

文章编号:1000-8055(2011)06-1384-05

某型无人直升机活塞式电喷发动机 转速控制设计及试验

曾国贵, 廖智麟, 阚兆成

(中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 针对某型无人直升机活塞式电喷发动机的特性, 结合无人直升机不同阶段对旋翼转速的要求, 采用转速前馈与反馈比例控制模式对地面暖车转速进行控制. 采用了转速前馈、负载前馈、转速变参与反馈 PID(比例、积分、微分)控制结合的控制模式实现慢车转速到额定转速的有效过渡. 额定工作转速的控制采用了转速前馈、负载前馈、自动配平、转速差前馈与反馈 PID 控制相结合的复合型控制策略, 以保证发动机在额定工作状态下转速波动误差尽量减小, 实现无人直升机动力关键部分的控制. 通过地面试车台发动机开车试验表明, 所采用的复合型控制策略能有效实现发动机恒转速控制.

关 键 词: 无人直升机; 电喷 (EFI) 发动机; 电子控制单元 (ECU); 复合控制; 发动机控制

中图分类号: V249.122⁺.9

文献标志码: A

Speed control design and test for piston EFI engine of unmanned helicopter

ZENG Guo-gui, LIAO Zhi-lin, KAN Zhao-cheng

(China Helicopter Research and Development Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: The engine speed in warm condition was controlled by feed-forward and proportional feedback according to the characteristics of electronic fuel injection (EFI) engine and the requirements of engine speed at different phases in unmanned helicopter. The smooth transition from low to normal speed condition was achieved by speed feed-forward, load feed-forward, speed parameter model and feedback PID (proportion, integration, differential). The normal speed was controlled by using the complex scheme of feed-forward, load-forward, auto-trim, difference of rotational speed feed-forward and PID feedback. It proves that the complex control scheme is effective to constant engine speed control by use of the engine ground test at drive simulation platform.

Key words: unmanned helicopter; electric fuel injection (EFI) engine;
electronic control unit (ECU); complex control; engine control

无人直升机具有垂直起降、定点悬停、低空低速性好、易于对目标实施近距飞行等一系列一般无人飞行器所不具备的优点, 可执行侦查定位、通讯中继、战损评估、资源勘探、交通监控、电力巡检、森林防火、航拍等任务, 在军民领域有着广

泛的应用前景. 发动机作为无人直升机的核心, 是无人直升机能够实现空中飞行的基础. 无人直升机的旋翼转速及发动机输出功率均取决于发动机稳定的工作转速, 发动机恒转速控制的优劣决定着无人直升机飞行性能的优劣.

收稿日期: 2010-05-11; 修订日期: 2010-11-13

作者简介: 曾国贵 (1973-), 男, 江西丰城人, 高级工程师, 硕士, 主要从事无人直升机系统工作.

为了适应无人直升机结构简单、起飞质量小、造价低廉的特点,选择活塞式发动机作为无人直升机的动力源,这主要是因为活塞式发动机具有升功率大、结构简单、轻巧、造价低廉等突出优点^[1]。但是传统的活塞式化油器发动机有很多缺点^[2]:①化油器是利用气流通过化油器喉管时所产生的真空度把汽油吸出,一般情况下喉管的负压较小,汽油吸出后雾化品质差,影响发动机的动态性能;②在飞行过程中,由于化油器燃油量孔开度不可调整,发动机在整个飞行过程中的各种工况下空燃比并非最佳,从而增加了油耗率和减少了续航时间;③由于无人机升空后周围的空气变得稀薄,从而使油气混合气变浓,导致发动机出现富油情况。而活塞式电喷发动机采用了电子控制喷射(electronic fuel injection,简称EFI)系统,较好解决了以上方面的问题,不仅使活塞式发动机的性能更加优良,而且更适合无人直升机的应用。

1 活塞式电喷发动机转速负载特性

本文所讨论的样例发动机是H32E活塞式电喷发动机。ECU(electronic control unit)是电控喷射系统的控制中心,它利用安装在发动机不同部位上的各种传感器,测得发动机的各种工作参数,按照发动机制造厂在电脑中设定的控制程序,精确地控制喷油量和点火时刻,使发动机在各种工况下都能获得最佳质量浓度的可燃混合气。ECU工作原理^[3-6]图如图1所示。

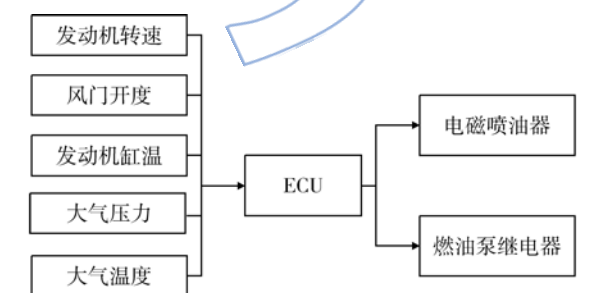


图1 ECU工作原理

Fig. 1 Basic principle of ECU

活塞式电喷发动机的喷油量是在恒定的燃油喷射压力下,通过对喷油嘴的控制实现调节。以风门开度、转速为基本因素,同时由ECU接收环境温度、大气压力、发动机缸体温度等表征发动机运行工况的信号修正喷油量,实现发动机转速运转稳定。H32E发动机是二冲程发动机,采用簧片阀进气方式。在无人直升机发动机转速控制过程中,

随着旋翼负载的增加,发动机风门开度应加大,发动机输出扭矩增加。由于二冲程发动机的进气特点,在低转速向高转速过渡过程中存在反喷现象,造成发动机输出扭矩不一定单调上升,某一过渡转速和负载下,油门开度加大输出扭矩可能反而下降。因此发动机恒转速控制,必须合理控制旋翼总距和油门开度变化的关系,避开失速控制点。

2 发动机控制设计

无人直升机发动机运转分为地面运转和空中运转。地面运转主要目的是为了提高缸内工作温度,同时需避免由于发动机工作引起全机的振动。故此,该部分开车过程对发动机转速的控制精度要求不高,但不能出现转速的快速较大幅度的波动。空中运转是发动机真实的工作状态,该部分不仅要求转速控制精度高,且要求发动机响应速度快、随负载变化能力强等。然而,对活塞式电喷发动机而言,暖车到额定工作过程过渡段控制的优劣可直接影响到发动机额定工作状态的稳定性,这是普通活塞式发动机不需考虑的。

2.1 发动机控制状态和开/停车过程定义

样例活塞式电喷发动机控制状态定义^[7]如下。

1) 怠速控制状态:旋翼负载为 2° ,发动机转速为怠速转速。

2) 暖车控制状态:旋翼负载为 4° ,发动机转速为 (4000 ± 200) r/min。

3) 额定控制状态:旋翼负载为 $6^\circ \sim 9^\circ$,发动机转速为 (6000 ± 100) r/min。

额定控制状态是发动机的实际使用状态,所要求的转速控制误差不大于2%,而地面暖车控制状态只是为了把发动机缸温提高,同步考虑不引起全机的振动,故发动机转速控制精度要求相对较低。

开车过程定义为发动机转速逐渐增大的过程,从发动机遥控指令看,开车过程的指令顺序为“开车”→“暖车”→“额定”。由于开车过程不仅发动机转速逐渐增大,旋翼负载也逐渐增大,因此发动机功率也逐渐增大,为此约定开车过程发动机遥控指令必须逐级上升,不允许越级响应。

停车过程定义为发动机转速逐渐减小的过程,从发动机遥控指令看,关车过程的指令顺序为“额定”→“暖车”→“怠速”→“预停”→“停车”→“复原”。为方便使用和试验,与开车过程不同,停车过程可响应遥控指令,不受转速级别的限制。

2.2 发动机控制律设计

2.2.1 暖车状态控制律设计

样例活塞式电喷发动机地面暖车状态控制采用转速前馈和反馈的复合控制结构^[8],如图2所示.其中前馈是根据发动机暖车状态不同的工作转速,对应不同的风门关系,反馈是根据指令与实际转速差的单比例控制.

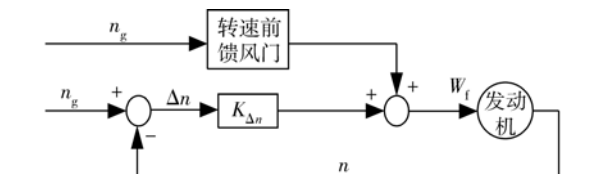


图2 发动机暖车状态转速控制律

Fig. 2 Control law of engine warm phase

图2中 n_g 为发动机目标转速, n 为发动机实际转速, W_f 为发动机风门开度控制量, Δn 为发动机实际转速与目标转速差, $K_{\Delta n}$ 为比例增益.

2.2.2 地面暖车到额定过渡段控制律设计

考虑到样例发动机过渡段对额定工作状态稳定性的影响,在设计之初采用了文献[9]所述的折线法设计过渡段发动机转速控制律,但是利用该类控制模式使发动机转速到达额定转速后,会造成风门开度过低,发动机可能会出现拉缸的风险,且该类控制方法在工程使用中鲁棒性不足.本文采用了转速前馈、负载前馈、转速变参与反馈PID(比例、积分、微分)控制结合的控制模式实现慢车转速到额定转速的有效过渡.其控制律设计框图如图3所示.

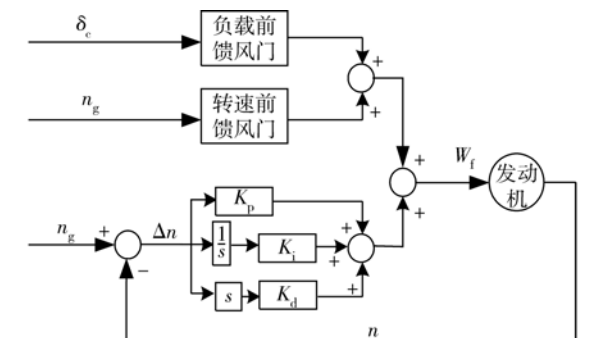


图3 发动机过渡段转速控制律

Fig. 3 Control law of engine transition phase

图3中 δ_c 为无人直升机旋翼负载, K_p 为比例增益,它随着发动机实际转速变化, K_i 为积分增益,在发动机实际转速接近额定转速时接入, K_d 为微分增益,在发动机实际转速接近额定转速

时接通.

2.2.3 额定状态恒转速控制律设计

发动机额定工作状态是无人直升机所需求的使用状态,为了确保无人直升机的正常飞行,对该部分发动机转速控制精度提出了严格的要求,即转速波动幅值不大于2%.

本文采用了转速前馈、负载前馈、自动配平、转速差前馈与反馈PID控制相结合的复合型控制策略,以解决发动机转速控制精度、快速性和适应负载变化能力强的要求.

本阶段发动机转速控制律结构如图4所示.

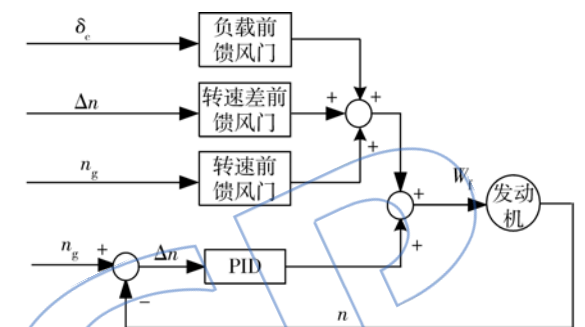


图4 发动机额定工作状态恒转速控制结构

Fig. 4 Engine control structure of normal phase

其中,自动配平在PID结构中采用定时器的形式实现,采用自动配平技术可提高发动机对环境的适应能力,使发动机对环境的鲁棒性得到很大的提高.

3 发动机控制试验

3.1 发动机转速调试台

样例发动机转速调试台由试验台架、动力/传动系统、燃油系统、旋翼系统及操纵系统等组成^[10-11].台架上各系统部件的布置基本模拟样例发动机在某型无人直升机上的布局,台架系统总体布置如图5所示.

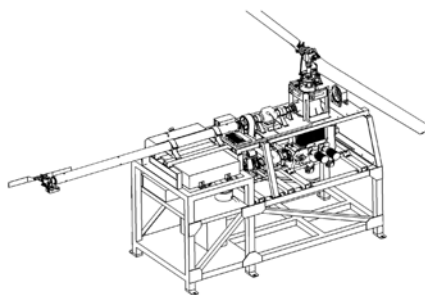


图5 发动机转速调试台总体布置

Fig. 5 Layout of engine ground platform

发动机转速调试台控制与监测系统主要功能是实现对整个试车台的控制(包括发动机控制、旋翼系统操纵和应急操作等),并对试验数据进行实时监测、显示和记录^[12]。系统主要由飞行控制计算机、地面监控计算机、数据处理计算机、传感器、驱动装置(电动舵机和舵机控制盒)、电源系统及电缆等组成,其组成如图6所示。

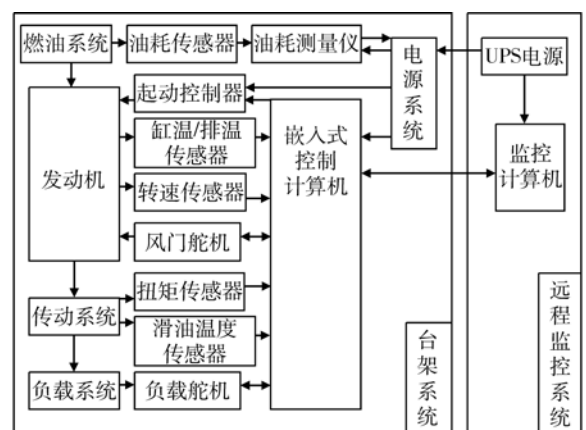


图6 发动机转速调试台控制与监测系统

Fig. 6 Engine ground platform control and monitor system

3.2 发动机转速控制试验结果

活塞式电喷发动机恒转速控制试验结果如图7所示,试验结果表明,在整个试验过程中旋翼负载 $6^{\circ}\sim 9^{\circ}$ 的快速往复变化,发动机转速控制误差均 $\leq 2\%$,符合发动机转速控制要求。

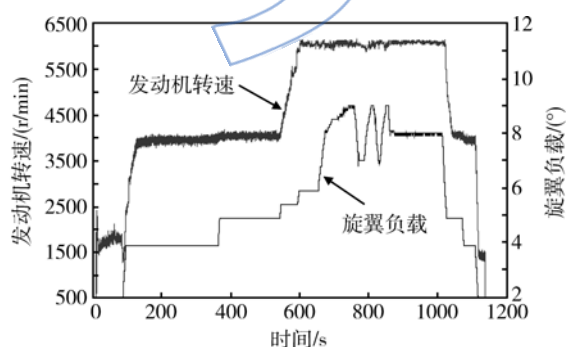


图7 发动机恒转速控制试验结果

Fig. 7 Test result of engine control

4 结论

发动机地面联合试车台开车试验表明,本文针对活塞式电喷发动机暖车到额定过渡段的控制系统设计所采用的变增益、变控制策略的控制模式有效解决了该类发动机低速到高速过渡段难于

控制的问题,使得该类发动机暖车到额定段过渡相对平滑,为额定状态的稳定控制打下了坚实的基础。另外,在额定工作状态采用的转速差前馈控制技术,满足了随无人直升机旋翼负载变化而来的发动机转速控制快速性要求,在发动机控制中所采用的自动配平技术提高了发动机对环境的鲁棒性。

参考文献:

- [1] 彭昭勇. 无人直升机飞行控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2000.
PENG Zhaoyong. Study of unmanned helicopter flight control technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2000. (in Chinese)
- [2] 彭昌普. 汽油机与无人直升机的动力匹配技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,1998.
PENG Changpu. Study of gasoline power matching with the unmanned helicopter technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,1998. (in Chinese)
- [3] 李汝辉,吴一黄. 活塞式航空动力装置[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2008.
- [4] 张昭昭. 电喷燃油喷射系统的研究[D]. 辽宁阜新:辽宁工程技术大学,2005.
ZHANG Zhaozhao. Study of electric fuel injection system [D]. Fuxin Liaoning: Liaoning Technical University,2005. (in Chinese)
- [5] 李国良,于秀敏,宋秋红,等. 二冲程汽油机电控燃油喷射研究[J]. 农业机械学报,2000,31(6):11-12,16.
LI Guoliang, YU Xiumin, SONG Qiuhong, et al. Study on electronically controlled fuel injection for a two stroke cycle gasoline engine[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Machinery,2000,31(6):11-12,16. (in Chinese)
- [6] 魏强. 二冲程汽油机电控燃油喷射系统的研究与开发[D]. 长春:吉林工业大学,1997.
WEI Qiang. Study and development of two-stroke gasoline electronic fuel injection system[D]. Changchun: Jilin University of Technology,1997. (in Chinese)
- [7] 杨振祥,阮红霞. 小型无人直升机动力装置活塞发动机的动态效应[J]. 直升机技术,2006,146(2):32-35.
YANG Zhenxiang, RUAN Hongxia. The dynamic effect for piston engine on mini-unmanned helicopter[J]. Helicopter Technique,2006,146(2):32-35. (in Chinese)
- [8] 何元磊,卢利斌,王祥,等. 某型无人机发动机动力学建模与仿真[J]. 航空兵器,2007(1):28-31.
HE Yuanlei, LU Libin, WANG Xiang, et al. Engine dynamics modeling and simulation for a type of UAV[J]. Aero Weaponry,2007(1):28-31. (in Chinese)
- [9] 王小青,黄一敏,杨一栋. 小型无人直升机活塞式电喷发动机冲速段的控制策略[J]. 航空动力学报,2007,22(6):928-932.

- WANG Xianqing, HUANG Yimin, YANG Yidong. Control strategy for piston ECU engine in overrunning of a small-size unmanned helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 928-932. (in Chinese)
- [10] 冀树德, 张辉, 贾祯, 等. ECU 控制性能的动态试验研究[J]. 车用发动机, 2008(176): 106-109.
JI Shude, ZHANG Hui, JIA Zhen, et al. The research of dynamic test on ECU controlling performance[J]. Vehicle Engine, 2008(176): 106-109. (in Chinese)
- [11] 庞海洋, 段文龙. 发动机试验中伺服控制系统抗干扰技术研究[J]. 固体火箭发动机, 2000, 23(1): 74-78.
PANG Haiyang, DUAN Wenlong. Anti-interference of servo-control system in solid rocket motor testing [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23(1): 74-78. (in Chinese)
- [12] 邱军芳, 雷勇, 柳共青. 工程数据库在某型发动机试车中的应用[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 432-435.
QIU Junfang, LEI Yong, LIU Gongqing. The application of engineering database in aeroengine test [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 432-435. (in Chinese)