

文章编号: 1000-8055(2023)11-2757-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220008

二冲程航空活塞发动机空燃比控制

胡春明^{1,2}, 张 波^{1,2}, 刘 娜¹, 宋玺娟¹, 杜春媛¹

(1. 天津大学 内燃机研究所, 天津 300072;

2. 天津大学 机械工程学院, 天津 300072)

摘 要: 以某型号二冲程航空活塞发动机为研究对象, 通过建立一维、三维发动机模型、喷油器模型和空燃比控制模型, 辨析进气量和喷油量的主要影响参数, 基于递归神经网络进气量预测和喷油模型, 在变工况下对二冲程发动机空燃比控制进行研究。在节气门开度变化的瞬态工况下, 将空燃比控制的超调量控制在 4.6% 以内, 能在变工况停止后较短的时间 0.3 s 内将缸内混合气恢复至当量比。在不同海拔工况的仿真研究下, 随着海拔的增高, 空燃比控制模型的超调量和回调时间适当减小并逐渐稳定。

关 键 词: 航空活塞发动机; 空燃比控制; 二冲程; 递归神经网络; 控制优化

中图分类号: V234.1

文献标志码: A

Air-fuel ratio control of two-stroke aviation piston engine

HU Chunming^{1,2}, ZHANG Bo^{1,2}, LIU Na¹, SONG Xijuan¹, DU Chunyuan¹

(1. Internal Combustion Engine Research Institute, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: A two-stroke aviation piston engine was taken as the research object. By establishing one-/three-dimensional engine model, injector model and air-fuel ratio control model, the main influencing parameters of intake and injection were discriminated. Based on the recurrent neural network intake prediction and injection model, the air-fuel ratio control of two-stroke engine was studied under variable working conditions. Under the transient condition of throttle opening change, the overshoot of air-fuel ratio control was controlled within 4.6%, which can restore the cylinder mixture to the equivalent ratio within 0.3 s after the variable condition stopped. Under the simulation study of different altitude conditions, it was found that with the increase of altitude, the overshoot and callback time of air-fuel ratio control model appropriately decreased and gradually stabilized.

Keywords: aviation piston engine; air-fuel ratio control; two-stroke; recurrent neural network; control optimization

二冲程航空活塞发动机与燃气涡轮等发动机相比, 具有体积小、质量轻、结构简单、油耗低、功质比高等优点, 广泛应用于无人机等小型低速飞行器上^[1]。关于二冲程航空活塞发动机的仿真, 国内进行了相关研究, 北京航空航天大学利用 Fluent 对进气道喷射二冲程重油发动机的扫气过

程进行三维流体仿真计算, 为发动机的整机设计提供理论参考^[2]。天津大学采用试验和仿真相结合的方法对二冲程发动机的扫气系统进行了系统的研究, 分析了均匀进气状态下不同扫气口径向角下缸内涡流形态的变化规律^[3]。

现阶段普遍采用的化油器式燃油供应系统无

收稿日期: 2022-01-06

基金项目: 国家自然科学基金(51476112)

作者简介: 胡春明(1967—), 男, 研究员, 博士, 主要从事内燃机及混合动力智能控制方面的研究。E-mail: cmhu@tju.edu.cn

引用格式: 胡春明, 张波, 刘娜, 等. 二冲程航空活塞发动机空燃比控制[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2757-2765. HU Chunming, ZHANG Bo, LIU Na, et al. Air-fuel ratio control of two-stroke aviation piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2757-2765.

法精确控制发动机缸内混合气的空燃比,且空燃比的准确性影响发动机的燃烧、功率、耗油量和排放等重要指标,所以化油器式供油系统限制着航空发动机的发展^[4]。为了保证飞行器空中飞行工作时的安全性和可靠性,航空发动机需要保证在所有能遇到的工况下都能提供均匀的可燃油气混合气^[5]。燃油电子喷射技术具有空燃比控制精确、瞬态响应快等特点,能够精确控制缸内混合气的空燃比,在活塞式航空发动机上采用缸内直喷技术已经成为新的研究趋势^[6]。王思奇在对 H4201 发动机进行直喷化改造后,用 AMESim 软件分析确定最佳的电磁阀组件模型^[7]。La 等对二冲程重油空气辅助直喷发动机进行了标定试验,燃油消耗率可以降至 $300 \text{ g}/(\text{kW}\cdot\text{h})$ ^[8]。MacInnes 等在 20 世纪 90 年代对空气辅助喷油器瞬态喷雾的计算和测量进行了讨论,到目前低压空气辅助喷射系统的应用更为广泛^[9]。

发动机是一个非线性系统,难以获得其准确的数学模型^[10]。在稳态工况下,精确控制发动机空燃比较为容易,简单的 PID(proportional integral differential)控制就能够满足要求,但是在飞行器起飞、降落等瞬态工况下,存在很多不确定性因素,使空燃比的精确控制变得困难^[11]。混合气过稀,会导致发动机燃烧不正常甚至造成失火停机,混合气过浓会使得燃油经济性变差,整体续航能力下降,所以精确控制瞬态工况下的空燃比成为研究的重点^[12]。

PID 控制是空燃比控制最常用的控制策略,虽然 PID 控制原理简单,容易实现,但其在处理非线性过程方面不足,控制效果不够理想^[13]。本研究以某型号二冲程航空活塞发动机为研究对象,通过建立一维、三维发动机模型、喷油器模型和空燃比控制模型,辨析进气量和喷油量的主要影响参数,然后基于递归神经网络 RNN(recurrent neural network)进气量预测模型和喷油模型,在变工况下对二冲程发动机空燃比控制进行研究。在节气门开度变化的瞬态工况下将空燃比控制的超调量控制在 4.6% 以内,能在变工况停止后较短的时间 0.3 s 内将缸内混合气恢复至当量比。在不同海拔工况的仿真研究下,发现随着海拔的增高,空燃比控制模型的超调量和回调时间适当减小并逐渐稳定,表明 RNN(recurrent neural network)空燃比控制模型有稳定的控制效果,具有一定的实际参考价值。

1 发动机模型

1.1 模型建立

本文中的二冲程航空活塞发动机具有两个对置分布的气缸和对应的活塞,一个曲轴箱和一个连接两缸动力的曲轴。根据发动机结构零件的三维数据,利用 UG 软件导入和装配零件的三维模型,可以得到发动机的几何结构,如图 1 所示。每个气缸包含 3 个扫气通道和一个排气口。该二冲程发动机没有设置阀门,所以扫、排气的开启和关闭由活塞位置的移动来改变^[14]。

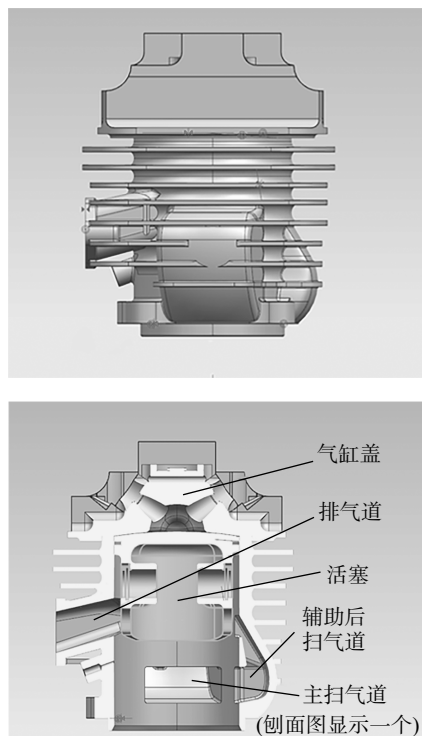


图 1 发动机几何结构

Fig. 1 Engine geometry structure

本文二冲程航空活塞发动机的结构参数如表 1 所示。

根据对应的发动机结构及性能参数,建立发动机的一维、三维仿真模型。使用 GT-power 建立发动机的一维模型如图 2 所示。

本文选取发动机其中的一个气缸来建立发动机的三维 CFD 模型,使用 AVL(李斯特)-Fire 软件完成的三维模型如图 3 所示。

三维网格 CFD 计算区域包括气缸、气缸盖、3 个扫气道(其包含两个主扫气道和一个辅助后扫气道,且主、辅扫气道开启和关闭时刻相同)和一个排气口。为方便分析,规定发动机工作过程中的压缩上止点位置曲轴转角为 0° ,仿真计算过

表 1 二冲程航空活塞发动机结构参数

Table 1 Structural parameters of two-stroke aviation piston engine

参数	数值及详情
缸径/mm	52
行程/mm	40
连杆长度/mm	175
压缩比	9.5
上止点间隙/mm	2
排量/mL	170
扫气方式	回流扫气
最大功率/kW	13(额定转速为 7 500 r/min)
进气温度/K	298
排气温度/K	700
喷油方式	空气辅助直喷
燃料	汽油
节气门开度范围/%	10~100
排气口开启时刻曲轴转角/(°)	65
排气口关闭时刻曲轴转角/(°)	-65
扫气口开启时刻曲轴转角/(°)	123
扫气口关闭时刻曲轴转角/(°)	-123

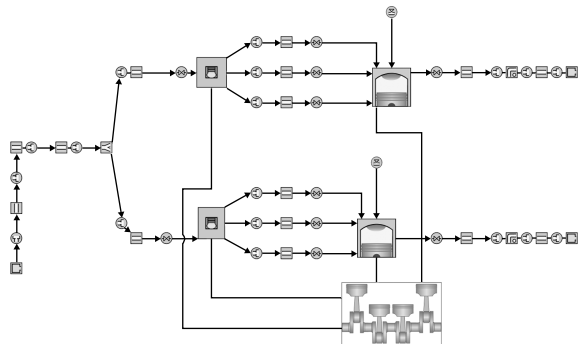


图 2 发动机 GT-power 模型

Fig. 2 Engine GT-power model

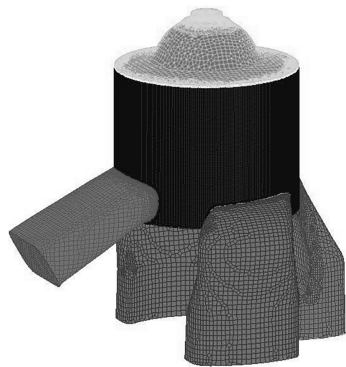


图 3 发动机 CFD 网格模型

Fig. 3 Engine CFD grid model

程为：从排气口开启至排气口关闭的整个工作过程，即上止点前后曲轴转角为 $-65^{\circ}\sim 65^{\circ}$ ，作为计

算区域进行网格划分，网格建立结构如图 3 所示。

本文中的二冲程航空活塞发动机采用低压空气辅助直喷的喷油形式^[15]，利用 AMESim 软件建立喷油器模型，如图 4 所示。

对于发动机空燃比控制的模型，本文利用 Matlab/Simulink 来建立，模型如图 5 所示。

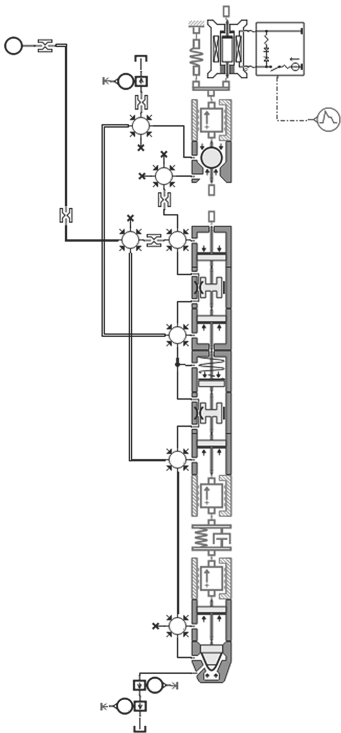


图 4 喷油器模型

Fig. 4 Injector model

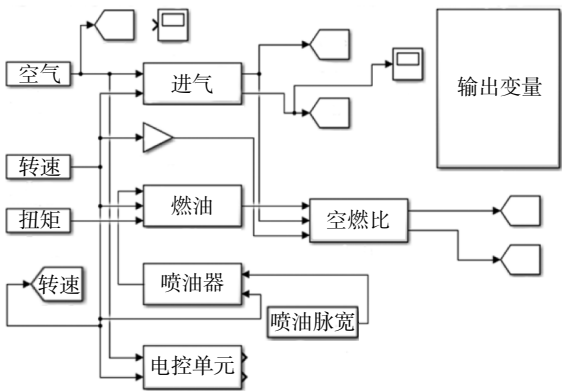


图 5 空燃比控制模型

Fig. 5 Air-fuel ratio control model

1.2 模型验证

在模型建立之后，要保证模型的准确性，使其具有较高的参考价值，为此仿真模型需要和发动机的实际工况的外特性，以及缸压参数进行校核。

图6是发动机仿真模型模拟运行的外特性结果和台架试验的发动机有效功率对比结果图,图7是对应的发动机有效转矩对比结果图。

发动机的缸内压力曲线仿真结果和试验结果对比图如图8所示,其工况为转速为6000 r/min,节气门开度为100%。

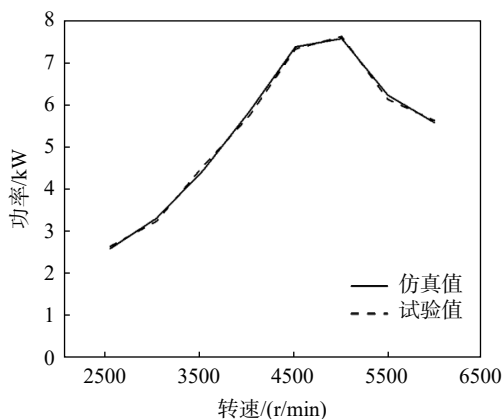


图6 发动机功率对比

Fig. 6 Engine power comparison

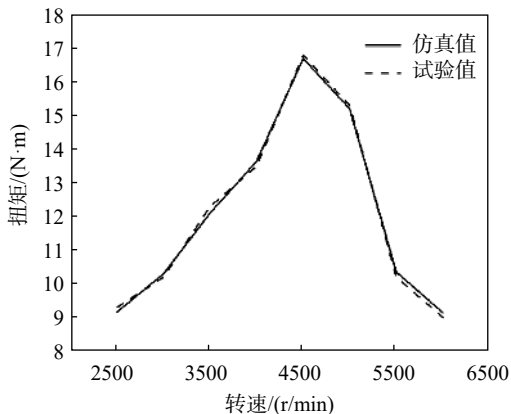


图7 发动机转矩对比

Fig. 7 Engine torque comparison

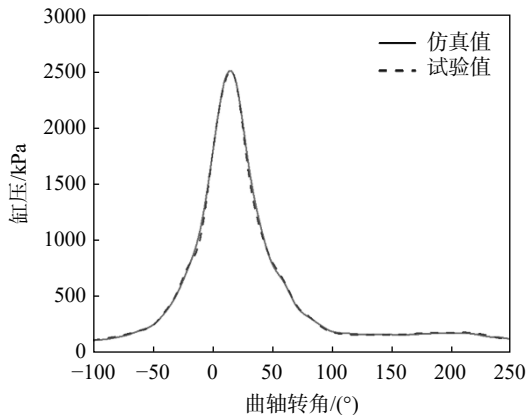


图8 缸内压力仿真值与试验值

Fig. 8 Simulation value and experiment value of cylinder pressure

通过对比分析可以得出,图6发动机功率仿真结果和试验结果最大偏差值为2.0%,图7发动机转矩仿真结果和试验结果最大偏差值为1.6%,图8缸内压力仿真结果和试验结果最大偏差值为2.1%。由此可见仿真结果与试验结果符合程度较高,可以达到仿真计算的精度要求。

2 扫气量和喷油量的主要影响参数

2.1 扫气量的主要影响参数

通常对于给定的某型号发动机,由于发动机的结构已经选定,所以在实际工况下,缸内空气量的变化主要由实际工况中变化的参数影响。为准确预测缸内的实时变化的空气量,并且据此确定喷油量,而后预测和控制空燃比,需要确定扫气过程的主要影响参数。

为确定影响缸内空气量的主要影响参数,需要对发动机工作中的扫气过程进行分析。

图9(a)~图9(c)为发动机转速在6000 r/min,曲轴转角 θ 分别为0°、20°、35°时缸内气体流动速度情况,缸内气体压力比扫气道压力高,压差作用使得新鲜空气向缸内运动。曲轴转角从0°~35°,随着扫气道压力降低,新鲜空气流动的驱动力降低,流动速度变慢,从237 m/s减慢至178 m/s和135 m/s。另外,对比图9(c)和图9(d)中扫气道压力,在曲轴转角 θ 由35°升高到50°时,可以看出扫气道气体流动速度增加,并且在扫气道内,部分位置最大流动速度能够达到156 m/s,但同时沿程损失也增大。

图10为缸内工作过程中废气循环流动分布图,可以看出在图10(a)中6000 r/min时缸内废气循环分布情况,曲轴转角为0°和15°时缸内废气逐渐从排气道扫出,而且扫气口开启面积较大,新鲜空气进入气缸促进废气的排除,但在曲轴转

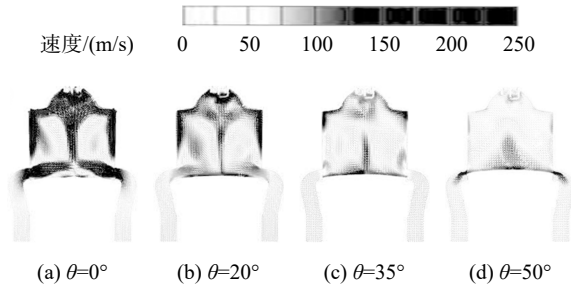


图9 转速为6000 r/min 扫气道气体流速

Fig. 9 Gas flow velocity of scavenging airway at speed of 6000 r/min

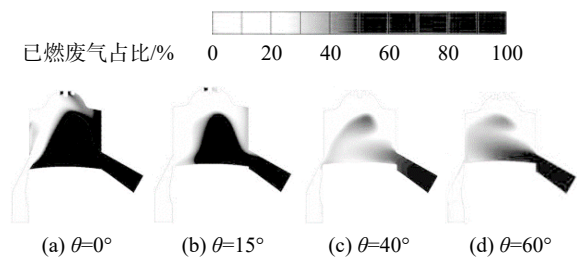


图 10 转速为 5 600 r/min 缸内废气分布
Fig. 10 Exhaust gas distribution in cylinder at speed of 5 600 r/min

角为 40° 时刻后出现扫气倒流现象, 使废气倒流回曲轴箱内, 换气质量下降, 这主要是由于在曲轴转角为 40° 后反射压缩波到达, 进而使排气背压增加, 降低缸内与排气管道的压差, 不利于废气排除, 甚至由于压力波强度较大, 而造成废气回流^[16]。

通过以上仿真分析, 再结合二冲程发动机目标参数(排放、油耗、动力性能等)要求、电喷系统技术方案及其关键输入、输出参量, 通过遗传算法进行敏感因子辨识, 最终确定二冲程发动机进气量的主要影响参数为: 进气负压、进气温度、缸体温度、进气负压变化率、转速及转速变化率、节气门角度及其变化率。

2.2 喷油量的主要影响参数

空气辅助直喷喷油器的主要关键参数有: 喷油量 m_f 和设定空燃比(λ_{set})。在喷油器实际的工作中, ECU(电控单元)通过给出的具有一定宽度的电脉冲信号来控制喷油器的喷油开启和关闭。

喷油脉冲宽度 P_w 直接决定喷射出的燃料流量, 通常为使设置更加直观, 喷油器的标定标准是基于期望的空燃比^[17], ECU 可以在实际应用中计算输出喷油脉冲宽度 P_w ^[18]。但是, 由于喷油器由电磁力驱动, 所以在补偿设定脉冲宽度时, 应考虑电磁针阀的动态作用过程。

喷油器工作过程主要包括 3 个步骤: ①是喷油器接收 ECU 的脉冲信号; ②是电磁线圈逐渐通电, 克服弹簧预紧力; ③是喷油器的电磁针阀开始移动。

当电磁线圈磁化饱和时, 喷油器的电磁针阀停止在机械极限位置; 当脉冲信号为零时, 电磁线圈的磁通量逐渐减小, 针阀将返回正常位置。

基本上, 所有电磁式喷嘴都是这样工作的, 机械因素对动态喷油流量的响应延迟影响不容忽视。

根据喷油器模型, 计算了不同弹簧刚度下针阀的动态位移。

如图 11 所示, 当初始弹簧张力 F_0 设置为 5 N 时, 此时 F_0 设置较小, 阀门位移的响应与控制信号不同步。

如图 12 所示, 当 F_0 设置为 10 N 时, 此时 F_0 设置较大, 针阀位移的脉冲宽度远小于控制信号, 这时将导致喷油不足。

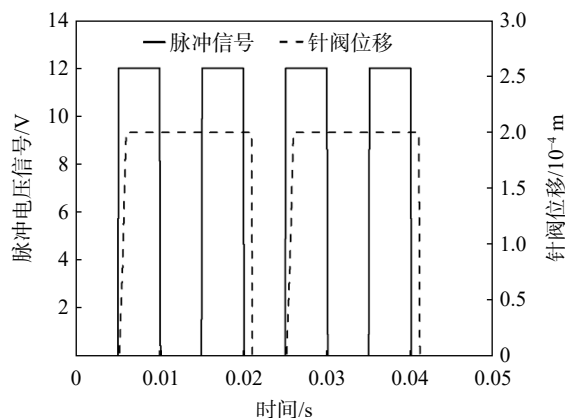


图 11 $F_0=5$ N 时针阀的动态位移

Fig. 11 Dynamic displacement of needle valve when $F_0=5$ N

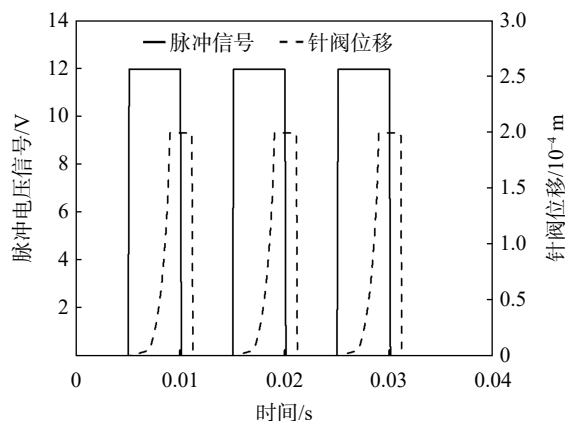


图 12 $F_0=10$ N 时针阀的动态位移

Fig. 12 Dynamic displacement of needle valve when $F_0=10$ N

因此, 通过调整设置弹簧张力 F_0 , 可以将电磁针阀位移的脉冲宽度调整为与控制信号的脉冲宽度相同, 便于喷油器的标定。如图 13 所示, 电磁针阀动态位移的脉冲宽度近似于控制信号, 但周期开始时除外, 此时存在导致喷射控制误差的上升过程。本文使用了一种喷油控制误差的补偿方法, 如图 13 所示, 可以看出位移补偿时间等于当前延迟时间^[19]。上升过程的补偿面积近似为三角形。因此, 补偿宽度(P_c)如式(1)所示:

$$P_c = \frac{D_i}{2} \quad (1)$$

其中 D_i 是当前的时间延迟。

所以最终喷油量的表达式如式(2)所示:

$$m_f = \frac{\eta_v \rho_{ref} V_d \lambda_{set}}{C(P_w + P_c)} \quad (2)$$

其中 η_v 是容积效率, ρ_{ref} 是用于计算容积效率的参考空气密度, V_d 是发动机排量, λ_{set} 是设定空燃比, C 是发动机具有的气缸数, P_w 是喷油脉冲的宽度。

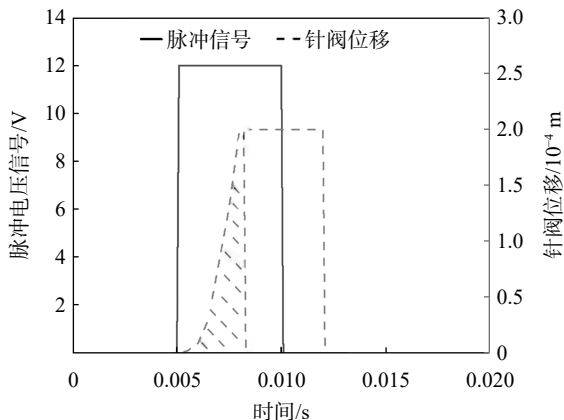


图 13 补偿下针阀的动态位移

Fig. 13 Dynamic displacement of needle valve under compensation

3 RNN 算法介绍与分析

递归神经网络 RNN 不同于前馈神经网络 FNN (feedforward neural network), RNN 神经元与神经元之间相互连接,信息在这些神经元之间构成一个多向传输的循环。这种神经网络具有时间特性,可以记忆先前神经网络的状态。这让它能够按着时间的推移不断学习,执行分类任务,预测未来发展状态的功能^[20]。

3.1 递归神经网络 RNN 原理

RNN 的一种简单形式如图 14 所示,在 RNN 的隐藏层与输出层之间加入了一个延迟神经元。延迟神经元有着存储感知的能力,因此它可以记忆前一段时间的活跃值,而在下一阶段将这些数据回馈给网络。承接层之间的神经元和隐藏层之间的神经元数量相等。RNN 中的 Elman 神经网络在实际应用中非常有效^[21],主要是用来预测给定序列的输出,具有动态特性和短时间内记忆功能^[22]。图中 A 为输入层神经元, B 为隐藏层神经元, C 为输出层神经元, $x(t)$ 表示输入, $f(t-1)$ 表示上一时刻的作用关系, $f(t)$ 表示该时刻的作用关系。

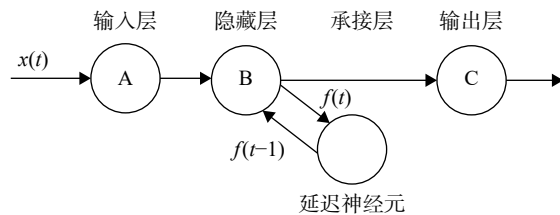


图 14 RNN 原理

Fig. 14 RNN principle

3.2 RNN 神经网络预测流程

使用 Elman 网络建立二冲程发动机缸内空气量预测模型流程如下:

1) 加载数据集

数据集包含了发动机进气负压、进气温度、缸体温度、进气负压变化率、转速及转速变化率、节气门角度及其变化率、缸内空气量以及对应时刻。

2) 数据探索

将数据转化成一种适合进行 Elman 神经网络工作的形式。在使用时间序列时,一般数据转换成对数,使得数据更加规范化。在使用神经网络模型之前,需要归一化数据的属性。因此使用 log 变换数据,再使用 scale 函数标准化数据。使用滞后 120 个时间点的数据作为 Elman 网络 120 个属性的输入。

3) 训练样本选择、数据转化

使用其中 75% 的数据作为样本来建模训练,剩下的 25% 用来作为测试集。

4) 建模

在每个神经网络中,配置有 8 个隐藏层,每个隐藏层里面都包含一个节点,并将学习速率设置为 0.1,最大迭代次数设置为 10 000。

5) 模型评估

使用 predict 函数对测试样本进行预测,并计算测试样本响应变量和预测值之间的平方相关系数,结果为 0.963 482。因为平方相关系数大于 0.9,所以模型是成功的。

发动机采用汽油作为燃料,所以运行时目标空燃比选定为:理论空燃比 14.7。将 RNN 神经网络进气预测模型与喷油器模型导入空燃比模型中,得到空燃比模型预测值和实际测量值如图 15 所示。对于不同加、减速工况,递归神经网络模型输出的最大误差为 0.53%,能够在一定程度上避免局部极小,因此认为 RNN 网络模型的精度能够满足空燃比的辨识要求,证明了 RNN 算法应用于空燃比系统预测辨识的有效性。

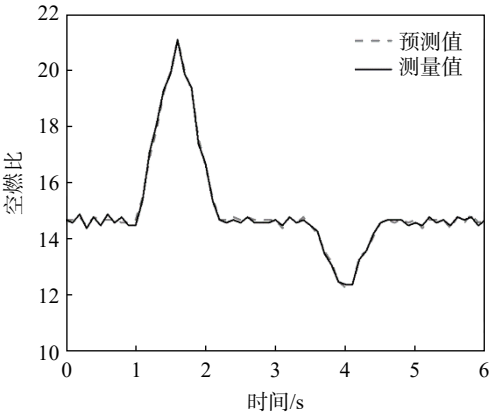


图 15 模型预测值和实际测量值

Fig. 15 Model predictions and actual measurements

4 RNN 预测和控制优化结果

为验证模型的准确性,首先根据节气门开度大小,开度变化率大小,海拔变化设计 4 种不同的瞬态工况对模型进行评估检验。

具体设置信息如表 2 所示。

表 2 测试工况模式设定				
Table 2 Test working condition mode setting				
工况	节气门开度变化/%	变化时间/s	海拔高度/m	转速变化/(r/min)
1	20→40→20	1	0	2 500→4 500→2 500
2	20→40→20	2	0	2 500→4 500→2 500
3	20→60→20	2	1 000	2 500→7 000→2 500
4	20→60→20	2	0	2 500→7 000→2 500

本文中,与 RNN 神经网络空燃比控制对比和参考的是传统的比例积分微分 PID(proportional integral differential)空燃比控制策略。对于 PID 控制系统的 3 个控制参数,比例控制 P 单元可以加快调节,能迅速反映误差,但是不能消除系统的稳态误差;积分控制 I 单元可消除稳态误差,但可能会增加超调,使系统出现振荡;微分控制 D 单元可以加快系统的响应速度以及减弱超调趋势,但是微分作用对噪声的干扰具有放大作用。可以看到,3 个控制单元的性能指标往往是相互矛盾的,很难要求所有指标都取得最优值。

本研究选用基于积分误差函数作为评定 PID 控制系统性能的指标,常用的积分误差函数有:绝对误差积分(IAE)、时间乘绝对误差积分(IT-AE)、平方误差积分(ISE)、时间乘平方误差积分(ITSE)。其中 ISE 和 IAE 没有时间约束,能在最短的时间内使系统单位阶跃响应达到稳态值,但

是相应的容易引起较大的超调。

根据被控对象的传递函数,对于 PID 控制器的 3 个参数进行迭代计算,每一次更新的速度、频率和位置对应每一组 PID 参数的比例控制单元、积分控制单元和微分控制单元,以此建立闭环控制系统。然后根据闭环控制产生的单位阶跃响应计算系统的 ITSE 积分误差,可以获得一组使得 ITSE 最小的 PID 参数。最终得到 PID 控制器的参数分别为 $K_p=0.7$ 、 $K_i=1.9$ 、 $K_d=0$,整个 PID 参数整定流程图如图 16 所示。图中 $Y_{in}(t)$ 为喷油输入量, $G(t)$ 为被控发动机对象, $e(t)$ 为偏差, $Y_{out}(t)$ 为空燃比输出。

按照设定的 4 个工况,本研究在 Matlab/Simulink 软件中进行了仿真试验。图 17 为工况 4 的空燃比控制效果图。

从图 17 可知,节气门开度由 20% 增大到 60% 时,空燃比上升至 15.38,超调量为 4.6%,2.3 s 后重新回到 14.70。节气门开度从 60% 减小到 20% 时,空燃比下降至 14.04,超调量为 4.5%,2.2 s 后重新回到 14.70。

4 种工况测试下, PID 和 RNN 神经网络两种方式控制效果超调量对比如图 18 所示,调回时间对比如图 19 所示。

在 4 种工况下基于 RNN 神经网络的空燃比

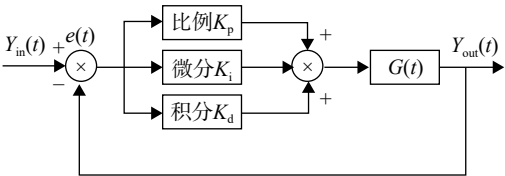


图 16 PID 参数整定流程图

Fig. 16 PID parameter setting flow chart

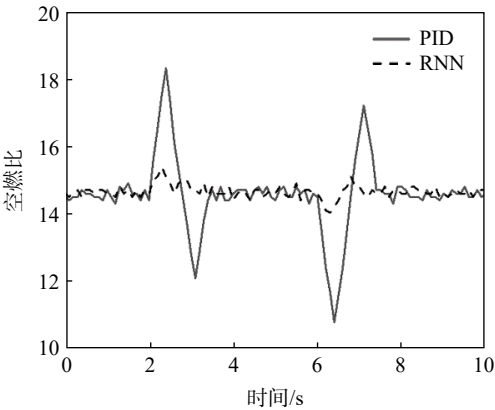


图 17 工况 4 空燃比变化曲线

Fig. 17 Variation curve of air-fuel ratio under working condition 4

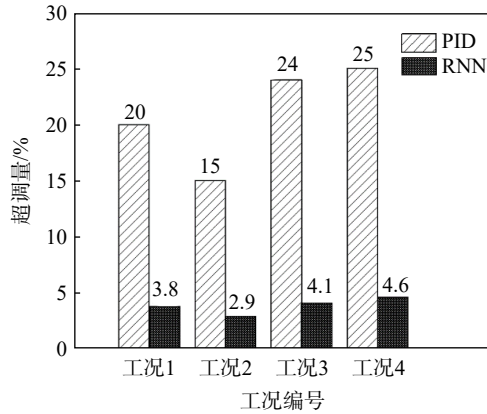


图 18 各工况下 PID 和 RNN 超调量对比

Fig. 18 Comparison of PID and RNN overshoot under various working conditions

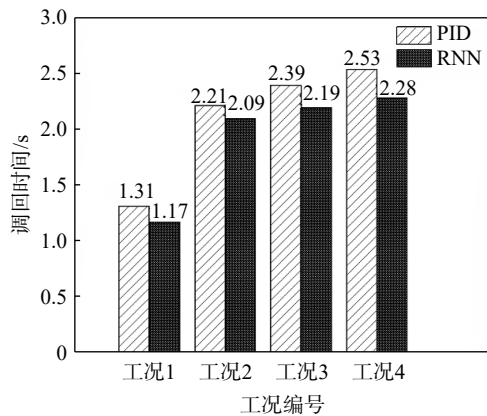


图 19 各工况下 PID 和 RNN 调回时间对比

Fig. 19 Comparison of PID and RNN return time under various working conditions

控制超调量不超过 4.6%，变工况结束后能在 0.3 s 内将缸内混合气恢复至当量比状态。

当使用基于 RNN 神经网络空燃比控制策略时，节气门开度突然增大时，控制器会根据前一时刻的结果对后面的进气量进行预测和补偿修正；节气门开度突然减小时，控制器相应减少喷油量，以抵消无法跟随进气流量突然降低而带来的影响。

通过对比工况 3 和工况 4 可以发现，在海拔变化的情况下，RNN 控制模型应该还有良好的控制效果，为进一步研究海拔对 RNN 空燃比控制模型的影响，本研究增加设置几个不同海拔工况，设置工况信息如表 3 所示。

在不同海拔的工况下，RNN 神经网络控制模型的超调量和调回时间对比结果如图 20 所示。在不同海拔工况中，RNN 空燃比控制模型中考虑了和海拔相关的因素（即进气温度、压力等因素），随着海拔的升高，模型的超调量和调回时间

表 3 不同海拔高度工况设定

Table 3 Working condition setting at different altitudes

工况	节气门开度变化/%	变化时间/s	海拔高度/m	转速变化/(r/min)
5	20→60→20	2	0	2 500→7 000→2 500
6	20→60→20	2	500	2 500→7 000→2 500
7	20→60→20	2	1 000	2 500→7 000→2 500
8	20→60→20	2	1 500	2 500→7 000→2 500
9	20→60→20	2	2 000	2 500→7 000→2 500
10	20→60→20	2	2 500	2 500→7 000→2 500
11	20→60→20	2	3 000	2 500→7 000→2 500

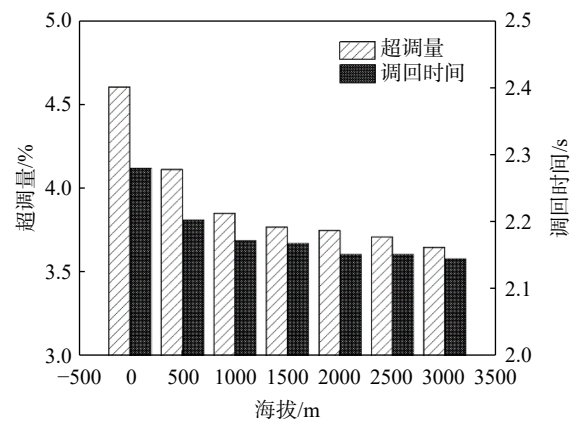


图 20 各海拔下 RNN 超调量和调回时间变化

Fig. 20 Variation of RNN overshoot and return time at various altitudes

逐渐减小并稳定，控制效果较好，能够适应实际多变的工作状况。

5 结 论

本文针对某二冲程航空活塞发动机，结合仿真和试验分析，运用 RNN 神经网络空燃比预测控制算法，对发动机空燃比进行控制优化研究，并得出以下结论：

1) 对于不同的节气门开度和变化率的工况，RNN 神经网络和 PID 控制相比，超调量不超过 4.6%，能够在外界条件变化结束后较短的时间 0.3 s 内，将缸内混合气快速恢复至当量比混合气，优于传统的 PID 控制效果。

2) 在不同海拔工况中，RNN 空燃比控制模型中考虑了和海拔相关的因素（即进气温度、压力等因素），随着海拔的升高，模型的超调量和调回时间逐渐减小并稳定，表明该模型能够适应实际多变的工作状况，对于二冲程航空活塞发动机的实际开发应用具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 丁水汀, 宋越, 杜发荣, 等. 航空重油活塞发动机发展趋势及关键技术分析[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(6): 1121-1136.
DING Shuiting, SONG Yue, DU Farong, et al. Analysis on development trend and key technology of aircraft heavy fuel piston engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(6): 1121-1136. (in Chinese)
- [2] 杜发荣, 蒋彬. 气口参数对二冲程重油发动机扫气性能的影响[J]. *科学技术与工程*, 2011, 11(3): 528-532.
DU Farong, JIANG Bin. The influences of ports' parameters on scavenging properties of two-stroke HFE[J]. *Science Technology and Engineering*, 2011, 11(3): 528-532. (in Chinese)
- [3] 崔磊. 船用低速二冲程柴油机扫气过程中缸内流动特性的研究[D]. 天津: 天津大学, 2017.
CUI Lei. In-cylinder flow in scavenging process for low-speed two-stroke marine diesel engines[D]. Tianjin: Tianjin University, 2017. (in Chinese)
- [4] 王凯. 航空活塞发动机燃油系统常见故障及诊断技术研究[J]. *电子测试*, 2016(15): 113-114.
WANG Kai. Research on common faults and diagnosis technology of fuel system of aviation piston engine[J]. *Electronic Test*, 2016 (15): 113-114. (in Chinese)
- [5] 王兆铭, 王福德, 左伟, 等. 某型航空发动机空中起动供油规律的研究[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(5): 1163-1168.
WANG Zhaoming, WANG Fude, ZUO Wei, et al. Research on fuel supply control law of airstart for an aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(5): 1163-1168. (in Chinese)
- [6] 王英辉. 小型二冲程缸内直喷航空重油发动机电控系统开发及试验研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2015.
WANG Yinghui. Experiment research & electronic control system development of a small two-stroke heavy-fuel DISI engine for aerial vehicles[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015. (in Chinese)
- [7] 王思奇. 小型航模二冲程煤油发动机缸内直喷技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
WANG Siqi. Research on GDI technology of small model two-stroke kerosene engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [8] LA Chi, MURPHY P, CAKEBREAD S. Benchmarking a 2-stroke spark ignition heavy fuel engine[R]. Warrendale, US: SAE International, 2012.
- [9] MACLNNES J M, BRACCO F V. Computation of the spray from an air-assisted fuel injector[R]. Warrendale, US: SAE International, 1990.
- [10] 白杰, 刘帅, 王伟. 航空发动机参数不确定模型辨识方法[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(1): 178-184.
BAI Jie, LIU Shuai, WANG Wei. Identification method for parameter uncertain model of aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(1): 178-184. (in Chinese)
- [11] 李秋红, 许光华, 孙健国. 航空发动机小波神经网络PID控制[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(4): 875-879.
LI Qiuhong, XU Guanghua, SUN Jianguo. Aero-engine wavelet neural network PID control[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(4): 875-879. (in Chinese)
- [12] 胡春明, 毕延飞, 王齐英, 等. 航空活塞式发动机瞬态空燃比控制仿真研究[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(5): 1236-1244.
HU Chunming, BI Yanfei, WANG Qiyang, et al. Simulation research on transient air-fuel ratio control of aero piston engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(5): 1236-1244. (in Chinese)
- [13] 刘一鸣, 刘伟, 花志远, 等. 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, et al. 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)
- [14] 胡春明, 田梦园, 刘娜, 等. 基于多目标的二冲程发动机换气过程优化[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(11): 2241-2250.
HU Chunming, TIAN Mengyuan, LIU Na, et al. Gas exchange process of two-stroke engine based on multi-objective optimization[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(11): 2241-2250. (in Chinese)
- [15] 胡春明, 赖伟东, 侯圣智, 等. 低压空气辅助缸内直喷汽油机工作过程仿真[J]. *农业机械学报*, 2013, 44(7): 12-16, 22.
HU Chunming, LAI Weidong, HOU Shengzhi, et al. Simulation on working process of low-pressure air-assisted direct injection gasoline engine[J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2013, 44(7): 12-16, 22. (in Chinese)
- [16] 续哈, 苏晓杰, 倪晓冬, 等. 压力波扰动对内燃机缸内爆震波形成的影响[J]. *燃烧科学与技术*, 2021, 27(4): 343-350.
XU Han, SU Xiaojie, NI Xiaodong, et al. Effect of pressure wave disturbance on detonation formation in internal combustion engine[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2021, 27(4): 343-350. (in Chinese)
- [17] WANG Yixuan, SHI Yan, CAI Maolin, et al. Optimization of air-fuel ratio control of fuel-powered UAV engine using adaptive fuzzy-PID[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2018, 355(17): 8554-8575.
- [18] WANG Yixuan, SHI Yan, CAI Maolin, et al. Efficiency optimized fuel supply strategy of aircraft engine based on air-fuel ratio control[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(2): 489-498.
- [19] 梁勇, 费红姿, 刘冰鑫, 等. 高压共轨燃油系统喷油量的预测模型[J]. *中国舰船研究*, 2021, 16(4): 164-172.
LIANG Yong, FEI Hongzi, LIU Bingxin, et al. Prediction model of injection quantity of high pressure common rail fuel system[J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2021, 16(4): 164-172. (in Chinese)
- [20] 张驰, 郭媛, 黎明. 人工神经网络模型发展及应用综述[J]. *计算机工程与应用*, 2021, 57(11): 57-69.
ZHANG Chi, GUO Yuan, LI Ming. Review of development and application of artificial neural network models[J]. *Computer Engineering and Applications*, 2021, 57(11): 57-69. (in Chinese)
- [21] 章志浩, 林叶锦, 刘如磊. 优化船舶主机燃油喷射系统故障诊断的GA-Elman神经网络[J]. *计算机应用与软件*, 2021, 38(12): 97-102, 127.
ZHANG Zhihao, LIN Yejin, LIU Rulei. Optimizing fault diagnosis of fuel injection system of marine main engine based on GA-Elman neural network[J]. *Computer Applications and Software*, 2021, 38(12): 97-102, 127. (in Chinese)
- [22] 郭全盛, 李栋, 张蕾, 等. 基于时间点过程的时间序列预测模型[J]. *计算机工程与科学*, 2021, 43(7): 1299-1307.
GUO Quansheng, LI Dong, ZHANG Lei, et al. A time series prediction model based on temporal point process[J]. *Computer Engineering & Science*, 2021, 43(7): 1299-1307. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)