

航空活塞式发动机空燃比实时控制算法

黎艺华¹, 胡东宁², 胡春明², 刘娜²

(1. 柳州职业技术学院, 广西 柳州 545006;

2. 天津大学 天津内燃机研究所, 天津 300072)

摘 要: 采用比例-积分-微分神经网络(PIDNN)的控制算法,集合了传统 PID 控制及神经网络各自的优点,控制发动机在不同工况下的空燃比,实现发动机在不同工况间切换时,能够快速地将空燃比控制至目标值。在 AMESim 软件中建立发动机模型,在 MATLAB 软件中建立 PIDNN 控制算法,进行模型在环仿真,仿真结果表明:在不同海拔高度下,PIDNN 控制算法都能够准确地把空燃比控制在目标值,当发动机在不同工况间切换时,PIDNN 能够在 0.5 s 内把发动机空燃比控制至目标值,并且保证过量空气系数超调量在 0.2 之内,改善了发动机的动力性、经济性,提高了发动机的响应能力。

关 键 词: PID 神经网络; 活塞式发动机; 过渡工况空燃比; 模型在环仿真; 仿真模型

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Real time control algorithm of aviation piston engine air-fuel ratio

LI Yi-hua¹, HU Dong-ning², HU Chun-ming², LIU Na²

(1. Liuzhou Vocational and Technical College,

Liuzhou Guangxi 545006, China;

2. Tianjin Internal Combustion Engine Research Institute,

Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Adopting the proportion-integration-differentiation neural network (PIDNN) control algorithm, the advantages of both the tradition PID and neural network were combined. It was used to control the engine air-fuel ratio under different operating conditions, and when the condition changed, it could control the air-fuel ratio to the target value. An engine model was built in software AMESim. The PIDNN control algorithm was built in software MATLAB. Through the model-in-the-loop, the simulation results show that: at different altitudes, the PIDNN could control the air-fuel ratio to the targets accurately. When the engine operating condition changes, the PIDNN could control the air-fuel ratio to the target within 0.5 s and ensure the overshoot under 0.2, which results in the improvements of the engine dynamic property, fuel economy and rapid responsibility.

Key words: PID neural network; piston engine; transient air-fuel ratio; model-in-the-loop simulation; simulation model

在早些年的飞机或直升机上应用的航空发动机都是航空活塞式发动机,后来才被功率大、高速

性能好的燃气涡轮发动机所取代,但是小功率的航空活塞式发动机仍广泛地应用于小型飞机、直

收稿日期:2014-01-03

基金项目:天津市科技计划(13ZCZDZX04400);天津市科技计划项目科技支撑重点项目(12ZCZDZX03800);
2013 年度广西教育厅科研项目(2013LX2222)

作者简介:黎艺华(1963—),女,广西阳朔人,副教授,研究方向为电子技术。

通讯作者:胡春明(1967—),男,河北衡水人,研究员,博士,研究方向为内燃机电控技术的应用。E-mail:cmhu@tju.edu.cn

升机及最近几年世界各个国家都在积极研究的无人机上. 由于机载设备的增加及对长航时的要求, 作为其主要动力源的航空活塞式发动机也正向着高动力性及高经济性方向发展^[1]. 目前国内小型航空活塞式发动机均采用膜片式化油器供油系统, 由于化油器通过喉管真空度以及机械方式计量燃油已不能满足发动机在爬升、巡航等各种工况条件下以及不同外部环境条件下对可燃混合气最佳空燃比的需求^[2-3]. 而电控燃油喷射技术可以提高燃油雾化品质, 满足飞行过程中对动力的变化需求, 特别是缸内直喷技术, 能有效避免由于进气道喷射造成的进气歧管油膜湿壁现象, 提高发动机的充气系数的同时, 精确控制缸内混合气的空燃比^[4], 弥补了化油器和进气道喷射的不足^[5].

本文使用 AMESim 软件, 针对某直喷型航空活塞式发动机建模^[6], 对比了不同空燃比下的发动机性能, 与 MATLAB 软件耦合^[7], 进行模型在环仿真. 考虑到在变工况条件下, 空燃比控制的难度, 本文采用 PIDNN 的控制算法, 结合传统 PID 控制与神经网络^[8-9]各自的优点对空燃比进行了优化控制.

1 航空活塞式发动机性能研究

随着海拔的升高, 由于进气温度及进气压力的降低, 发动机的动力性能会下降很多^[10]. 因此在飞机爬升状态下, 必须保证发动机的功率输出, 而发动机的空燃比直接影响着混合气的燃烧速率, 进而影响着发动机的功率输出^[11-12], 因而有必要对发动机的空燃比进行控制, 使其满足相关的性能要求. 针对原机的相关参数见表 1.

利用 AMESim 软件中发动机库的相关组件, 建立直喷发动机模型, 如图 1 所示. 图中 intake manifold 为进气歧管, maximum mass flow rate 为最大质量流量, injection timing 为喷射时刻, spark advance 为点火提前角, exhaust manifold 为排气歧管; 中间方框中, controller 为控制器, 左边输入变量: EGO 为氧传感器信号值, intake_temp 为进气温度, intake_pressure 为进气压力, speed 为转速信号; 右边输出变量: inj_dur 为喷射脉宽.

在标准大气条件下, 得到发动机的主要性能, 如表 2 所示.

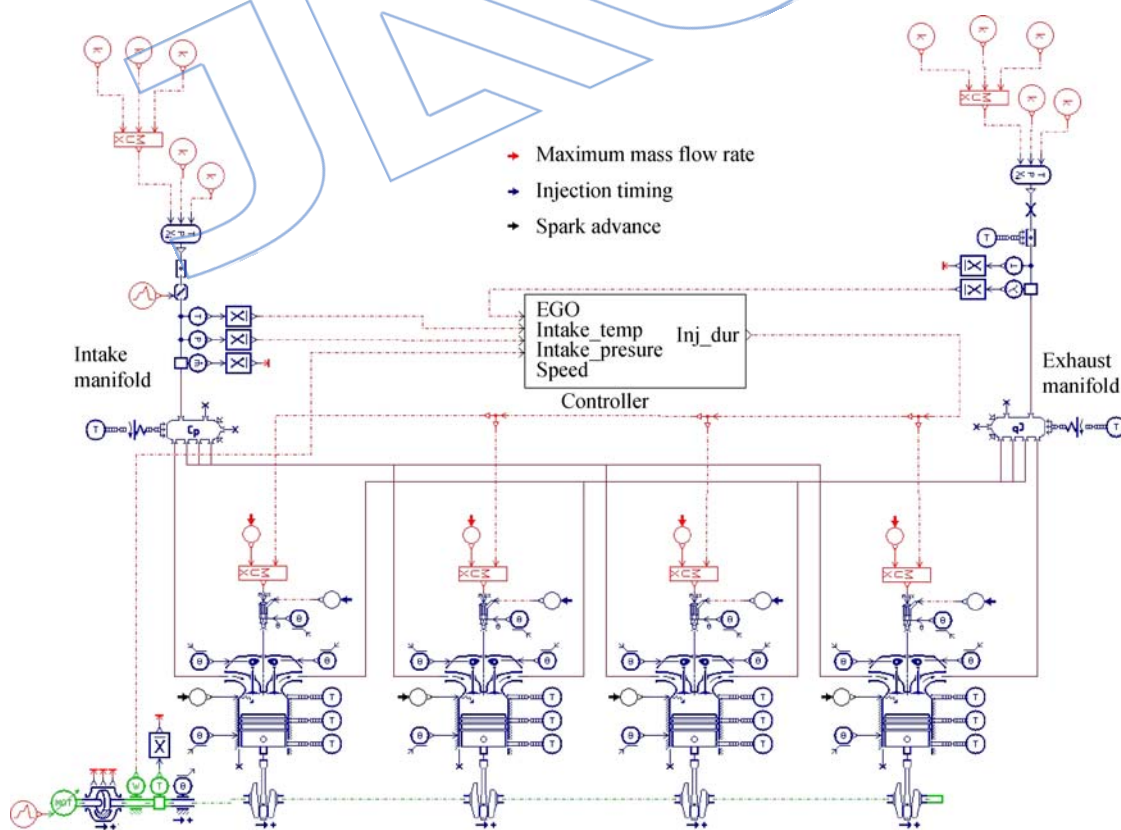


图1 发动机模型

Fig. 1 Engine model

表 1 发动机参数

Table 1 Engine parameters

序号	参数	数值或说明
1	排量/L	1.998
2	压缩比	10 : 1
3	气缸数	4
4	缸径×行程/(mm×mm)	86×86
5	连杆长度/mm	142.8
6	挤气间隙/mm	0.2
7	气门数	8
9	进气形式	自然吸气
10	燃烧室型式	斜屋顶
11	发火顺序	1-3-4-2

表 2 标准大气条件发动机主要性能

Table 2 Engine main performance under standard atmospheric conditions

功率状态	转速/ (r/min)	功率/ kW	节气门 开度/%	燃油消耗率/ (g/(kW·h))
最大连续	5 000	73.5	100	268.3
正常巡航	4 300	47.8	65	265.4

在仿真过程中,针对不同的海拔高度,大气压力和温度的计算为

$$p_H = p_0 (1 - 0.02257 H)^{5.256} \quad (1)$$

$$T_H = T_0 - 6.5 H \quad (2)$$

式中 H 为海拔高度(km); p_0, p_H 分别为海平面处和海拔高度为 H 处的大气压力(kPa); T_0, T_H 分别为海平面处和海拔高度为 H 处的大气温度(K).

仿真以最大连续功率转速和正常巡航转速为模拟转速,对该发动机模型在 0~5 km 的海拔范围内,控制发动机工作在不同的空燃比条件下,比较发动机的功率、燃油消耗率等性能,结果如图 2 所示.

图 2(a)表明随着海拔高度的增加,发动机的功率不断下降,但是在相同的海拔高度下,对比发动机工作的 5 个不同的空燃比条件下,在过量空气系数为 0.85~0.95 的工作条件下,该发动机的功率最高,此时的燃烧速度最高,热量损失最小,因而使得缸内平均压力最高,功率最大,此混合气称为功率混合气.随着过量空气系数的增加或减

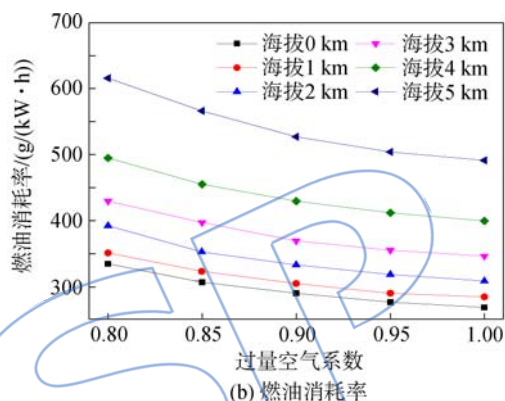
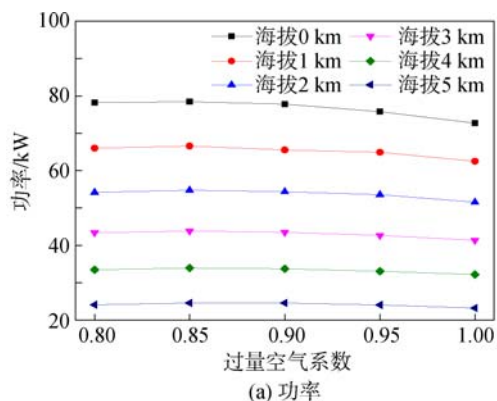


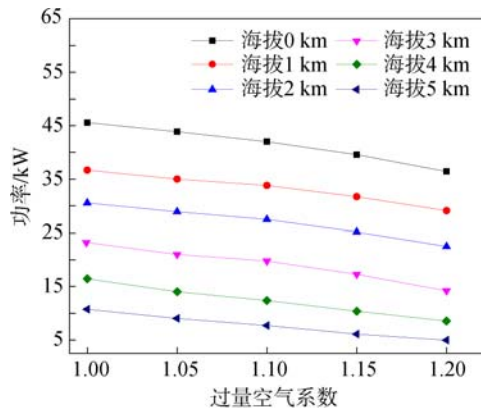
图 2 发动机最大连续功率转速工况模拟图

Fig. 2 Engine condition simulation diagram on the maximum continuous power speed

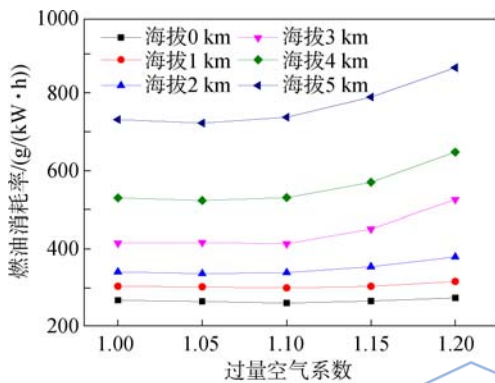
少,发动机的功率都会有所下降.所以在发动机大负荷条件下,就得供给这个过量空气系数范围内的混合气,以保证发动机发出尽可能大的功率,以满足设备对功率的要求.图 2(b)表明在相同的空燃比条件下,随着海拔的升高,燃油消耗率增大,并且海拔越高,燃油消耗率升高得越快,从海拔 4 km 升高到 5 km 的时候,燃油消耗率的增加远远大于其他海拔高度之间的燃油消耗率的差异.

当飞机工作在正常巡航状态时,在不同的海拔高度下,比较模拟了发动机工作在不同空燃比条件下的相关性能,如图 3 所示.

发动机工作在正常巡航状态,在满足飞机飞行所需要功率的前提下,主要目的是为了省油,延长航行时间.图 3 表示在相同的节气门开度以及其他条件不变的情况下,只改变空燃比,发动机的功率、燃油消耗率的变化情况.图 3(a)表明在相同的海拔高度下,随着过量空气系数的增加,发动机的功率逐渐下降,这是因为混合气中燃油密度减小,燃烧速度下降,热量损失加大,导致发出的功率减小.图 3(b)表明在相同的海拔高度下,过量空气系数在 1.0~1.1 的时候,燃油消耗率最



(a) 功率



(b) 燃油消耗率

图3 发动机正常巡航转速工况模拟图

Fig. 3 Engine condition simulation diagram on normal cruising speed

小,随着过量空气系数的变大或减小,燃油消耗率都会相应地增加。

综上所述,在飞机爬升过程中,发动机工作在大负荷条件下,供给发动机过量空气系数为0.85~0.95的混合气,保证发动机输出较大的功率;而在飞机巡航状态下,要求发动机工作在较好的经济性条件下,供给发动机过量空气系数为1.05~1.1的混合气,以使发动机的燃油消耗率较小。

针对不同外界条件,以及对发动机不同的要求,尤其在工况点间切换时,需要保证发动机的平稳运转,需要把空燃比控制在一定的范围内,以保证发动机的性能,针对文中该款发动机,在最大连续功率转速工况向正常巡航转速工况切换时,需要避免混合气空燃比过小,导致无法正常燃烧;在正常巡航转速工况切换回最大连续功率转速工况时,需要避免混合气空燃比过大,超过发动机的稀燃极限。这就给空燃比控制算法带来了一定的难度,若采用传统的PID控制,针对不同的条件,其没有自适应功能,针对不同工况的切换,会导致控制效果变差。故本文采用了传统PID控制与神经

网络相结合的控制算法,来达到较好的空燃比控制效果。

2 控制器设计

飞机在飞行过程中,要在不同的工况下进行切换,就要求控制算法具有一定的自适应性。神经网络模拟人脑的工作方式,具有很强的非线性映射能力、自学习能力^[13],但是一般神经网络收敛速度很慢,训练和学习时间很长;为满足系统性能要求,大量增加隐含层神经元个数,网络的计算量很大,在当前的技术水平下很难保证控制的实时性;而常规PID控制由于结构简单、易于操作且对模型误差具有鲁棒性等优点,是目前工业过程控制中应用最为广泛的策略之一,但是当被控对象具有复杂的非线性特性时,则往往难以达到满意的控制效果。本文采用的PIDNN^[14-15]的基础是分别定义了具有比例、积分、微分功能的神经元,从而将PID控制规律融合进神经网络之中。这些神经元的输入-输出函数分别为比例、积分和微分函数,既有静态的,又有动态的。PIDNN的各层神经元个数、连接方式、连接权重初值是按PID控制规律的基本原则确定,控制器的输入是期望值与系统实际输出值,再完成由输入到偏差的映射,隐含层到输出层的权值选择为传统PID控制器的比例、积分、微分系数时,PIDNN控制器的初始输出等价于传统PID控制器的输出。在此基础上由神经网络反传学习算法对网络进行在线学习和调整,以适应发动机工况的变化,达到快速控制的目的。

2.1 PIDNN 的结构

PIDNN是3层神经网络,节点结构为2-3-1,如图4所示。

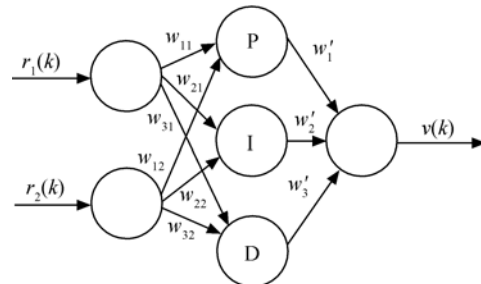


图4 PIDNN 结构示意图

Fig. 4 PIDNN structure diagram

神经网络输入层神经元的输入为

$$\mathbf{R}(k) = [r_1(k), r_2(k)]^T \quad (3)$$

式中 $r_1(k), r_2(k)$ 为每个输入层神经元节点的输入, k 为控制器计算序列。

隐含层神经元的输入为

$$x_i^{(1)}(k) = \sum_{j=1}^2 w_{ij} r_j(k) \quad (4)$$

式中 $x_i^{(1)}(k)$ 为隐含层各神经元节点输入 ($i=1, 2, 3$), w_{ij} 是输入层至隐含层的权值矩阵中的一个元素 ($j=1, 2$)。

隐含层比例、积分、微分神经元的输出 $q_i(k)$ ($i=1, 2, 3$) 为

$$q_1(k) = \begin{cases} 1 & x_1^{(1)}(k) > 1 \\ x_1^{(1)}(k) & -1 \leq x_1^{(1)}(k) \leq 1 \\ -1 & x_1^{(1)}(k) < -1 \end{cases} \quad (5)$$

$$q_2(k) = \begin{cases} 1 & q_2(k) > 1 \\ q_2(k-1) + x_2^{(1)}(k) & -1 \leq q_2(k) \leq 1 \\ -1 & q_2(k) < -1 \end{cases} \quad (6)$$

$$q_3(k) = \begin{cases} 1 & q_3(k) > 1 \\ x_3^{(1)}(k) - x_3^{(1)}(k-1) & -1 \leq q_3(k) \leq 1 \\ -1 & q_3(k) < -1 \end{cases} \quad (7)$$

输出层神经元的输入为

$$x^{(2)}(k) = \sum_{i=1}^3 w_i q_i(k) \quad (8)$$

式中 w_i 为隐含层至输出层权值矩阵的一个元素 ($i=1, 2, 3$)。

输出层神经元的输出, 即控制器输出的补偿喷油量为

$$v(k) = \begin{cases} 1 & x^{(2)}(k) > 1 \\ x^{(2)}(k) & -1 \leq x^{(2)}(k) \leq 1 \\ -1 & x^{(2)}(k) < -1 \end{cases} \quad (9)$$

2.2 PIDNN 控制器

图 5 所示为 PIDNN 控制系统的结构, 网络输入向量为

$$\mathbf{R}(k) = [r_1(k), r_2(k)]^T = [r(k), y(k)]^T \quad (10)$$

针对本文建立的模型, $r(k)$ 为设定的目标过量空气系数, $y(k)$ 为氧传感器反馈的过量空气系数。

误差定义为

$$E(k) = r(k) - y(k) \quad (11)$$

取目标函数为

$$J = \frac{1}{2} [E(k)]^2 \quad (12)$$

为了保证系统调节无静差, 输入层至隐含层积分神经元权值应满足 $[r(k), y(k)]$ 到 $E(k)$ 的无畸变性。因此输入层至隐含层积分神经元权值 w_{21} 和 w_{22} 在整个过程中应该保持绝对值相等, 符号相反。

$$w'_i(k+1) = w'_i(k) + \eta \delta_i(k) q_i(k) \quad (13)$$

$$\delta_1(k) = E(k) \text{sign} \left[\frac{y(k+1) - y(k)}{v(k) - v(k-1)} \right] \quad (14)$$

输入层至隐含层权值在线调整为

$$w_{ij}(k+1) = w_{ij}(k) + \eta \delta_i(k) r_j(k) \quad (15)$$

$$\delta_i(k) = \delta_i(k) w'_i \text{sign} \left[\frac{q_i(k) - q_i(k-1)}{x_i^{(1)}(k) - x_i^{(1)}(k-1)} \right] \quad (16)$$

式中 η, η_p 为学习步长; $i=1, 2, 3; j=1, 2$ 。

2.3 控制器模型的搭建

运用 MATLAB 与 AMESim 的 Co-simulation 接口, 利用图 1 建立的发动机模型, 在 MATLAB 中建立图 6 中蓝色部分所示的联合仿真模块。根据图 1 发动机模型输出的进气压力、温度及发动机转速信号, 确定发动机基本喷油量^[16], 根据图 5 中 PIDNN 控制系统的结构, 修正相应的喷油量, 以达到控制空燃比的目的^[17]。当系统采用较复杂的控制规律时, Simulink 软件中没有现成功能模块可用, 这时候就可以使用 Simulink 提供的 S 函数, 采用 MATLAB 编程语言或者是 C 语言按照一定的格式编写控制规律。本文根据上述提到的 PIDNN 控制算法, 利用 Simulink 的 S 函数建立了 PIDNN 控制系统的结构, 同时在仿真过程中, 加入了干扰噪声来模拟外界的干扰。

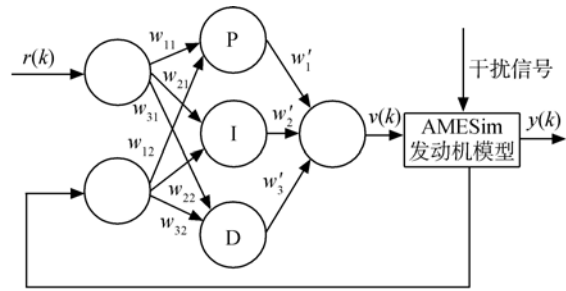


图 5 PIDNN 控制系统的结构

Fig. 5 Structure of PIDNN control system

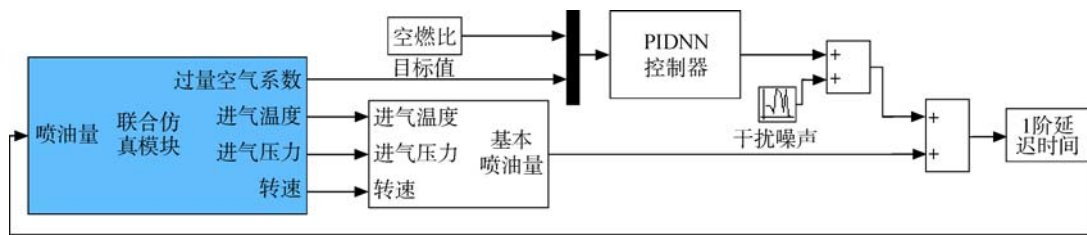


图6 燃油喷射控制系统

Fig. 6 Fuel injection control system

3 仿真分析

对于采用传统PID控制的空燃比系统,针对本文的发动机模型,采用Ziegler-Nichols法^[18]得到PID控制器的参数分别为 $K_p=0.3$, $K_i=1.6$ 。所以PIDNN隐含层至输出层的初始权值选择为 $w'_1=0.3$, $w'_2=1.6$, $w'_3=0$ 。

输入层至隐含层的初始权值选择为

$$W_{3 \times 2} = [1 \quad 1 \quad 1; -1 \quad -1 \quad -1]^T$$

初始学习步长 η 为0.1。这样的初值选择,使得控制器初始控制效果就与普通PID控制器效果一样,保证了控制器的初始稳定性。

本文仿真的过程为飞机以最大连续功率转速工况从地面条件飞行到预定高度(假设为2km),切换成正常巡航转速工况,把节气门开度从

100%调整至65%,转速从5000 r/min调整至理想的4300 r/min,航行一定时间,然后又切换回最大连续功率转速工况,上升到5 km。针对这一过程,仿真空燃比的控制精度以及在不同工况间切换时,空燃比控制速度,以达到对空燃比的优化控制。在仿真的过程中,随着海拔的升高,大气压力及温度也随着时间变化,仿真结果如图7所示。仿真完成时,PIDNN的相关权值调整如下:

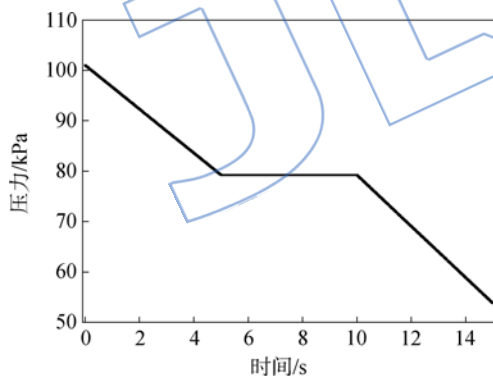
1) 输入层至隐含层的权值

$$W_{3 \times 2} = [0.979 \quad 0.944 \quad 1.001; -0.994 \quad -0.944 \quad -1]^T$$

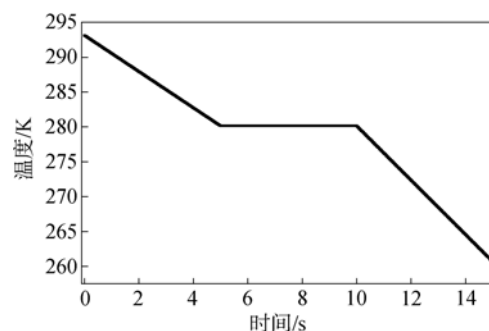
2) 隐含层至输出层的权值

$$w'_1=0.198 \quad w'_2=1.6 \quad w'_3=-0.02$$

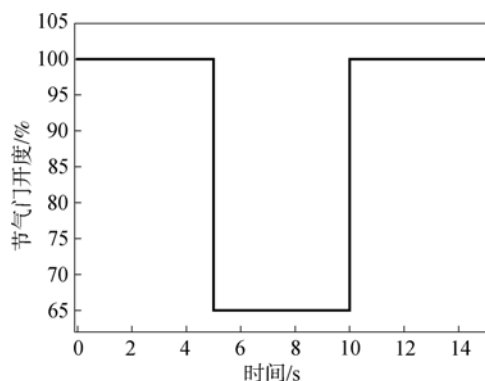
在图7(a)~图7(d)的外界条件及发动机参数变化影响下,分别由传统PID控制和PIDNN



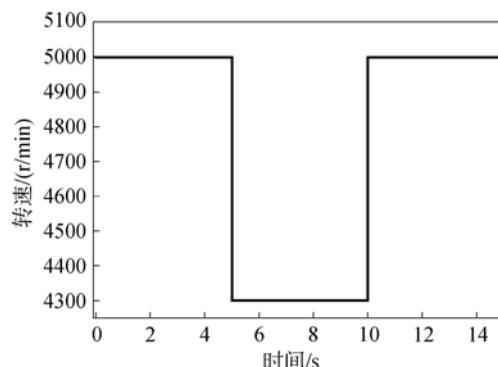
(a) 大气压力变化图



(b) 大气温度变化图



(c) 节气门开度变化图



(d) 转速变化图

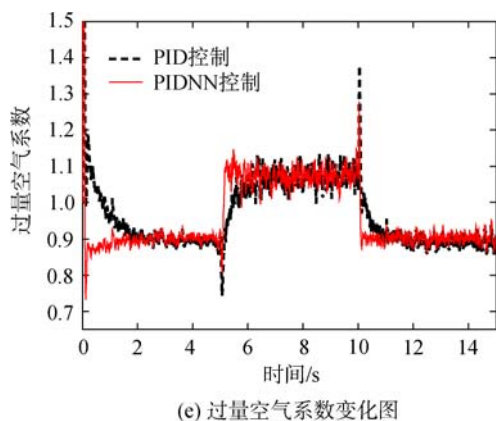


图7 过量空气系数的控制效果

Fig. 7 Control effect of excess air coefficient

控制算法控制发动机的过量空气系数,由图7(e)可以得到,当发动机工作在最大连续功率转速工况下时,PID控制与PIDNN控制都能够把过量空气系数控制在0.85~0.95,使发动机发出最大的功率,而发动机工作在正常巡航转速工况下时,两者也都能够把过量空气系数控制在1.0~1.1,使发动机具有较低的燃油消耗率,延长了航行时间。

但是在不同工况间切换时,PIDNN控制算法相比于PID控制算法,由图7(e)可以直观地看出,在0~2s内,PIDNN迅速地控制过量空气系数至目标范围内,而且超调量非常小,传统PID则出现了很大的超调情况。在5s的时刻,工况进行切换,PIDNN控制在0.5s内就把过量空气系数从0.9附近控制至1.1附近。同时在10s的时刻,从正常巡航转速工况向最大连续功率转速工况切换时,PIDNN在0.5s内把过量空气系数从1.1附近迅速控制至0.9附近,完成工况的快速切换;而传统PID控制在工况切换时刻,均需要1.5s以上的时间,才能把过量空气系数控制至目标范围。这样PIDNN控制就使得发动机在不同工况间切换时,保证了发动机的平稳运转,提高了发动机的可靠性及响应能力。

4 结 论

本文采用发动机建模软件AMESim,根据实际发动机参数建立航空活塞式发动机模型。通过模型在环仿真,在软件MATLAB中检验PIDNN控制算法,并加入干扰噪声,以模拟真实环境中的各种干扰。仿真表明:通过PIDNN控制算法,发动机在各种工况下都能快速得到最佳空燃比的混合气,并且在不同工况间切换时,相比于传统PID

控制算法,能够快速地控制空燃比至目标值,并且有效地避免了混合气的空燃比过小及过大现象,改善了发动机的动力性、经济性,提高了发动机的可靠性及响应能力。

通过该控制算法的模型在环仿真,使得在发动机控制系统开发的早期,利用发动机的实际物理参数,建立的联合仿真平台能够有效地检验其控制系统的性能,从而节约开发与成本。

参考文献:

- [1] 徐斌,夏绍军,杨世春.航空活塞发动机两级增压匹配方法[J].航空动力学报,2012,27(3):496-500.
XU Bin, XIA Shaojun, YANG Shichun. Matching of two-stage supercharging aircraft piston engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 496-500. (in Chinese)
- [2] 李玉珍,赵阳旭,郭璐.小型航空汽油发动机供油量的模糊控制[J].交通运输工程学报,2006,6(1):89-92.
LI Yuzhen, ZHAO Yangxu, GUO Lu. Fuzzy control of fuel flow rate on small aviation gasoline engine[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2006, 6(1): 89-92. (in Chinese)
- [3] 刘一鸣,刘伟,花志远.基于模糊PID的电喷天然气发动机空燃比控制策略研究[J].内燃机工程,2012,33(3):14-19.
LIU Yiming, LIU Wei, HUA Zhiyuan. Research on air-fuel ratio control of electron-controlled CNG engine based on fuzzy PID[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2012, 33(3): 14-19. (in Chinese)
- [4] Won M, Choi S B. Air-to-fuel ratio control of spark ignition engines using Gaussian network sliding control[J]. Transactions on Control System Technology, 1998, 6(5): 678-687.
- [5] 胡春明,李骥琦,白洪林.航空直喷发动机缸内混合气形成的试验[J].航空动力学报,2012,27(9):1921-1927.
HU Chunming, LI Jiqi, BAI Honglin. Experiment of in-cylinder mixture formation process low-pressure GDI engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 1921-1927. (in Chinese)
- [6] 邓元望,贾国海.汽油机燃油控制系统联合仿真[J].中南大学学报:自然科学版,2011,42(2):384-390.
DENG Yuanwang, JIA Guohai. Co-simulation of injection control system of gasoline engine[J]. Journal of Central South University: Science and Technology, 2011, 42(2): 384-390. (in Chinese)
- [7] 夏飞,黄金泉,周文祥.基于MATLAB/SIMULINK的航空发动机建模与仿真研究[J].航空动力学报,2007,22(12):2134-2138.
XIA Fei, HUANG Jinquan, ZHOU Wenxiang. Modeling of and simulation research on turbopfan engine based on MATLAB/SIMULINK[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2134-2138. (in Chinese)

- [8] Lenz U, Schroeder D. Transient air-fuel ratio control using artificial intelligence[R]. SAE Paper 970618, 1997.
- [9] 王小青, 黄一敏, 杨一栋. 小型无人直升发动机控制系统设计[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2139-2142.
WANG Xiaoqing, HUANG Yiming, YANG Yidong. Control system design for engine of a small size unmanned helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2139-2142. (in Chinese)
- [10] 魏名山, 盛申军, 彭发展. 活塞式航空汽油机增压的模拟研究[J]. 北京理工大学学报, 2011, 31(6): 652-656.
WEI Mingshan, SHENG Shenjun, PENG Fazhan. Simulation study of turbocharging systems for a piston aero-gasoline engine[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2011, 31(6): 652-656. (in Chinese)
- [11] Corporation R. New UAV engine optimized for power, package, weight and noise[R]. Ricardo Software and CAE 2010-02, 2010.
- [12] 林海英, 龙向阳. 某型增压航空活塞发动机仿真研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1332-1338.
LIN Haiying, LONG Xiangyang. Simulation study of an aero-piston engine with single stage turbocharger[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1332-1338. (in Chinese)
- [13] Shayler P J, Goodman M S, Ma T. Transient air/fuel ratio control of an S. I. engine using neural network[R]. SAE Paper 960326, 1996.
- [14] 廖芳芳, 肖建. 基于 BP 神经网络 PID 参数自整定的研究[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(7): 1711-1713.
LIAO Fangfang, XIAO Jian. Research on self-tuning of PID parameters based on BP neural networks[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(7): 1711-1713. (in Chinese)
- [15] SHU Huailin, PI Youguo. PID neural networks for time-delay system[J]. Computers and Chemical Engineering, 2000, 24(2): 859-862.
- [16] Hendricks E, Chevalier A. Modelling of the intake manifold filling dynamics[R]. SAE Paper 960037, 1996.
- [17] 张奇, 徐国强, 杜发荣. 小型航空活塞发动机点火系统优化设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 343-349.
ZHANG Qi, XU Guoqiang, DU Farong. Aero piston engine capacitor discharge ignition system optimization research and design[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2): 343-349. (in Chinese)
- [18] 薛定宇. 控制系统计算机辅助设计: MATLAB 语言及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 1996.