


图 7 负压工况下的有限元模型 Mises 应力云图

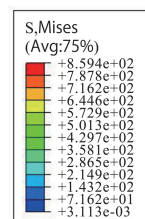


图 8 止动块破损工况下的有限元模型 Mises 应力云图

导向轮槽零件有限元分析的位移云图如图 9 和图 10 所示,结构的最大位移均出现在导向轮槽零件加载位置附近。其中,在止动块破损工况下导向轮槽零件的最大位移为 0.24 mm,在负压工况下导向轮槽零件的最大位移为 0.22 mm,两种工况下的变形均较小,结构整体刚度较好。

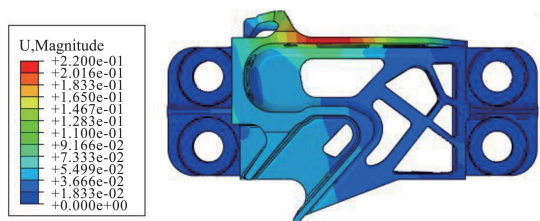


图 9 负压工况下的有限元模型位移云图

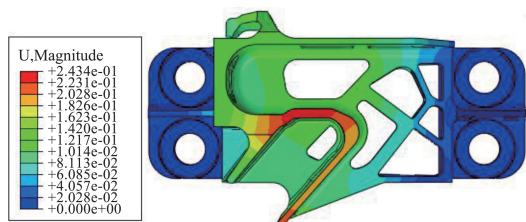


图 10 止动块破损工况下的有限元模型位移云图

槽内,并与槽壁接触。

液压作动器通过加载头将载荷施加到导向轮槽试验件上,模拟实际应用过程中的加载情况,如图 12 所示。

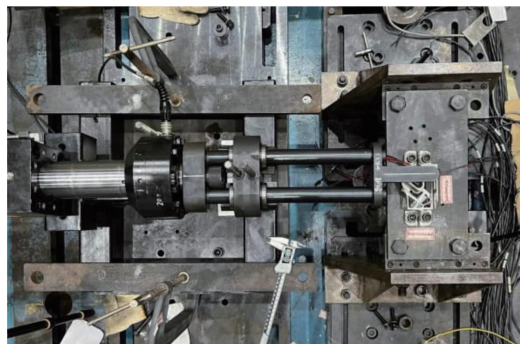


图 12 水平加载的试验台

4 静力试验设计

4.1 试验载荷定义

通过有限元分析结果可知,止动块破损工况下,导向轮槽零件的应力较大,同时拓扑优化区域的应力水平也相对较高。因此,在导向轮槽零件的实际应用过程中,止动块破损工况较为严酷,同时止动块破损工况对拓扑优化区域的强度考核效果更加明显。在静力试验方案中,选择止动块破损工况下的载荷作为试验载荷。

4.2 试验支持与加载方案

为了模拟导向轮槽在实际应用过程中的工况,导向轮槽夹具采用钢质平板底座和圆柱加载头。

底座通过螺栓与试验件连接,模拟实际应用过程中周围结构对导向轮槽零件的支持作用。

加载头与底座、试验件之间的相对位置关系如图 11 所示。加载头的几何外形与实际应用场景中的滚轮形状和尺寸保持一致,加载头在导向轮槽的

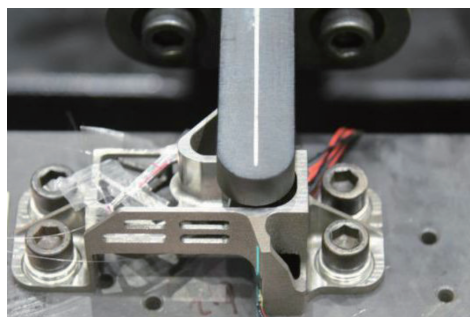


图 11 试验件安装示意图

4.3 应变片布置

应变片的布置位置如图 13 所示,共计 4 个单向应变片。

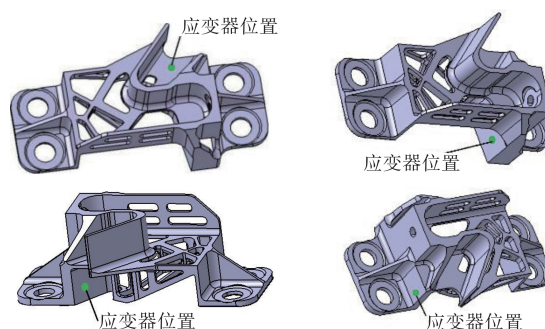


图 13 应变片布置位置(4 个单向应变片)

4.4 光纤光栅布置

由于导向轮槽结构经过拓扑优化,局部位置结构尺寸较小,无法粘贴应变片。因此,对于应变片无法粘贴的部位,采用光纤光栅应变测量方法进行应变测量。光纤光栅的布置位置如图 14 所示,共计 4 个光栅。

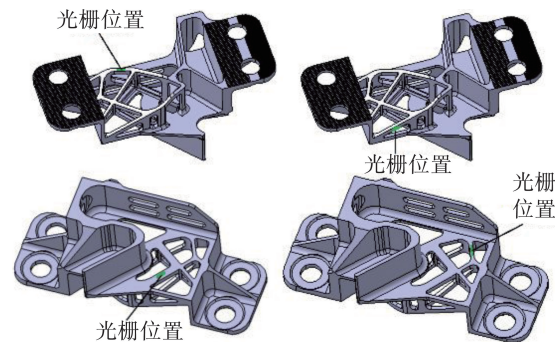


图 14 光纤光栅布置位置(共计 4 个光栅)

4.5 光纤光栅的标定

为了标定光纤光栅应变测量工具,开展了光纤光栅应变标定试验,以获得光纤光栅测量应变的修正系数。选用长250 mm、宽80 mm、厚3 mm的铝板作为标定试验的试验件,在铝板试验件的正反两面的中心位置,分别粘贴应变片和光栅,如图15所示。

进行3次加载试验,第1次加载至5 kN,第2次加载至50 kN,第3次连续加载直到铝板发生塑性变形,载荷约为120 kN,获得每次试验的测量结果。以应变片的应变测量结果为基准,对光栅光纤测量结果进行标定,确定光纤光栅测量应变的修正系数为1.77。

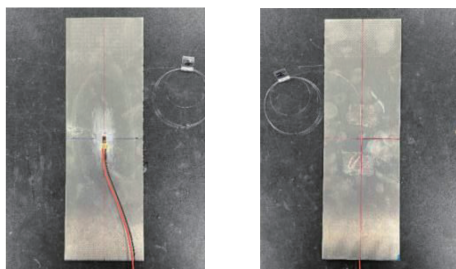


图15 应变片与光栅粘贴位置

5 试验结果与分析结果对比

静力试验的载荷-应变曲线如图16和图17所示。静力试验表明,导向轮槽零件在试验载荷的加载过程中,未出现结构失效。同时,应变片和光栅所在位置测得的应变随载荷增加均呈现线性增长趋势,其中测得的最大应变值为1 279.7 μStrain 。

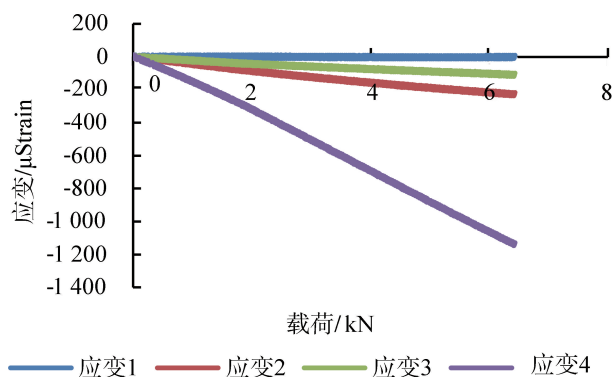


图16 静力试验应变片的载荷-应变曲线

试验测得应变的分布趋势与有限元模型的分析结果一致,4号应变片和3号光栅所在位置的应变水平较高,超过 $\pm 1\,000\ \mu\text{Strain}$,其余位置的应变水平在 $\pm 400\ \mu\text{Strain}$ 以内。

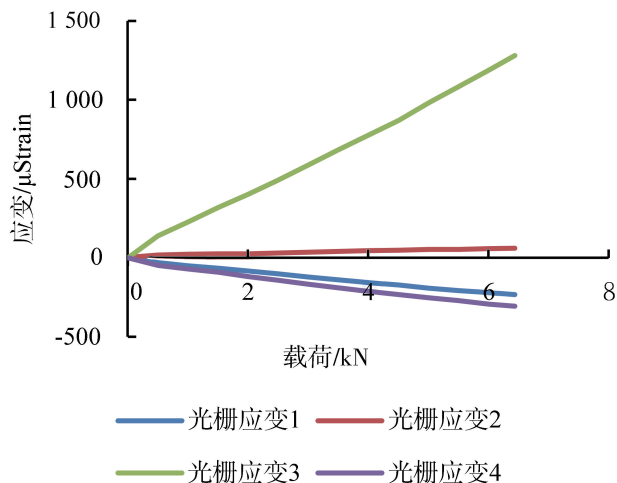


图17 静力试验光栅的载荷-应变曲线

试验过程中应变片和光栅测量所得的应变数据与有限元分析数据的对比结果如图18所示。除应变小于100 μStrain 的位置外,试验测得的应变数据与有限元分析获得的分析结果对比可知,有限元分析的应变误差最大值为13%。

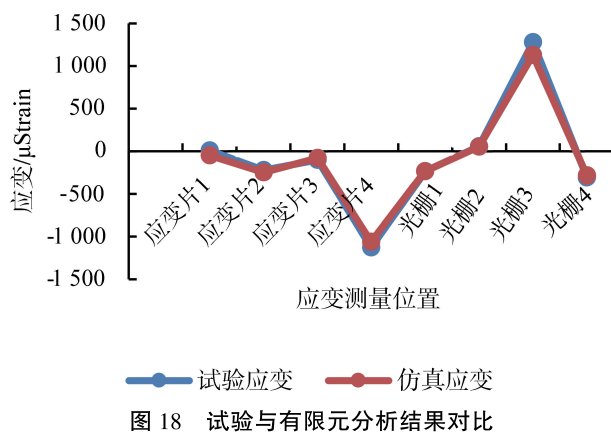


图18 试验与有限元分析结果对比

6 结论

围绕拓扑优化设计的导向轮槽零件,基于典型的载荷工况对导向轮槽零件进行了有限元应力分析和静力试验验证,结果表明拓扑优化设计的导向轮槽零件能够满足承载要求而不发生破坏。同时,通过试验数据与有限元分析结果的对比,有限元分析的应变误差最大值为13%,表明了有限元模型对静力试验模拟的合理性。

参考文献:

[1] 黄洁,易俊兰,李明亮,等. 浅析影响选区激光熔化技

- 术在民用飞机领域应用的关键[J]. 应用激光, 2022, 42(10):53-60.
- [2] 陈泽坤, 蒋佳希, 王宇嘉, 等. 金属增材制造中的缺陷, 组织形貌和成形材料力学性能[J]. 力学学报, 2021, 53(12):3190-3205.
- [3] 齐世文, 荣鹏, 黄丹, 等. 激光粉末床熔融增材制造铝合金的室温和高温力学性能研究[J]. 中国激光, 2022, 49(8):7-17.
- [4] 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):467-477.
- [5] 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.
- [6] 陈龙辉, 李宏, 刘志辉. 增材制造技术的适航审查方法探究[J]. 航空维修与工程, 2020(5):37-40.
- [7] 孙小峰, 荣婷, 黄洁, 等. 激光增材制造技术在航空制造领域的研究与应用进展[J]. 金属加工(热加工), 2021(3):7-14.
- [8] 沈小明, 陈挺, 张迎春. 民用航空材料适航审定[J]. 材料工程, 2017, 45(11):139-142.
- [9] 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, 62(21):22-30.
- [10] 宋欣, 陈龙宝, 单梁, 等. 增材制造民机元件静力验证试验设计及实现[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2022, 27(5):70-78.
- [11] 宋欣, 李天玉, 单梁, 等. 增材制造舱门摇臂静力试验方案研究[J]. 机械工程师, 2022(8):1-5, 9.
- [12] 袁修起. 民用飞机舱门导向槽优化设计[J]. 科技视界, 2016(11):278, 301.

作者简介

王倩倩 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 民用飞机结构强度设计。E-mail: wangqianqian@comac.cc

吴磊 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 民用飞机结构强度设计。E-mail: wulei2@comac.cc

杨钊 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 民用飞机结构强度设计。E-mail: yangfan11@comac.cc

柯金霖 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 民用飞机结构强度设计。E-mail: kejinlin@comac.cc

Static analysis and verification of topology optimization structure in additive manufacturing

WANG Qianqian* WU Lei YANG Fan KE Jinlin

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: In order to achieve structural strength verification of civil aircraft additive manufacturing structures, the topology optimization design of the guide wheel groove part was carried out, and the corresponding finite element stress analysis was carried out for load conditions using ABAQUS software. And a static verification test of the guide wheel groove parts was completed. The results show that the additive manufacturing guide wheel groove parts using topology optimization structure form did not undergo structural damage under the design load, meeting the requirements of bearing capacity. Meanwhile, the maximum error between the finite element analysis results and the experimental data is 13%, which proves the rationality of the finite element model.

Keywords: civil aircraft; additive manufacturing; topology structure; finite element analysis; static test

* Corresponding author. E-mail: wangqianqian@comac.cc