

点燃式航空活塞发动机汽油-航空煤油燃烧特性

王 蕾¹, 赵振峰^{1,2}, 俞春存¹, 崔华盛¹, 张付军^{1,2}
(1. 北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081;
2. 北京理工大学 深圳研究院, 广东 深圳 518057)

摘 要: 为研究航空煤油在点燃式航空活塞发动机上的燃烧特性,改造并搭建了一台可以同时燃烧汽油和航空煤油的航空活塞发动机试验台架,并建立了发动机燃烧室的三维仿真模型,采用试验与三维仿真相结合的手段,研究了汽油与航空煤油燃烧特性的差异,结果表明:在低转速、小负荷工况下,平均指示有效压力(IMEP)小于 0.5 MPa 范围内,通过调整点火正时等运行参数即可使航空煤油达到与汽油相近的燃烧特征;随着发动机转速和负荷增加,航空煤油燃烧特性表现为滞燃期延长、燃烧持续期增加、最大缸内压力降低、燃烧重心后移,并且伴随明显爆震发生。在高转速工况下,航空煤油燃烧受爆震影响,负荷最高只能提升至 21%。
关 键 词: 航空活塞发动机; 航空煤油; 汽油; 燃烧特性; 爆震
中图分类号: V234⁺.1; TK46⁺.1 **文献标志码:** A

Combustion characteristics of gasoline-aviation kerosene in spark ignition aviation piston engine

WANG Lei¹, ZHAO Zhenfeng^{1,2}, YU Chuncun¹,
CUI Huasheng¹, ZHANG Fujun^{1,2}
(1. School of Mechanical Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Shenzhen Research Institute,
Beijing Institute of Technology, Shenzhen Guangdong 518057, China)

Abstract: In order to study the combustion characteristics of aviation kerosene in the spark ignition aviation piston engine, an aviation piston engine test rig capable of simultaneously burning gasoline-aviation kerosene was reconstructed. And a three-dimensional simulation model of the engine combustion chamber was established. Using the combination of test and three-dimensional simulation, the difference of combustion characteristics between gasoline and aviation kerosene was studied. The result showed that under the condition of low speed and small load, the indicated mean effective pressure (IMEP) was less than 0.5 MPa; by adjusting the operating parameters such as ignition timing, the aviation kerosene can reach the combustion characteristics similar to gasoline; as the engine speed and load increased, the aviation kerosene combustion characteristics presented the extended flame retardation, the

收稿日期:2020-02-06
基金项目:深圳市科技创新基金(JCYJ20170817114345260)
作者简介:王蕾(1992—),女,博士生,主要从事航空活塞发动机的研究。

引用格式:王蕾,赵振峰,俞春存,等. 点燃式航空活塞发动机汽油-航空煤油燃烧特性[J]. 航空动力学报,2020,35(9):1801-1811.
WANG Lei,ZHAO Zhenfeng,YU Chuncun,et al. Combustion characteristics of gasoline-aviation kerosene in spark ignition aviation piston engine[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(9):1801-1811.

increased combustion duration, the reduced maximum pressure, and the burning center of gravity moved backward, accompanied by obvious knocking. Under high speed conditions, aviation kerosene combustion was affected by knocking, and the load can only be increased to 21%.

Key words: aviation piston engine; aviation kerosene; aviation gasoline; combustion characteristics; knocking

随着科技的发展,无人机作为一种空中平台用处越来越广泛^[1],然而,无人机优势的发挥很大程度上取决于无人机动力的综合性能^[2],活塞发动机以其体积小、质量轻、成本低、功质比高、维护简单等优点成为中、小型无人机的主要动力形式^[3]。由于技术条件限制,无人机用的活塞发动机大多数是航空汽油活塞发动机。但是,众所周知,汽油的闪点低、挥发性好,和空气混合易爆炸,安全性较差,对其运输、储备和使用都造成了很大的安全隐患^[4]。因此,北大西洋公约组织出于对后勤保障和安全性等方面的考虑,提出在战场上消除汽油^[5]。为减轻军队燃料的保障压力,美国于 20 世纪 80 年代正式制定了战场燃料单一化的政策,将航空煤油 JP-8 燃料作为单一化燃料^[6]。基于综合机场燃料保障情况、运输安全性、使用经济性等诸多因素考虑,航空煤油是无人机较好的燃料选择,如 JP-8 (Jet A/Jet A-1)、JP-5 等^[7]。航空煤油具有较低的挥发温度和较高的闪点,在发生意外时,航空煤油发生爆炸的几率较低,这样使得它更易储存和使用。因此,针对活塞发动机使用航空煤油的研究成为了当前的无人机动动力行业的研究热点之一^[8]。

国产 3 号航空煤油是我国比较常用的喷气燃料。其闪点高、蒸发性差、使用安全性高,与美国 JP-8 燃料性能相似^[9],且与汽油具有相似的低热值,汽油与航空煤油相关理化特性的对比如表 1 所示^[10]。目前限制航空煤油在活塞发动机上高效利用的技术难题主要有如下两方面:一方面是航空煤油的运动黏度较大,表面张力高,这会导致航空煤油蒸发雾化困难,从而导致发动机起动困难、燃烧稳定性变差等^[11-12];另一方面就是航空煤油辛烷值低、自燃温度低,这就会导致航空煤油火焰传播速度慢,燃烧过程粗暴、抗爆震性能差,就会进一步限制发动机有效功的输出,影响其经济性和动力性^[13]。辛烷值是表征燃油抗爆性能好坏的一项重要指标,燃油的辛烷值越高,抗爆性越好^[14],发动机就可以有更高的压缩比,具有更好的动力性,而航空煤油的辛烷值为 48,约为 95 号汽油的一半,所以航空煤油的抗爆性极差。因此,解决航空

表 1 汽油与航空煤油理化特性对比
Table 1 Comparison of physicochemical characteristics between gasoline and aviation kerosene

理化特性	汽油	航空煤油
成分组成	C ₅ ~C ₁₁	C ₇ ~C ₁₆
低热值/(MJ/kg)	44	43.5
辛烷值	95	48
闪点/K	228.15	308.15~324.15
自燃温度/K	533.15~643.15	482.15~502.15
运动黏度/(mm ² /s)	0.8	1.25
饱和蒸气压/kPa	48~83	6

煤油在活塞发动机上的爆震问题极为关键^[15]。
燃烧性能的好坏将直接影响发动机的动力输出性能^[16-17],针对点燃式航空活塞发动机燃烧航空煤油时的问题,本文改造并搭建了一台可以同时燃烧汽油和航空煤油的点燃式航空活塞发动机,对比研究点燃式航空活塞发动机分别使用汽油和航空煤油的燃烧特性。

1 发动机的改装与设计

本研究中使用的发动机是 Rotax-914 航空汽油活塞发动机。世界上超过 80% 的轻型飞机使用的发动机都是 Rotax 系列^[18]。Rotax-914 为一台水平对置四冲程四缸点燃式汽油活塞发动机,为研究航空煤油在点燃式航空活塞发动机(下文简称为发动机)上的燃烧特性,在 Rotax-914 的基础上设计改造了一台可同时燃用汽油和航空煤油的发动机样机,改造原理图如图 1 所示,为达到同工况下对比汽油和航空煤油的燃烧特性的目的,主要针对发动机的供油系统进行了改造设计,左排 1、3 缸改造为电控气道空气辅助喷射煤油供给系统,右排 2、4 缸保持原机化油器供给方式,整机燃油系统为双燃料供给,即煤油供给系统供给左排气缸,汽油供给系统供给右排气缸。这样可以达到左右两排分别采用不同燃料同时工作的目的。样机主要技术参数如表 2 所示。在此基础

上,搭建了试验测试平台,试验台架如图 2 所示,台架主要包括试验样机、数据采集系统、燃油供给系统、上位机标定系统及测功监控系统,试验台相关设备参数如表 3 所示。

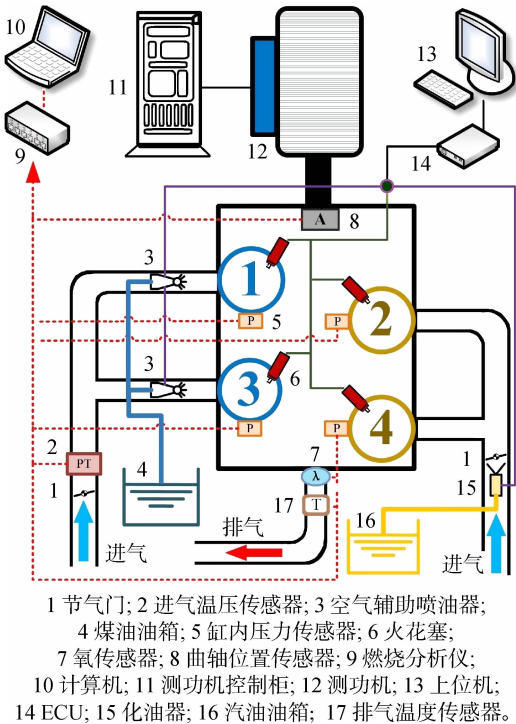


图 1 发动机改造原理图

Fig. 1 Schematic of engine modification

表 2 发动机技术参数

Table 2 Engine specifications

参数	数值
缸径/mm	79.5
行程/mm	61
排量/L	1.21
压缩比	9
标定转速/(r/min)	5 500

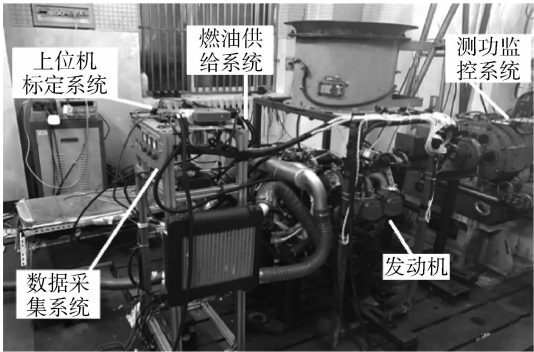


图 2 试验台架实物图

Fig. 2 Physical drawing of test bench

表 3 试验台相关设备参数

Table 3 Main facilities parameters of test bench

设备	型号	精度/%
测功机	China Kaimai CW 160	$\leq \pm 0.5$
油耗仪	Japan Ono MF-2200	< 1
缸内压力传感器	Kistler 6115	$\leq \pm 0.5$
燃烧分析仪	Kibox 2893A121	< 1
进气压力传感器	Bosch LSU4.9	< 1
排气温度传感器	PTWD-06	< 1

2 燃料特性仿真研究

2.1 三维仿真平台的搭建

为研究汽油和航空煤油两种燃料燃烧特性的差异,利用三维计算流体力学软件 AVL Fire 对发动机的燃烧过程进行仿真分析,模型建立参数与试验样机相同。发动机的工作过程包括进气、压缩、膨胀、排气,本文仅针对发动机的燃烧过程进行数值模拟,因此只模拟发动机从进气门关闭到排气门开启的工作过程。该发动机为四冲程发动机,一个完整的工作循环对应的曲轴转角为 720° (文中的角度均指曲轴转角),定义压缩上止点为 0° ,所以模型的计算过程为进气门关闭时刻的上止点前 132° 到排气门开启时刻的上止点后 104° 。

模型全部采用六面体网格,为了保证计算精度,建模过程中最大体网格尺寸为 1.5 mm ,下止点处网格数为 498 545 个,上止点重构后的网格数为 333 190 个。图 3 为模型网格示意图,湍流、燃烧和爆震模型分别选择 $k-\epsilon$ 双方程模型、ECFM (extended coherent flamelet model) 和 AnB Knock

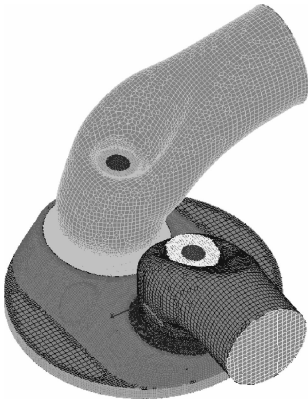


图 3 仿真模型网格示意图

Fig. 3 Diagram of simulation model grid

模型^[19]。

图 4 为仿真与试验的校核结果,缸内压力和瞬时放热率的仿真值与试验值均有着较好的一致性,误差在 5% 以内,所以此模型可用于下一步的仿真计算。

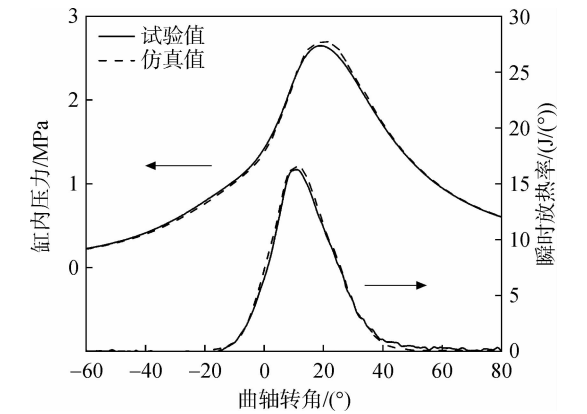


图 4 缸内压力和瞬时放热率的校核结果
Fig. 4 Check result of cylinder pressure and instantaneous heat release rate

2.2 低转速两种燃料的燃烧特性

为研究汽油和航空煤油燃烧特性的差异,通过仿真手段分别对比汽油与航空煤油在不同转速和负荷工况下燃烧特性的差异。

点火正时的大小不仅直接影响着发动机的动力性和经济性^[20-21],还对发动机爆震有着重要的影响。减小点火提前角,即推迟点火,可以使缸内燃烧最大压力减小,最大压力对应的曲轴转角推迟,从而达到降低缸内燃烧温度,延长末端终燃混合气的滞燃期,最终达到抑制爆震的目的。但同时会带来降低发动机功率和热效率的问题。本文首先通过仿真研究低转速、小负荷工况下汽油与航空煤油燃烧特性的差异,并通过增大煤油的点火提前角研究是否可以使航空煤油与汽油达到相同的燃烧特性以及各工况下爆震的强度。

本文研究的发动机原机是双火花塞异步点火,如图 5 所示的火花塞 1 和火花塞 2,点火正时分别为上止点前 26°、22°。

选择转速为 2 500r/min,初始压力为 0.06 MPa,工况参数设置如表 4 所示,对比研究汽油、航空煤油相同工况及航空煤油提前点火三种工况下燃烧特性的差异。

图 6 所示为三种工况下缸内压力及瞬时放热率随曲轴转角的变化曲线。在相同点火正时工况下,汽油与航空煤油的燃烧特性区别较大,航空煤

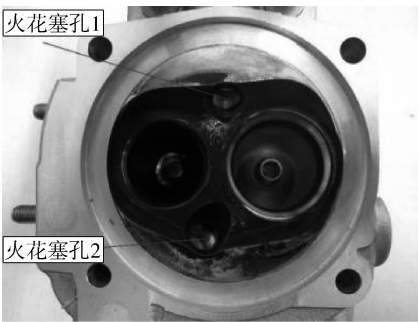


图 5 原机火花塞布置图
Fig. 5 Layout of original machine spark plug

表 4 工况参数设置

Table 4 Working condition parameter setting

工况参数	工况 1	工况 2	工况 3
燃油	汽油	航空煤油	航空煤油
点火提前角/(°)	26, 22	26, 22	30, 26

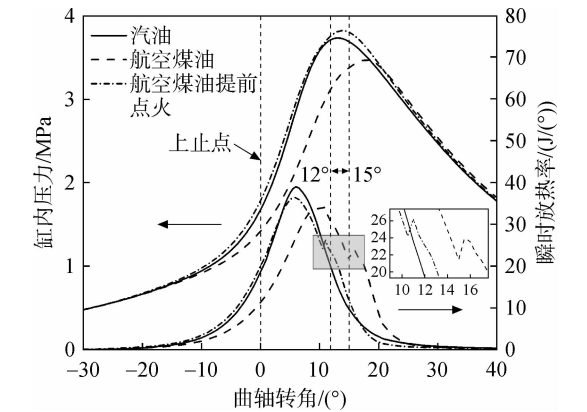


图 6 低转速下缸内压力及瞬时放热率的仿真结果对比
Fig. 6 Simulation comparison of cylinder pressure and instantaneous heat release rate at low speed

油燃烧滞后,燃烧持续期长。对于点燃式发动机来说,为了保证发动机工作柔和,动力性能良好,一般使最大缸内压力出现在上止点后 12°~15°。将航空煤油的两个火花塞各提前 4°点火,其缸内压力曲线已和汽油机的缸内压力曲线相差不多,最大缸内压力对应的曲轴转角也出现在最优范围内,说明此时燃烧良好。

图 7 为三种工况下累计放热率及燃烧相位(CA10 为 10% 质量分数燃料燃烧对应的曲轴转角、CA50 为 50% 质量分数燃料燃烧对应的曲轴转角、CA90 为 90% 质量分数燃料燃烧对应的曲轴转角)的对比图,通过调整点火正时,航空煤油的累计放热率向汽油靠近,滞燃期和燃烧持续期也有所减小,且 CA50 与汽油基本相同,说明此时

航空煤油的燃烧过程已和汽油十分接近。综上所述,在低转速、小负荷工况下,将航空煤油的点火正时做适当的提前,最大缸内压力有可能与汽油出现在同一曲轴转角处,航空煤油的燃烧过程可以达到与汽油相近的状态,从而可以降低因航空煤油的着火延迟期长,火焰传播速度慢而带来的功率和效率的损失,使航空煤油发动机可以正常输出有效功。

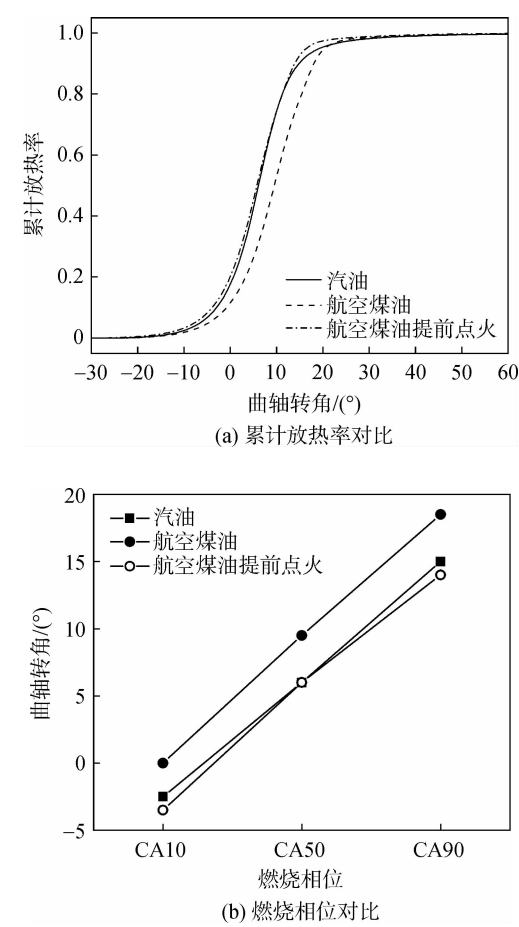


图 7 低转速下累计放热及燃烧相位的仿真结果对比
Fig. 7 Simulation comparison of cumulative heat release and combustion phase at low speed

表 5 为上述三种工况缸内燃烧过程仿真计算结果。适当地提前点火可以抵消使用航空煤油而造成的着火延迟期变长的现象,使得燃烧重心前移。缸内的爆发压力和温度均有所上升,也由此缩短了航空煤油的燃烧持续期,从而达到与汽油相近的燃烧特征。同时提前点火也使得缸内等容燃烧的比例上升,有利于提升功率和降低燃油消耗。因此通过调整点火正时等运行参数在低转速、小负荷工况下是可以使航空煤油与汽油达到相近的燃烧特征的。

表 5 低转速下点火正时对缸内燃烧过程的影响			
Table 5 Influence of ignition timing on combustion process in cylinder at low speed			
参数	数值		
	工况 1	工况 2	工况 3
最大缸内压力/MPa	3.73	3.47	3.82
最大缸内压力对应曲轴转角/(°)	13	18	14
最大压升率/(MPa/(°))	0.24	0.18	0.22
最大压升率对应曲轴转角/(°)	5.5	8.0	5.0
最高燃烧温度/K	2579	2603	2636
最高燃烧温度对应曲轴转角/(°)	17.5	21.0	17.0
放热率峰值/(J/(°))	39.0	34.0	36.4
放热率峰值对应曲轴转角/(°)	6	11	6
燃烧持续期/(°)	17	21	16

图 8 所示为三种工况下缸内火焰锋面密度云图的对比。图中火焰锋面从两个火花塞向四周传播,并在气缸中心处交汇,继续向四周传播。在化学当量比和缸内初始流动状况相同的条件下,随着航空煤油点火正时的提前,航空煤油缸内燃烧相位整体提前,可以达到与汽油相近的燃烧过程。另外,三者火焰锋面密度在缸内的扩散分布位置基本相同。

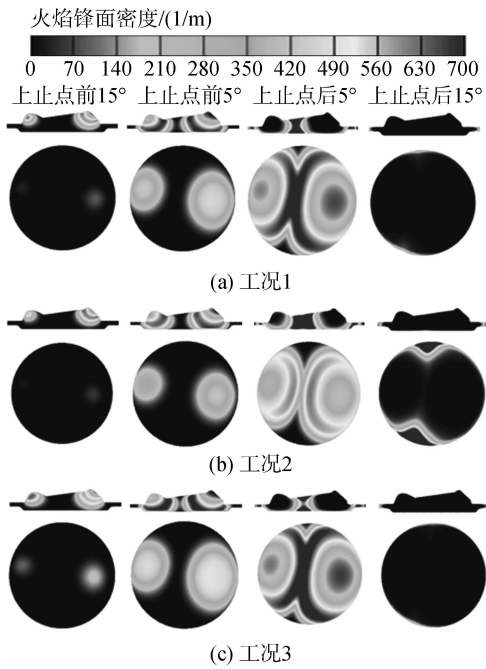


图 8 低转速下缸内火焰锋面密度云图
Fig. 8 Cloud map of cylinder flame front density at low speed

图 9 所示为三种工况下缸内温度云图的对比。缸内温度的变化同火焰锋面扩散相关。高温区从两极火花塞处扩散,在火焰锋面扫过的区域呈现高温区。相比于汽油,航空煤油高温区扩散滞后,后燃较为严重。三个工况的温度场分布无明显差异,且燃烧前期的局部温度分布都相似,到燃烧后期,通过提前点火可以明显提升航空煤油的燃烧速度,使其缸内整体温度提升。

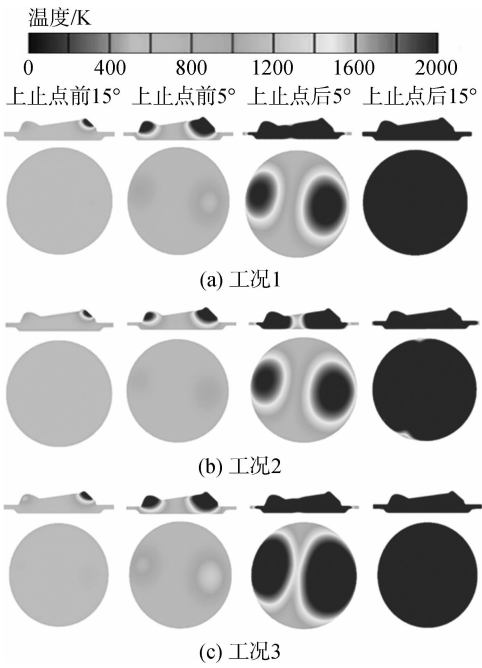


图 9 低转速下缸内温度云图
Fig. 9 Cloud map of cylinder temperature at low speed

由于航空煤油的辛烷值远远低于汽油,所以以航空煤油作为燃料的发动机,点火正时的选择还需要关注爆震问题,点火正时对爆震有非常重要的影响。从图 6 所示的瞬时放热率曲线中的放大部分可以发现在膨胀行程中煤油缸内产生了爆震现象,且随着点火提前角的增大,发生爆震时所对应的曲轴转角提前。图 10 所示为燃烧煤油时发动机缸内爆震反应率云图的对比。在原机点火正时下,最大爆震反应率为 6.9,在上止点后 16° 时出现,点火提前 4° 后,最大爆震反应率为 13.1,在上止点后 11° 时出现。而且提前点火不仅使得爆震程度加剧,在缸内发生爆震的区域也扩大了。这是由于点火提前后,燃烧重心提前,缸内的温度和压力变高,使煤油缸内更容易发生爆震且爆震强度更大。所以由此也可得知,推迟点火确实能够在一定程度上抑制航空煤油的爆震现象。

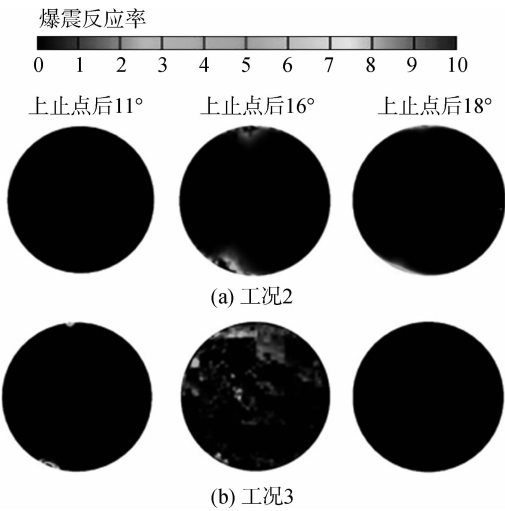


图 10 低转速下爆震反应率云图
Fig. 10 Cloud map of knock reaction rate at low speed

2.3 高转速两种燃料的燃烧特性

在高转速、大负荷(转速为 5 500 r/min,初始压力为 0.12 MPa)工况下,初始时(上止点前 132°)缸内气体为均质混和气,其余参数设置均相同时,汽油与航空煤油缸内压力及瞬时放热率在燃烧过程中随曲轴转角的变化如图 11 所示。由图可知,此工况与低转速、小负荷工况相比,航空煤油与汽油的燃烧特性差异更大,在提升转速和负荷后,航空煤油的做功能力并没有明显增强,且在火花塞点火之后,汽油的缸内瞬时放热率急剧增加,而相比之下,煤油缸内瞬时放热率上升较为缓慢,且其峰值滞后。由于后燃的增加,航空煤油的缸内爆发压力也明显低于汽油,这会导致输出功率的下降,燃油消耗率上升。同时,可以在 23.5° 时发现航空煤油的瞬时放热率突然上升,这是由于航空煤油的辛烷值较低,在缸内压力温度较高时发生了

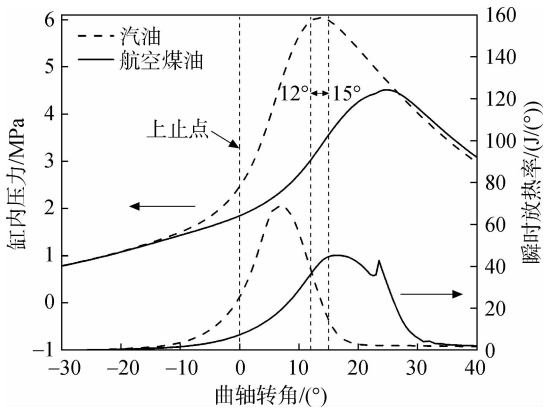


图 11 高转速下缸内压力及瞬时放热率的仿真结果对比
Fig. 11 Simulation comparison of cylinder pressure and instantaneous heat release rate at high speed

爆震现象。图 12 所示为两种燃料在相同工况下累计放热率及燃烧相位的对比,航空煤油的放热速度明显小于汽油,且 CA50 滞后汽油 10°。

表 6 为两种燃料在相同工况下缸内燃烧仿真

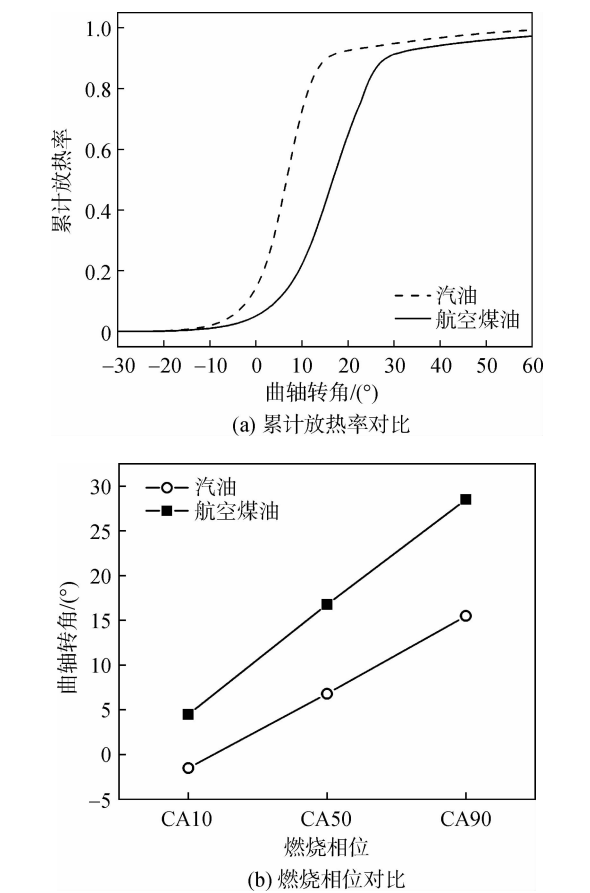


图 12 高转速下累计放热及燃烧相位的仿真结果对比
Fig. 12 Simulation comparison of cumulative heat release and combustion phase at high speed

表 6 高转速下点火正时对缸内燃烧过程的影响			
Table 6 Influence of ignition timing on combustion process in cylinder at high speed			
参数	工况 1	工况 2	
燃料	汽油	航空煤油	
最大缸内压力/MPa	6.04	4.51	
最大缸内压力对应曲轴转角/(°)	13.5	25.0	
最大压升率/(MPa/(°))	0.40	0.18	
最大压升率对应曲轴转角/(°)	5.5	14.0	
最高燃烧温度/K	2754	2674	
最高燃烧温度对应曲轴转角/(°)	16.5	29.0	
放热率峰值/(J/(°))	68.8	45.2	
放热率峰值对应曲轴转角/(°)	7.0	16.5	
燃烧持续期/(°)	17	24	

计算结果。在点火正时、当量比等参数相同的条件下,提升转速和负荷后,相比于低转速、小负荷工况,航空煤油的燃烧更加明显地表现为滞燃期较长导致其燃烧重心靠后,最大缸内压力对应的曲轴转角后延,比汽油延后了 11.5°,且相比于低转速、小负荷工况,航空煤油的最大压力仅提升了 0.8 MPa,汽油的最大压力提升了 2.3 MPa,说明此工况下航空煤油的做功能力并没有明显增强。此外,航空煤油的燃烧持续期也比汽油长,大多数热量在上止点之后放出,降低了发动机效率。

图 13 为相同工况下燃烧汽油和航空煤油时缸内火焰锋面密度的云图。航空煤油的着火延迟期明显长于汽油,导致航空煤油的燃烧滞后于汽油 10°左右,但两者火焰前锋面在缸内的传播分布情况相差不大。

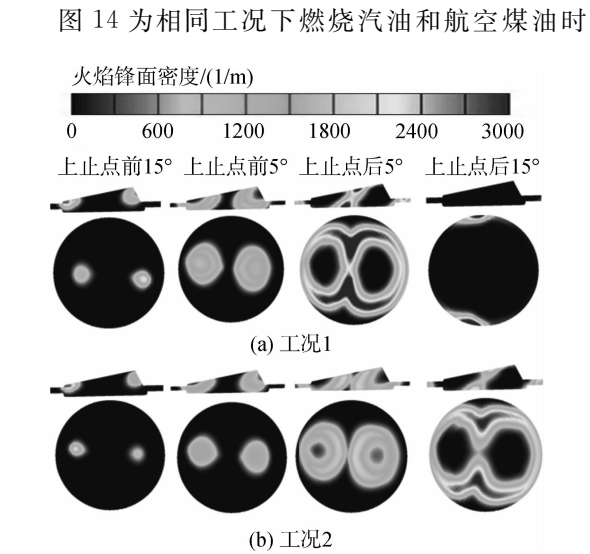


图 13 高转速下缸内火焰锋面密度云图
Fig. 13 Cloud map of cylinder flame front density at high speed

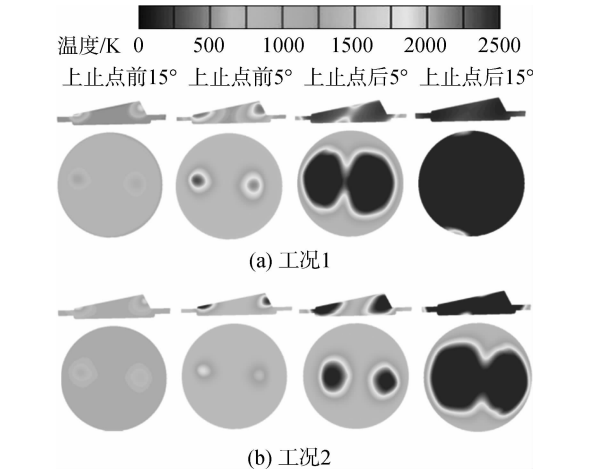


图 14 高转速下缸内温度云图
Fig. 14 Cloud map of cylinder temperature at high speed

缸内温度的分布的云图,缸内温度的变化同火焰锋面扩散相关。相比于汽油,航空煤油高温区扩散滞后,后燃较为严重。

图 15 为相同工况下燃烧两种燃料的爆震反应率云图,汽油的爆震反应率为 0,即没有发生爆震;而航空煤油在 25°时,在远离火花塞的上下两边缘处的爆震反应率为 19.85,即发生了爆震。持续至 30°时,正常火焰锋面到达边缘处,爆震随即消失。

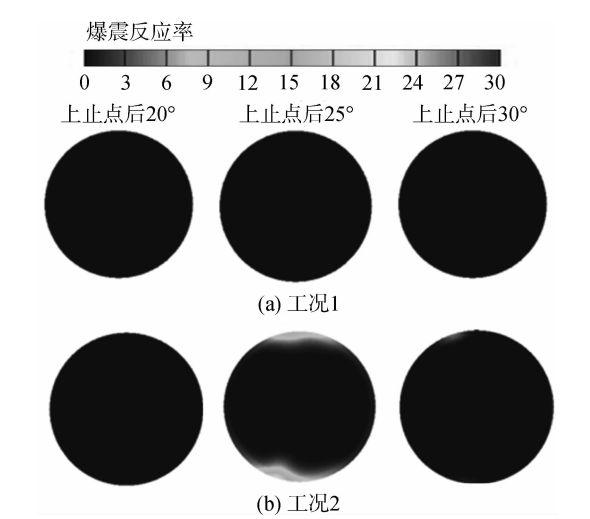


图 15 高转速下爆震反应率云图

Fig. 15 Cloud map of knock reaction rate at high speed

3 试验结果及分析

经文中第 2 节的仿真研究,在低转速、小负荷工况下,通过调整点火正时等运行参数,在发动机上航空煤油可以和汽油达到相近的燃烧特征,在低转速、小负荷(转速为 3 000 r/min,节气门开度为 15%)的工况下,通过调整点火正时及喷油参数等运行参数,可以使汽油和航空煤油达到相近的燃烧特征,如图 16 和图 17 所示,两者缸内压力、放热率曲线都比较接近,虽然航空煤油的滞燃期仍比汽油长约 3°,但此时航空煤油和汽油的平均有效指示压力(IMEP)均为 0.48 MPa,两者燃烧输出的有效功是相同的。所以在航空煤油输出 IMEP 小于 0.5 MPa 的范围内,不采取其他特殊手段,单纯通过调整运行参数便可以使航空煤油达到与汽油相近的燃烧特征及效果。

在此基础上,将发动机调整至中等转速、中等负荷(转速为 4 000 r/min,节气门开度为 25%)工况时,航空煤油燃烧即会出现爆震现象,此工况下数据采集点的缸内压力和放热率曲线如图 18 和

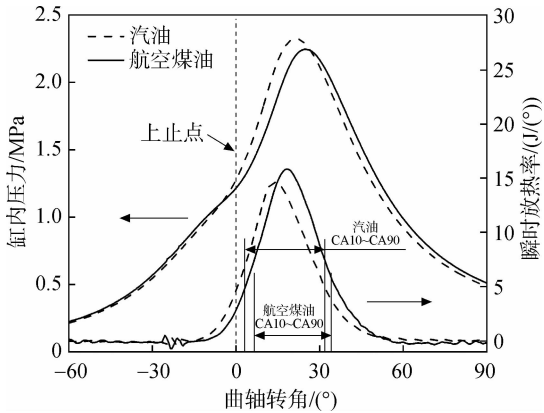


图 16 低转速下缸内压力及瞬时放热率试验结果对比

Fig. 16 Experiment comparison of cylinder pressure and instantaneous heat release rate at low speed

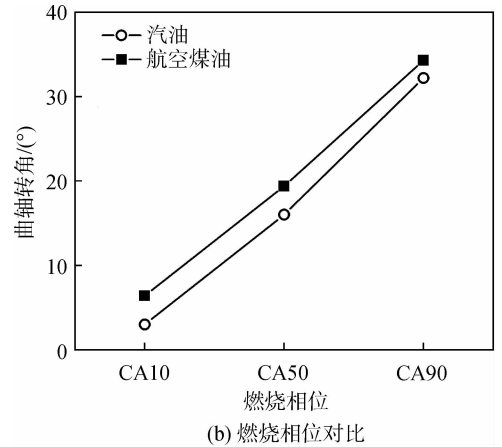
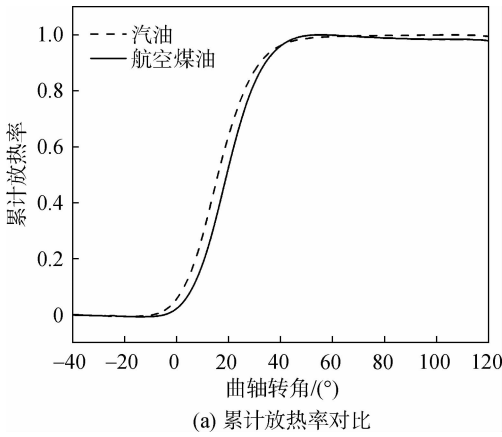


图 17 低转速下累计放热及燃烧相位试验结果对比

Fig. 17 Experiment comparison of cumulative heat release and combustion phase at low speed

图 19 所示,从缸内压力曲线上可以看出,燃烧航空煤油的缸内压力出现了很多毛刺,瞬时放热率也是抖动异常剧烈,均说明此时煤油缸内压力燃烧极为不稳定,出现了爆震现象。此时,航空煤油 IMEP 为 0.56 MPa,汽油 IMEP 为 0.58 MPa。因

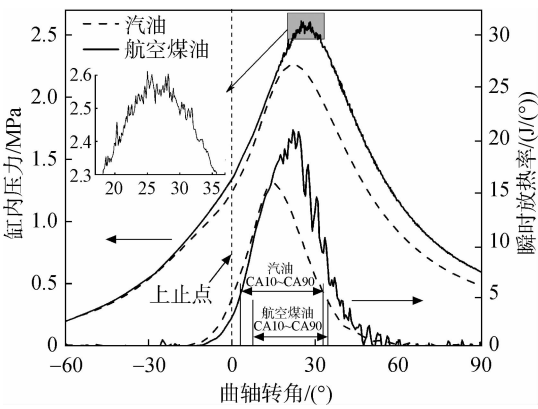


图 18 中等转速下缸内压力及瞬时放热率的试验结果对比
Fig. 18 Experiment comparison of cylinder pressure and instantaneous heat release rate at medium speed

无论如何调整运行参数,最多只能将负荷提升至 21%,说明在不采取任何特殊措施的情况下是无法使航空煤油发动机在高转速、中大负荷工况下正常运转的。转速为 5 500 r/min,节气门开度为 21% 工况下,汽油、航空煤油的缸内压力和放热率对比如图 20 和图 21 所示,此时,航空煤油 IMEP 为 0.68 MPa,汽油 IMEP 为 0.78 MPa,可以明显看出航空煤油最大爆发压力低。从燃烧相位来看,航空煤油的燃烧持续期明显长于汽油,且燃烧滞后。

综上所述,在完全相同的工况下,航空煤油燃烧的最大缸内压力低,滞燃期较长,燃烧持续期较长,这就会导致航空煤油发动机做功能力差,后燃严重,从而严重影响发动机的动力性和经济性。在不发生爆震的情况下,不采取任何辅助措施,发动机分别燃烧汽油和航空煤油,在不同转速下,IMEP 和负荷的最大值如图 22 和图 23 所示。由图可知,燃烧汽油时,发动机节气门开度可达到 100%,最大 IMEP 为 1.4 MPa,而燃烧航空煤油

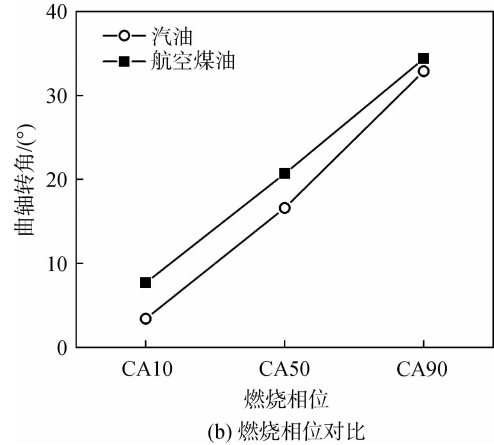
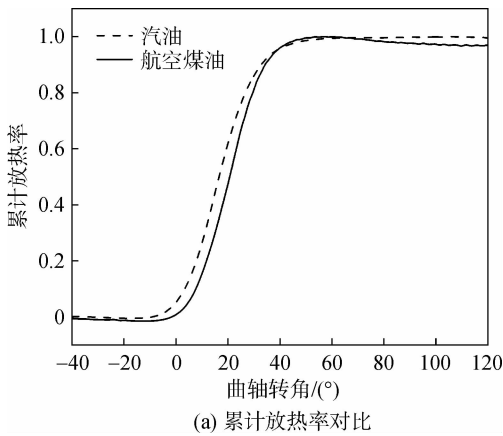


图 19 中等转速下累计放热及燃烧相位的试验结果对比
Fig. 19 Experiment comparison of cumulative heat release and combustion phase at medium speed

此当 IMEP 大于 0.5 MPa 时,航空煤油燃烧就会出现爆震,且通过调整运行参数也无法消除爆震,应采取其他特殊手段来抑制爆震,保证发动机平稳运转。

在此基础上,继续提升发动机转速至 5 500 r/min,在确保发动机不发生爆震的情况下,发现

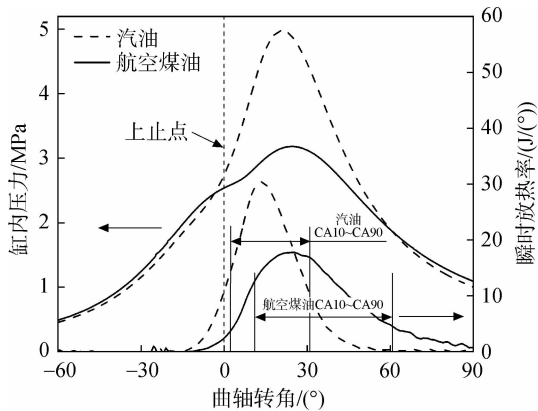
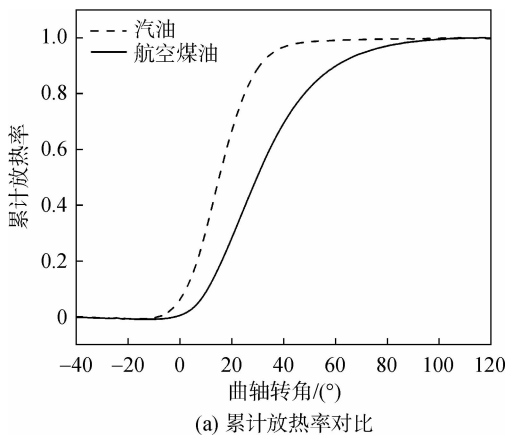


图 20 高转速下缸内压力及瞬时放热率试验结果对比
Fig. 20 Experiment comparison of cylinder pressure and instantaneous heat release rate at high speed



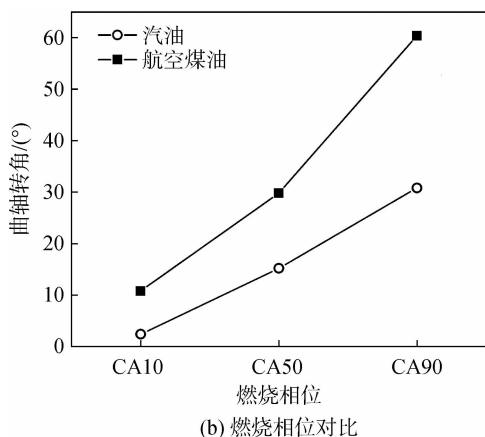


图21 高转速下累计放热及燃烧相位的试验结果对比

Fig. 21 Experiment comparison of cumulative heat release and combustion phase at high speed

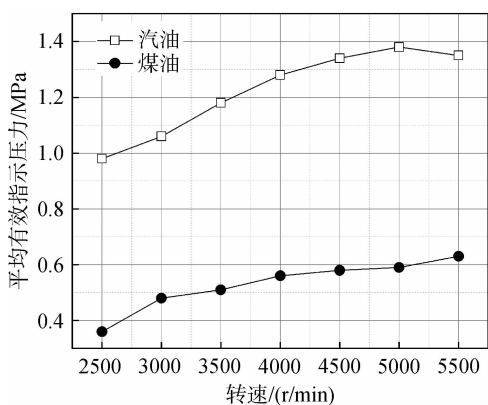


图22 IMEP对比

Fig. 22 IMEP comparison

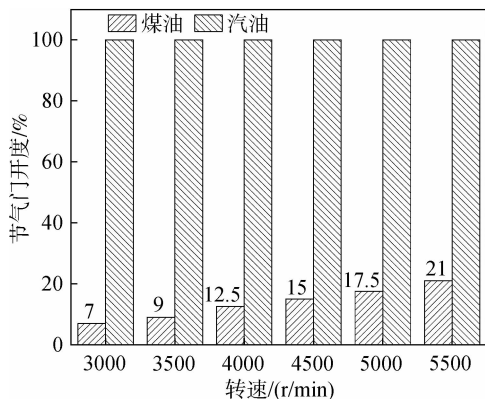


图23 节气门开度对比

Fig. 23 Comparison of throttle opening

时,发动机最大 IMEP 仅能达到 0.63 MPa,节气门开度也仅能提升至 21%。若要在此基础上继续提升发动机燃烧航空煤油时的性能,需采取其他优化燃烧、抑制爆震的相关措施。

4 结论

本文通过搭建可同时燃烧汽油和航空煤油的点燃式航空活塞发动机试验台架,结合三维仿真手段,针对发动机分别燃烧汽油和航空煤油的燃烧特性进行了仿真和试验研究。

1) 仿真研究了低转速、小负荷工况下(转速为 2500 r/min、初始压力为 0.06 MPa)汽油与航空煤油的燃烧特性,结果显示:在低转速、小负荷工况下,通过调整点火正时等运行参数即可使航空煤油达到与汽油相近的燃烧效果。但在航空煤油提前点火的工况下,易发生爆震现象。

2) 仿真研究了在高转速、大负荷工况下(转速 5500 r/min,初始压力 0.12 MPa)汽油与航空煤油的燃烧特性,结果显示:航空煤油的滞燃期长、燃烧持续期长、最大缸内压力低、后燃严重且易发生爆震,在此工况下,通过调整点火正时等运行参数已不能实现航空煤油达到与汽油相近的燃烧特征。

3) 针对汽油和航空煤油燃烧特性的差异进行了试验验证研究,证实了在低转速、小负荷工况下,IMEP 小于 0.5 MPa 的范围内,不采取其他特殊手段,单纯通过调整运行参数便可以使航空煤油达到与汽油相近的燃烧效果。在此基础上提升转速和负荷,当 IMEP 大于 0.5 MPa 时,航空煤油燃烧就会出现爆震,且通过调整运行参数也无法消除爆震,应采取其他特殊手段来抑制爆震,保证发动机平稳运转。在高转速(5500 r/min)工况下,受航空煤油爆震的限制,负荷最多只能提升至 21%。

参考文献:

- [1] 秦博,王蕾. 无人机发展综述[J]. 飞航导弹,2002,4(8): 5-11.
QIN Bo, WANG Lei. Overview of unmanned aerial vehicle development[J]. Flying Missile, 2002, 4(8): 5-11. (in Chinese)
- [2] 尹泽勇,李上福,李概奇. 无人机动力装置的现状与发展[J]. 航空发动机,2007,33(1):14-19.
YIN Zeyong, LI Shangfu, LI Gaiqi. Current state and development of the unmanned aerial vehicle powerplants[J]. Aircraft Engine, 2007, 33(1): 14-19. (in Chinese)
- [3] 王兴海,马震,郑勇. 无人机用小型航空活塞发动机的发展[C]//2006 中国无人机大会. 西安:西北工业大学,2006: 523-527.
- [4] 向海,柳华,陈凯,等. 航空汽油发展概述及前景展望[J]. 化工进展,2016,35(8):2393-2397.
XIANG Hai, LIU Hua, CHEN Kai, et al. Overview of the development of aviation gasoline and its prospect[J].

Chemical Industry and Engineering Progress, 2016, 35(8): 2393-2397. (in Chinese)

[5] 盛敬. 二冲程煤油发动机爆震燃烧数值模拟与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.

SHENG Jing. Simulation and experimental study on knock combustion in two-stroke kerosene engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[6] 冯光烁, 周明. 重油航空活塞发动机技术路线分析[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2016, 56(10): 1114-1121.

FENG Guangshuo, ZHOU Ming. Assessment of heavy aircraft piston engine types[J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology), 2016, 56(10): 1114-1121. (in Chinese)

[7] 宗营, 姜旭峰, 邱贞慧. 航空活塞式发动机燃料简介[J]. 云南化工, 2018, 45(3): 15-16.

ZONG Ying, JIANG Xufeng, QIU Zhenhui. Brief introduction of aviation piston engine fuel[J]. Yunnan Chemical Technology, 2018, 45(3): 15-16. (in Chinese)

[8] 张奇, 杜发荣. 小功率航空活塞发动机重油技术进展[J]. 小型内燃机与摩托车, 2014, 43(4): 81-85.

ZHANG Qi, DU Farong. Small aero-piston engine heavy fuel technology development summary[J]. Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technology, 2014, 43(4): 81-85. (in Chinese)

[9] 肖宝国, 杨顺华, 赵慧勇, 等. RP-3 航空煤油燃烧的详细和简化化学动力学模型[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1948-1955.

XIAO Baoguo, YANG Shunhua, ZHAO Huiyong, et al. Detailed and reduced chemical kinetic mechanisms for RP-3 aviation kerosene combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1948-1955. (in Chinese)

[10] CHEN Longfei, DING Shirun, LIU Haoye et al. Comparative study of combustion and emissions of kerosene (RP-3), kerosene-pentanol blends and diesel in a compression ignition engine[J]. Applied Energy, 2017, 203(1): 91-100.

[11] HU Jingchao, LIU Bolan, ZHANG Chao, et al. Experimental study on the spray characteristics of an air-assisted fuel injection system using kerosene and gasoline [J]. Fuel, 2019, 235(61): 782-794.

[12] 耿钊, 赵振峰, 李鸿, 等. 点燃式航空重油活塞发动机冷启动控制策略[J]. 航空动力学报, 2020, 35(1): 185-195.

GENG Zhao, ZHAO Zhenfeng, LI Hong, et al. Cold start control strategy of spark ignition type heavy oil piston aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 185-195. (in Chinese)

[13] 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)

[14] LI Jin, ZHOU Lei, ZHAO Zhenfeng, et al. Research on knocking characteristics of kerosene spark-ignition engine for unmanned aerial vehicle (UAV) by numerical simulation[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2019, 9(16): 1-10.

[15] ZHEN Xudong, WANG Yang, XU Shuaiqing, et al. The engine knock analysis: an overview[J]. Applied Energy, 2012, 92(8): 628-636.

[16] 胡春明, 王书典, 毕延飞, 等. 活塞式航空煤油直喷发动机的燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1035-1042.

HU Chunming, WANG Shudian, BI Yanfei, et al. Combustion characteristics of direct injection piston aviation kerosene engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1035-1042. (in Chinese)

[17] 胡春明, 谷俊, 周浩. 活塞式航空直喷发动机的燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 72-79.

HU Chunming, GU Jun, ZHOU Hao. Combustion characteristics for direct injection piston aviation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 72-79. (in Chinese)

[18] ANDERSON E, BROWN A, BARANSKI J, et al. Performance of low-octane fuels in a Rotax 914 engine with advanced knock mitigation strategies[R]. AIAA-2011-5725, 2011.

[19] 朱成. 基于 CFD 的四冲程缸内直喷发动机直喷燃烧系统优化设计[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.

ZHU Cheng. Optimal design of direct injection combustion system for four-stroke in-cylinder direct injection engine based on CFD[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[20] 贝太学, 魏民祥, 刘锐, 等. 异步点火相位对二冲程发动机爆震燃烧的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 322-329.

BEI Taixue, WEI Minxiang, LIU Rui, et al. Effects of asynchronous ignition phase on knock combustion of two-stroke engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 322-329. (in Chinese)

[21] 蔡娟. 某小型航空煤油活塞发动机总体性能分析及优化[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.

CAI Juan. Analysis and optimization on the overall performance of small aviation kerosene piston engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

(编辑:陈 越)