

基于双火花塞点火策略的活塞式航空煤油发动机爆震控制

刘 娜¹, 宋玺娟¹, 胡春明^{1,2}, 王 赫²
(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: 在一台 650 mL 单缸活塞式航空发动机上, 针对双火花塞点火方式对活塞式航空煤油发动机的爆震控制进行了试验研究。结果表明: 采用两个火花塞同步点火, 且将点火提前角推迟可以有效的抑制爆震, 同时燃烧放热率幅值逐渐降低, 整体燃烧相位逐渐推迟; 采用双火花塞异步点火随着点火提前角点火相位差的增加, 爆震强度逐渐降低, 通过匹配主火花塞点火提前角与副火花塞点火提前角可进一步提升发动机的动力性。

关 键 词: 爆震控制; 航空煤油; 点火提前角; 双火花塞; 活塞式航空发动机

中图分类号: V233; TK411⁺.22 **文献标志码:** A

Knocking control of piston-type aviation kerosene engine based on dual-spark plug ignition strategy

LIU Na¹, SONG Xijuan¹, HU Chunming^{1,2}, WANG He²
(1. Internal Combustion Engine Research Institute,
Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Focusing on dual-spark plug ignition forms, test studies were conducted on a 650 mL piston-type single engine using kerosene as fuel. Result showed that the ignition advance angle of dual spark plug synchronous ignition delay can effectively restrain detonation, meanwhile, the amplitude of combustion heat release rate decreased gradually, and the whole combustion phase was delayed gradually. With the increase of ignition phase difference of ignition advance angle, the knock intensity decreased gradually. By matching the ignition advance angle of the major spark plug with the ignition advance angle of the auxiliary spark plug, the power performance of the engine can be further improved.

Key words: knocking control; aviation kerosene; ignition advance angle; dual-spark plug; piston aviation engine

活塞式航空发动机具有比油耗低、质量轻、尺寸小、结构简单、功质比高等优点。在轻型低速飞行器、无人机等领域, 小功率的活塞式航空发动机被广泛应用。目前大部分点燃式发动机仍是以汽

收稿日期:2019-01-05
基金项目:国家自然科学基金面上项目(51476112)
作者简介:刘娜(1980—),女,工程师,硕士,主要从事内燃机电控技术的应用。E-mail:tjliuna@tju.edu.cn
引用格式:刘娜,宋玺娟,胡春明,等. 基于双火花塞点火策略的活塞式航空煤油发动机爆震控制[J]. 航空动力学报,2019,34(8): 1671-1676. LIU Na, SONG Xijuan, HU Chunming, et al. Knocking control of piston-type aviation kerosene engine based on dual-spark plug ignition strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1671-1676.

油为燃料^[1-2]。但汽油的闪点非常低,在 0℃ 以下,挥发性强。这使得汽油作为可燃性液体在储存、运输和使用中安全性较差^[3]。而航空煤油的闪点较高,在 45~51℃ 之间,挥发性差,能够满足安全性要求,因此近年来通用航空领域加强了对活塞式航空煤油发动机研究的重视^[4-6]。然而煤油的辛烷值仅为 25~47,远低于汽油。并且汽油的自燃温度为 438℃,而煤油的自燃温度为 275℃^[7],因此煤油在使用火花塞点火的燃烧方式下极易产生爆震。

David 等进行了二冲程发动机台架试验进行了煤油的燃烧研究,并得出在高速和大负荷条件下,燃油航空煤油的爆震特征比汽油显著得多^[8],Borg 等进行了点燃式发动机爆震燃烧的放热率特性研究,总结了自燃发生时放热率的变化规律^[9],Zavala 等基于频域下的放热率提出了一种方法进行评价和预估爆震^[10],Shahlari 等提出的方法定义爆震燃烧的开始时刻及爆震强度^[11]。近年来国内研究所和各高校对发动机燃用航空煤油的研究开始逐渐兴起。陈林林等对一款二冲程发动机进行了一维数值模拟,结果表明二冲程发动机使用航空煤油后性能差别不大,但爆震倾向增加^[12],陈方超等使用 Gamma 公司的 GT-Power 软件模拟了添加抗爆剂、调整压缩比、增压等方法来降低发动机爆震倾向,使功率恢复为原机的 89%^[13],宗培越等在一台四冲程发动机上进行了爆震的试验研究,研究表明减小点火提前角、降低压缩比可以有效抑制爆震,但会带来较大的功率损失^[14]。

本文针对活塞式航空煤油发动机双火花塞同步、异步点火模式进行了试验研究。找到通过改变点火模式来有效降低活塞式航空煤油发动机爆震强度的方法。对活塞式航空煤油发动机的爆震控制具有一定的意义。

1 试验装置及方案

1.1 试验用发动机

本文试验用发动机是一台 650 mL 单缸活塞式直喷航空发动机。该发动机的基本参数见表 1。

1.2 台架系统

台架系统主要包括试验样机,测功机系统,冷却系统,供油系统,发动机标定系统和数据采集系统等几部分组成,台架系统示意图见图 1。

表 1 试验样机基本参数
Table 1 Basic parameters of the test prototype

名称	参数及详情
气门数	4
缸径/mm	100
行程/mm	83
排量/L	0.65
压缩比	8.3 : 1
喷油方式	低压空气辅助直喷
主火花塞位置	燃烧室中心位置
副火花塞位置	燃烧室边缘

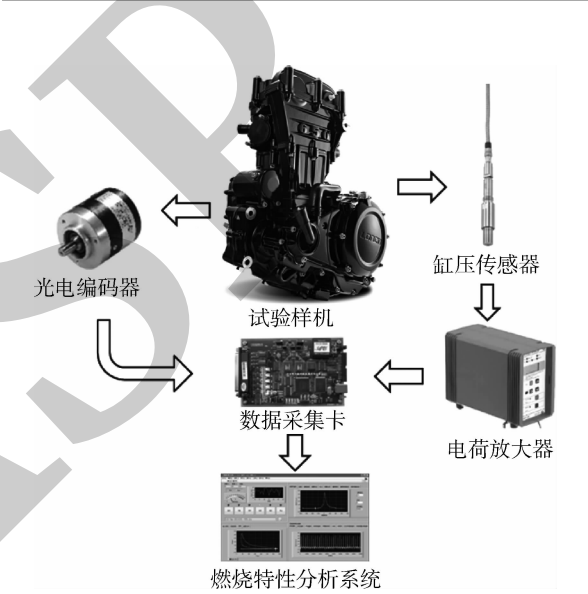


图 1 台架系统示意图
Fig. 1 Diagram of the bench system

数据采集系统由光电编码器,北京阿尔泰 USB2815 型数据采集卡,Kistler 公司的 6125CU20 型压电晶体型缸压传感器和 5011 型电荷放大器。发动机缸压曲线是研究发动机燃烧放热规律的重要依据^[15],通过数据采集系统可以获取发动机的缸内压力升高率、燃烧持续期、压力变化等参数。缸压测量位置为主火花塞处。

发动机标定系统(如图 2 所示)是由上位机、NI(National Instruments) CAN(controller area network)卡以及电控单元(ECU)等部件组成。发动机标定系统是采用 Labview 开发平台编写的虚拟仪器程序,发动机标定系统与 ECU 之间通过基于 CCP(CAN calibration protocol)协议的 CAN 总线进行通讯^[16]。通过上位机标定系统可以对发动机双火花塞的点火提前角、点火充磁时

间,喷油器的喷油相位、喷油脉宽等控制参数进行修改。

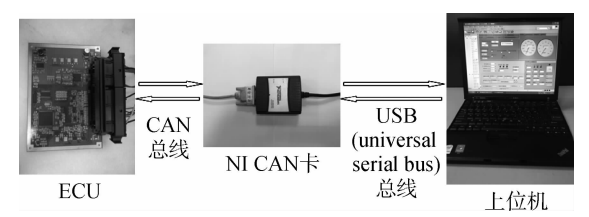


图 2 发动机标定系统

Fig. 2 Engine calibration system

1.3 试验方案

发动机发生爆震的主要原因是由于在火花塞点火后,火焰以正常的传播速率(30~70 m/s)向前推进,处于末端混合气受到压缩和热辐射,使得末端混合气的温度持续上升,导致末端混合气内部最适宜着火部位在正常火焰前锋面到达前,就已出现一个或多个火焰中心。由形成火焰中心到火焰的前锋面传播到混合气末端所需的时间 t_1 ,由火焰中心形成至混合气末端自燃所需的时间 t_2 ^[17],所以减小爆震倾向的方法可以缩短 t_1 ,增长 t_2 。通过大量试验验证,当爆震指数(爆震窗口积分值与参考窗口积分值的比值,表征爆震强度大小)约为 1.10 时,发动机工作在爆震边界。

本文选取了一个具有代表性的爆震燃烧工况,在此基础上采用双火花塞同步点火、异步点火的模式进行试验。通过对比分析,研究了可以有效降低活塞式航空煤油发动机爆震燃烧的方法。该参考工况的边界条件如表 2 所示。

图 3 为该工况下的缸压曲线图。从图中可以看出,在曲轴转角上止点后 20°左右的范围内,缸压曲线出现了锯齿波。

表 2 爆震工况参数

Table 2 Parameters of working condition with knocking

项目	参数
节气门开度/%	23
转速/(r/min)	2500
点火提前角/(°)	38
点火模式	双火花塞点火
喷油截止角度/(°)	280
过量空气系数	0.8
冷却水温度/℃	90

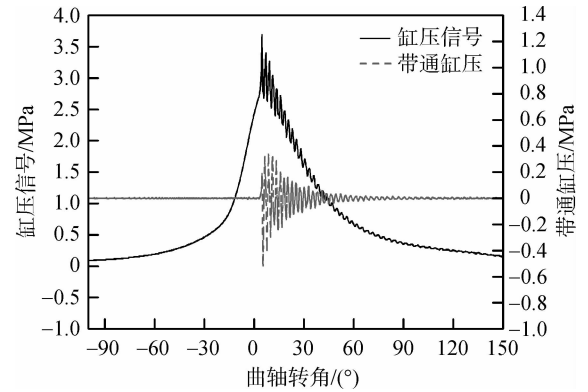


图 3 发动机缸压与带通缸压示功图

Fig. 3 Diagram of cylinder pressure and band-pass filtered cylinder pressure of engine

2 试验结果及其分析

2.1 双火花塞同步点火对爆震燃烧的影响

目前工程应用中最常用的抑制爆震的方法是推迟发动机点火提前角。本次试验研究中,将双火花塞同步点火的点火提前角 $\theta_{\text{ign}}^{\text{syn}}$ (包含主火花塞点火提前角 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 和副火花塞点火提前角 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$)由 38°逐渐推迟至 26°,其他边界条件均不发生改变,试验工况见表 3。

表 3 双火花塞同步点火策略试验工况

Table 3 Test conditions for dual-spark plug synchronous ignition

$\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}/(^{\circ})$	$\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}/(^{\circ})$
38	38
35	35
32	32
29	29
26	26

图 4 所示为发动机双火花塞同步点火策略燃烧特性对比分析。随着点火提前角的逐步推迟,爆震指数从 1.27(爆震燃烧)降低到 1.04(非爆震燃烧),而且做功能力大幅度降低。图中分析显示,点火提前角为 32°(爆震指数为 1.10)时,快速燃烧期(从累计放热率 10%~90%的曲轴转角)最短并且燃烧处于爆震边界,发动机做功能力最强。

图 5、图 6 对比分析了 $\theta_{\text{ign}}^{\text{syn}}$ 为 38°(爆震燃烧),32°(爆震边界)和 26°(非爆震燃烧)3 个工况点时域下的放热率曲线及带通滤波后放热率。

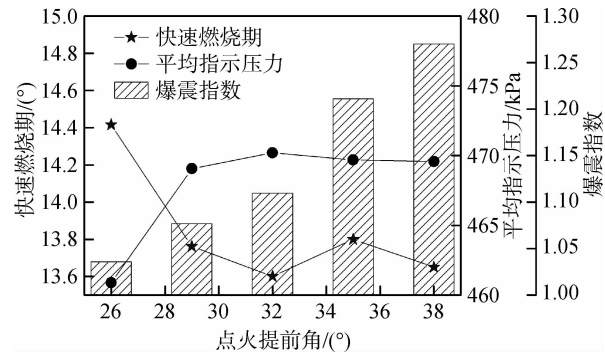


图 4 双火花塞同步点火策略燃烧特性

Fig. 4 Combustion characteristics of dual-spark plug ignition strategy

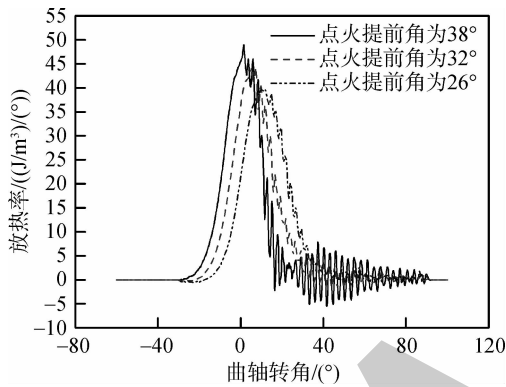


图 5 不同点火提前角的放热率对比

Fig. 5 Comparison of heat release rate at different ignition advanced angles

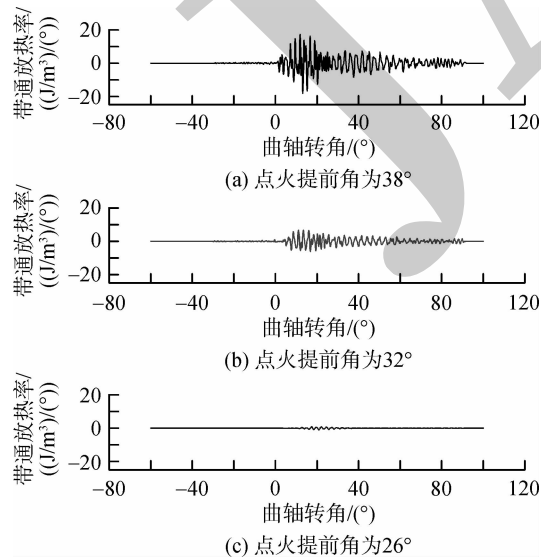


图 6 不同点火提前角的带通放热率对比

Fig. 6 Comparison of band-pass filtered heat release rate at different ignition advanced angles

图 5 显示,整体放热率曲线随着双火花塞同步点火提前角的推迟也有所推迟。这说明整体的

燃烧过程都有所推迟,并且燃烧放热率最大幅值有所降低。可以看出当点火提前角为 38° (爆震燃烧) 时,放热率曲线出现了严重的锯齿波。当发动机工作在爆震边缘,点火提前角为 32° 时,放热率曲线也有轻微的锯齿波。当点火提前角为 26° 时,发动机工作在正常燃烧状态,燃烧放热率未出现锯齿波。

通过图 6 所示,随着点火提前角的推迟,放热率波动程度逐渐降低。在爆震工况点波动较为剧烈。当在非爆震工况时,波动较小,并且带通放热率曲线随着点火提前角的推迟而相应推迟。

2.2 双火花塞异步点火对爆震燃烧的影响

本文分析了双火花塞异步点火策略对活塞式航空煤油直喷发动机爆震燃烧的影响。研究方案采用固定的主火花塞点火提前角 ($\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$),推迟副火花塞点火提前角 ($\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$) 方式来实现双火花塞点火异步点火相位差。本次台架试验方案分为 3 组,仅改变主火花塞点火提前角及副火花塞点火提前角,其他边界条件均保持不变,具体试验工况如表 4。

表 4 双火花塞异步点火试验工况

Table 4 Test conditions for dual-spark plug asynchronous ignition

参数	数值		
$\theta_{\text{ign}}^{\text{major}} / (^{\circ})$	32	35	38
			35
	32	32	32
$\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}} / (^{\circ})$	29	29	29
	26	26	26
	23	23	23
	20	20	20

图 7 为 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 为 32° , $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 从 32° 推迟到 20° 的燃烧特征值对比分析。由图可知,随着 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 的推迟,CA50 (已燃质量分数为 50% 对应的曲轴转角,简称 CA50,量符号记为 α_{CA50}) 相位推迟,平均指示压力降低,且爆震指数一直在降低,均为非爆震燃烧。因此当 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 和 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 均为 32° , 燃烧处于爆震边界时,活塞式航空煤油直喷发动机做功能力最强,平均指示压力等于 470 kPa。

图 8 是 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 为 35° , $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 从 32° 推迟到 20° 的燃烧特征值对比分析。可以看出,随着 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 的推迟,爆震指数逐渐降低,燃烧相位逐渐向后移

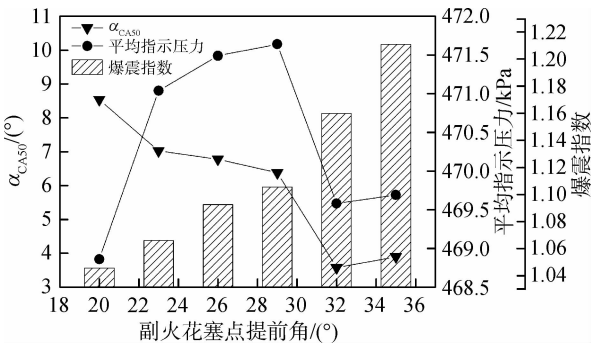


图 7 主火花塞点火提前角为 32°时异步点火燃烧分析
Fig. 7 Asynchronous ignition combustion analysis when major spark plug ignition advance angle is 32°

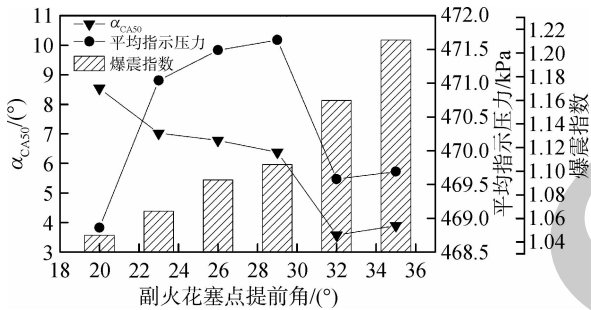


图 8 主火花塞点火提前角为 35°时异步点火燃烧分析
Fig. 8 Asynchronous ignition combustion analysis when major spark plug ignition advance angle is 35°

动,当 CA50 为上止点后 6°附近时,平均指示压力达到最大值(472 kPa),此时 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 为 29°,爆震指数为 1.10,活塞式航空煤油直喷发动机燃烧处于爆震边界。

图 9 是 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 为 38°, $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 从 35°推迟到 20°的燃烧特征值对比分析。图中可以看出,随着 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 的推迟,爆震指数逐渐减小,CA50 相位逐渐向后推迟,平均指示压力先快速下降,然后在 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 为 23°时达到最大值(471 kPa),此时爆震指数为 1.10,活塞式航空煤油直喷发动机燃烧处于

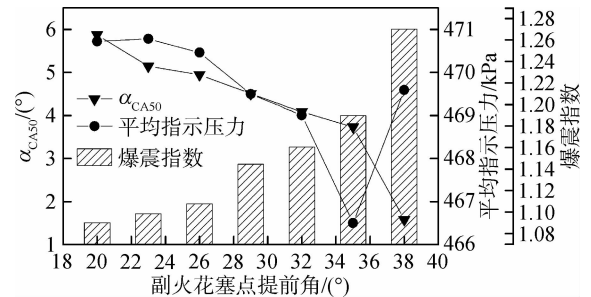


图 9 主火花塞点火提前角为 38°时异步点火燃烧分析
Fig. 9 Asynchronous ignition combustion analysis when major spark plug ignition advance angle is 38°

爆震边界。

通过上述 3 组双火花塞异步点火方案的燃烧对比分析,可以得出,随着 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 逐渐推迟,发动机的爆震燃烧强度逐渐降低。所以采用双火花塞异步点火的控制策略对发动机的爆震燃烧有很好地抑制作用。分析原因:当主火花塞点火后,随着火焰传播,末端混合气受到挤压,温度压力急剧上升。在发生自燃之前,副火花塞点火提前角将末端混合气点燃,从而起到抑制爆震的效果。在双火花塞点火,主火花塞点火提前角为 35°,副火花塞点火提前角为 29°时,发动机的做功能力最强,燃烧处于爆震边界。究其原因,主要是因为 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 减小过程中,会使 CA50 燃烧相位向后推迟,等容度下降,适当增大 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 可以使 CA50 燃烧相位提前;当 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 为 38°时, $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 过大,导致燃料在压缩行程燃烧的过多,压缩负功增大导致输出功减少,因此存在最佳的 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 与 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 。

综上所述,双火花塞异步点火策略可以明显地抑制爆震,如图 10 所示。优化 $\theta_{\text{ign}}^{\text{major}}$ 和 $\theta_{\text{ign}}^{\text{auxiliary}}$ 的配合能够适当地提升发动机的动力性。

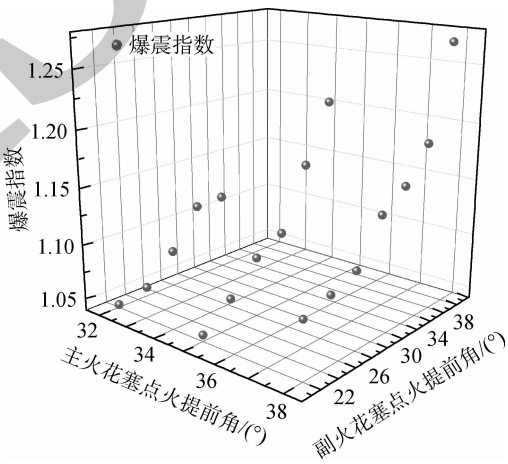


图 10 爆震强度对比分析
Fig. 10 Comparison of knock intensity

3 结 论

本文探究了双火花塞同步点火、异步点火控制策略对活塞式航空煤油发动机爆震燃烧的影响。得出以下结论:

1) 双火花塞同步点火时,随着点火提前角的逐步推迟,发动机的爆震强度逐渐降低,同时整体的燃烧相位逐渐推迟,燃烧放热率最大幅值逐渐降低。当发动机处于爆震燃烧边界时发动机的做功能力最强。

2) 双火花塞异步点火可以有效地抑制航空煤油发动机的爆震燃烧。并且可以适当提升主火花塞点火提前角,通过优化主火花塞与副火花塞的点火提前角配合从而适当提升发动机的动力性。

参考文献:

[1] 王兴海,马震,郑勇. 无人机用小型航空活塞发动机的发展[C]//中国无人机大会论文集. 北京:航空工业出版社, 2006:523-527.

[2] 莫胜钧. 小型航空点燃式重油活塞发动机点火及火焰传播特性的模拟研究[D]. 北京:北京交通大学, 2012.

MO Shengjun. Study on the ignition and flame propagation property of light-weight spark ignition heavy oil aero-engine[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2012. (in Chinese)

[3] 张志强,贺俊,魏名山,等. 某航空活塞发动机回火试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1696-1701.

ZHANG Zhiqiang, HE Jun, WEI Mingshan, et al. Backfire tests of an aircraft piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1696-1701. (in Chinese)

[4] 王振宇,丁水汀,杜发荣. 航空重油发动机燃油供给系统动力学模型分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 846-853.

WANG Zhenyu, DING Shuiting, DU Farong. Analysis of dynamiaic modeling of aviation heavy oil piston engine fuel delivery system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 846-853. (in Chinese)

[5] 李长胜. 小型高速航空重油活塞发动机混合气形成及燃烧特性的研究[D]. 北京:北京交通大学, 2014.

LI Changsheng. Study on the mixture formation and combustion of light-weight, high-speed, heavy oil aeroengine [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2014. (in Chinese)

[6] DOLBEER C H. Evaluation of heavy fuel engines for small unmanned air vehicles[D]. Huntsville: University of Alabama in Huntsville, 2006.

[7] 杨光. 活塞式煤油发动机点火能量计算与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.

YANG Guang. Calculation and experimental study on ignition energy of piston kerosene engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[8] DAVID T F, DUANE L A, PECK C. The Performance of a

spark-ignited stratified-charge two stroke engine operating on a kerosene based aviation fuel[R]. Milwaukee, Wisconsin, USA: Society of Automotive Engineers(SAE) International off-Highway and Powerplant Congress and Exposition, 1997.

[9] BORG J M, ALKIDAS A C. Characterization of autoignition in a knocking SI engine using heat release analysis [R]. Society of Automotive Engineers, SAE Technical Papers 2006-01-3347, 2006.

[10] ZAVALA J C, FOLKERTS C. Knock detection and estimation based on heat release strategies[R]. Society of Automotive Engineers, SAE Technical Papers 2011-01-1409, 2011.

[11] SHAHLARI A J, GHANDHI J B. A Comparison of engine knock metrics[R]. Society of Automotive Engineers, SAE Technical Papers 2012-32-0007, 2012.

[12] 陈林林,魏民祥. 航空二冲程煤油发动机数值仿真研究[J]. 计算机仿真, 2014, 31(6): 54-59.

CHEN Linlin, WEI Minxiang. Research on numerical simulation for two-stroke kerosene aero-engine[J]. Computer Simulation, 2014, 31(6): 54-59. (in Chinese)

[13] 陈方超,杨海青,刘锐,等. 提高四冲程点燃式重油航空发动机抗爆性措施[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 611-619.

CHEN Fangchao, YANG Haiqing, LIU Rui, et al. Measures to improve anti-knock quality for four-stroke ignited kerosene aviation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 611-619. (in Chinese)

[14] 宗培越,胡春明,王书典. 活塞式航空煤油直喷发动机的爆震控制[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 635-641.

ZONG Peiyue, HU Chunming, WANG Shudian. Knocking control of direct injection piston-type aviation kerosene engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 635-641. (in Chinese)

[15] 何学良,李疏松. 内燃机燃烧学[M]. 北京:机械工业出版社, 1990.

[16] 王明文,唐岚,甘海云. 基于 CCP 协议的发动机标定系统开发[J]. 车用发动机, 2010(4): 28-31.

WANG Mingwen, TAN Lan, GAN Haiyun. Development of engine calibration system based on CCP protocol[J]. Vehicle Engine, 2010(4): 28-31. (in Chinese)

[17] 周龙保,刘忠长,高宗英. 内燃机学[M]. 北京:机械工业出版社, 2010.

(编辑:王碧珺)