

引用格式: 赵建华, 朱胜利, 高玉伟, 等. 聚酰亚胺复合材料在飞机排气道中的设计与应用[J]. 航空材料学报, 2026, 46(2): 60-68.

ZHAO Jianhua, ZHU Shengli, GAO Yuwei, et al. Design and application of polyimide composites in aircraft exhaust nozzle[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2026, 46(2): 60-68.

聚酰亚胺复合材料在飞机排气道中的设计与应用

赵建华*, 朱胜利, 高玉伟, 杨明

(航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 聚酰亚胺复合材料因其良好的耐高温性能, 广泛应用于飞机及发动机结构设计。结合当前聚酰亚胺复合材料的特点和材料性能, 对飞机聚酰亚胺排气道结构进行方案设计和制造; 通过采用拓扑优化、热力耦合计算、综合工艺优化等, 对排气道结构关键影响因子进行研究, 形成聚酰亚胺复合材料排气道结构的设计与工艺制造方法, 成功实现 2 m 级典型筒段结构的高精度制造, 并完成静力实验验证。结果表明: 采用 HST300/CCF800 聚酰亚胺复合材料设计制造的排气道可以承受 100% 设计载荷, 应力、应变分布符合设计预期。

关键词: 聚酰亚胺; 复合材料; 飞机; 排气道

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2025.000028

CSTR: 32420.14.j.issn.1005-5053.2025.000028

中图分类号: TB332; V214

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2026)02-0060-09

Design and application of polyimide composites in aircraft exhaust nozzle

ZHAO Jianhua*, ZHU Shengli, GAO Yuwei, YANG Ming

(The first Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract: Polyimide composites are extensively utilized in aircraft and engine structural design due to their superior high-temperature resistance properties. An aircraft polyimide composite exhaust nozzle structure is designed and fabricated based on the material characteristics and performance properties of polyimide composite. Furthermore, the factors impacting the application of polyimide composite in exhaust nozzles are examined through topological optimization and thermomechanical coupling strength analysis as well as integrated manufacturing optimization technologies. Consequently, typical design and application methodologies for polyimide composites have been established, which is verified and validated by the high precision manufacturing of typical 2-meter typical barrel structure and its static strength test. The results demonstrate that the exhaust nozzle designed and manufactured using HST300/CCF800 polyimide composite material can withstand 100% of the design load, and the stress and strain distributions are consistent with the design expectations.

Key words: polyimide; composite; aircraft; exhaust nozzle

随着航空技术快速发展以及世界各国军事斗争的加剧, 飞机已朝着高速化、隐身化^[1]方向发展, 飞翼布局^[2]等新型气动布局形式已广泛应用于无人机甚至有人飞机设计。飞翼布局下飞机与发动机融合程度更高, 一体化进排系统设计使得发动机与排气道等被机体包裹内埋, 导致热量扩散通路被阻断, 结构热影响范围进一步增大, 加之气动载荷耦合影响, 往往给飞机带来更加严酷的热结构

设计与应用问题, 同时也给结构材料提出了更高的耐温要求。

聚酰亚胺复合材料凭借其耐高温、高比强度、低热膨胀系数和优异的化学稳定性, 成为飞机热区结构设计的重要材料, 广泛应用于飞机和发动机高温结构设计。X-37 和 X-37B 空天飞机采用 IM7/PETI-5 复合材料^[3]作为防热层内部结构, 有效减少飞行器热保护层的用量以实现减重设计; F-22

飞机发动机喷口高温辐射区和 F-35 发动机矢量喷管舱也采用高温聚酰亚胺复合材料;此外,聚酰亚胺复合材料还常被用于飞机内饰件,如舱内壁板和座椅,以满足阻燃和低烟毒性要求。正因为聚酰亚胺复合材料优异的性能对现代飞机性能提升非常重要,因此常被誉为“塑料黄金”。随着我国科技水平持续提升和产业经济快速发展,聚酰亚胺复合材料的整体化设计与制造工艺将不断突破,生产成本也将逐步优化,这将有力推动其在无人机及民用航空领域实现更广泛的应用创新与市场前景。

然而,聚酰亚胺复合材料的应用仍面临诸多挑战。设计上,其各向异性增加了结构设计的难度和复杂性,热载荷与气动载荷的耦合影响也使性能预测和优化变得更加困难;材料高低温冲击及热氧老化后的疲劳性能研究不足,增加了其在主承力结构中应用的技术风险。制造上,由于聚酰亚胺复合材料硬度高、脆性大,导致成型固化过程难度大,容易产生孔隙、分层等缺陷;一般来说,提高固化压力(通常 ≥ 1.5 MPa)和固化温度(通常 ≥ 300 °C),并合理匹配固化时间,能有效避免因工艺参数波动导致的残余应力和变形问题,从而减少缺陷,改善聚酰亚胺复合材料的成型性能;这种复杂的成型工艺显著增加了制造成本,对加工设备、制件质量控制和稳定性均提出更高的要求。此外,随着飞机需求多样化,聚酰亚胺复合材料应用呈现出结构承载与隐身、防/除冰、隔热及透波等功能一体化^[4]发展的特点;这对聚酰亚胺复合材料的设计、制造也提出更高的要求。因此,聚酰亚胺复合材料很难被大规模应用于飞机主承力结构,这也一定程度上限制材料自身的发展速度。

本工作以飞机复合材料排气道结构设计应用为例,开展聚酰亚胺复合材料排气道结构设计与应用方案研究,并对聚酰亚胺复合材料在飞机结构中的应用现状,以及其在设计、制造、实验等方面的技术问题进行分析,最后探讨聚酰亚胺复合材料未来的研究及发展方向,旨在推动其在航空领域的进一步研究与发展。

1 实验材料与方法

1.1 实验材料选择

装备先进航空涡轮风扇发动机的飞机排气道,飞行过程中需要承受尾喷流的高温、高压影响,结构材料选择时必须综合考虑极端服役环境下材料

的性能要求。材料选择作为结构方案设计的首要步骤,材料的优劣将直接决定结构的制造方法,并影响其承载性能、质量与经济性等综合性能。

针对飞机排气道 300 °C 以上的高温使用环境,普通环氧和双马复合材料由于树脂的分子链构造及固化温度较低,在高温下易发生树脂热降解,导致复合材料性能显著下降,显然难以满足飞机高温排气道结构的使用要求。而聚酰亚胺复合材料高温力学性能优异,可在 300 °C 以上高温环境中稳定承载,与高温区常用的高温合金及钛合金材料相比,具有更低的密度,可以有效避免金属薄板分块拼接排气道带来的焊接或装配问题,显著减重;聚酰亚胺复合材料相比金属材料还具备良好的耐疲劳性和抗蠕变性,可有效保证制件的型面精度,适合用于气动效率较为敏感的应用部位,尤其是飞机发动机及排气道;此外,对于飞机排气道这种高温部件,尽管陶瓷基复合材料具有更高的耐高温性能,但其脆性大、加工难度高且成本昂贵,而聚酰亚胺复合材料在保持较高耐高温性能的同时,兼具良好的韧性和可加工性。

目前,最具代表性的聚酰亚胺材料为 1973 年研发的 PMR-15。PRM-15 已广泛应用于飞机及发动机高温区结构,如 F404 发动机外涵道、CF6 发动机芯帽、F119 导流叶片、M88 喷口调节片等^[5]。作为第一代聚酰亚胺复合材料,随着航空航天武器装备的迅速发展,其耐热性能已经不能满足不断发展的飞机、导弹、发动机等技术的需求。

在 PMR-15 的原理及技术基础上,各国研究人员开展大量研究。聚酰亚胺树脂基体逐步由降冰片烯封端聚酰亚胺转向苯乙炔苯酞封端聚酰亚胺^[6],解决了降冰片烯封端聚酰亚胺工艺性差带来的成品率低、制造成本高等问题,并显著提高聚酰亚胺复合材料的耐热性和高温长时使用寿命。国内研究单位经历长期研究,也开发多种牌号的聚酰亚胺材料,性能稳步提升。其中,第一代 KH304、BMP316、LP-15 等聚酰亚胺树脂基体及其复合材料的性能已达到或超越美国 PMR-15;第二代、第三代最具有代表性的聚酰亚胺复合材料有 MPI、KH305、AC721、HST300、BMP350、BMP420 等树脂基体^[7],其耐高温等级已达到 320~420 °C;此外,研究人员还对耐高温等级更高的第四代聚酰亚胺 AC741 等复合材料进行研究,开展国产聚酰亚胺树脂与 T300、T800 碳纤维以及石英纤维的匹配研究,应用模压、热压罐、树脂传递模塑(resin transfer molding, RTM)、自动铺丝等成型工艺,开发出品种多样的功能复合

材料以及稳定的聚酰亚胺复合材料分类与体系。其中,以采用国产 CCF800 碳纤维增强 HST300 高韧性树脂基体的 HST300/CCF800 聚酰亚胺复合材料性能最为突出,其在 300 °C 纵向拉伸强度 1930 MPa,性能保持率达 83%,耐热性能优异。HST300/CCF800 复合材料力学性能见表 1。

此外,对于飞机排气道类的回转体薄壁结构,结构设计时通常将其简化为薄壳结构进行力学分析。薄壳结构的厚度远小于其长宽尺寸,弯曲效应引起的弯曲应力通常可以忽略。因此,薄壳结构主要承受薄膜应力,即沿薄壳中面的拉应力和压应力。此外,由于飞机排气道曲面形状复杂,曲率变化较大的区域容易产生应力集中现象。基于这些受力特点,飞机排气道结构的材料选择必须优先考虑具有较高拉伸强度和良好韧性的材料。HST300 作为一种最新研制的树脂,兼具优异的耐高温性能和韧性,与 CCF800 纤维结合制成预浸料后,展现出卓越的力学性能。通过合理的铺层设计,这种材料能够有效降低飞机排气道蒙皮的薄膜应力,显著提高结构的整体承载能力。因此,在飞机排气道 300 °C 典型使用环境下,HST300/CCF800 聚酰亚胺复合材料不仅从使用环境温度、结构质量、承载、工艺性能等方面展现出良好的综合性能,而且工艺性与经济性优势显著,实现了新的平衡,可作为排气道结构设计的理想选择。

1.2 设计方法与过程

飞机排气道的主要作用是使发动机低压涡轮

排出的燃气持续膨胀加速,将热能、势能转换为动能,以较高的速度喷出,使发动机受反作用力产生推力。飞机排气道主要承受尾喷流带来的温度及压力载荷,要求任何情况下都不能发生意外泄漏,以确保发动机稳定工作。因此,飞机排气道一般要求设计为气密结构,内部布置完整且刚度足够的薄壁蒙皮,外部再按需布置横、纵骨架结构进行加强,以保证结构完整性^[8]。

1.2.1 拓扑优化

拓扑优化一般常用于结构方案设计初期,可为结构方案初步布置提供参考。排气道结构由于自身结构特点,采用大规模的自由拓扑优化耗时费力,会降低迭代效率,影响方案收敛速度。因此,选择将最具拓扑潜力的加强筋定义为设计域,将薄蒙皮定义为不可设计域,使用 3D 六面体单元^[9],按照前端固支约束状态,建立含有蒙皮、对接法兰、加强筋等结构特征的拓扑优化模型,开展更加细节的拓扑优化计算。其中,优化三要素设置为:(1)优化目标:最小应变能;(2)约束条件:体积分数 30%;(3)优化变量:设计空间所有单元。排气道拓扑优化结果如图 1 所示。结果显示加强筋对薄壁结构承载的重要性,同时表面完整的环向加强筋有利于限制结构环向变形,保持排气道截面积稳定。

1.2.2 方案设计

结构方案设计是一个复杂、综合,且需要反复迭代的过程。方案设计初期,不仅要考虑结构的载荷特点,还要兼顾结构材料的成形工艺特点、制造

表 1 HST300/CCF800 复合材料力学性能
Table 1 Mechanical properties of HST300/CCF800 composite

Property	Mechanical property at room temperature	Mechanical property at 300 °C	Property retention rate/%
Longitudinal tensile strength	2622 MPa	1930 MPa	83.1
Longitudinal tensile modulus	155 GPa	143 GPa	87.7
Transverse tensile strength	55 MPa	25.9 MPa	36.9
Transverse tensile modulus	9.2 GPa		
Longitudinal compressive strength	1581 MPa	811 MPa	51.3
Longitudinal compressive modulus	151 GPa		
Longitudinal flexural strength	2150 MPa	1708 MPa	84.1
Longitudinal flexural modulus	151 GPa	161 GPa	106.6
Interlaminar shear strength	109 MPa	59.3 MPa	54.4
In-plane shear strength	95 MPa	59.9 MPa	54.5
Open-hole tensile strength	460 MPa	497 MPa	95.6
Open-hole compressive strength	325 MPa	208.7 MPa	62.1

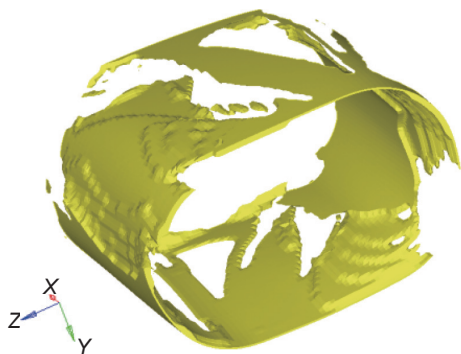


图1 排气道结构拓扑优化结果

Fig. 1 Topological optimization results of exhaust nozzle

成本等;对于拓扑优化结果,还必须根据实际情况合理参考、综合取舍,才能最终制定满足各方面要求的结构设计方案^[10]。

本工作依据飞机排气道结构特点,综合制定层合内蒙皮、L型加强筋、局部金属接头的结构设计方案。其中,回转体薄壁内蒙皮采用聚酰亚胺复合材料预浸料手工铺贴,整体固化脱模后形成薄壁内蒙皮筒段,外部加强筋单独铺贴、固化成形后,最终采用机械连接与内蒙皮组成排气道整体结构;由于外表面加强筋在横、纵对接处只能保证一个方向贯通设计,结构设计时优先选择将更加重要的环向加强筋进行贯通,并在对接处将纵向加强筋进行分段,每段纵向加强筋在环向加强筋前后采用金属接头进行连接;为了进一步简化对接设计,加强筋采用TC4钛合金、L型截面,更易简化对接形式,实现可靠连接、减重。上述简化结构设计方案,虽然达到降成本、缩短周期的目的,但是由于复合材料、金属材料热膨胀系数不一致,又会带来混合结构热应力匹配设计问题,须谨慎评估。

2 结果与分析

2.1 混合结构热应力影响评估

为了充分评估结构设计方案的合理性,保证结构安全,兼顾不同的金属、复合材料线膨胀系数影响以及具体结构约束形式的影响^[11],分别建立全金属模型、全复合材料模型以及金属骨架、复合材料蒙皮(选用TC4钛合金作为排气道骨架、HST300/CCF800聚酰亚胺复合材料作为内蒙皮)三种有限元模型,施加相同的稳态温度载荷与气动载荷,仿真计算得到各种情况下结构最大应力、变形。结果详见表2。计算结果显示,三种模型状态在相同载荷作用下的变形趋势一致,最大应力、最大变形变化较小。因此,对于排气道结构,金属、复

表2 钛合金与复合材料混合排气道结构最大应力和变形
Table 2 Maximum stress and deformation of titanium-CFRP hybrid joint structures of exhaust nozzle

Model case	Maxium stress/MPa	Maxium deformation/mm
Metal structure	210	11.6
Composite structure	224	9.4
Titanium-CFRP hybrid joint structure	237	10.5

合材料混合结构带来的热应力对其承载的影响在静强度层面基本可以忽略;而混合结构设计方案,能有效降低研制成本,具有明显优势。

2.2 气动载荷及温度对结构的影响评估

为了进一步评估气动载荷及温度对排气道结构承载的影响差异,更好掌握结构承载及变形特点,准确预测结构破坏模式及危险部位^[12]。建立包含HST300/CCF800聚酰亚胺复合材料内蒙皮、加强筋,以及TC4钛合金接头的有限元模型,按壁面300℃、内压56kPa的典型使用环境,分别单独施加稳态温度载荷、单独施加气动载荷、同时施加稳态温度及气动载荷,对三种载荷工况下结构应力进行对比。仿真计算得到结构的最大应力、变形对比结果详见图2和图3。

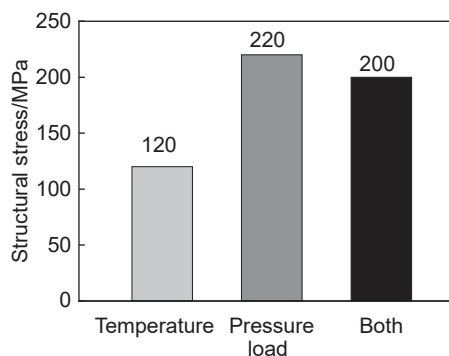


图2 不同载荷作用下结构最大应力对比

Fig. 2 Comparison of maximum stress of structure under different loads

计算结果显示,气动载荷对于排气道结构膨胀区的变形贡献最大;稳态温度载荷对其膨胀区的作用与气动载荷的作用相反,但影响不大。所以,静强度设计阶段,可以将气动载荷作为排气道结构的主要载荷。

2.3 约束刚度对结构振动模态及承载影响

排气道出口宽高比大,呈矩形剖面,加之机体后缘外形收缩的影响,结构设计空间不足,不利于结构承载及抗振设计。为了进一步提高结构刚度,

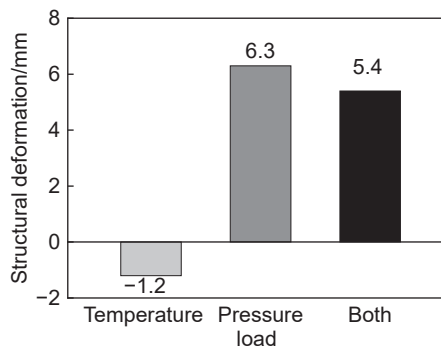


图3 不同载荷作用下结构最大变形对比

Fig. 3 Comparison of maximum deformation of structure under different loads

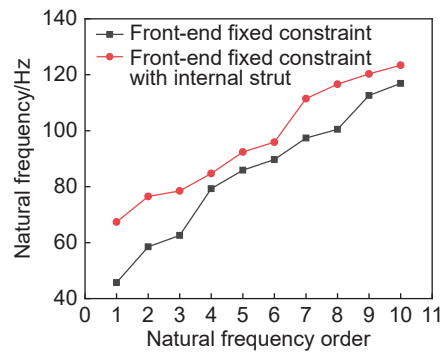


图4 不同约束条件下结构固有频率对比

Fig. 4 Comparison of natural frequency of structure under different constraints

可以在出口外部增加约束拉杆或在内部增加加强撑杆。经过多个组合方案的迭代计算,分析结果显示:前端固支,并且内部保留1根撑杆的复合约束状态下,排气道结构变形合理、具有较好的减重优势。因此,最终选择前端固支、内部1撑杆的复合约束状态作为改进方案与前端固支约束状态进行对比。两种不同约束条件下结构的固有频率变化情况见图4,结构变形的对比情况见图5。

结果显示,内部增加加强撑杆后,排气道结构1~10阶固有频率显著提高;结构前端固支、内部1根撑杆的复合约束状态下结构最大变形4.035 mm,相比前端固支状态下8.266 mm的最大变形,显著减小。因此,内部增加加强撑杆可以显著改善结构振动模态,有效控制结构变形,提高结构刚度,达到减重目的^[13]。

2.4 铺层优化设计

复合材料结构铺层优化设计是复合材料结构优化设计的主要工作,其主要目的是将零件厚度参数优化结果离散成多个织物铺层,得到铺层表,直接应用于结构细节设计;另一方面,按照复合材料

板结构的稳定性理论,合理调节复合材料铺层顺序,能够显著提高复合材料板的局部稳定性。本工作排气道结构采用HST300/CCF800聚酰亚胺复合材料,铺层优化设计模型分别以内蒙皮、加强筋等单个复合材料零件作为优化设计对象,以各铺层的轴压局部稳定性、压剪复合稳定性作为目标函数,将各零件的铺层顺序作为设计变量,并施加铺层对称性、连续性约束和相关制造工艺约束,最终迭代得到内蒙皮及加强筋的铺层表。排气道结构蒙皮铺层表详见表3。排气道内蒙皮采用对称铺层设计能最大限度避免层合结构面内、面外直接的耦合效应^[14],有利于结构承载,且具有较好的工艺性。

2.5 工艺制造

聚酰亚胺复合材料不同于常规复合材料,由于成形压力高、温度高,成形模具、工艺参数对制件质量影响较大。工艺方案设计阶段,必须充分开展结构的成形过程模拟、模具优化设计、工艺参数优化等,对制件质量进行多方面综合控制^[15]。

2.5.1 成形模具设计

聚酰亚胺复合材料的成型模具不仅要求结构

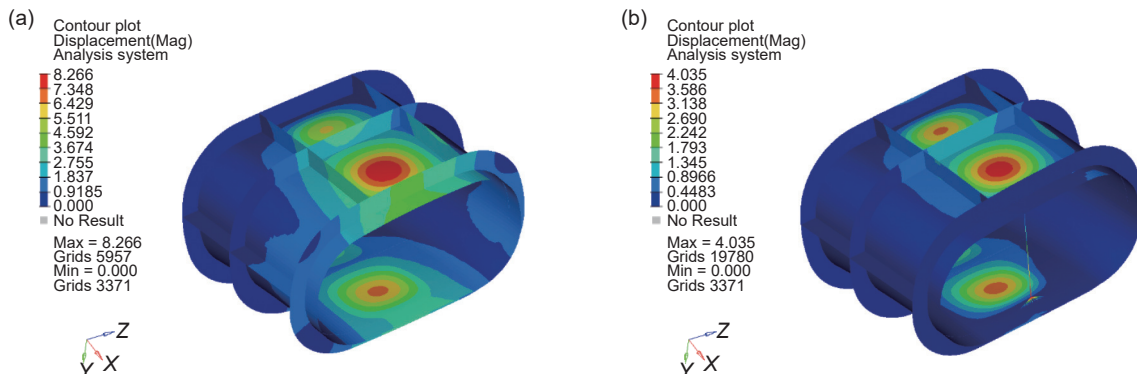


图5 不同约束条件下结构变形对比 (a)前端固支约束状态;(b)前端固支、内部1撑杆复合约束状态

Fig. 5 Comparison of structural deformation under different constraints (a) front-end fixed support constraint; (b) front-end fixed support constraint with internal support rod 1

表3 排气道结构蒙皮铺层
Table 3 Layout of laminated skin of exhaust nozzle

Layer	Material	Angle/(°)
Ply.1	HST300/CCF800	45
Ply.2	HST300/CCF800	90
Ply.3	HST300/CCF800	-45
Ply.4	HST300/CCF800	0
Ply.5	HST300/CCF800	45
Ply.6	HST300/CCF800	90
Ply.7	HST300/CCF800	-45
Ply.8	HST300/CCF800	0
Ply.9	HST300/CCF800	90
Ply.10	HST300/CCF800	-45
Ply.11	HST300/CCF800	0
Ply.12	HST300/CCF800	45
Ply.13	HST300/CCF800	0
Ply.14	HST300/CCF800	-45
Ply.15	HST300/CCF800	90
Ply.16	HST300/CCF800	0
Ply.17	HST300/CCF800	-45
Ply.18	HST300/CCF800	90
Ply.19	HST300/CCF800	45
Ply.20	HST300/CCF800	0
Ply.21	HST300/CCF800	-45
Ply.22	HST300/CCF800	90
Ply.23	HST300/CCF800	45

简单,便于预浸料的铺贴、预处理及固化等工序实施,还必须在固化后保证制件能够顺利脱模。排气道结构制造模具采用分体式设计,各块模具互压组合,安装于可旋转支撑型架上,并且可以实现铺贴过程中的环向翻转。排气道结构制造模具如图6所示。

2.5.2 工艺制造过程

聚酰亚胺复合材料固化过程包括溶剂脱挥阶段、亚胺化阶段、交联固化等阶段。各个反应过程制件的温度、压力必须保持稳定,所以高温封装质量尤为重要,真空袋、密封腻子必须选用匹配的耐高温体系材料,确保在成形过程中不发生破损泄压;亚胺化反应及固化阶段是聚酰亚胺复合材料制件工艺过程中最重要的部分,往往需要依据聚酰亚胺制件结构特点、树脂反应特性等设置亚胺化温度、时间、压力等参数,以便精确控制模具温度场,

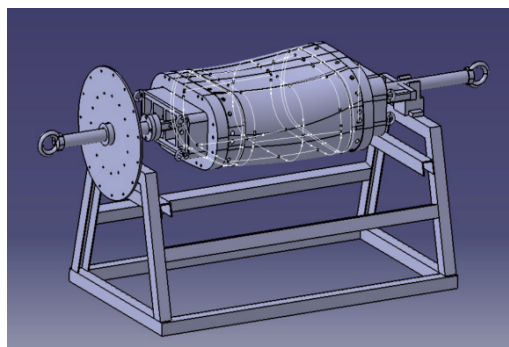


图6 排气道结构制造模具

Fig. 6 Forming mold of exhaust nozzle

才能达到最优的成形过程,尽最大可能提高制件的制造质量^[16]。聚酰亚胺复合材料工艺过程曲线如图7所示。

排气道结构试制过程中曾出现了高温真空袋脆化漏气、局部孔隙、分层缺陷等问题,分析认为聚酰亚胺树脂流动性差、制件与模具膨胀系数差异等是主要原因。据此,采取多种工艺优化措施,主要包括:(1)优化复合材料铺层顺序,使制件应力分布更加合理;(2)对成型模具进行适量放大,对经阳模固化成型后排气道筒段的收缩变形进行补偿设计,并优化模具圆角及过渡设计,提高制件与模具的贴合度,降低固化时的不均匀压力;(3)优化工艺参数,适当提高成型温度和压力,增加树脂的流动性,以减少空隙缺陷;(4)优化固化方式,铺贴过程多次抽真空,并采用预压紧方式提高预浸料各层间的粘接质量,以减少分层缺陷。同时,工艺部门选择韧性更好的真空袋以及粘接强度更高的高温胶膜,确保整个工艺过程的可靠性。经过上述优化,制造难度最大的筒体蒙皮一次固化成功,工艺参数稳定,表面质量良好;进一步开展无损检测,未发现超过规范要求的缺陷,整体满足设计指标要求。聚酰亚胺排气道结构实物照片如图8所示。

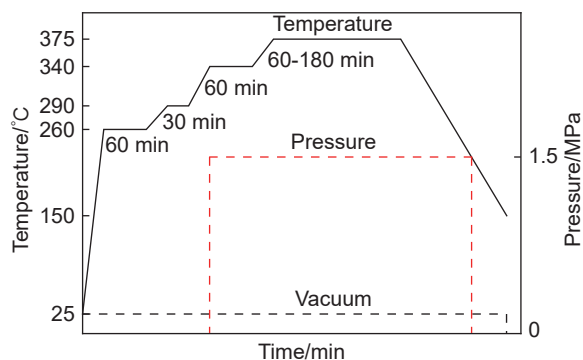


图7 聚酰亚胺复合材料制件工艺过程曲线

Fig. 7 Process curves of typical polyimide composite parts

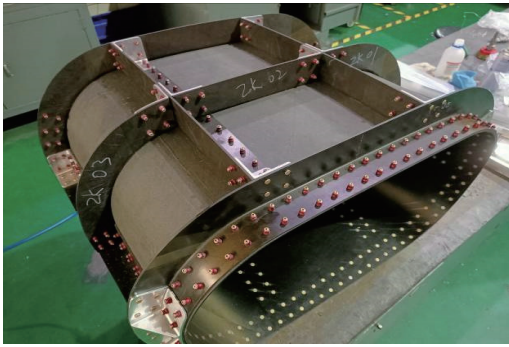


图8 聚酰亚胺排气道结构实物照片

Fig. 8 Physical photo of polyimide exhaust nozzle

2.6 实验结果

结构在实际使用过程中往往面临复杂的载荷工况,不仅方案需要更加全面的评估,实验验证也必须充分开展,才能保证结构完整要求以及设计与应用的合理性。为了验证排气道结构实验件的承载性能,分别开展正压、负压两种载荷工况的静力实验^[17]。实验件通过前、后两端的密封堵板固定于实验台架上,密封堵板上设置与实验件进口、出口型面一致的凸台,插入实验件腔体,并在环状间隙处设置密封圈实现柔性密封;实验过程中通过外接充、抽压设备施加正压和负压载荷;实验件前后两端盖板通过螺栓轴连接,可以形成自平衡结构,最大程度降低夹具对实验结果的影响^[18]。实验选取的100%设计载荷分别为112、-55 kPa,正压、负压实验中以5 kPa作为最小加载步长,分别向上、向下逐级加载,最终得到100%正压力载荷、100%负压力载荷下排气道结构实验件各个载荷工况下的应变、位移值以及应变随压力变化曲线,详见图9和图10。实验件上最大位移和最大应变统计

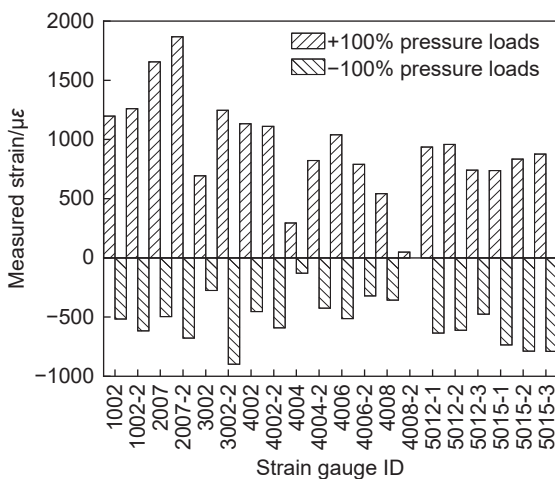


图9 最大正、负压载荷下应变测量值

Fig. 9 Measured strain under maximum positive and negative pressure loads

结果,详见表4。

综合分析,可得到实验结论如下:(1)采用HST300/CCF800聚酰亚胺复合材料设计、制造的排气道典型筒段结构具有承受100%设计载荷的能力;(2)实验测量得到的结构最大变形位于上表面蒙皮格子中心,结构最大变形位于骨架缘条上,与计算结果一致,且测量值随压力载荷的提高呈现线性增加,符合复合材料排气道典型筒段结构的承载特点。

本研究虽然在聚酰亚胺复合材料排气道结构的设计与应用方面取得了部分阶段性成果,但其工程化应用仍存在一定局限性。HST300/CCF800聚酰亚胺复合材料热氧老化等性能数据积累较少,后期仍需持续补充完善,进一步提高其在高温环境下性能保持率与性能数据的一致性,适时开展包括热氧老化在内的全面性能数据测试以及积木式验证试验,确定设计许用值,优化结构设计方案。此外,排气道结构载荷工况复杂,为进一步推动聚酰亚胺复合材料在飞机排气道中的工程化应用,后续研究

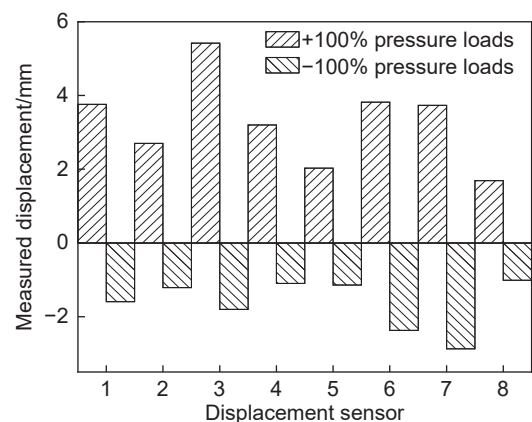


图10 最大正、负压载荷下位移测量值

Fig. 10 Measured displacement under maximum positive and negative pressure loads

表4 最大位移和最大应变统计结果

Table 4 Statistical results of maximum displacement and maximum strain

Pressure load/%	Maximum deformation/mm	Maximum strain/ $\mu\epsilon$
+40	1.67	613
+67	3.2	1116
+100	5.42	1868
-40	-0.78	-328
-67	-1.57	-579
-100	-2.87	-899

应重点关注结构振动疲劳,瞬态温度条件下的结构响应,不均匀温度场对承载的影响,以及热力耦合分析方法对计算结果的影响等问题。

3 结论

(1) HST300/CCF800 聚酰亚胺复合材料在高温下具有优异的力学性能,但制造中存在树脂脆性大、固化难等问题,需优化工艺以控制缺陷。

(2) 综合应用拓扑优化、热力耦合分析等实现筒段薄蒙皮加纵、横加筋方案排气道典型筒段的结构设计,对混合结构的热应力、气动载荷及温度贡献进行分析评估,并利用内部撑杆对排气道结构进行加强设计,最后通过参数优化明确对称铺层设计有利于提高结构承载能力、制造工艺性及制件质量。

(3) 设计一种分体旋转式手工铺贴模具,结合缩放设计、预压紧等工艺措施,实现 2 m 级排气道典型筒段的高精度制造。

(4) 采用 HST300/CCF800 聚酰亚胺复合材料设计、制造的排气道典型筒段可承受 100% 设计载荷,最大变形、最大应力出现位置与计算结果一致,测量值随压力载荷的提高呈现线性增加,符合设计预期。

参考文献:

- [1] 张明,李强.未来空战装备技术发展趋势研究[J].航空学报,2023,44(5):1234-1245.
ZHANG M, LI Q. Research on the development trends of future air combat equipment technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(5): 1234-1245.
- [2] 张乐,周洲,许晓平.隐身反设计下飞翼布局气动与隐身综合设计[J].哈尔滨工业大学学报,2017,49(10):22-30.
ZHANG L, ZHOU Z, XU X P. Integrated aerodynamic and stealth design of flying wing configuration under stealth anti-design[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 22-30.
- [3] SU X F, ABDI F. Progressive failure analysis of RLV laminates of IM7/PETI-5 at high, room, and cryogenic temperatures[C]//Proceedings of 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Norfolk: AIAA, 2003: 1517.
- [4] 鹿海军,刘晓丽,李学山,等.石英纤维增强聚酰亚胺透波复合材料的高温热氧老化性能[J].航空材料学报,2022,42(5):127-134.
LU H J, LIU X L, LI X S, et al. Thermal-oxidative aging performance of quartz fiber reinforced polyimide wave-transparent composites at high temperatures[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2022, 42(5): 127-134.
- [5] 张朋,周立正,包建文,等.耐 350 °C RTM 聚酰亚胺树脂及其复合材料性能[J].复合材料学报,2014,31(2):275-281.
ZHANG P, ZHOU L Z, BAO J W, et al. Properties of 350 °C RTM polyimide resin and its composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(2): 275-281.
- [6] 王彦明,王廷梅,王齐华,等.耐高温聚酰亚胺复合材料摩擦学性能研究[C]//第十一届全国摩擦学大会论文集.兰州:中国机械工程学会,2013:747.
WANG Y M, WANG T M, WANG Q H, et al. Study on the tribological properties of high-temperature polyimide composites[C]//Proceedings of the 11th National Tribology Conference. Lanzhou: Chinese Mechanical Engineering Society, 2013: 747.
- [7] 刘强,王晓亮,蒋蔚,等.BMP 系列热固性聚酰亚胺树脂基复合材料的应用进展[J].航空制造技术,2009(增刊1):22-24.
LIU Q, WANG X L, JIANG W, et al. Application progress of BMP thermosetting polyimide resin matrix composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(Suppl 1): 22-24.
- [8] 冯峰.基于 Abaqus 的有限元薄壁结构静强度分析方法研究[J].现代机械,2018(3):65-69.
FENG F. Research on static strength analysis method of thin-wall structures based on Abaqus[J]. Modern Machinery, 2018(3): 65-69.
- [9] 隋允康,宣东海,尚珍.连续体结构拓扑优化的高精度逼近 ICM 方法[J].力学学报,2011,43(4):716-725.
SUI Y K, XUAN D H, SHANG Z. ICM method with high accuracy approximation for topology optimization of continuum structures[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(4): 716-725.
- [10] 李明,张伟.现代飞机结构设计进展:应用与创新[J].航空工程与技术,2024,45(3):123-138.
LI M, ZHANG W. Progress in modern aircraft structural design: applications and innovations[J]. Aerospace Engineering and Technology, 2024, 45(3): 123-138.
- [11] 雷凯,王彬文,成竹,等.飞机多钉壁板混合结构热应力分析与验证[J].应用力学学报,2023,40(1):40-47.
LEI K, WANG B W, CHENG Z, et al. Thermal stress analysis and verification of aircraft multi-bolt hybrid panel structure[J]. Journal of Applied Mechanics, 2023, 40(1): 40-47.
- [12] 沙云东,郭小鹏,廖连芳,等.随机声载荷作用下的复杂薄壁结构 Von Mises 应力概率分布研究[J].振动与冲击,2011,30(1):137-141.
SHA Y D, GUO X P, LIAO L F, et al. Probability distri-

- bution of Von Mises stress for complex thin-walled structures undergoing random acoustic loadings[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(1): 137-141.
- [13] 李亚林, 莫军, 陈红永. 基于 Rayleigh-Ritz 法的复合材料薄壁圆柱壳屈曲和热模态分析[J]. *科学技术与工程*, 2019, 19(1): 250-255.
LI Y L, MO J, CHEN H Y. Thermal buckling and modal analysis of composite thin-cylindrical shells based on Rayleigh-Ritz method[J]. *Science Technology and Engineering*, 2019, 19(1): 250-255.
- [14] 严冲. 多层对称铺层复合材料层合板的剪切屈曲分析[J]. *今日制造与升级*, 2022(11): 74-77.
YAN C. Shear buckling analysis of multi-layer symmetric composite laminates[J]. *Modern Manufacturing and Upgrading*, 2022(11): 74-77.
- [15] 包建文, 蒋诗才, 张代军. 航空碳纤维树脂基复合材料的发展现状和趋势[J]. *科技导报*, 2018, 36(19): 52-63.
BAO J W, JIANG S C, ZHANG D J. Current status and trends of aeronautical resin matrix composites reinforced by carbon fiber[J]. *Science & Technology Review*, 2018, 36(19): 52-63.
- [16] 梁恒亮, 陈玉龙, 周洪飞. 耐温 350 °C 以上复合材料外涵机匣模拟件的研制[J]. *复合材料科学与工程*, 2022(2): 112-118.
LIANG H L, CHEN Y L, ZHOU H F. Study on the composite simulator of the aero-engine bypass duct with resistance above 350 °C[J]. *Composites Science and Engineering*, 2022(2): 112-118.
- [17] 张佳斌. 结构热强度试验典型热-压耦合试验方法研究[J]. *工程与试验*, 2020, 60(4): 31-33.
ZHANG J B. Study on typical heat-pressure coupling test method for structural thermal strength test[J]. *Engineering & Test*, 2020, 60(4): 31-33.
- [18] 李真, 王俊, 邓凡臣, 等. 复合材料机身壁板的强度分析与试验验证[J]. *航空学报*, 2020, 41(9): 123-135.
LI Z, WANG J, DENG F C, et al. Strength analysis and test verification of composite fuselage panels[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(9): 123-135.

收稿日期: 2025-02-26; 录用日期: 2025-06-11

通讯作者: 赵建华(1985—), 男, 高级工程师, 研究方向为飞机结构设计, 联系地址: 陕西省西安市阎良区 72 信箱 305 分箱(710089), E-mail: jianhua240@163.com

(本文责编: 高 磊)