

无人机活塞式发动机进排气系统优化

张吉 米守波 魏安

西安爱生技术集团有限公司 陕西 西安 710065

摘要: 为解决无人机活塞式发动机进排气效率低、高空性能不足、重量偏大等问题, 本文结合其结构组成与工作原理, 定位进气门结构、排气管尺寸等核心缺陷, 从进气、排气系统及多参数耦合角度开展优化设计。通过台架与飞行试验验证, 优化后系统重量降低11.8%, 进气效率、排气效率显著提升, 发动机功率与扭矩均提升5%以上, 燃油消耗率降低6.2%, 8000m海拔功质比达0.97kW/kg, 满足无人机轻量化与高空飞行需求, 验证了优化方案的有效性与工程实用性。

关键词: 无人机; 活塞式发动机; 进排气系统; 优化

引言: 进排气系统是无人机活塞式发动机的核心组成部分, 直接决定发动机动力输出、燃油经济性与高空适应性, 其性能短板会严重影响无人机续航与作业可靠性。当前, 无人机向高空长航时方向发展, 原始进排气系统存在换气损失大、高空功率衰减明显、重量超标等问题, 制约产业升级。基于此, 本文聚焦进排气系统优化, 结合试验数据定位问题, 设计科学优化方案, 为无人机活塞式发动机性能提升提供技术支撑, 助力低空经济领域动力系统升级。

1 无人机活塞式发动机进排气系统结构与工作原理

1.1 进排气系统核心结构组成

(1) 进气系统结构: 主要包括空气滤清器、进气管、进气稳压箱、进气门、曲轴箱单向进口气口、中冷器(增压机型)等。进气稳压箱稳定进气压力, 单向进气口在压缩和排气冲程因曲轴箱负压吸入空气, 进气门控制气路通断; 中冷器降低增压后空气温度, 提高进气密度以提升功率。(2) 排气系统结构: 由排气门、排气管、排气谐振腔、排气背压阀组成, 排气门由凸轮轴控制, 谐振腔优化排气波动, 背压阀调节排气阻力; 部分设计采用对称等径排气管, 利用螺旋桨压力波实现排气谐振, 缩减重量体积。(3) 辅助控制系统: 含节气门控制器、转速传感器、飞控接口及ECU控制单元, ECU采集传感器信号, 实时调节进气量和排气背压, 适配飞行工况, 联动调节燃油喷射与点火正时^[1]。

1.2 进排气系统工作原理

(1) 进气系统工作原理: 四冲程发动机吸气冲程, 活塞下行使燃烧室形成负压, 进气门打开, 气体从曲轴箱进入燃烧室; 压缩冲程活塞上行, 曲轴箱负压使单向进气口吸入空气, 进气门闭合。增压机型中, 涡轮增压器利用废气驱动压气机, 压缩空气经中冷器降温后进入

燃烧室, 进气密度可提升30%以上。(2) 排气系统工作原理: 排气冲程凸轮轴下压排气门, 活塞上行排出废气; 做功冲程各气门均闭合, 确保燃烧稳定, 背压阀调节开度优化效率; 谐振腔回收排气能量, 对称等径排气管可使谐振效果提升15%以上。

1.3 进排气系统性能评价指标与测试

(1) 核心评价指标: 进气效率(进气量、进气均匀度、压力恢复系数)、排气效率(排气背压、废气残留率、排气阻力系数)、发动机性能(功率、扭矩、燃油消耗率)、功质比、重量、热负荷等, 其中进气均匀度、排气背压、压力恢复系数是核心优化指标; 进气道总压恢复系数需 ≥ 0.95 (亚音速巡航), 排气系统推力系数需 ≥ 0.98 , 确保进排气系统高效运行。(2) 测试数据与图表: 通过台架试验测试原始进排气系统性能, 绘制“无人机活塞式发动机原始进排气系统性能测试图”。如图1。

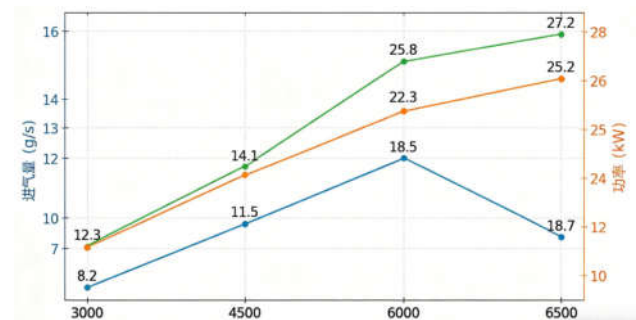


图1 无人机活塞式发动机原始进排气系统性能测试图

(3) 问题定位: 结合测试数据与图表分析, 确定进气门结构、进气稳压箱参数、排气管尺寸、排气背压控制策略、进气道流场分布是导致进排气系统性能不佳的核心因素; 同时, 涡轮增压器与中冷器的匹配不合理、排气谐振结构设计缺陷, 进一步加剧了高空性能不足的

问题,为后续优化设计提供明确依据。

2 无人机活塞式发动机进排气系统优化设计

2.1 优化设计目标与约束条件

(1) 优化目标:在满足无人机轻量化要求(发动机重量降低10%以上)的前提下,提升进气效率,使进气均匀度降低9%以上、最大流量差异降低2g/s以上,进气系统总压降降低20%以上;降低排气背压15%-20%,废气残留率降低10%以上;提升发动机功率5%以上、扭矩5%以上,燃油消耗率降低6%以上;8000m海拔下功质比提升至0.95kW/kg以上,7000m海拔功率恢复率提升至70%以上;进气道总压恢复系数提升至0.96以上,排气系统推力系数保持在0.98以上^[2]。(2) 约束条件:结构尺寸需适配目标无人机机身布局,进排气系统总重量不超过5.2kg;工作温度适应无人机飞行环境(-40℃~60℃),排气温度控制在550℃~700℃的合理范围,避免热负荷过高损坏部件;零部件耐疲劳性能满足无人机连续飞行8小时以上要求;制造成本控制原始系统的110%以内,便于工程化应用;振动加速度不超过±5m/s²,避免影响无人机机身稳定性。

2.2 进气系统优化设计

(1) 进气门与进气道结构优化:采用活塞顶部进气结构,扩大进气门截面面积至活塞截面的55%-60%,减少进气阻力;优化进气道形状,采用流线型设计,消除进气道内分离流现象,降低进气压降,使进气道总压恢复系数提升至0.97;同时,改进节气门直径,提升节气门进气效率,结合节气门位置传感器实现精准控制,减少进气量波动。(2) 进气稳压箱参数优化:基于DOE试验设计,优化进气稳压箱的容积、进出口管径及内部导流结构,容积优化为1.2L,进出口管径比调整为1.5:1,内部增设导流板,使进气不均匀度降低至1%以下,最大流量差异控制在0.06g/s以内;同时,采用轻量化材料制作稳压箱,重量降低12%,兼顾轻量化与稳压效果^[3]。(3) 增压与中冷系统优化:采用单级高增压比涡轮增压器,增压比优化为3.5:1,相比传统增压比提升2.5倍;优化中冷器结构,采用高效换热器设计,使增压后空气温度降低40℃以上,进一步提高进气密度,8000m海拔下进气量提升35%以上;同时,优化涡轮增压器与进气系统的连接结构,减少气流损失,提升增压效率。

2.3 排气系统优化设计

(1) 排气管与排气谐振腔优化:借鉴新型排气谐振腔结构设计,采用对称等径排气管,利用螺旋桨旋转产生的压力波实现排气谐振,替代传统变径谐振管,使排气谐振系统重量降低20%以上;优化排气管长度与管径,

长度调整为450mm,管径优化为φ38mm,使排气背压降低18%,全负荷工况下7000m海拔功率恢复率提升至72%以上;同时,优化排气管走向,减少与机身的干涉,降低排气噪声至85dB(A)以下。(2) 排气背压阀控制策略优化:基于Matlab/Simulink搭建排气背压控制模型,采用PID控制算法,根据发动机转速、海拔、负荷等参数,实时调节排气背压阀开度(调节范围0-100%),使排气背压稳定在8-12kPa之间,减少废气残留率,提升排气效率;同时,实现背压阀与ECU的协同控制,确保排气系统与进气系统、发动机的匹配性。(3) 轻量化结构设计:采用高强度铝合金材料替代传统铸铁材料,对排气管、排气谐振腔进行拓扑优化,去除冗余结构,使排气系统重量降低15%以上;简化排气门辅助部件,采用一体化设计,减少零部件数量,进一步降低重量,同时提升系统集成度,适配无人机轻量化需求。

2.4 进排气系统多参数耦合优化

(1) 耦合优化模型建立:结合GT-Power与Matlab/Simulink,建立进排气系统多参数耦合仿真模型,涵盖进气门开度、稳压箱参数、排气管尺寸、背压阀开度、增压比等关键参数,明确各参数之间的耦合关系,模拟不同工况下进排气系统的工作状态,误差控制在5%以内。(2) 优化算法与参数寻优:采用自适应遗传算法,以进气效率、排气效率、功质比、重量为目标函数,设定参数约束范围,进行多参数耦合寻优,迭代次数设置为100代,收敛精度为1e-6,得到最优参数组合;优化后,各参数协同作用,避免单一参数优化导致的性能失衡,实现进排气系统整体性能提升。(3) 优化方案验证与调整:通过仿真模拟验证最优参数组合的可行性,对比优化前后进排气系统性能指标,若未达到优化目标,调整参数范围并重新寻优;针对仿真中出现的热负荷过高、振动过大等问题,优化冷却结构与减震设计,确保优化方案满足约束条件,最终形成可工程化应用的优化方案。

3 优化方案试验验证与结果分析

3.1 试验准备与测试系统搭建

(1) 试验样品制备:按优化方案加工进排气系统零部件并组装,与原始发动机匹配安装;同时制备原始系统、单一参数优化系统样品用于对照,优化后系统总重量控制在4.8kg,满足轻量化要求。(2) 测试系统搭建:搭建台架试验系统,配备高精度差压传感器等设备,同步采集进气量、功率等关键参数;搭建风洞试验系统模拟无人机不同飞行气流环境;搭建飞行试验平台,选取轻中型无人机安装优化系统及数据采集模块,用于飞行数据采集。(3) 试验工况设定:台架试验转速3000-

6500r/min、海拔0-8000m（每1000m1个测试点），每个工况稳定5min、重复3次取平均值；风洞试验模拟马赫数0.1-0.3、攻角0-15°下的性能；飞行试验选取平原、高原（4000m、8000m）场景，测试巡航、爬升等工况的系统性能与发动机输出。

3.2 台架试验与结果分析

（1）进气系统性能：优化后进气均匀度降至0.8%，最大流量差异0.05g/s，均达目标；总压降降至6.8kPa（降20%），8000m海拔进气量12.8g/s（升32%），总压恢复系数0.97；6500r/min时进气量18.6g/s（升21.5%）。

（2）排气系统性能：6500r/min时排气背压降至22.3kPa（降18%），废气残留率5.2%（降10.3%）；7000m海拔全负荷功率恢复率72.5%（超目标），阻力系数0.85，推力系数 ≥ 0.98 ，排气噪声82dB(A)（符合环保）。（3）发动机整体性能：重量降至4.8kg（降11.8%）；6500r/min时功率26.5kW（升5.2%），扭矩升5.3%，燃油消耗率305g/(kW·h)（降6.2%）；8000m海拔功质比0.97kW/kg（超目标），缸温、排气温度处于合理范围。

3.3 飞行试验与结果分析

（1）平原工况：1000m海拔巡航速度120km/h，燃油消耗率降6.1%，续航提升8.3%；爬升时功率稳定，爬升速率升7.5%，进排气参数波动 $\leq 2\%$ 。（2）高原工况：4000m、8000m海拔下，8000m处发动机功率15.2kW（升33%），功质比0.97kW/kg；巡航时发动机平稳，排气背压稳定在10kPa左右，无动力衰减等问题，满足高空需求。（3）稳定性验证：连续飞行8小时无零部件疲劳损坏，参数波动合格；对比可知，多参数耦合优化方案综合性能最优，验证了方案的有效性与可靠性。

3.4 试验结果总结与优化方案改进建议

（1）试验总结：台架与飞行试验表明，优化后系统各项指标均达目标，相比原始系统，进排气效率、发动机动力、燃油经济性、高空适应性显著提升，且实现轻量化，适配无人机需求；多参数耦合优化解决了单一参数优化的局限性，提升了系统整体性能与稳定性。（2）改进建议：针对8000m以上高空进气量不足，建议优化涡轮增压器增压比，结合两级增压技术；针对排气噪声，建议在排气谐振腔增设消声结构，将噪声降至80dB(A)以下；后续开展长期可靠性试验，优化零部件材料与结构，降低成本，推动工程化批量应用。

结束语

本文完成无人机活塞式发动机进排气系统的全面优化与试验验证，通过结构改进、参数寻优及多参数耦合优化，有效解决了原始系统的核心缺陷，各项性能指标均达到预设目标，显著提升了发动机综合性能与无人机适配性。本研究为同类发动机进排气系统优化提供了参考范式，但仍存在高空极端工况适配不足等问题，后续将优化增压技术与消声结构，开展长期可靠性试验，推动优化方案工程化批量应用，助力无人机动力系统提质升级。

参考文献

- [1]孔祥恩.无人机用航空活塞发动机关键技术的研究进展[J].小型内燃机与车辆技术,2021,50(03):79-87.
- [2]夏南龙.活塞式无人机发动机高空性能模拟试验研究[J].内燃机与配件,2022,(17):8-10.
- [3]张哲,姚晔.高空无人机用三级复合增压航空活塞发动机性能仿真研究[C].第三届空天动力联合会议论文集,2023:359-365.