

文章编号: 1000-8055(2010)04-0951-06

海拔高度对转子发动机性能影响的模拟试验

汤廷孝¹, 赵后良², 陈怀海¹

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016;

2. 宁波贝斯特航空技术工程有限公司 无人机所, 宁波 315033)

摘 要: 随着海拔高度增加, 三角转子发动机的功率会下降. 为测试不同海拔高度下三角转子发动机性能, 建立了三角转子发动机电控汽油喷射系统, 并在发动机台架上通过模拟不同海拔高度下的进气压强, 测试了不同进气压强下 208 cm³ 排量电控汽油喷射三角转子发动机的性能, 实现了发动机在空中运行时的实时监控和调节, 进而提出了海拔补偿措施, 为其在空中更好地运行提供了可能.

关 键 词: 内燃机; 三角转子发动机; 汽油电控喷射; 海拔补偿; 无人机

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

Simulation experiment of the influence of elevation on performance of a rotary engine

TANG Ting-xiao¹, ZHAO Hou-liang², CHEN Huai-hai¹

(1. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Institute of Unmanned Aerial Vehicle,

Ningbo Best Aerial Technique and Engineering Company Limited, Ningbo 315033, China)

Abstract: With the increase of elevation, the power of the rotary engines is decreased in the higher air level. In order to measure the performances of rotary engine in different altitudes, an electronic fuel injection control system for the engine with real-time parameter monitor was put forward in the paper. Performance tests of a 208 cm³ engine were carried out by changing the atmospheric pressures to simulate the different elevations. An elevation compensation method was suggested for the engine's smooth running. The measured results provide very important references for control of these kinds of rotary engines to work stably in different heights in the sky.

Key words: internal-combustion engine; rotary engine; gasoline electronic injection; elevation compensation; unmanned aerial vehicle

三角转子发动机是一种旋转活塞式四冲程发动机, 具有功率密度高、体积小、质量轻、输出扭矩均匀、运转平稳、噪声小和高速性能好等许多传统往复活塞发动机无法比拟的优点. 世界各国如美国、德国和英国在军方支持下, 对三角转子发动

机有较深入的研究. 如美国的国际旋转动力(RPI)公司、德国 Wankel Rotary GmbH 公司研制的多种燃料转子发动机, 作为配套动力应用于海、陆、空的各種军事装备. 英国无人机动力(UAV)公司开发的 AR741 汽油三角转子发动机, 广泛应

收稿日期: 2009-04-22; 修订日期: 2009-09-16

基金项目: 国家自然科学基金(10672078)

作者简介: 汤廷孝(1976-), 男, 湖南澧县人, 博士后, 主要从事三角转子发动机控制研究.

用于许多国家的无人飞机和轻型飞机上.我国目前已有多种小型无人机使用三角转子发动机作为动力装置,正在研发的无人机也在优先考虑使用三角转子发动机^[1-2].三角转子发动机的研制对实现军事装备动力小型化、轻量化、提高部队野战机动灵活性,有着重要的战略意义.

由于三角转子发动机主要应用于无人机,处于空中运行状态,而随着海拔高度增加,空气密度下降,环境压强逐渐降低.若不加大节气门开度,进行进气海拔补偿,发动机进气量将明显减少,会导致发动机转速下降.当海拔高度增加到一定程度时,空气密度已稀薄,发动机需要进行进气增压才能维持良好运转.通常航空发动机都需要在高空台上,测试环境压力差异对发动机性能的影响^[3].为使三角转子发动机在空中稳定运行,必须测试其在空中不同海拔高度下的动力特性,这可为其在空中良好运行提供参考依据,同时也为无人机设计时进行动力装置的选型提供依据.因此本文在研究了三角转子发动机电控汽油喷射系统的基础上,为验证电控喷射系统的在不同海拔高度下功能和测试发动机的性能,在地面发动机台架上,通过模拟相应海拔的进气压强,对 208 cm³ 排量的电控汽油喷射三角转子发动机性能进行了测试.

1 海拔高度对发动机性能的影响

随着海拔高度的增加,环境压强将会逐渐减小,海拔高度的增加与环境压强降低之间的关系,根据气体动力学可知,在海拔小于 11 km 时,环境大气压强 p 随海拔高度 H 的关系为

$$p = p_{\text{std}} \times 9.81 \times (1 - H/44.308)^{5.225} \times 10^4 \quad (1)$$

式中 p_{std} 为海平面标准大气压强数据,因此大气压强 p 随海拔高度 H 变化的曲线如图 1 所示.通常质量为 120 kg 的固定翼无人机装备未增压的三角转子发动机,一般仅能工作在海拔 6000 m 以下,这是由于空中环境压强降低时,发动机进气压强减小,进入发动机的空气质量减小,导致三角转子发动机动力性能下降.在图 1 中,当海拔高度为 6000 m 时,环境压强仅为 47 kPa.

对于往复式活塞四冲程发动机而言,发动机功率 N_i 和进气压强 p_i 的关系可表示为

$$N_i = p_i \times V \times n / 120 \quad (2)$$

式中 N_i 为发动机指示功率,单位 W; V 为发动机排量,单位 L; p_i 为进气压强,单位 kPa; n 为转速,单位 r/min. 由公式 (1) 和 (2) 可知,对于往复式活塞四冲程发动机,海拔高度直接影响着发动机功率,发动机功率会随着海拔的升高而下降.通常在海拔高度在 3000 m 时,其大气压强约为 70 kPa,仅这一因素,发动机的动力性将下降约 30%,同时燃料燃烧不完全且燃烧速度减慢.

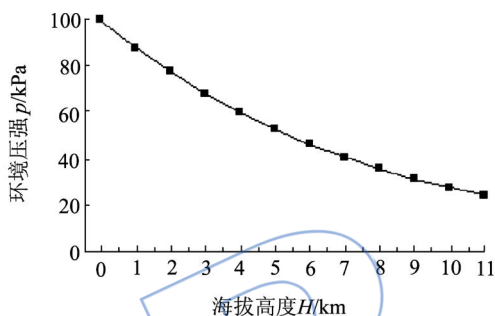


图1 海拔高度与大气压强关系图

Fig. 1 Curve of height above sea level versus atmospheric pressure

2 三角转子发动机电控汽油喷射系统

目前国内三角转子发动机主要装备到无人机上进行使用,并采用化油器进行供油,由于化油器的油孔开度在空中不可调整,只能在地面进行调节.但在地面调节好油孔开度大小后,随着飞行高度的增加,空气密度逐渐降低,混合气将逐渐变浓,造成空中富油现象,过浓的混合气会造成发动机工作不稳定,给无人机飞行造成隐患^[4].同时化油器无法保证发动机在各种工况下都得到合适的空燃比,为使发动机在空中不同海拔高度稳定运行,必须采用电控喷射系统,对发动机全工况进行控制.

汽油发动机控制的核心是对各种工况下空燃比的准确控制,其主要原因是燃烧过程中火焰速度和燃烧最高温度均随空燃比的不同而发生变化^[5-7].因此三角转子发动机电控汽油喷射系统的控制思路是首先通过测试出每转的进气量,然后依据空燃比配给相应的汽油量,最后形成所需混合气,并通过火花塞进行点燃后做功.

三角转子发动机电控汽油喷射系统的基本组成如图 2 所示,其控制系统主要由传感器、电控计

算单元 ECU (electronic control unit) 和执行器等组成, ECU 主要通过脉宽调制 PWM (pulse width modulation) 波形控制执行器。

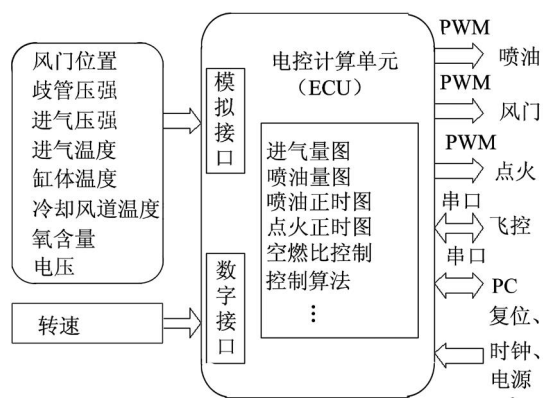


图2 三角转子发动机电喷控制方案

Fig.2 Electronic control plan of rotary engine

图2中,由于三角转子发动机在空中运转时,进气压强受到环境压强、无人机飞行方向等影响,进气量变化频繁,需要对进气量等信号进行可靠性处理,因此采用速度开度法和速度密度法这两种方法,同时测量进气量。其中速度开度法是通过测量节气门开度和发动机速度计算进气量,同时需要测量进气压强、进气温度进行修正;速度密度法是通过测量歧管压强、转速、进气温度计算进气量^[6-8];将计算的两种进气量数据进行信息融合,得到较为准确的进气量提供给电控计算单元 ECU。ECU 是整个三角转子发动机控制系统的计算控制核心,采用 TMS320F2812 处理器为主要控制芯片,其主频 150 MHz,具有 128 K 片上存储空间 FLASH,18 KSARM,16 路 12 位模拟量采样和 12 路脉宽调制输出等,完全可以满足三角转子发动机控制的需要。另外三角转子发动机运转时,需要在发动机缸体上安装了温度传感器,对发动机缸体温度进行安全监控。

三角转子发动机电喷系统工作时,首先通过传感器将发动机状态参数如风门开度、进气压强、歧管压强和进气温度等,转换成电信号,并将发动机转速信号转换为脉冲信号;然后 ECU 通过采样这些电信号和捕捉转速脉冲信号,获取发动机状态参数,判断发动机当前运行状态,计算进气量、喷油量和喷油正时等;进而通过 PWM 对执行部件如风门舵机、喷油器等进行控制;最后与 PC (personal computer) 或飞行控制系统进行通信。

通信的目的是 ECU 传递给 PC 或飞行控制系统发动机的运行信息,如发动机转速、节气门开度、喷油量和缸体温度等,便于实时对发动机进行监控;同时 ECU 通过 PC 或飞控系统获取发动机控制模式如外控模式、内控模式和控制目标数据如目标开度、目标转速。发动机在地面发动机台架上运行时,ECU 通过串口与 PC 进行通信;在无人机上使用时,ECU 通过串口与飞行控制系统进行通信。

三角转子发动机的结构使其适合于在中高速运行,发动机通常在 3 000~7 800 r/min 之间运行。三角转子发动机控制系统依据发动机的工况进行空燃比控制,其工况主要分为起动、怠速、加速、减速、部分负载和全负载工况,空燃比控制曲线如图3所示。

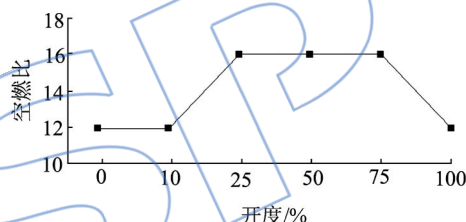


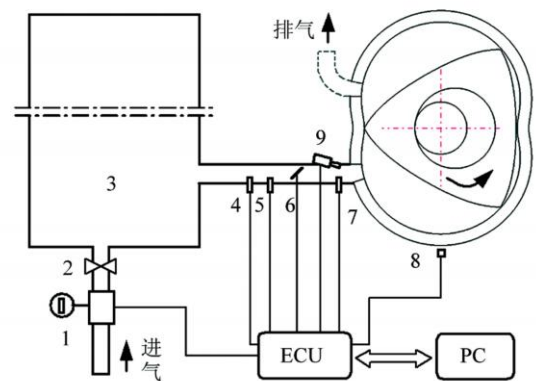
图3 空燃比曲线

Fig.3 Curve of air fuel ratio

三角转子发动机在起动时,风门开度在 10%~12% 左右,为保证起动时所需的燃料量,需要供给浓的混合气以确保起动时混合气能正常着火,空燃比控制在 12~13;当风门开度在 12%~25% 时,转速从怠速向部分负荷工况过渡,发动机混合气浓度逐渐降低,空燃比在 13~16 之间;部分负荷时,燃油雾化良好,考虑到燃油的经济性,空燃比为 16;全负荷工况时,节气门大于 80%,进气量处于最大状态,应供给发动机功率混合气,使发动机输出大功率,空燃比控制在 12~13 之间。同时在发动机过渡工况时,如加速工况时需要大扭矩,空燃比为 12.5;在减速工况时,若在 4 000 r/min 以上减速,喷油器停止喷油,当在 4 000 r/min 及以下减速时,空燃比为 16^[9-12]。

3 三角转子发动机试验台架

为在地面模拟空中不同高度下的三角转子发动机进气压强,在三角转子发动机台架前,安装一个大的稳压箱和节流阀,与三角转子发动机进气系统连接,稳压箱容量为 1 m³,电控汽油喷射系统组成如图4所示。



1 空气流量计; 2 节流阀; 3 稳压箱;
4 进气压强传感器; 5 气温传感器; 6 节气门位置传感器;
7 歧管压强传感器; 8 转速信号; 9 喷油嘴

图 4 三角转子发动机电控汽油喷射系统
Fig.4 Electronic gasoline injection control system of rotary engine

在图 4 中,当三角转子发动机稳态运行时,环境空气通过空气流量计、节流阀流入到稳压箱,节流阀可以控制流入稳压箱的流量和稳压箱中空气压强,从而实现模拟发动机在空中不同海拔高度的进气压强.试验中的进气压强和歧管压强的测试数据与传感器响应速度和安装位置密切相关,试验采用的石英晶体传感器,采样响应频率为 2 k Hz,可以满足压强的实时性测试,同时压强传感器必须迎着进气方向放置,并与节气门的阀门保持一定的距离,以提高压强数据的准确度.

电控汽油喷射三角转子发动机台架系统是针对三角转子发动机特点进行建立,可以测试三角转子发动机特性参数,进行电控参数匹配标定试验,实时监测发动机的运行状态,并通过串口与计算机上的监控系统通信,实现对发动机特性参数的实时显示和控制参数的实时在线调整.计算机上的数据采集和分析系统界面如图 5 所示,系统主要可以实时修改各种环境参数和控制参数;可以动态显示和回放发动机的各个环境参数、工作状况和控制参数等;可以对发动机工作时的各种数据,进行记录、存储和回放;可以动态的显示和回放各种工作参数在各工况下的变化过程.

为测试不同海拔高度下的三角转子发动机性能,选用质量为 100~160 kg 的小型固定翼无人机上常用的 208 cm³ 排量的三角转子发动机作为样机进行试验,其参数如表 1 所示,发动机台架试验时采用 28 ×18 的螺旋定矩反桨作为负载.

表 1 三角转子发动机参数表
Table 1 Parameters of rotary engine

参数	数值	参数	数值
排量/ cm ³	208	压缩比	8.5
功率/ kW	28	创成半径/ mm	69
限速/ (r/ min)	7 800	偏心距/ mm	11.6
质量/ kg	10.7	冷却方式	风冷

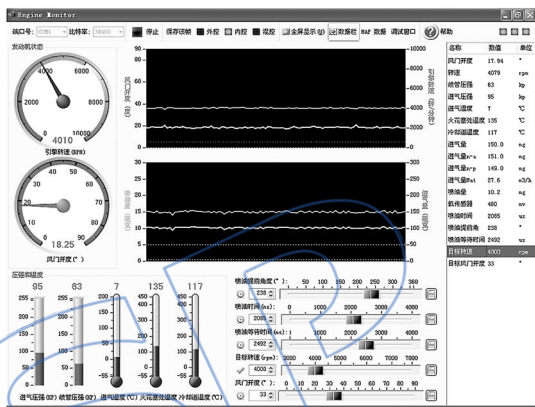


图 5 三角转子发动机数据采集与分析系统
Fig.5 Data collecting and analyzing system of rotary engine

由于进气量是空燃比控制的重要基础,因此基于发动机节气门进气模型,采用速度开度法和速度密度法标定发动机特性参数,测试计算三角转子发动机每转的进气量,建立进气量三维曲面图,进气模型和特性参数的标定过程详见文献[6].

三角转子发动机进气量特性参数标定台架试验时,首先通过空气流量计测试出发动机的进气量,然后标定出速度开度法和速度密度法模型中对应的进气系数,最后对这两种方法的进气量计算数据进行数据融合,得到较为准确的进气量数据. ECU 依据最终进气量数据和空燃比信息计算出喷油量、喷油时间,并控制喷油器进行正时喷油.采用速度开度法,测试标定出进气系数后,通过改变进气压强,便可以计算得到不同进气压强下的进气量图,如图 6~图 8 所示为 3 个典型的三维进气量图.

图 6~图 8 是在进气温度 20 °C 时,基于速度开度法,在发动机稳态工作下建立的每转进气量与速度、开度之间的对应关系图.从图中可知,

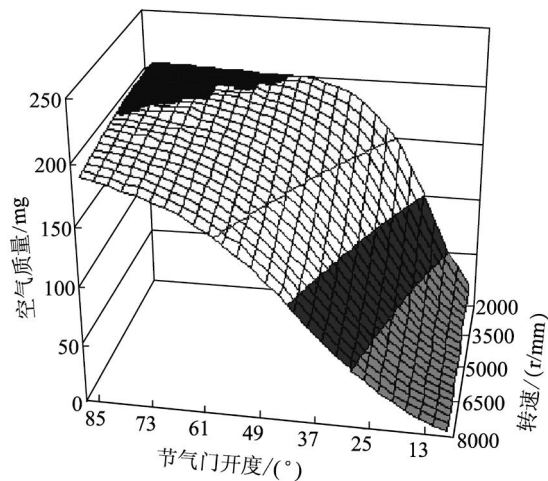


图 6 海拔 0 km 的进气量图

Fig. 6 Map of rotary engine air charge in 0 km elevation

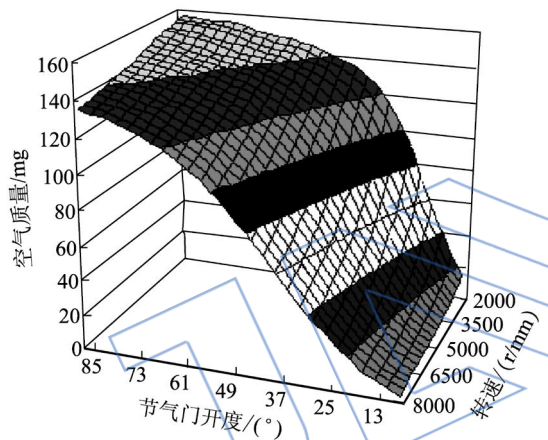


图 7 海拔 3 km 的进气量图

Fig. 7 Map of rotary engine air charge in 3 km elevation

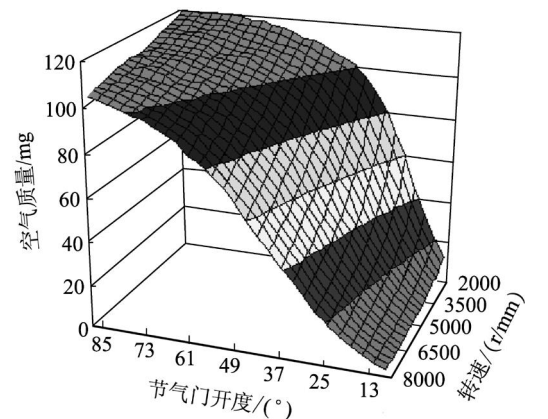


图 8 海拔 6 km 的进气量图

Fig. 8 Map of rotary engine air charge in 6 km elevation

208 cm³排量的三角转子发动机的最大进气量在海平面时约为 200 mg,在海拔 3 km 时下降到约为 155 mg,在海拔 6 km 时下降到约为 115 mg. 同时从图中可知,在相同开度、速度下,进气量随着海拔高度的增加,进气量逐步减少. 因此随着海拔高度的增加,发动机要维持稳定的转速,必须加大节气门开度,使进气量维持不变,进行海拔补偿.

为了验证研制的电喷系统在不同海拔高度下能有效控制发动机运行,以及测试发动机功率、转速变化情况. 在地面发动机台架上,通过稳压箱模拟发动机处于不同海拔高度下的进气压强,这种试验下的三角转子发动机最大转速和最大功率如图 9、图 10 所示.

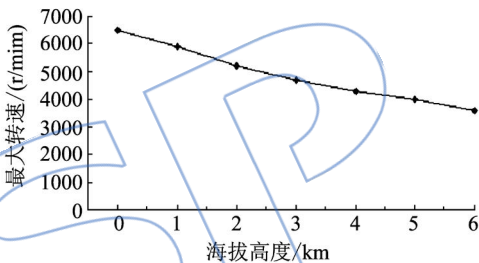


图 9 海拔高度与最大转速关系

Fig. 9 Curve of elevation versus max speed

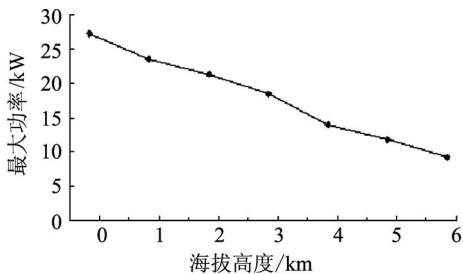


图 10 海拔高度与最大功率关系

Fig. 10 Curve of elevation versus max power

从图 9、图 10 中可知,发动机最大功率为 27 kW,海拔高度每升高 1 km,发动机转速平均下降 7.5 %左右,功率平均下降 11 %左右. 在地面模拟海拔 6 km 进气压强时,三角转子发动机的最大转速仅能达到 3600 r/min 左右,最大功率 9.2 kW 左右,这表明当三角转子发动机在海拔 6 km 时运转时,功率已明显下降. 若无人机需要在更高海拔的空中飞行,需对发动机进行进气增压后才能使发动机供给更大的动力.

由于试验是在地面发动机台架上进行,发动机的排气和螺旋桨受到的阻力都是地面大气压强,这对螺旋桨造成的阻力和对排气造成的阻力

会大于发动机完全处于高海拔的环境中的阻力,因此发动机在这种条件下的转速会比发动机完全处于高海拔环境下的转速低.另外,选用的负载为 28×18 的螺旋桨,是该发动机在空中运行时的理想螺旋桨,但仅作为地面试车用,由于环境压强的影响,使发动机的最大功率会稍低于理论最大功率 28 kW ,地面最大功率为 27 kW ,对试验影响甚微.

4 结 论

进气量是发动机控制的基础,由于海拔高度越高,进气压强越低,这直接影响发动机进气量,通常需要进行进气海拔补偿才能维持发动机的转速.而三角转子发动机主要应用于无人机,为使电控汽油喷射三角转子发动机在空中稳定运行,在地面发动机台架上,模拟测试了 208 cm^3 排量三角转子发动机在不同海拔下的性能,这为发动机在空中运行和无人机动力选型提供了依据.

参考文献:

- [1] 卢法,余乃彪.三角转子发动机[M].北京:国防工业出版社,1990.
- [2] 吴进军,李雪松,王尚勇,等.高压共轨系统在柴油转子发动机上的应用研究[J].内燃机工程,2006,27(5):6-10.
WU Jinjun, LI Xuesong, WANG Shangyong, et al. Research and application of common rail injection system for diesel rotary engine[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2006, 27(5): 6-10. (in Chinese)
- [3] 刘志友,侯敏杰,马前容.高度对航空发动机地面试验性能的影响[J].航空动力学报,2006,21(2):381-385.
LIU Zhiyou, HOU Minjie, MA Qianrong. Research of altitude effect on aero-engine ground test performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 381-385. (in Chinese)
- [4] 李玉珍,高丕周,马震.电控汽油喷射改善小型无人机发动机性能的研究[J].航空学报,2004,25(3):233-236.
LI Yuzhen, GAO Peizhou, MA Zhen. Research on the improvements of performance of mini-UAV's engine by electronically controlled gasoline injection[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(3): 233-236. (in Chinese)
- [5] BOSCH.汽油机管理系统[M].吴森,等,译.北京:北京理工大学出版社,2002.
- [6] Elbert H, Alain C, Michael J, et al. Modelling of the intake manifold filling dynamics[R]. SAE Paper 960037, 1996.
- [7] Robert W W, John J M. Transient air flow rate estimation in a natural gas engine using a nonlinear observer [R]. SAE Paper 940759, 1994.
- [8] Bin W, Zoran S F. Using neural networks to compensate altitude effects on the air flow rate in variable valve timing engines [R]. SAE Paper 2005-01-0066, 2005.
- [9] Stefan L, Ingemar A. Self-optimising control of an SFI-engine using a torque sensor[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16: 505-514.
- [10] Magnus G, Karl E A, Lars M P, et al. Control of GDI engines using torque feedback exemplified by simulations [J]. Control Engineering Practice, 2004, 12: 165-180.
- [11] Nobuyuki K, Eiji T, Kenta H, et al. Cycle-resolved measurements of the fuel concentration near a spark plug in a rotary engine using an in situ laser absorption method[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31: 3033-3040.
- [12] YU Jiazhai, DING Liyu. Neural network model-based automotive engine air/fuel ratio control and robustness evaluation[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2009, 22(2): 171-180.