

引文格式: 夏阳, 王怡文, 刘阳, 等. 基于CF/PEEK复合材料的航空过滤组件服役强度设计和优化[J]. 航空制造技术, 2026, 69(9): 25020231.
XIA Yang, WANG Yiwen, LIU Yang, et al. Strength design and optimization of aviation filter assembly based on CF/PEEK composite[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2026, 69(9): 25020231.

基于CF/PEEK复合材料的航空过滤组件服役强度设计和优化

夏阳¹, 王怡文¹, 刘阳², 熊剑锋³, 康浩⁴, 赵广⁴

- (1. 大连理工大学工业装备结构分析优化与CAE软件全国重点实验室, 大连 116024;
2. 新乡航空工业(集团)有限公司, 新乡 453000;
3. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002;
4. 大连理工大学能源与动力学院, 大连 116024)

[摘要] 碳纤维增强聚醚醚酮(CF/PEEK)复合材料具有高强度、低密度、自润滑、易加工等优点, 在航空飞行器轻量化设计中有巨大应用价值。针对航空过滤组件减重优化的需求, 系统研究了CF/PEEK复合材料在过滤组件设计中的适用性。为保证航空过滤组件的服役可靠性, 针对结构强度不足、振动疲劳、螺纹松脱等主要失效形式, 开展设计参数对结构强度的灵敏度分析, 对设计方案进行优化设计, 并对优化方案进行了仿真和强度评估。通过振动考核试验等测试, 验证了设计方案的有效性。结果表明, 可通过结构优化实现CF/PEEK复合材料航空过滤组件的轻量化与高可靠性设计。

关键词: CF/PEEK 复合材料; 航空过滤组件; 结构优化; 振动疲劳; 振动松脱

中图分类号: V25 文献标志码: A DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.25020231

Strength Design and Optimization of Aviation Filter Assembly Based on CF/PEEK Composite

XIA Yang¹, WANG Yiwen¹, LIU Yang², XIONG Jianfeng³, KANG Hao⁴, ZHAO Guang⁴

- (1. State Key Laboratory of Structural Analysis, Optimization and CAE Software for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
2. AVIC Xinxiang Aviation Industry (Group) Co., Ltd., Xinxiang 453000, China;
3. AECC Hunan Aviation Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;
4. School of Energy and Powder Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

[ABSTRACT] Carbon fiber reinforced polyetheretherketone (CF/PEEK) composites with the advantages of high strength, low density, self-lubrication and workability, have great application value in the lightweight design of aircraft. In this study, the applicability of CF/PEEK composites in the design of filter assemblies is systematically studied to meet the needs of weight reduction and optimization. In order to ensure the service reliability of the aviation filter assembly, the sensitivity of design parameters to structural strength was analyzed for the main failure forms such as insufficient structural strength, vibration fatigue and screw thread loosening. The design scheme was optimized, then undergone simulation and strength evaluation. The effectiveness of the design scheme is verified by the vibration test, and the research results demonstrate that lightweight and high-reliability design of CF/PEEK composite aviation filter assembly can be achieved by structural optimization.

Keywords: CF/PEEK composite; Aviation filter assembly; Structural optimization; Vibration fatigue; Vibration loosening

收稿日期: 2025-08-04; 退修日期: 2025-11-29; 录用日期: 2025-12-29

基金项目: 国家自然科学基金(12572390, U2541288)

通信作者: 赵广, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为转子动力学与接触力学。

轻量化是航空航天装备发展的重要方向。对于飞机而言,若其质量减轻 15%,飞机的滑行起飞距离可缩短 15%,航程增加 20%,有效载荷提高 30%。民航客机机身质量的减轻可带来更低的油耗和排放,更高的运力,从而实现更高的经济效益。例如,波音 787 客机研制过程中,通过将其机身质量降低 20%,燃油消耗降低了 10%~12%^[1];空客 A380 机翼前缘肋的优化项目中,拓扑优化技术的应用使得机体质量减轻达到 500 kg^[2-3]。另有相关研究表明,以飞机使用寿命 20 年计算,结构质量每减轻 1 kg,增加的收益将远超 8000 美元;航天器质量每减轻 1 kg,按照近地轨道到月球轨道高度的不同,将节省 5万~50万元的发射成本^[4]。

冷却液过滤组件是冷却系统中相对独立的非承力构件,可去除冷却液中的污染物。过滤组件安装位置独立,该组件的轻量化设计可以为冷却系统整体优化提供理论依据,因此可通过对过滤组件进行轻量化设计,为航空装备领域的轻量化设计提供示范应用。

航空过滤组件内部充满航空冷却液,其压力为 0.5~1.5 MPa,因此过滤组件在工作中受到冷却液的高压作用。过滤组件安装在飞机外部,工作温度为 -55~71 ℃,需承受舱外较大幅度的温度变化和温度循环影响。基于以上工况,在进行过滤组件的轻量化设计时,必须考虑内部高压载荷、温度变化和振动载荷的影响,通过材料优化和制造工艺优化等系统工程^[5],保障结构的强度、刚度和安全性能^[6]。

过滤组件承受机身和气流冲击带来的振动,容易导致航空过滤组件的振动疲劳和螺纹连接件的振动松脱,造成过滤组件的结构失效。因此在轻量化设计中,除了进行强度和刚度设计,还必须进行振动疲劳和振动脱落研究,结合过滤组件的尺寸精度、配合公差、表面处理方式、加工工艺、装配工艺,以及与其他零件之间的关系等,进行零件结构-工艺协同设计。

碳纤维增强聚醚醚酮(CF/PEEK)复合材料是一种力学性能优良且尺寸稳定性高的热塑性碳纤维复合材料^[7]。一方面,CF/PEEK 具有优异的抗疲劳、耐蠕变、高耐热(纤维增强后热变形温度可达 300 ℃)、耐环境特性(可在 200~260 ℃蒸汽中使用)^[8];另一方面,CF/PEEK 还具有较高的韧性,特别是 I 型断裂韧性,可以抵抗破坏过程中的裂纹扩展^[9]。在成型工艺与应用适配性方面,短切 CF/PEEK 复合材料可以通过注塑模压成型工艺制备产品,短切碳纤维被均匀分布到 PEEK 基体材料中,注塑加工的产品可作为毛坯进行进一步机械加工,适用于结构复杂的非承力构件。基于以上优势,CF/PEEK 复合材料在燃料贮箱中的应用可行性研究也越来越受到重视^[10-11]。此外,CF/PEEK 复合材料加工而成的密

封件、密封环、高速止推轴承等,也已经广泛应用于航空航天、交通运输和先进能源等领域。例如,波音 757 飞机发动机的整流罩,波音 787 飞机的吊顶部件,空客 A340-600 飞机的肋、机翼前缘,空客 A350 飞机的角片、支架,以及空客 A380 飞机的油箱口盖等^[12-14]。诺斯罗普公司的 T-38 教练机, F-5E 战斗机的主起落架舱门,洛克希德·马丁公司的 C-130 运输机机身腹部壁板、起落架舱门、天线罩, F-22 战斗机武器舱门, F-117A 攻击机尾翼,达索公司的阵风战斗机发动机周围机身蒙皮等,均选用了 CF/PEEK 复合材料^[15-16]。

在基于 CF/PEEK 复合材料进行过滤组件轻量化设计时,必须充分考虑其工作环境和服役特点,以确保组件的安全性和可靠性。为确保复合材料航空过滤组件在使用期间稳定工作,需重点研究其强度和刚度性能,并检验其振动松脱和振动疲劳性能。本文通过有限元模型开展过滤组件在内压作用下的结构强度仿真,并对航空过滤组件进行结构优化设计,结果表明,CF/PEEK 材料可有效应用于航空过滤组件的轻量化设计。

1 航空过滤组件的结构与仿真模型

1.1 结构形式与设计难点

航空过滤组件主要由各级滤芯、密封圈与壳体组成,结构轮廓如图 1 所示。本文主要针对航空过滤组件的壳体结构进行研究。过滤组件主要尺寸参数:高 90 mm、外径 78 mm、内径 69 mm,最薄位置处壁厚 2.5 mm,底面壁厚 3 mm,六边形紧固位置对边尺寸 30 mm,紧固位置厚度最小处 3.5 mm,邻边过渡圆角半径 1 mm,底面和紧固位置的连接圆角半径 1 mm。在初始设计中,过滤组件的材料为 AlSi10Mg-T6 铸造铝合金,其安装方式为六边形紧固位置朝下,螺纹向上拧入,与冷却系统主体相连接。

采用 CF/PEEK 复合材料进行过滤组件的轻量化设计时,关键难点在于:在内部压强与持续振动等服役工况下,如何保证过滤组件的结构强度、变形控制和振动

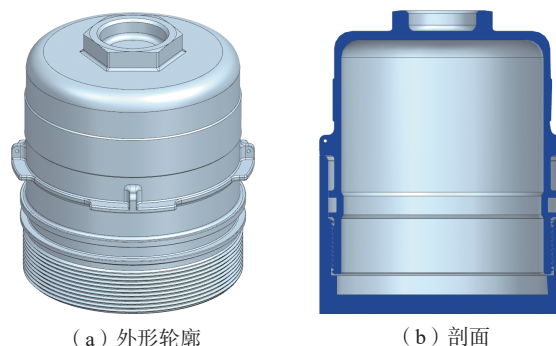


图 1 过滤组件的外形轮廓和剖面图

Fig.1 Schematics of outline profile and section of filter assembly

松脱等性能均满足使用要求。本文通过有限元仿真和试验测试相结合的方法开展 CF/PEEK 过滤组件设计研究。

1.2 仿真模型

过滤组件内部承受来自冷却液的压力,因此在仿真模型中,按照其工装时的压力状态,在过滤组件和端盖装配后形成的空腔内施加 1.5 MPa 压力,如图 2 所示。仿真模型中的位移约束为在端盖左侧圆面设置固定约束。通过模拟过滤组件的受压状态,使用 ANSYS Workbench 2020 R2 对其应力分布和变形范围进行仿真。网格方面,对容易发生应力集中的位置进行网格加密,并使用几何适应性更好的四面体网格进行划分。综合考虑计算精度和计算时间,将最小网格尺寸设置为:过滤组件 0.8 mm、端盖 1.5 mm、网格加密处 0.4 mm。最后结果为 1621758 个网格和 2421884 个节点。此时 Skewness 平均值为 0.315, Orthogonal Quality 平均值为 0.682,可以认为网格质量较好。对常规铝合金材料和树脂基复合材料进行对比分析,研究改变材料后出现较高应力和较大变形的区域,再进行强度优化设计。

1.3 过滤组件刚度和强度分析

对现有结构尺寸下采用树脂基复合材料 (CF/PEEK) 和采用铝合金材料 (AlSi10Mg) 的过滤组件进行刚度和强度仿真。其中,铝合金材料的性能参数参考文献 [17] 及朗和公司的官网数据。所用 CF/PEEK 为短切碳纤维随机填充的聚醚醚酮复合材料,碳纤维质量分数约为 30%,纤维在基体中无定向随机分布。基于纤维随机填充的特性,材料的宏观力学性能表现为各向同性,有限元模拟中采用均质化模型表征其力学行为,其性能参数由产品生产企业提供。CF/PEEK 复合材料和铝合金的材料参数如表 1 所示。CF/PEEK 复合材料过滤组件的应力分布如图 3 所示,可以看出,在内部压力作用下,过滤组件侧面的应力基本在较低水平,高应力区域主要集中在端面六边形的紧固位置附近。

CF/PEEK 复合材料和铝合金材料的过滤组件应力仿真结果如图 4 所示,可知 CF/PEEK 复合材料过滤组件的最大应力为 185.42 MPa,略小于铝合金过滤组件的最大应力 (193.29 MPa),虽然没有超过强度极限 (230

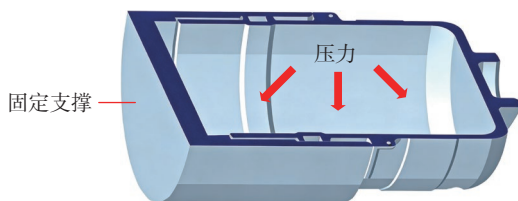


图 2 压力设置示意图

Fig.2 Pressure setting schematic

MPa),但不能保证长期使用的安全性。应变仿真结果如图 5 所示,CF/PEEK 复合材料最大变形约为铝合金的 3 倍,其强度较铝合金无显著差距,但刚度明显不足。考虑形变对工作安全性和稳定性的影响,需要对其结构进行优化,以保证其强度和刚度满足长期使用的要求。

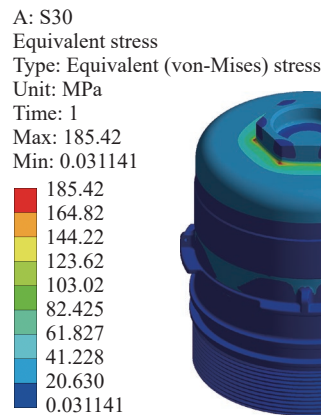
2 航空过滤组件结构优化分析

根据静力学仿真结果,过滤组件端面是应力和变形幅度较大的区域,容易发生应力集中和疲劳破坏,需要进行结构合理设计和优化。根据其强度和刚度分析得到高应力区域的分布特点,对六边形紧固位置对边尺寸、紧

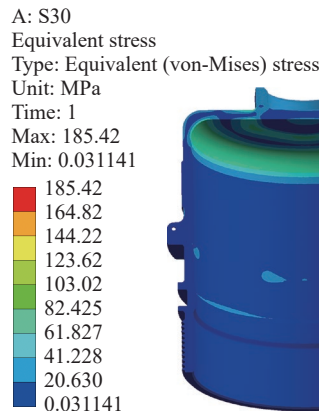
表 1 材料参数

Table 1 Material parameters

材料	温度/°C	弹性模量/MPa	泊松比	密度/(g/cm ³)	抗拉强度/MPa
铝合金 (AlSi10Mg)	25	76000	0.33	2.67	310
复合材料 (CF/PEEK)	25	25000	0.42	1.4	230



(a) 外部



(b) 内部

图 3 CF/PEEK 复合材料过滤组件应力分布示意

Fig.3 Stress distribution schematic of CF/PEEK composite filter assembly

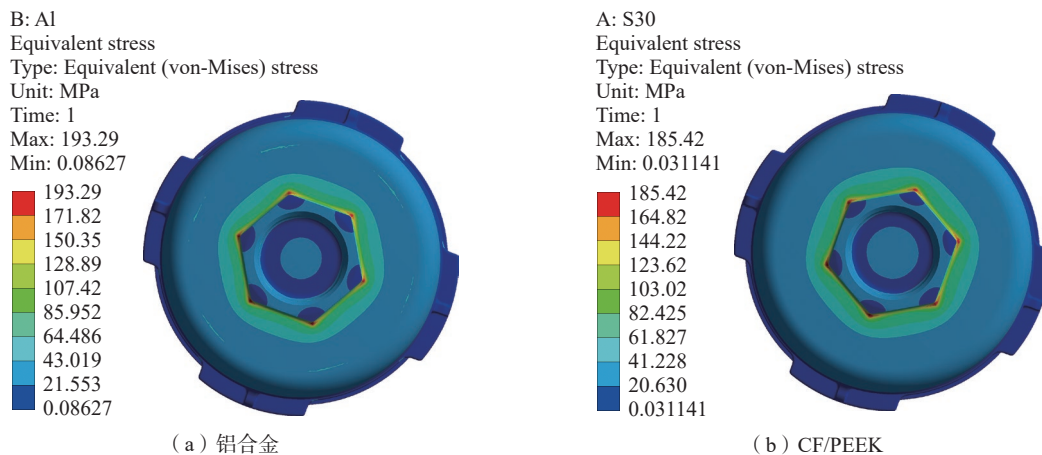


图4 不同材料过滤组件的应力分布示意

Fig.4 Stress distribution schematics of filter assemblies with different materials

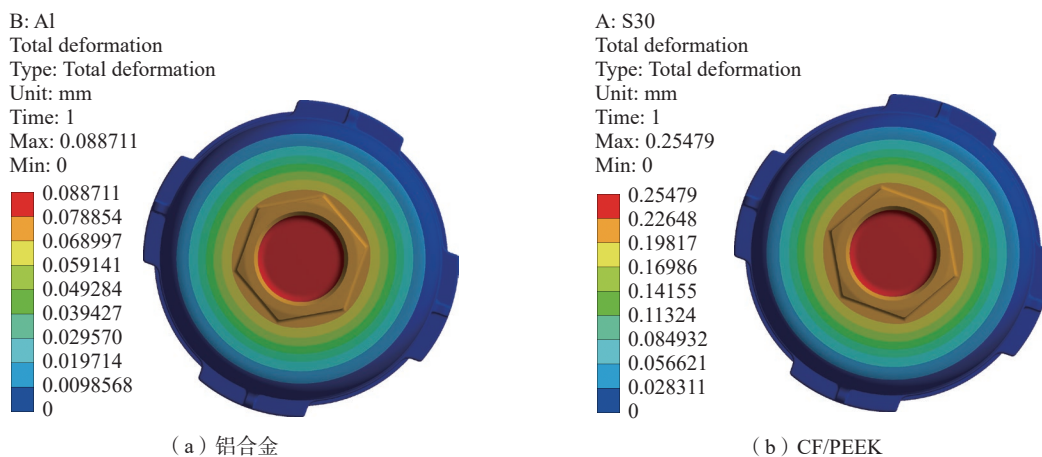


图5 不同材料过滤组件变形分布示意

Fig.5 Deformation distribution schematics of filter assemblies with different materials

固位置高度、连接圆角半径和底面壁厚 4 个参数进行结构优化,研究各参数尺寸变化对整体应力和变形的影响规律,寻找降低最大应力和最大变形的有效措施。

2.1 结构参数灵敏度分析

过滤组件底面(图6)六边形紧固位置对于结构强度和刚度的作用类似于加强筋。在使用过程中,需要定期拆卸、清理、更换过滤组件的内部滤芯,但CF/PEEK复合材料的硬度低于航空铝合金材料,在重复拆装的过程中,CF/PEEK复合材料六边形的紧固位置容易发生磨损。在过滤组件安装力矩不变的情况下,六边形紧固位置的尺寸参数会影响安装过程中扳手和安装边压紧时产生的局部应力,进而对部件的磨损状态及使用寿命产生影响。

对紧固位置六边形的对边尺寸参数灵敏度进行分析。改变六边形紧固位置的对边尺寸,对内部压力1.5 MPa工况下过滤组件底面的应力分布和变形量进行仿真。根据常用拆卸工具尺寸标准,选择六边形对边尺寸

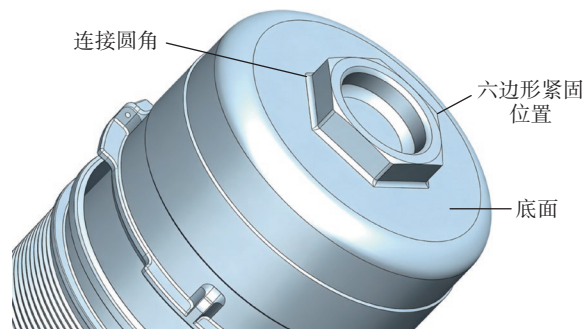


图6 过滤组件底面结构示意图

Fig.6 Schematic of the bottom structure of filter assembly

S 分别为 30 mm、32 mm、36 mm、41 mm。4 种紧固尺寸过滤组件底面的应力分布如图7所示,变形分布如图8所示,其最大应力从 179.65 MPa 降低到 130.37 MPa,最大变形从 0.49 mm 降低到 0.40 mm。因此可知,随着紧固位置六边形对边尺寸的增加,过滤组件内的最大应力和最大变形减小。

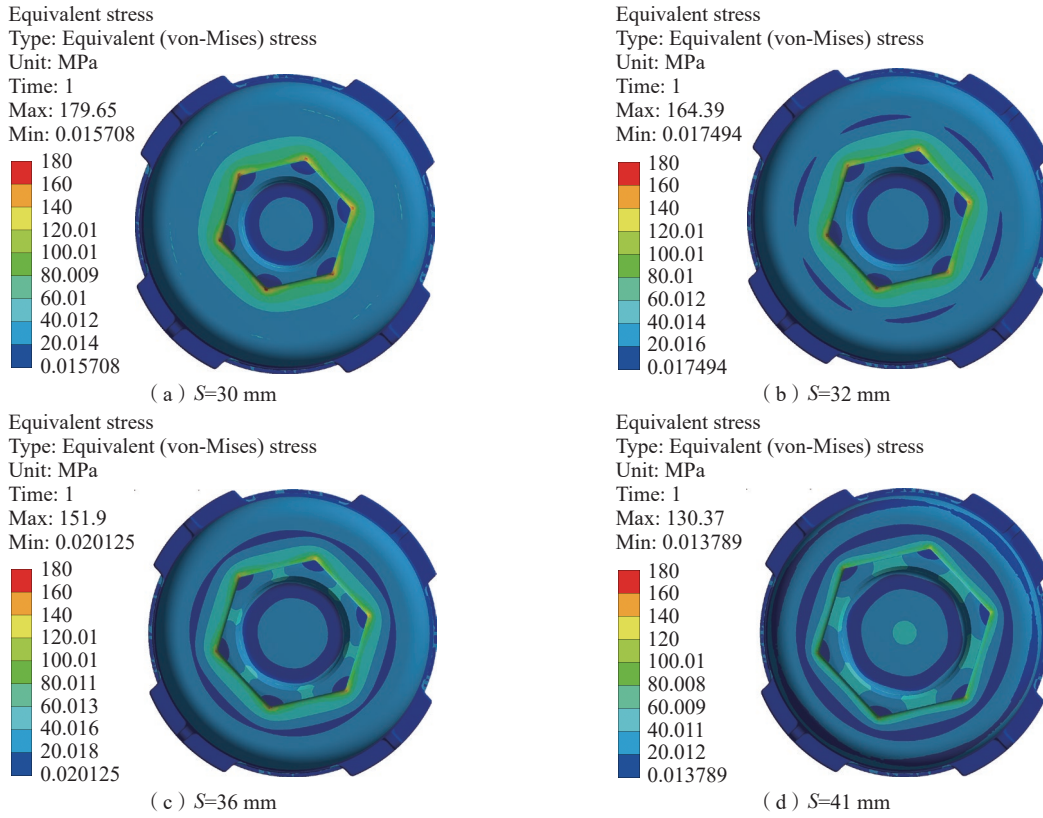


图 7 不同紧固尺寸过滤组件底面的应力分布

Fig.7 Stress distribution on bottom of filter assembly at different fastening sizes

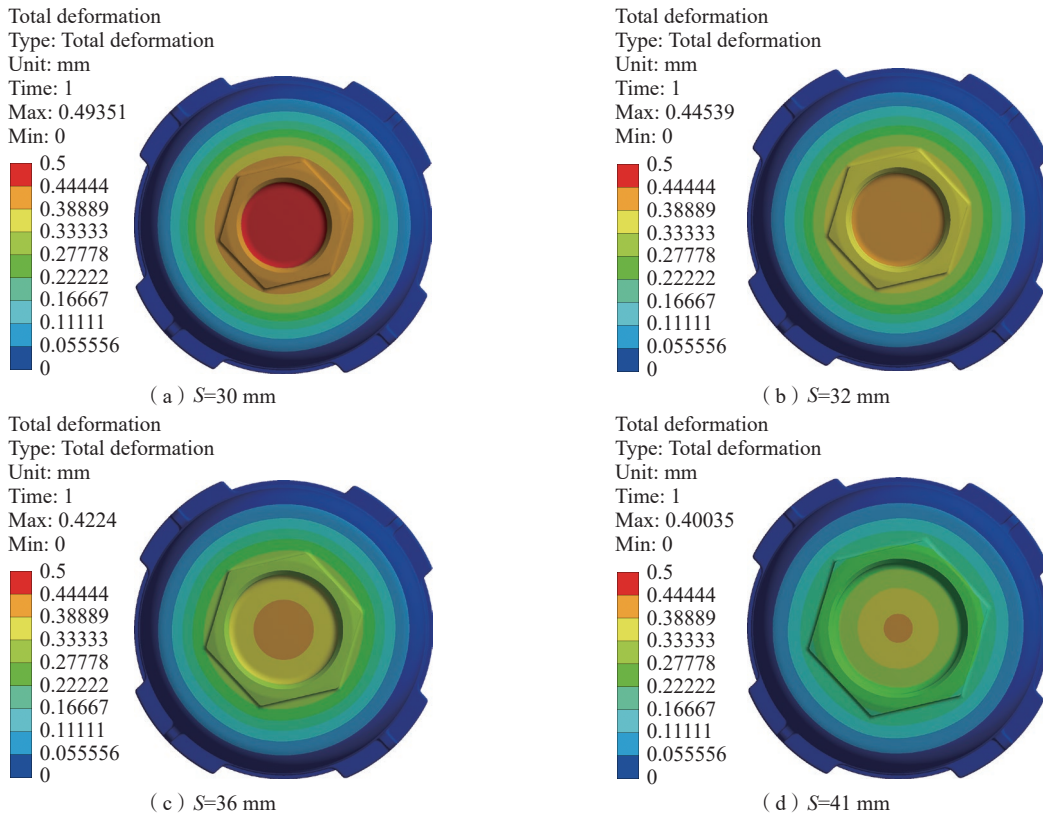


图 8 不同紧固尺寸过滤组件底面的变形分布

Fig.8 Deformation distribution on bottom of filter assembly at different fastening sizes

考虑六边形紧固位置高度的影响。在六边形紧固位置高度 7~11 mm 的范围内,对内部压力 0.5 MPa、1 MPa、1.5 MPa 3 个工况下过滤组件底面的应力分布和变形量进行仿真。其中,底面厚度固定为 3 mm,连接圆角半径固定为 1.5 mm,其他结构参数不变。最大应力和最大应变计算结果如图 9 所示,可以看出,紧固位置高度对结构整体应力和变形的影响程度较低,在后续优化设计时主要根据材料特性和安装方式选择合适的高度。

研究结构厚度(底面壁厚)对结构强度和刚度的影响。改变底面壁厚,在内部压力为 0.5 MPa、1 MPa、1.5 MPa 3 个工况下,对过滤组件的应力分布和变形量进行仿真分析。六边形紧固位置和过滤组件的连接圆角半径固定为 1.5 mm,底面壁厚从 3 mm 增至 4 mm,其他结构参数不变,仿真结果如图 10 所示。可知,随着底面壁厚的增加,1.5 MPa 工况下的最大应力从 153.8 MPa 降至 101.8 MPa,变形从 0.25 mm 降至 0.16 mm,说明底面壁厚的增加对结构强度和刚度的提升效果明显。

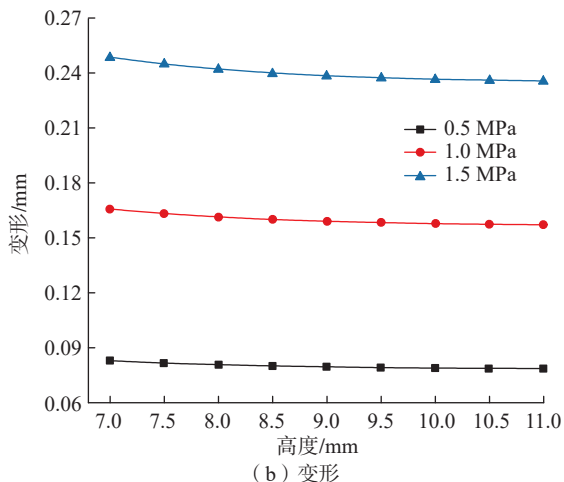
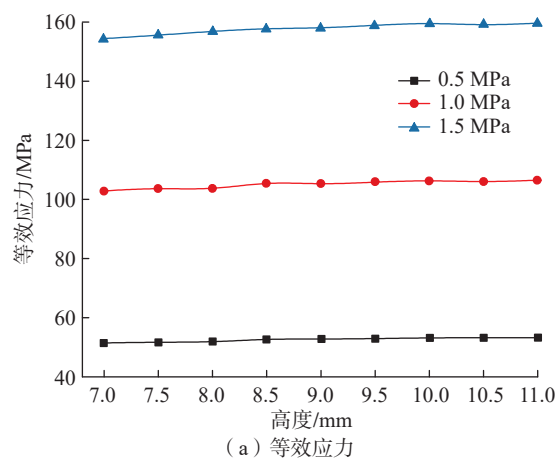


图9 不同紧固位置高度下的最大应力和最大变形

Fig.9 Maximum stress and maximum deformation at different heights of fastening positions

研究紧固位置和底面的连接圆角半径对结构强度和刚度的影响。通过改变六边形紧固位置和过滤组件底面的连接圆角半径,对内部压力为 0.5 MPa、1 MPa、1.5 MPa 3 个工况下的应力分布和变形量进行仿真。底面壁厚固定为 3 mm,连接圆角半径从 0.2 mm 增至 3 mm,其他结构参数不变,仿真结果如图 11 所示。可知,随着圆角半径增大,1.5 MPa 工况下的最大应力从 364.1 MPa 降至 112.1 MPa,变形从 0.26 mm 降至 0.23 mm。所以,改变圆角半径也是一种优化结构强度和刚度的有效方式。

2.2 过滤组件结构优化设计数学建模

2.2.1 设计变量

过滤组件的结构优化不仅要考虑强度和刚度,还要考虑轻量化的需求。基于以上结构参数灵敏度分析结果,将底面六边形紧固位置对边尺寸、连接圆角半径和底面壁厚 3 个参数作为优化变量。

结合安装工具尺寸标准与树脂基复合材料特点,选

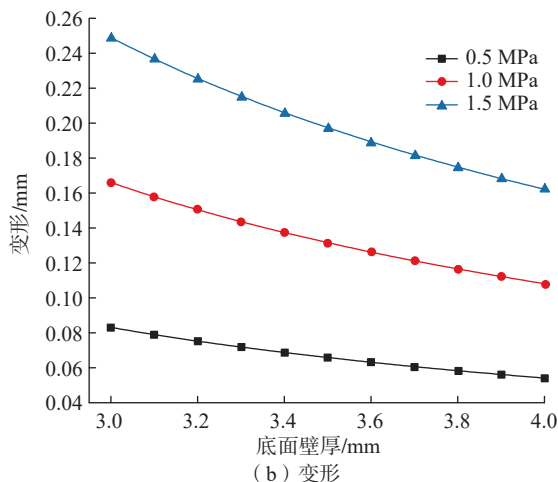
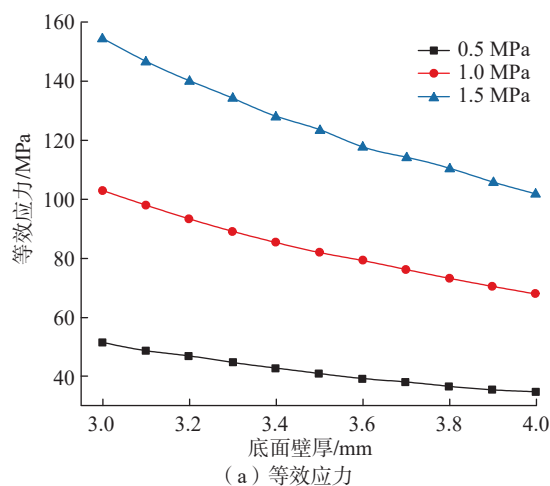


图10 壁厚对底面最大应力和最大变形的影响

Fig.10 Effect of wall thickness on maximum stress and maximum deformation of bottom surface

择 7 组由不同紧固位置对边尺寸与高度组合而成的参数方案,如表 2 所示。结合复合材料的强度和磨损,将紧固位置厚度最薄处参数范围设定为 3.5~6.5 mm,如图 12 所示。考虑到圆角半径对扳手或套筒配合尺寸的影响,将圆角半径取值范围设置为常用的 1~2 mm ;

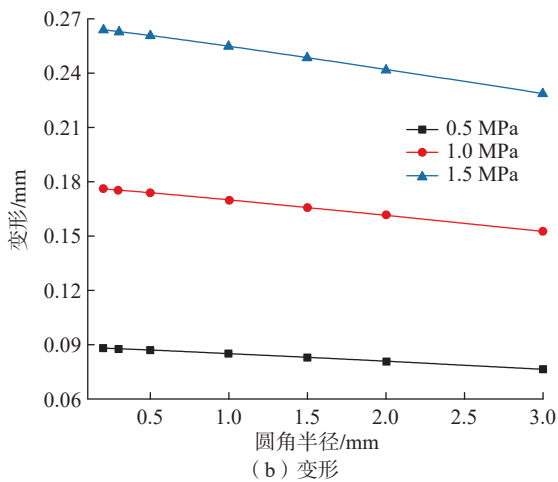
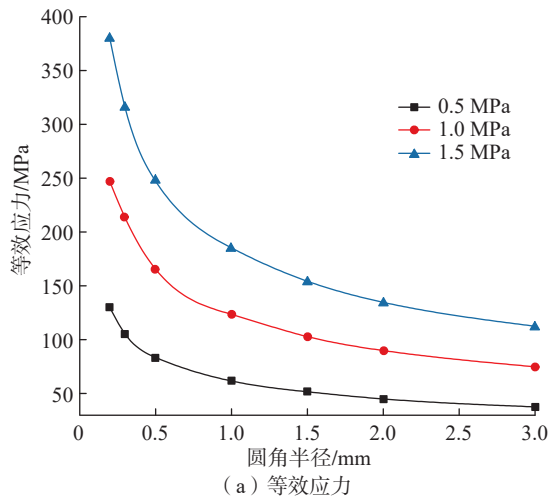


图 11 连接圆角半径对底面最大应力和最大变形的影响
Fig.11 Effect of joint fillet radius on maximum stress and deformation of bottom surface

表 2 紧固位置尺寸参数

Table 2 Dimension parameters of fastening position mm

序号	对边尺寸	高度
1	30	10
2	34	10
3	36	11
4	41	13
5	30	15
6	32	17
7	36	18

同时为满足组件的轻量化需求,将底部厚度范围设置为 3~5 mm。

2.2.2 优化目标和约束条件

对过滤组件进行结构优化设计的目标是在保证服役性能的前提下实现质量最小。约束条件包括应力和变形 2 个参数。对于应力的约束,在工作过程中材料所承受的最大应力不应超过材料的许用应力值。许用应力为

$$[\sigma] = \frac{\sigma_s}{n_s} \quad (1)$$

式中, $[\sigma]$ 为材料的许用应力; σ_s 为材料失效的极限应力; n_s 为材料的安全系数。对于脆性材料,该应力为材料的断裂拉伸强度;对于塑性材料,该应力为材料的屈服强度。

对于变形的约束,由于铝合金过滤组件在 1.5 MPa 内部压力作用下的最大变形为 0.08 mm,结合过滤组件内部滤芯和外部其他设备的安装间隙,将允许的最大变形量设置为 0.1 mm。

安全系数的选取需要考虑多种因素,包括材料的自身性质,零件的加工方式、加工精度,零件所承载荷的变化形式,零件所处环境的变化形式,零件在设备中的重要程度,零件的破坏形式及破坏后造成的后果等。根据军用飞机强度和刚度规范,其零部件设计的安全系数一般取 1.5,非金属复合材料设计验证环节的安全系数可取 2.0。综合考虑静态载荷和动态载荷的作用,在复合材料过滤组件的设计过程中,应采用不小于 2.0 的安全系数,选择安全系数 2.3 作为设计准则,得到材料的许用应力值为 100 MPa。

基于以上分析,本文的优化目标函数为质量最小,约束条件为最大应力 100 MPa、最大变形 0.1 mm。该优化问题可描述如下。

$$\begin{cases} \min M \\ 3 \text{ mm} \leq X_1 \leq 5 \text{ mm} \\ 1 \text{ mm} \leq X_2 \leq 2 \text{ mm} \\ Y_1 \leq 100 \text{ MPa} \\ Y_2 \leq 0.1 \text{ mm} \end{cases} \quad (2)$$

式中, M 为过滤组件的质量; X_1 为过滤组件底面壁厚;

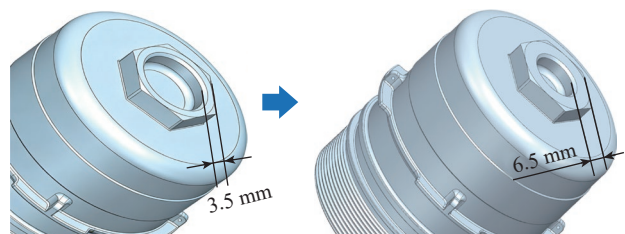


图 12 底面紧固位置厚度参数示意图

Fig.12 Schematic of thickness parameters of bottom fastening position

X_2 为六边形紧固位置和底面的连接圆角半径; Y_1 为内部 1.5 MPa 压力作用下的最大等效应力; Y_2 为最大变形量。

2.3 结构优化设计

采用自适应单目标优化方法 (Adaptive single-objective optimization) 进行优化计算, 该方法基于梯度优化算法, 采用拉丁超立方抽样 (LHS) 进行试验设计, 通过 Kriging 响应面建立代理模型, 并通过 NLPQL 优化算法求解。响应面优化通过选取一定数量的样本点构建响应面, 其中样本点数据通过有限元计算获得, 然后采用插值法得到近似的响应点。采用中等优化计算时间, 选择 8 个初始样本点作为起始点对全局最优解进行搜索, 最大样本点数量为 33 个。

将 7 种六边形紧固位置尺寸的过滤组件优化算例分别进行求解, 使用基于响应面的优化方法, 在满足应力和变形的约束条件下, 寻找质量最小时所对应的底面壁厚和连接圆角半径。优化结果: 六边形紧固位置对边尺寸为 36 mm, 高度为 11 mm, 与主体连接的圆角半径为 2 mm, 过滤组件底面壁厚为 4 mm。此结构在 1.5 MPa 压力下的最大变形为 0.1 mm, 最大应力为 84.85 MPa, 质量为 108.67 g, 相比铝合金过滤组件质量 (181.67 g) 实现了减重 40% 的优化效果。图 13 展示了结构优化设计后, 过滤组件的应力和变形分布。

3 试验验证

为评估复合材料过滤组件在振动环境中的频率响应特性和振动松脱特性, 进行了样件制备及随机振动试验。首先获得了随机振动激励下过滤组件和端盖螺纹连接位置的响应情况, 然后进行随机振动耐久试验和功能试验考核。

3.1 CF/PEEK 航空过滤组件制备

首先通过注塑模压获得筒形毛坯, 对毛坯进一步机加工后得到最终产品。前期试验阶段生产模式为小批量生产, 模具加工成本高, 因此在毛坯上不设置结构的细节特征, 圆角采用机加工方式成型。采用碳纤维体积分数 26%~28% 的 CF/PEEK 材料进行过滤组件的加工, 主要加工表面包括定位端面、螺纹和组件内表面。毛坯的外径 88 mm、内径 58 mm、总高度 105 mm、内孔深度 90 mm。根据常规加工原则, 先粗加工装配端面, 然后采用精加工工序处理工件平面, 最后加工孔。考虑到 CF/PEEK 复合材料的加工难度与试验成本较高, 本研究仅进行单样本试验。

3.2 随机振动响应和振动松脱性能

为确保过滤组件能够承受实际振动环境, 并在整个寿命周期内正常工作而不发生损坏和性能下降, 应按照 GJB150.16A—2009《军用装备实验室环境试验方法 第

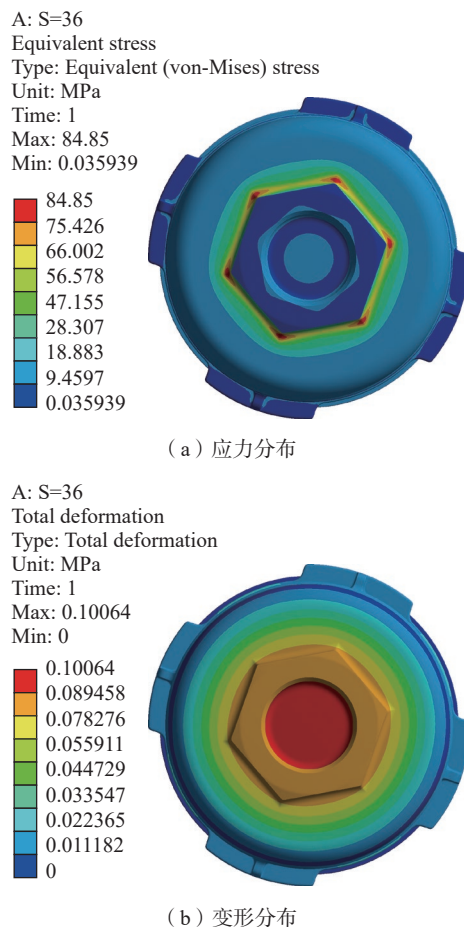


图 13 结构优化后的应力和变形分布
Fig.13 Stress and deformation distribution after structural optimization

16 部分: 振动试验》对产品进行功能振动和耐久振动考核。GJB150.16A—2009 规定, 机载设备振动功能试验量值一般为实际工作环境下的最大值, 耐久试验量值为振动功能试验量值的 1.6 倍时, 每装机飞行 500 h, 各轴向均需进行 2.5 h 的振动试验。航空过滤组件需要在所处的随机振动环境下安全工作 1500 h 以上, 在振动试验中, 功能试验各轴向振动 1 h, 耐久试验各轴向振动 7.5 h。试验轴向为 X、Y、Z 3 个轴向, 沿飞机航向为 X 轴, 垂向为 Y 轴, 展向为 Z 轴。振动试验谱型如图 14 所示, 试验量值如表 3 所示, 其中, W_1 和 W_2 分别表示试验中使用的功率谱密度量值。

首先对随机振动载荷谱下夹具的传递性能进行检验, 将夹具固定在振动台水平滑台上, 在安装端盖的螺栓孔附近布置加速度传感器, 得到该位置的振动响应如图 15 所示。可以看出, 夹具在 15~2000 Hz 的试验频率范围内没有出现明显的共振峰, 加速度响应满足梯形谱的要求, 加速度响应值与标准振动谱型接近, 说明夹具具有较好的传递性能。

随机振动试验的监测传感器粘贴在图 16 所示的连接螺纹附近(红色椭圆处),监测该位置的振动响应情况。图 16 (a)为 X 方向的耐久试验和功能试验,耐久试验在 1253 Hz 处有明显的共振峰,加速度幅值为 29.4 g^2/Hz 。图 16 (b)为 Y 方向的耐久试验和功能试验,功能试验在 544.9 Hz 处有明显的共振峰,加速度幅值为 55.27 g^2/Hz ;耐久试验在 541.9 Hz 处有明显的共振峰,加速度幅值为 81.64 g^2/Hz 。图 16 (c)为 Z 方向的耐久试验和功能试验,功能试验在 506.8 Hz、662.1 Hz、1675 Hz、1904 Hz 处有明显的共振峰,加速度幅值分别为 2.98 g^2/Hz 、0.81 g^2/Hz 、4.25 g^2/Hz 、0.85 g^2/Hz ;耐久试

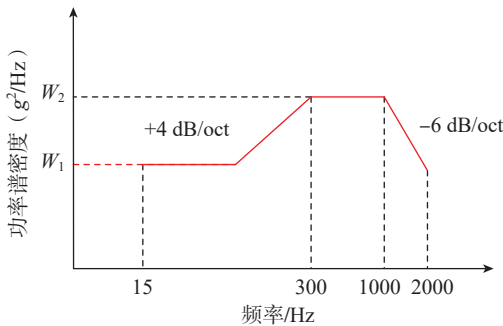


图 14 振动试验谱型
Fig.14 Vibration test spectrum

表 3 振动试验量值
Table 3 Vibration test value g^2/Hz

试验项目	W_1	W_2
功能试验	0.02	0.092
耐久试验	0.032	0.1472

验在 445.3 Hz、1573 Hz 处有明显的共振峰,加速度幅值分别为 25.02 g^2/Hz 、5.743 g^2/Hz 。

螺纹连接件在振动环境中工作时,其预紧力会逐渐减小甚至消失,预紧力越小越容易发生松脱。过滤组件的安装扭矩为 15~25 $N \cdot m$,由于过滤组件的密封圈对螺纹的预紧和松脱有显著影响,为尽可能接近真实工作环境,在过滤组件上安装了 O 形密封圈,选择安装力矩 15 $N \cdot m$ 进行随机振动试验,如图 17 所示。试验结束后,通过检验过滤组件的拆卸力矩来评定残余扭矩。

对 X、Y、Z 3 个方向分别进行 7.5 h 的耐久试验和 1 h 的功能试验后,测试螺纹的松懈情况,结果如表 4 所示。可知,螺纹松懈力矩大于拧紧力矩,这是由于受密封圈的影响,松懈力矩一部分由螺纹产生,一部分由密封圈产生,安装时间越长,密封圈与零件之间的接触越紧密,需要的松懈力矩越大。整体来看,功能试验和耐久试验后并没有发生残余扭矩降低的现象,产品没有产生疲劳裂纹和损坏,可以通过振动试验的考核。

3.3 CF/PEEK 复合材料的适用性

CF/PEEK 复合材料可行性验证内容包括环境测试和介质相容性测试。如图 18 所示,使用 CF/PEEK 复合材料拉伸试样进行试验,检测内容包括材料在冷却液常温浸泡、高低温浸泡、霉菌环境等工况下材料性能的变化。主要检验指标为试验后材料的表面状况和拉伸性能,使用材料拉伸试验机对测试后的材料力学性能进行检测。试验后,材料表面应无气泡、起皱、开裂或脱落,且未出现腐蚀,材料无明显变色、膨胀、皱裂及麻坑等缺陷。经上述试验后,材料试样的拉伸性能并没有出现明显下降,表面未出现裂纹或腐蚀,因此材料在工作环境

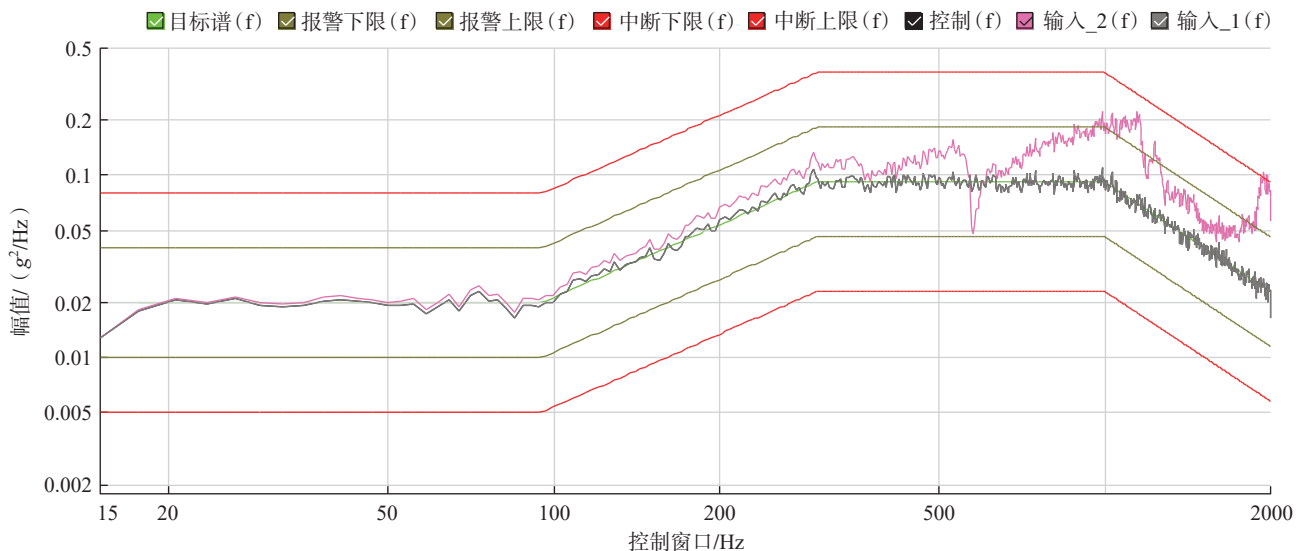


图 15 夹具随机振动响应
Fig.15 Random vibration response of fixture

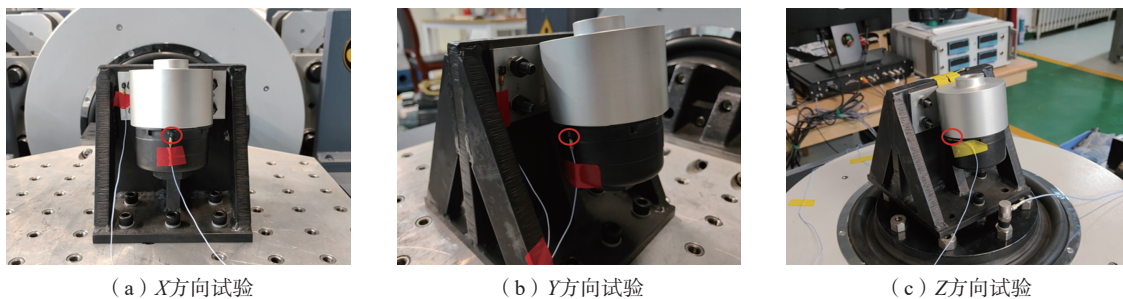


图 16 随机振动试验中的传感器位置
Fig.16 Sensor locations during random vibration test



图 17 试验件螺纹预紧力矩设置
Fig.17 Thread pre-tightening torque set-up of test article

表 4 航空过滤组件的松卸力矩
Table 4 Unloading torque of aviation filter assembly N · m

试验类型	拧紧力矩	松卸力矩
X方向功能试验	15	18.5
X方向耐久试验	15	20.0
Y方向功能试验	15	18.5
Y方向耐久试验	15	19.9
Z方向功能试验	15	18.7
Z方向耐久试验	15	20.6
静置1 h	15	18.7
静置7.5 h	15	20.8

下的耐候性和耐介质性可以保证。在材料基本性能符合要求的前提下,按照树脂基复合材料的力学性能和特点对航空过滤组件进行结构设计、结构优化和性能评价,能够在保证服役可靠性的前提下实现轻量化的目标。

4 结论

本文使用树脂基复合材料(CF/PEEK)替换金属材料对航空过滤组件进行轻量化设计。通过有限元仿真和结构优化确定结构参数,通过试验验证其动态响应特

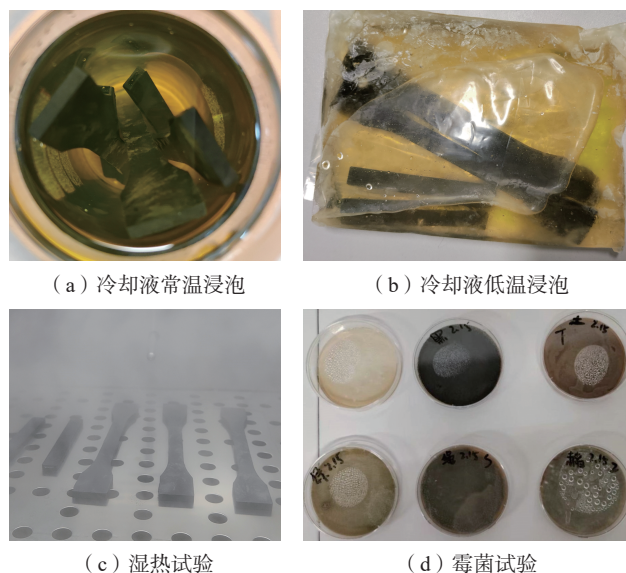


图 18 CF/PEEK 复合材料的环境测试
Fig.18 Environmental test for CF/PEEK composites

性和抗松脱特性,并结合介质相容性试验对材料的使用可行性进行验证,主要研究结论如下。

(1)进行了复合材料过滤组件的有限元仿真,在现有结构尺寸下,分别对采用树脂基复合材料(CF/PEEK)和铝合金材料(AISI10Mg)的航空过滤组件进行刚度和强度仿真。研究获得了六边形紧固位置对边尺寸、紧固位置高度、连接圆角和底面壁厚 4 个参数对整体应力和变形的影响规律。在内部压力作用下,过滤组件侧面的应力基本保持在较低水平,高应力区域主要集中在端面六边形的紧固位置附近。CF/PEEK 复合材料过滤组件时的强度较铝合金的无显著差距,但刚度明显不足,需要对其结构进行优化。

(2)选择对应力和变形影响显著的结构参数作为优化变量,根据安全系数确定应力约束,根据装配关系确定变形约束,目标函数为质量最小,使用 ANSYS Workbench 开展优化设计确定了结构尺寸。仿真结果显示,此结构在 1.5 MPa 压力下的最大变形为 0.1 mm,最大应力为 84.85 MPa,质量为 108.67 g,相比铝合金过滤组件质量

181.67 g, 减重 40%。

(3) 过滤组件螺纹连接松脱性能试验和随机振动响应测试表明, CF/PEEK 复合材料过滤组件的残余扭矩降低未发生衰减, 产品没有出现疲劳裂纹和损坏。

(4) CF/PEEK 复合材料过滤组件的介质相容性测试表明, 该材料在冷却液浸泡、高低温及航空标准要求的霉菌等环境下均适用。

结果表明, 本文所设计的复合材料航空过滤组件在保证服役可靠性的前提下实现了 40% 的减重优化效果, 其强度和可靠性满足要求, 研究结论为 CF/PEEK 复合材料进行航空零部件的轻量化设计提供了思路。

参考文献

[1] MARINO M, SABATINI R. Advanced lightweight aircraft design configurations for green operations[C]//Practical Responses to Climate Change Conference. Melbourne: Engineers Australia's Convention, 2014.

[2] 澳汰尔工程软件(上海)有限公司. 澳汰尔优化设计在航空部件设计中的应用——Altair helps A380 take off[J]. CAD/CAM与制造业信息化, 2004(9): 61-63.

Altair (Shanghai) Engineering Software Ltd., Co. The application of Altair optimization design in aviation component design—Altair helps A380 take off[J]. CAD/CAM and Manufacturing Informatization, 2004(9): 61-63.

[3] 叶泊沅. 空客A380机翼翼肋的拓扑优化[C]//农业机械化与新农村建设——中国农业机械学会2006年学术年会论文集(下册). 镇江: 中国农业机械学会, 2006: 142-145.

YE Jiyuan. Topology optimization of wing rib of Airbus A380[C]//Proceedings of the 2006 Academic Annual Conference of Chinese Agricultural Machinery Society (Volume 2). Agricultural Mechanization and New Rural Construction. Zhenjiang: Chinese Society for Agricultural Machinery, 2006: 142-145.

[4] 张卫红, 唐长红. 航空航天装备的轻量化: 挑战与未来[J]. 航空学报, 2024, 45(5): 1-7.

ZHANG Weihong, TANG Changhong. Lightweighting of aerospace and aeronautical equipment: Challenges and perspectives[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(5): 1-7.

[5] 钟群鹏, 有移亮, 张峥, 等. 机械装备构件轻量化主要技术途径的探讨[J]. 机械工程学报, 2012, 48(18): 2-6.

ZHONG Qunpeng, YOU Yiliang, ZHANG Zheng, et al. On the main technical ways to lightweight mechanical equipment components[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(18): 2-6.

[6] ZHU L, LI N, CHILDS P R N. Light-weighting in aerospace component and system design[J]. Propulsion and Power Research, 2018, 7(2): 103-119.

[7] 林有希, 高诚辉. PEEK的改性及应用[J]. 工程塑料应用, 2005, 33(9): 64-67.

LIN Youxi, GAO Chenghui. Modification and application of

PEEK[J]. Engineering Plastics Application, 2005, 33(9): 64-67.

[8] 肇研, 刘寒松. 连续纤维增强高性能热塑性树脂基复合材料的制备与应用[J]. 材料工程, 2020, 48(8): 49-61.

ZHAO Yan, LIU Hansong. Preparation and application of continuous fiber reinforced high-performance thermoplastic composites[J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(8): 49-61.

[9] YOON H, TAKAHASHI K. Mode I interlaminar fracture toughness of commingled carbon fibre/PEEK composites[J]. Journal of Materials Science, 1993, 28(7): 1849-1855.

[10] MURRAY B R, LEEN S B, SEMPRIMOSCHNIG C O A, et al. Helium permeability of polymer materials as liners for composite overwrapped pressure vessels[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2016, 133(29): 43675.

[11] MURRAY B R, DOYLE A, FEERICK P J, et al. Rotational moulding of PEEK polymer liners with carbon fibre/PEEK over tape-placement for space cryogenic fuel tanks[J]. Materials & Design, 2017, 132: 567-581.

[12] 张婷. 高性能热塑性复合材料在大型客机结构件上的应用[J]. 航空制造技术, 2013, 56(15): 32-35.

ZHANG Ting. Applications of high performance thermoplastic composites for commercial airplane structural component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(15): 32-35.

[13] 罗云烽, 姚佳楠. 高性能热塑性复合材料在民用航空领域中的应用[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 93-102.

LUO Yunfeng, YAO Jianan. Applications of high performance thermoplastic composites in civil aviation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 93-102.

[14] 张阳, 邵春光, 张瑞静, 等. 聚醚醚酮增强改性及其应用[J]. 高分子通报, 2012, 25(9): 56-62.

ZHANG Yang, SHAO Chunguang, ZHANG Ruijing, et al. Reinforced modification of PEEK and its applications[J]. Polymer Bulletin, 2012, 25(9): 56-62.

[15] 郑洁, 杨卫平, 张磊. 热塑性复合材料在航空领域的发展及应用[C]//第三届中国国际复合材料科技大会论文集. 杭州: 中国复合材料学会, 2017.

ZHENG Jie, YANG Weiping, ZHANG Lei. Development and application of thermoplastic composites in aviation field[C]//Proceedings of the 3rd China International Composites Technology Conference. Hangzhou: Chinese Society for Composite Materials, 2017.

[16] 王兴刚, 于洋, 李树茂, 等. 先进热塑性树脂基复合材料在航天航空上的应用[J]. 纤维复合材料, 2011, 28(2): 44-47.

WANG Xinggang, YU Yang, LI Shumao, et al. The research on fiber reinforced thermoplastic composite[J]. Fiber Composites, 2011, 28(2): 44-47.

[17] ABOULKHAIR N T, MASKERY I, TUCK C, et al. The microstructure and mechanical properties of selectively laser melted AISi10Mg: The effect of a conventional T6-like heat treatment[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 667: 139-146.

(责编 向阳)