

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.03.051

点燃式航空重油活塞发动机的燃油喷射控制系统设计

钱浩¹, 姚海燕², 张甜甜¹, 郭强², 胡哲千¹, 刘付勇³

(1. 国网浙江省电力有限公司杭州市余杭区供电公司, 浙江 杭州 311100;

2. 杭州电力设备制造有限公司余杭群力成套电气制造分公司, 浙江 杭州 311100;

3. 天津轩云科技有限公司, 天津 300384)

摘要:为解决国内 RP-3 航空重油活塞发动机燃油喷射系统存在的雾化效率低、环境适应性差及动态工况响应滞后等问题,提出一种基于多参数闭环控制的燃油喷射系统设计方案。通过优化喷油器结构并将温度/压力动态环境补偿与增量式 PID 闭环控制策略相结合,实现喷油脉宽调控误差控制在 $\pm 1\%$ 以内。台架试验表明:该系统雾化性能显著提升,喷油器索特平均直径由传统方案的 $115.6\ \mu\text{m}$ 降至 $65.2\ \mu\text{m}$ (降幅达 44%),喷油一致性误差控制在 $\pm 3\%$ 以内。飞行验证显示:系统可稳定适配 35 kg 垂直起降无人机,支持 $-20^\circ\text{C}\sim 40^\circ\text{C}$ 及 3 000 m 高原环境下的高海拔起降,单次最长续航可达 10 h (航程约 1 000 km),充分验证其在复杂环境下的稳定性与可靠性。

关键词:点燃式;航空重油;燃油喷射控制;多孔喷油器;增量式 PID;无人机动力系统

中图分类号:TK46 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2026)03-0261-05

Design of the Fuel Injection Control System for Spark-Ignition Aviation Heavy-Fuel Piston Engines

QIAN Hao¹, YAO Haiyan², ZHANG Tiantian¹, GUO Qiang², HU Zheqian¹, LIU Fuyong³

(1. State Grid Zhejiang Hangzhou Yuhang Power Suplly Company Co., Ltd., Hangzhou 311100, China;

2. Yuhang Qunli Apparatus Complete Hangzhou Electric Power Equipment Manufacturing Co., Ltd., Hangzhou 311100, China;

3. Auton Cloud (Tianjin) Tech Co., Ltd., Tianjin 300384, China)

Abstract: To address the issues of low atomization efficiency, poor environmental adaptability, and delayed response under dynamic operating conditions in domestic RP-3 aviation heavy-fuel piston engine fuel injection systems, a fuel injection system design based on multi-parameter closed-loop control is proposed. By optimizing the injector structure and integrating dynamic temperature/pressure environmental compensation with an incremental PID closed-loop control strategy, the injection pulse-width regulation error is controlled within $\pm 1\%$. Bench tests demonstrate that the atomization performance is significantly improved, with the injector's Sauter mean diameter reduced from $115.6\ \mu\text{m}$ in conventional solutions to $65.2\ \mu\text{m}$ (a reduction of 44%), and injection consistency error kept within $\pm 3\%$. Flight verification shows that the system can stably support a 35 kg vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle, enabling high-altitude take-off and landing in environments ranging from -20°C to 40°C and at altitudes up to 3 000 m. The maximum endurance per flight reaches 10 h (with a range of approximately 1 000 km), fully validating its stability and reliability under complex operating conditions.

Keywords: spark-ignition; aviation heavy fuel; fuel injection control; multi-hole injector; incremental PID; UAV power system

0 引言

随着中小型无人机在军事侦察、电力巡检等场景中的广泛应用,其对动力系统的安全性、可靠性和环境适应性提出了更高要求^[1-2]。航空重油(本文特指 RP-3 航空煤油)因其高闪点、低挥发性及与军用后勤体系的高度兼容性,成为无人机

动力系统的理想燃料^[3-4]。然而,当前国内在航空重油点燃式发动机领域起步晚,且受限于欧美国家的技术封锁与贸易禁运^[5],核心零部件和系统集成能力较弱,亟需突破。

目前,航空重油活塞发动机主要分为点燃式与压燃式两种技术路线。在中小功率段(不大于 50 kW),点燃式相较于压燃式具有功重比高(大

第一作者简介:钱浩(1968—),男,浙江杭州人,高级工程师,本科,研究方向为继电保护及自动化控制,37768877@qq.com。

通信作者简介:刘付勇(1983—),男,山东菏泽人,高级工程师,硕士,研究方向为动力系统控制与电路设计,buck198@163.com。

于 1.2 kW/kg)、振动小的优点,被广泛应用于各大飞行器平台。国外点燃式在零部件和控制系统上具有先发优势^[6-7],而国内点燃式航空重油发动机主要面临以下技术瓶颈:1)轻量化不足^[8],现有喷油系统多沿用传统车用平台,如某型号国产燃油泵质量达 280 g,显著高于国际同类产品(如 BZP21T40,质量仅 90 g);2)雾化性能差,RP-3 燃油具有较高黏度(40℃时达 12 mm²/s)和高表面张力(为汽油的 1.5 倍),传统喷油器雾化颗粒普遍超过 80 μm,严重影响点火与燃烧效率^[9];3)动态控制滞后,现有喷油控制策略多采用稳态开环进气歧管绝对压力(manifold absolute pressure, MAP),无法适应航空工况 70%以上为瞬态变化(如紧急爬升、快速转向)的运行特性,无法实时感知环境变化(如气压骤降、温度波动)与动态负载扰动,导致喷油量滞后、空燃比失调,严重时可能引发发动机喘振或熄火^[10-11]。

针对上述问题,国外多采用辅助气流喷雾、多孔喷嘴与高频控制策略,如 Orbital 提出的低压空气辅助喷射方案(需 5 bar 辅助气源)使索特平均直径(sauter mean diameter, SMD)降至 15 μm 以下,但因专利保护与技术封锁,国内尚缺少系统性解决方案。

本文提出一种面向航空 RP-3 重油发动机的燃油喷射控制系统,通过优化喷油器结构(12 孔对称布置,孔径 0.145 mm),引入基于温度/压力实时补偿的增量式比例-积分-微分(proportional-integral-derivative, PID)闭环调控算法,实现喷油脉宽控制精度 ±1%。系统在 -20℃~40℃ 及 3 000 m 海拔条件下完成飞行验证,最大续航达 10 h,已成功配套应用于市场化无人机平台。本文的主要贡献包括:1)提出多孔喷油器结构设计方法,显著提升雾化效率;2)构建增量式 PID⁺ 动态补偿协同闭环控制策略;3)完成平台级验证并实现产品化落地。

1 燃油喷射系统设计

本系统基于某型号双缸二冲程水平对置发动机(排量 56 mL,最大功率 3.8 kW 和转速 8 500 r/min),通过模块化设计原则构建燃油喷射控制系统,整体结构如图 1 所示。

系统工作原理是燃油经轻量化燃油泵增压后,由多孔喷油器对气缸周围实施定量喷射并雾化,与空气混合后进入燃烧室。控制器(ECU)实时采集转速、节气门开度及环境参数(温度、压

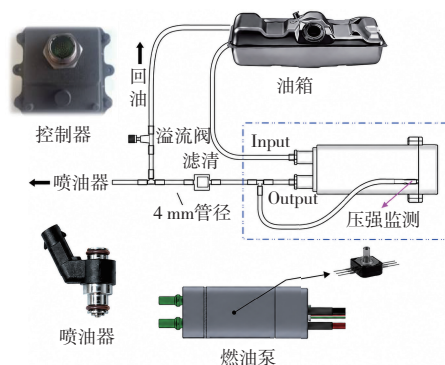


图1 燃油喷射系统拓扑结构

力),基于增量式 PID 控制算法,动态调节喷油脉宽,实现空燃比在各工况下的精准闭环控制。

系统包括 4 个核心子单元:燃油供给单元、执行单元、控制单元与传感采集单元。功能框图如图 2 所示。

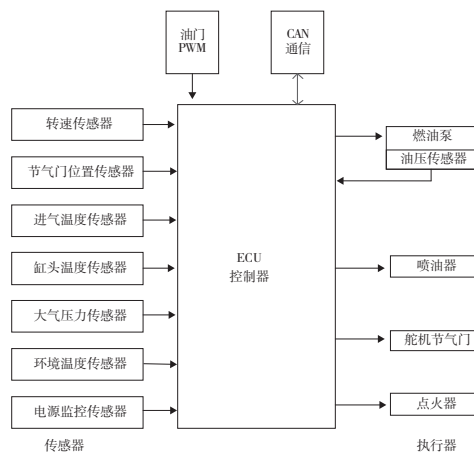


图2 燃油喷射控制系统组成

1.1 燃油供给单元

本单元采用集成式机电融合燃油泵,内置压力传感器(型号为 40PC100G2A,量程 0~690 kPa,精度 ±0.25% FS)与稳压调节模块。通过 ECU 输出的脉冲宽度调制(pulse width modulation, PWM)信号(10 kHz, 占空比分辨率 0.1%)实时调节工作压力,形成油压闭环控制回路,目标压力设定为 300 kPa,稳态误差小于 ±1.5%^[12]。结构方面,通过轻量化优化,燃油泵总成质量由传统方案的 280 g 降至 190 g,体积缩减 32%,满足航空发动机狭小舱室的空间约束。

1.2 执行单元多孔喷油器

喷油器采用 12 孔对称分布设计,孔径为 0.145 mm,贯穿距 80 mm。该结构可有效分散液体射流,减弱单股动量,借助湍流剪切作用提升雾

化效率,形成较小液滴粒径^[13],SMD 显著降低(详见第 3.1 节)。喷油器电磁阀采用双线圈驱动,响应时间 1.2 ms(10%~90%开度),工作频率范围 50~200 Hz,适配发动机全工况需求。

1.3 控制器 ECU 与闭环控制算法

控制器采用冗余设计的双核 MCU(主频 200 MHz),集成 16 位高精度 ADC(采样率 1 MS/s)及 CAN 总线通信模块,确保控制的实时性与抗干扰能力。增量式 PID 算法通过差分形式避免积分饱和。

1.4 传感与信号采集单元

系统集成多源信息采集,主要包括转速传感器(霍尔传感器,精度 $\pm 0.2\%$)、节气门位置传感器(舵机,线性度 $\pm 0.5\%$)、环境温度传感器(PT100, $\pm 0.5^\circ\text{C}$)及气压传感器(MPXH6115A, $\pm 1\text{ kPa}$)。数据采样周期为 1 ms,支持 ECU 实时判断工况并完成喷油补偿计算。同时,系统设有过压、过流、喷油失效保护机制,故障响应时间小于 10 ms。

2 喷油控制策略设计

航空发动机的燃油喷射控制核心在于实现对喷油脉宽的精确调节,以确保在不同运行状态下维持目标空燃比,从而优化动力性能与燃烧效率。针对航空平台运行环境复杂、状态切换频繁的特点,本文构建了三阶段控制策略,包括基准喷油图谱建模、环境补偿修正、闭环反馈校正^[14]。

2.1 喷油脉宽模型与基准 MAP 建立

在标准环境条件(温度 20°C 、压力 101.3 kPa)下,依据节气门开度与发动机转速构建三维喷油 MAP 图谱如图 3 所示。设发动机运行每一循环期的进气量为 Q_{air} ,RP-3 燃油理论空燃比约为 $16.2:1$,则基准喷油脉宽 t_{base} 由以下公式估算

$$t_{\text{base}} = \frac{Q_{\text{air}}}{16.2 \cdot Q_{\text{inj}} \cdot \rho} \quad (1)$$

式中: Q_{inj} 为喷油器单位时间通流能力(由设计标定); ρ 为燃油密度。该喷油 MAP 图作为后续补偿与反馈控制的基准数据源。

2.2 环境补偿与修正方法

高空低温等环境将显著影响空气密度与燃油黏度,从而引起燃烧效率波动。本文设计了基于四因子的环境补偿模型,公式如下

$$t_{\text{comp}} = t_{\text{base}} \cdot \alpha_T \cdot \beta_P \cdot \gamma_V \cdot \delta_{\text{CHT}} \quad (2)$$

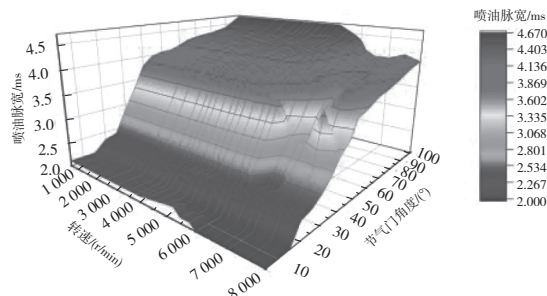


图3 发动机平台基准喷油 MAP

式中: t_{comp} 为修正后的实际喷油脉宽; α_T 为温度修正系数(20°C 为基准,每降低 1°C 脉宽增加 $0.5\% \sim 1\%$); β_P 为进气压力修正系数(1000 m 高差约减喷油 $8\% \sim 12\%$); γ_V 为喷油电压修正系数(考虑电磁响应,标准电压 12 V); δ_{CHT} 为缸头温度修正(与燃烧室热负荷相关,超温 230°C 后进行修正)。各修正系数均通过台架试验插值标定后写入 ECU,采用多维插值查表实现在线修正^[15]。

2.3 闭环控制与动态自适应调节

为实现对喷油误差的动态修正,本文引入增量式 PID 闭环控制器,其核心控制律如下

$$\Delta u(k) = K_p [e(k) - e(k-1)] + K_i e(k) + K_d [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \quad (3)$$

式中: $e(k)$ 为当前时刻空燃比误差(目标空燃比与实际空燃比的差值); $\Delta u(k)$ 为作用于喷油脉宽输出的控制增量;参数 $K_p = 0.8$ 、 $K_i = 0.05$ 、 $K_d = 0.2$ 经响应曲面法优化获得。系统采用 1 ms 控制周期的闭环采样频率,反馈变量包括喷油器电压、电流、油压等,以修正执行偏差,保证喷油控制精度优于 $\pm 1\%$ 。

此外,系统设有特殊工况喷油策略,如冷启动采用增浓与预加热模式;急加减速中加入节气门信号滤波与喷油响应滞后补偿,避免发动机熄火或喘振^[16]。

3 实验测试

为评估所提出燃油喷射控制系统在雾化性能、喷油一致性、系统稳定性及实际飞行中的应用效果,分别开展了 4 类实验,包括雾化性能测试、动态流量一致性测试、台架耐久试验及无人机飞行验证,实验结果整理如下。

3.1 雾化性能测试

液体雾化场平均直径用来表征液体雾化场粒子群的细度,是表征 1 个集群的平均量,SMD 是

最常用的一种液体雾化场平均直径表征方式^[17],用 D32 表示,D50(即液滴体积累计分布 50% 对应的直径)则用来评估整体粒度分布的“平均倾向”。

采用激光粒度分析仪对双孔与多孔喷油器进行雾化性能对比测试。试验条件设定为燃油压力 300 kPa,环境温度 25 ℃,喷油频率 50 Hz。雾化质量通过 SMD 与质量中值粒径(D50)进行评价。

试验结果表明:多孔喷油器的 SMD 由传统双孔喷嘴的 115.6 μm 降低至 65.2 μm (降幅 44%),D50 由 139 μm 降至 83 μm ,粒度分布曲线显著左移,表示雾化更加细化均匀,如图 4 所示。雾化性能的显著提升为后续高效燃烧提供了结构基础。

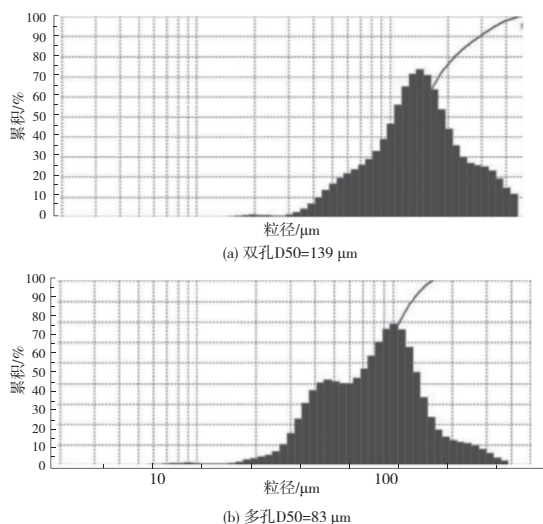


图 4 多孔与双孔喷油器雾化粒径对比曲线

3.2 动态流量一致性测试

汽油机电磁阀式喷油器总成 试验方法为评估控制系统在不同脉宽下的喷油一致性,依据 GB/T 25363—2010《汽油机电磁阀式喷油口总成试验方法》标准,设定燃油压力 300 kPa、频率 50 Hz,对 2~7 ms 不同脉宽下的喷油量进行连续 3 000 次喷射测试,每组脉宽重复 10 次^[18]。实验指标包括标准差(SD)、最大相对误差(max rel. error)、变异系数(CV)。经数据分析和处理后,结果如表 1 所示。

表 1 动态流量一致性分析表

脉宽/ ms	平均流量/ (g/3 000 次)	标准差 (SD)	最大相对 误差/%	变异系数 (CV)/%
2	8.609	0.038	0.80	0.44
3	15.969	0.134	1.50	0.84

续表 1

脉宽/ ms	平均流量/ (g/3 000 次)	标准差 (SD)	最大相对 误差/%	变异系数 (CV)/%
4	23.156	0.165	1.27	0.71
5	30.345	0.184	1.10	0.61
6	37.484	0.215	1.25	0.57
7	44.739	0.241	1.19	0.54

试验显示,本系统在不同脉宽下的动态流量,一致性表现性良好(变异系数(CV)小于 1%,且最大误差 1.5%),符合设计要求(相对误差小于 $\pm 3\%$)。

3.3 台架耐久与动态响应测试

在如图 5 所示的台架系统上,控制系统完成累积超 1 000 h 耐久测试。覆盖转速范围 2 500~8 500 r/min、油温 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、负载 0~100%等典型工况。测试中喷油脉宽与理论值匹配度达 98%,燃油脉冲响应延迟小于 2 ms,系统稳定性优异。

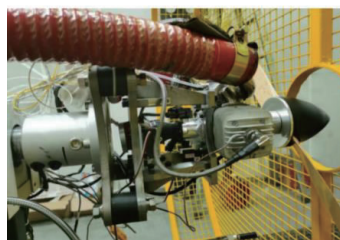


图 5 螺旋桨台架试验(转速 2 500~8 500 r/min)

同时测试喷油脉宽对节气门开度变化的响应,证实闭环控制系统具备良好的动态调节能力。

3.4 飞行测试

为验证燃油喷射控制系统在真实飞行环境下的性能,将系统集成于垂直起降无人机平台(搭载 35 kg 复合翼与 20 kg 双桨共轴两种构型),开展多场景飞行测试。

1) 测试条件

a) 环境参数:温度 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 40\text{ }^{\circ}\text{C}$,海拔 3 000 m(气压 70 kPa);

b) 无人机平台:复合翼构型,最大载荷 15 kg(含油),翼展:前 2.8 m/后 3.7 m;共轴双桨构型,最大载荷 2 kg,旋翼直径 1.2 m;

c) 燃油配置:RP-3 航空煤油,润滑油 50:1,油箱 10 L。

2) 测试结果

a) 续航性能:复合翼构型(无载荷,10 L 燃

油),续航时间 10 h,航程 1 000 km;复合翼构型(5 kg 载荷,8 L 燃油),续航时间 7.5 h,航程 750 km;共轴双桨构型(2 kg 载荷,4 L 燃油),续航时间 1.5 h,航程 50 km;

b)环境适应性:低温启动(-20°C),点火成功率 100%,启动时间不大于 15 s;高原性能(3 000 m),空燃比波动率不大于 $\pm 1.5\%$,未出现喘振或熄火;高温运行(40°C),燃油泵油压稳态误差保持 $\pm 1.5\%$,喷油量无衰减;

c)动态响应:无人机在紧急爬升(5 m/s^2 加速度)与快速俯冲(-6 m/s^2 加速度)过程中,喷油脉宽调整延迟不大于 2 ms,空燃比实时跟踪误差不大于 $\pm 2\%$ 。

飞行显示该系统具有较强的环境适应性与可靠性,且该控制系统已经实现产品化目标,目前配套航空发动机平台已陆续实现了市场销售。

实验结果充分验证了所提出喷油控制系统在雾化质量、一致性、动态响应及环境适应性等方面的工程实用性,为其后续在更高海拔或更极端环境下的推广奠定了坚实基础。

4 结语

本文提出了一种基于多孔喷油器与增量式 PID 的航空重油发动机燃油喷射控制系统,实验表明:雾化性能显著提升,SMD 由 $115.6\text{ }\mu\text{m}$ 降至 $65.2\text{ }\mu\text{m}$ (降幅 44%);喷油脉宽控制精度达 $\pm 1\%$,响应时间缩短至 1.8 ms,空燃比波动率不大于 $\pm 1.5\%$;系统适配 35 kg 无人机,在 $-20^{\circ}\text{C}\sim 40^{\circ}\text{C}$ 及 3 000 m 高原环境下实现 10 h 续航(航程 1 000 km)。当前研究未覆盖 5 000 m 以上极端环境,长期可靠性需进一步验证。未来将聚焦高海拔极限环境功率提升、燃油雾化优化、智能控制算法及健康监测技术,推动工程应用深化。

参考文献:

- [1] 黄凤娟. 中国无人机行业的发展分析[J]. 安徽电子信息职业技术学院学报,2020,19(5):102-106.
- [2] 陈兴,邴超. 面向电力设施的无人机多目标监测与反制系统[J]. 机械制造与自动化,2023,52(2):220-224.

- [3] 丁水汀,邵龙涛,赵帅,等. 重油航空活塞发动机燃油喷射技术[J]. 北京航空航天大学学报,2022,48(9):1630-1642.
- [4] PENG X T, FAN D H, QIU D D, et al. Study on RP-3 aviation fuel vapor concentration[J]. Aerospace, 2023, 10(6):497.
- [5] 许晔,孟弘.《瓦森纳协议》对我国高技术的出口限制[J]. 科技管理研究,2012,32(24):25-28.
- [6] 冯光烁,周明. 重油航空活塞发动机技术路线分析[J]. 清华大学学报(自然科学版),2016,56(10):1114-1121.
- [7] 胡强,余双,史开源,等. 浅谈航空重油活塞式发动机[J]. 航空动力,2020(5):32-35.
- [8] 赵振峰,王蕾. 航空重油活塞发动机技术难点与发展启示[J]. 航空动力学报,2024,39(4):20220347.
- [9] 于小兵,陈思,何小民,等. RP-5 和 RP-3 燃油对离心喷嘴雾化特性影响分析[J]. 航空动力学报,2023,38(5):1058-1066.
- [10] 钱煜平,张杨军. 航空混合电推进系统中的热管理问题[J]. 航空动力,2019(6):36-40.
- [11] 杨佳利,曹文宇,姚舜,等. 模型实时驱动的航空发动机沉浸式虚拟运行系统[J]. 航空发动机,2023,49(3):9-16.
- [12] HONEYWELL SENSING AND CONTROL. 40PC series fully signal conditioned pressure transducer: 40PC100G2A datasheet [R]. Freeport, IL: Honeywell Inc., 2007.
- [13] KIM D, LEE I, KOO J. Macroscopic spray characteristics of a porous injector[J]. Atomization and Sprays, 2014, 24(1):1-22.
- [14] 汤姆·德恩顿(Tom Denton). 汽车电气与电子系统[M]. 鲁植雄,译. 南京:江苏科学技术出版社,2005.
- [15] 迟鹤津,贾旭岩. 乘用车燃油经济性影响因素的相关性分析与修正[J]. 汽车文摘,2022(9):38-44.
- [16] 李铁军. 柴油机电控技术实用教程[M]. 北京:机械工业出版社,2009:139-147.
- [17] 甘晓华. 航空燃气轮机燃油喷嘴技术[M]. 北京:国防工业出版社,2006:1-19.
- [18] GB/T 25363—2010 汽油机电磁阀式喷油器总成试验方法[S]. 北京:中国标准出版社,2011.

收稿日期:2024-03-27