

活塞式航空煤油直喷发动机的燃烧特性

胡春明^{1,2}, 王书典¹, 毕延飞¹, 仲伟军¹

(1. 天津大学 天津内燃机研究所, 天津 300072;

2. 天津大学 内燃机燃烧学国家重点实验室, 天津 300072)

摘 要: 在一台低压空气辅助直喷活塞式航空发动机上进行试验, 分析了不同喷射开始时刻、点火提前角、过量空气系数对活塞式航空煤油直喷发动机燃烧特性的影响, 并对比了航空煤油与汽油在混合气形成、滞燃期、火焰传播速度、抗爆性等方面的差异. 研究表明: 存在一个最佳喷射开始时刻使得燃油雾化质量最好, 循环变动率最小, 航空煤油冷起动比汽油困难. 航空煤油火焰传播速度比汽油慢, 同工况下航空煤油最佳点火提前角大于汽油, 偏离最佳点火提前角对航空煤油热效率的影响大于汽油. 航空煤油比汽油更加适合在燃油摩尔分数较大的混合气下燃烧, 在过量空气系数为 0.80~0.85 的范围内, 航空煤油的滞燃期最短, 燃烧循环变动率最小. 在低速大负荷工况下, 航空煤油爆震强度显著上升, 抗爆性比汽油差.

关 键 词: 活塞式航空发动机; 航空煤油; 汽油; 燃烧特性; 抗爆性

中图分类号: V234⁺.1

文献标志码: A

Combustion characteristics of direct injection piston aviation kerosene engine

HU Chun-ming^{1,2}, WANG Shu-dian¹, BI Yan-fei¹, ZHONG Wei-jun¹

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

2. State Key Laboratory of Engines, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Based on the experiment implemented on a low pressure air-assistant direct injection piston aviation engine, the influence of different start of injection timings, advance ignition angles, excess air ratios on the combustion characteristics was analyzed, and the difference between aviation kerosene and gasoline in the aspect of mixture formation, ignition delay period, flame propagation velocity and anti-detonating quality was compared. The result shows that: the fuel atomization will get higher and the cyclic variation coefficient get lower at the optimal start of injection timing, the cold start for aviation kerosene is harder than gasoline. Aviation kerosene's optimal advance ignition angle is bigger than gasoline's under same conditions since its flame propagation velocity is lower than gasoline, and the impact of thermal efficiency on aviation kerosene is more obvious than on gasoline when the optimal advance ignition angle is deviated from the minimum advance for the best torque. Compared with gasoline, aviation kerosene is more suitable for burning in the environment with bigger fuel mole fraction, when the excess air ratio is within the range of 0.80 to 0.85, the

收稿日期: 2015-09-16

基金项目: 国家自然科学基金(51476112); 天津市科技计划(13ZCZDZX04400)

作者简介: 胡春明(1967—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为内燃机电控、燃烧控制及清洁燃料应用研究. E-mail: cmhu@tju.edu.cn

引用格式: 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.

ignition delay period of aviation kerosene will be the shortest and the cyclic variation coefficient will be the lowest. Under the low speed and high load condition, the knock intensity gets higher significantly. The anti-detonating quality of aviation kerosene is worse than gasoline.

Key words: piston aviation engine; aviation kerosene; gasoline; combustion characteristic; anti-detonating quality

活塞式航空发动机,因其具有质量轻、功质比高、结构简单、油耗低等优点,在小型低速飞行器中广泛使用^[1].航空煤油作为一种石油分馏产物被广泛运用于喷气式航空发动机^[2],而在活塞式航空发动机中还是以汽油为主^[3].汽油的闪点在 0℃ 以下,挥发性强,汽油蒸气遇明火很容易被点燃并引发爆炸;而航空煤油的闪点在 45~51℃,且挥发性相对汽油较差,低温下遇明火不易点燃,易于存储和运输.基于以上原因,近年来燃用航空煤油的活塞式航空发动机的研究得到了国内外无人机及军用领域的高度重视^[4-5].航空煤油和汽油的差别主要表现在闪点、运动黏度、密度、蒸发性、抗爆性等方面,使得航空煤油在混合气的形成和燃烧方面与汽油有诸多差异^[6].国外活塞式航空煤油发动机的研究已经取得了很多成果,而国内活塞式航空煤油发动机的研究依然处于起步阶段.因此,开展活塞式航空煤油发动机混合气形成和燃烧特性方面的研究具有十分重要的意义.本文在一台自主研发的低压空气辅助直喷活塞式航空发动机上进行了燃用航空煤油和汽油的相关试验,开展不同控制参数对发动机混合气形成和燃烧特性影响规律的研究,总结了汽油和航空煤油在混合气形成和燃烧特性方面的差异,为活塞式航空煤油点燃式发动机的开发及优化匹配提供了研究依据.

1 试验装置

1.1 试验发动机

本试验所采用的发动机为自主研发的低压空气辅助直喷四冲程单缸试验机,其基本参数如表 1 所示,燃烧室结构图如图 1 示,图中最左侧为火花塞,最右侧为测量缸压而将火花塞换成了缸压传感器.燃油喷射系统采用的是低压空气辅助直喷系统,该喷射系统在较低喷射压力下使燃油具有良好的喷雾效果,具有喷雾粒径小、贯穿度低和较小的喷雾锥角等特点^[7-9].喷嘴的结构示意图及实物图如图 2 所示.在本试验中,燃油喷嘴以 800 kPa 的喷射压力将汽油喷射到空气辅助喷嘴的混合腔(充满 650 kPa 压缩空气)中,实现燃油的初

次雾化.经过 1 ms 的时间间隔,辅助喷嘴的针阀打开,汽油与压缩空气的混合物一同喷射进缸内,与进气道进来的气流进行混合,实现燃油的第二次雾化.

表 1 发动机基本参数
Table 1 Fundamental parameter of engine

参数	数值及说明
缸径/mm	78
冲程/mm	62
曲柄连杆比	0.301
缸数	1
缸体布置方式	直立式
气缸排量/L	0.296
压缩比	9 : 1
喷油方式	低压空气辅助直喷
活塞形状	偏心碗形
冷却方式	缸头水冷,缸体风冷

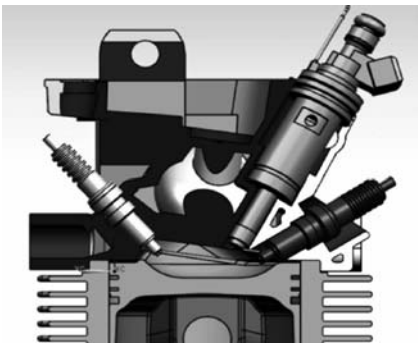


图 1 燃烧室结构示意图

Fig. 1 Schematic of combustor structure



图 2 低压空气辅助直喷喷嘴

Fig. 2 Low pressure air-assisted direct injector

1.2 试验台架系统

发动机试验台架包括测功机系统、空燃比分析仪、冷却水温度采集组件、燃烧分析系统等,空燃比分析仪为德国 ETAS 公司的 LA4 空燃比分析仪,缸压传感器为瑞士 Kistler 公司生产的 6125CU20 型直插式压电晶体型缸压传感器,测量范围为 0~30 MPa.

1.3 试验方案

本文将从喷射提前角、冷却水温、点火提前角、过量空气系数、爆震强度等方面展开研究.由于试验中采用的单缸发动机为基础试验样机,发动机工况选择受到结构强度限制,为了保证试验过程的稳定和试验结果的可信度,试验过程中将转速固定为 1000 r/min.并将节气门开度分别设为 15%,50%和 100%,冷却水温度设为 40,70,80℃进行试验,所有的工况点均测量 100 个循环进行平均.

2 试验结果与分析

2.1 喷射开始时刻对混合气形成及燃烧特性的影响

本文中所采用的发动机喷射系统为低压空气辅助缸内直喷系统,并采用偏心碗形状的活塞来对喷雾进行壁面引导,因而喷射开始时刻对混合气的形成有十分重要的影响^[10-12].图 3 是不同冷却水温(T)不同喷射开始时刻(start of injection timing,SOIT)发动机燃烧航空煤油和汽油时的最大爆发压力循环变动率(下文简称循环变动率,记为 C_v)、最大爆发压力(p_{max})两个参数变化情况.

$$C_v = \sigma_p / \bar{p}_{max} \tag{1}$$

其中 σ_p 为 p_{max} 的标准偏差, $\bar{p}_{max}$ 为平均最大爆发压力.发动机的转速始终维持在 1000 r/min,节气门开度为 15%,点火提前角为上止点前 20°,过量空气系数为 0.85.从图中可以看出,当燃油在进气行程进行喷射,即喷射开始时刻为上止点前 300°至 180°范围时,随着喷射开始时刻逐渐推迟,发动机的循环变动率呈现逐渐增大的趋势,平均最大爆发压力逐渐减小,这主要是因为进气行程进行喷射时,对压缩终了混合气的状况起决定作用的是喷射时期的燃油雾化质量以及燃油蒸发质量,低压空气辅助直喷喷嘴的燃油雾化粒径非常细小,因此此时起决定作用的是燃料的蒸发质量,故而随着喷射开始时刻推迟,燃料蒸发时间缩短,压缩终了混合气分布逐渐不均,而且当喷射开始时刻为上止点前 180°时,活塞正处于进气下止

点,部分燃油将喷射到缸壁上引起燃油湿壁,导致燃油雾化质量和可燃混合气摩尔分数下降,造成循环变动率逐渐增大.对比汽油和航空煤油两种燃料可以看出,航空煤油的循环变动率要大于汽油,从图 4 液体燃料的蒸馏曲线^[13]中可以发现,航空煤油的 T_{10} 远大于汽油的 T_{10} ,接近车用汽油的 T_{90} (蒸馏出 10,90 mL 时的温度分别称为 10%,90%的馏出温度,用 T_{10} , T_{90} 表示),表明航空煤油的蒸发特性要比汽油差,因此即使在相同的雾化粒径的情况下,航空煤油的液滴蒸发所需的温度要大于汽油,蒸发时间也要更长.而此时发动机处于暖机状态,机体对新鲜空气的加热极为有限,故而造成了航空煤油混合气分布不如汽油,使得循环变动率要大于汽油.因此,在进气行程进行燃油喷射时,燃油蒸发时间的长短对压缩终了混合气分布起决定作用.

当燃料在压缩行程开始喷射,即喷射开始时

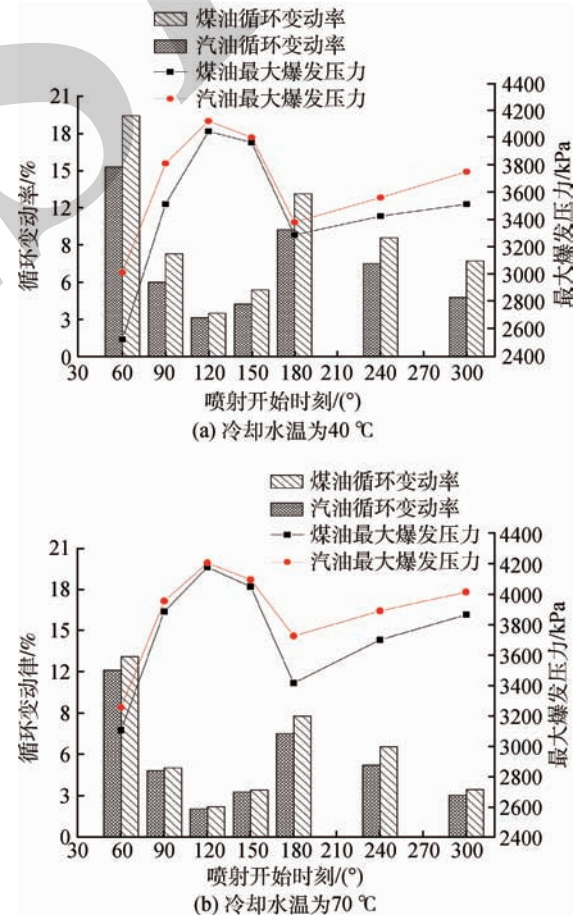


图 3 不同喷射开始时刻两种燃料的最大爆发压力和循环变动率的变化规律

Fig. 3 Change law of the peak pressure and cyclic variation coefficient of two fuels at different start of injection timings

刻为上止点前 180°至 60°范围时,发动机的循环变动率呈现先减小,后增大的趋势,在上止点前 120°时达到最小,结合运行工况与喷射相位可知,整个喷射持续曲轴转角为大约为 30°,因此当喷射开始时刻为上止点前 120°时,活塞处于上行阶段,经过偏心碗活塞的壁面喷雾引导作用,使得在火花塞附近形成了良好的摩尔分数较大的混合气,有利于火核的形成和初期火焰传播速率的提高,从而降低循环变动率。

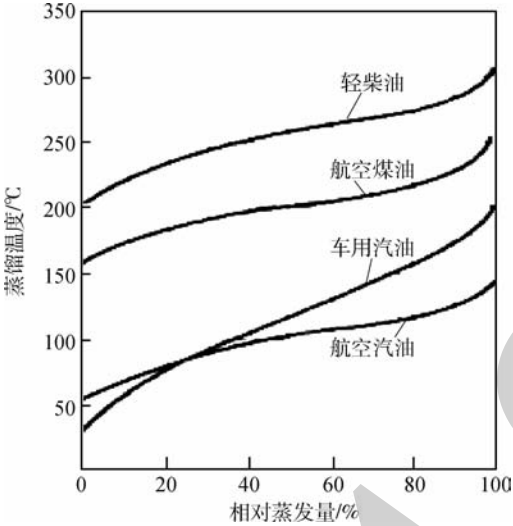


图 4 4 种液体燃料的蒸馏曲线

Fig. 4 Distillation curves of four liquid fuels

当喷射开始时刻由上止点前 120°继续减小时,循环变动率开始增大,缸内最大爆发压力迅速下降,这是由于本文的喷射系统为低压喷射系统,从图 5 中可以看出,在上止点前 30°时缸内背压已经等于低压空气辅助直喷喷嘴的喷射压力 (650 kPa). 而在上止点前 60°时,缸内压力为 100 kPa 左右,低压空气辅助直喷喷嘴前后压力差对燃油的雾化质量有十分重要的影响,喷嘴上下游的压力比值没有达到临界压力比时,喷嘴出口处压缩空气流速将无法达到超声速流动状态,导致燃油雾化不良,粒径变粗. 因此,随着喷射开始时刻逐渐推迟,燃油的雾化质量逐渐下降,加上蒸发时间进一步缩短,使得压缩终了混合气分布十分不均匀,因此循环变动率将显著增加,平均最大爆发压力降低. 从以上分析可以得出,当燃油在压缩行程进行喷射时,燃油的雾化质量和活塞的壁面引导对压缩终了混合气分布起决定作用。

图 3(b)是冷却水温度为 70 °C 时汽油和航空煤油循环变动率和最大爆发压力随喷射开始时刻的变化情况,其他条件保持不变. 从图中可以看

出,随着冷却水温度增大,两种燃料的循环变动率都降低,最大爆发压力升高,且趋势保持不变. 这是由于缸内温度提升使得燃油蒸发加快,更加易于形成均质混合气. 此外,与冷却水温为 40 °C 时的工况相比,冷却水温为 70 °C 时航空煤油与汽油的循环变动率的差距变小. 说明随着温度升高,航空煤油的蒸发特性得到明显改善,且温度升高对航空煤油蒸发质量的改善有更加明显的影响。

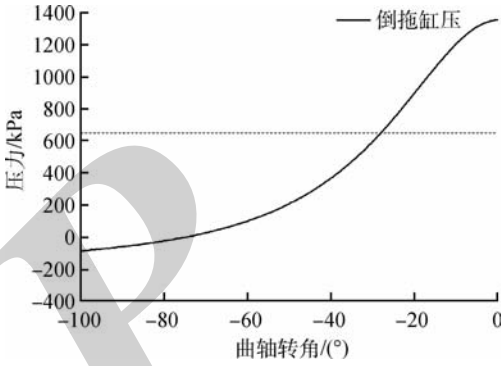


图 5 倒拖缸压曲线

Fig. 5 Curve of trailing cylinder pressure

2.2 点火提前角对燃烧特性的影响

图 6 为发动机在转速为 1000 r/min,节气门开度为 15%,冷却水温为 75 °C,过量空气系数为 0.90,喷射开始时刻为上止点前 120°时,不同点火提前角下各参数的变化情况。

图 6(a)中显示的是航空煤油与汽油的快速燃烧期和循环变动率随点火提前角的变化情况. 不难看出,两种燃料的快速燃烧期(从累计放热率 10%到 90%的曲轴转角)和循环变动率皆随着点火提前角增大而减小. 这是因为随着点火提前角增大,活塞到达上止点时缸内的温度和压力越高,有利于提高火焰传播速度,因而快速燃烧期变短,循环变动率降低. 另一方面,航空煤油的快速燃烧期始终比汽油稍长,这主要是因为在本工况下采用壁面引导方式在压缩终了时形成了有空燃比梯度的混合气,由于航空煤油的蒸发特性比汽油差,运动黏度大,使得在燃烧室中部及远离火花塞的边缘部分混合气分布不如汽油均匀,导致快速燃烧期比汽油稍长,并因此使得该工况下航空煤油的火焰传播速度要稍慢于汽油。

图 6(b)为航空煤油和汽油的最大爆发压力、最大爆发压力对应曲轴转角(peak cylinder pressure location, 记为 δ_{pep})、输出扭矩随点火提前角的变化关系. 从图中可以看出,随着点火提前角增大,发动机的最大爆发压力逐渐增大,最大爆发压

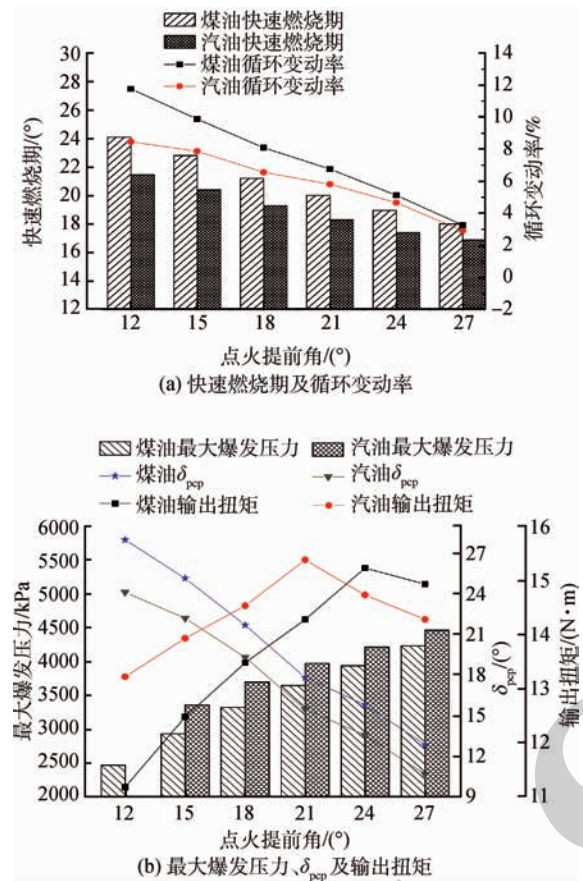


图 6 两种燃料燃烧参数随点火提前角变化规律
Fig. 6 Change law of the combustion parameters of two fuels at different advance ignition angles

力对应的曲轴转角逐渐向上止点靠近,且相同点火提前角下航空煤油的最大爆发压力始终低于汽油;对于输出扭矩,两种燃料的输出扭矩随着点火提前角的增大呈现先增大后减小的趋势,这意味着 δ_{pcp} 并不是越靠近上止点,做功能力就越高。当最大爆发压力过早的出现,将会引起压缩负功的增加,导致燃烧效率降低。此外,汽油的输出扭矩峰值与航空煤油的输出扭矩峰值并不在同一点火提前角下到达,这是由于航空煤油的火焰传播速度较汽油慢,因此为了达到最高燃烧热效率,燃用航空煤油时最佳点火提前角应比燃用汽油时更大。结合图 6(a)和图 6(b)还可以发现,该工况下汽油的最佳点火提前角为上止点前 21°,航空煤油为上止点前 24°,在扭矩曲线上可发现,要达到相同的输出扭矩,航空煤油一般滞后汽油 3°~4°。随着点火提前角减小,不断远离最佳点火提前角的过程中,航空煤油与汽油循环变动率的差值在不断增大,两者快速燃烧期的差值也不断增大,这是因为当点火过晚时,燃烧的等容度下降,传热损失增加,燃烧持续期增大,加上航空煤油火焰传播

速度本就比汽油慢,这将进一步恶化航空煤油的燃烧,说明航空煤油对最佳点火提前角的敏感性更高,即偏离最佳点火提前角时,航空煤油的热效率下降速度比汽油更快。

2.3 过量空气系数对燃烧特性的影响

过量空气系数对火核的生成和火焰的传播有很大的影响:一方面不同过量空气系数下混合气中的燃料质量有所差异,火焰前锋面上燃烧放热量的不同使得火焰传播速度有所不同;另一方面航空煤油和汽油理化特性上的差异也会使得燃烧情况也会有不同。

图 7 是发动机在 1000 r/min,点火提前角为上止点前 23°,冷却水温为 80 °C,节气门开度为 15%,喷射开始时刻为上止点前 120°时燃烧航空煤油和汽油的循环变动率、滞燃期(指火花塞跳火到形成火焰中心的曲轴转角)、快速燃烧期、最大爆发压力对应曲轴转角 4 个参数随过量空气系数变化的情况。

从图 7(a)中可以看出,航空煤油和汽油的循环变动率均在过量空气系数为 0.80~0.85 时到达最小。随着混合气变稀,两种燃料的循环变动率均增大,但航空煤油在过量空气系数超过 0.9 以后循环变动率开始增大,在过量空气系数大于 1.1 的情况下熄火变得十分严重,已经完全不能正常燃烧。如前所述,当喷射开始时刻为上止点前 120°时,油束经过壁面引导后在火花塞附近形成摩尔分数较大的非均质混合气,由于航空煤油的运动黏度远大于汽油,加上航空煤油蒸发特性比汽油差,若过量空气系数保持在 1 附近,缸内部分区域混合气将过稀而使得燃烧十分不稳定,此外,气缸内的燃料,空气和残余废气不可能完全均匀混合,为了克服航空煤油混合气的不均匀性,保证在缸内的绝大部分区域内都有适合燃烧的可燃混合气,航空煤油需要进一步加浓至过量空气系数小于 0.90。从图 7(b)和图 7(c)中也可以看出,航空煤油和汽油的滞燃期和快速燃烧期均在过量空气系数为 0.80~0.85 时到达最短,这表明在此时的火焰传播速度是最快的,因而循环变动率在此时最小。

对比图 7(b)和图 7(c)还可以看出,航空煤油的滞燃期和快速燃烧期达到最小值时的过量空气系数要比汽油小,且在过量空气系数进一步减小后,航空煤油的滞燃期和快速燃烧期的增量要小于汽油,结合循环变动率的变化情况,表明航空煤油更加适合在摩尔分数较大的混合气下燃烧,这

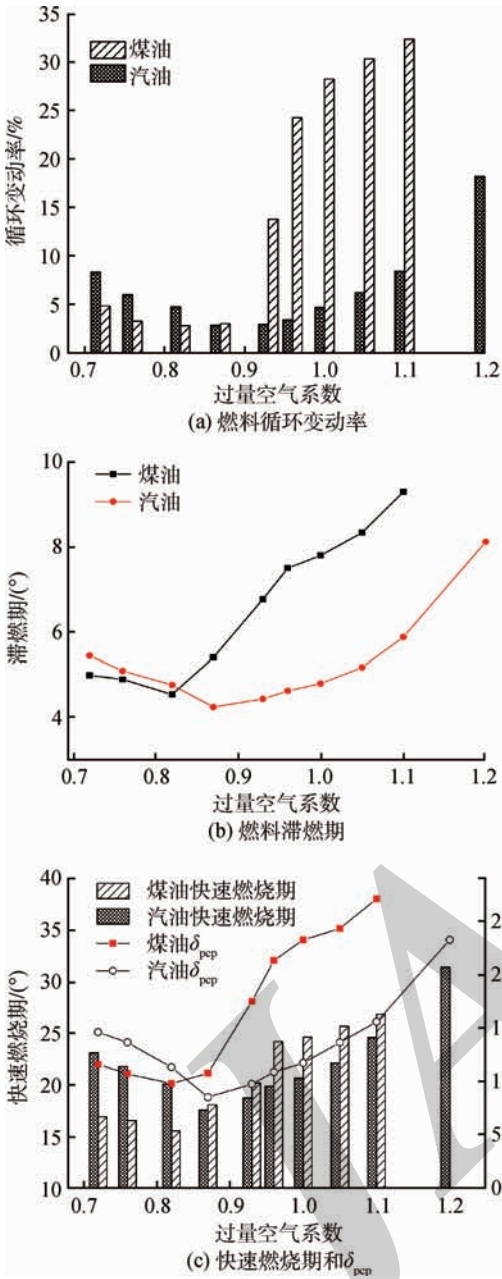


图 7 燃烧参数随过量空气系数变化规律
Fig. 7 Change law of the combustion parameters of two fuels at different excess air ratios

是由于航空煤油与汽油相比密度较大,运动黏度较高,燃料的热值较低,因此在同样的点火和燃烧条件下,航空煤油的反应速率较低,放热量与汽油相比较少,火焰前锋面上热量的输运较慢,因此需要燃用更多的燃料。

2.4 航空煤油与汽油抗爆性对比分析

图 8 为发动机在 1000 r/min,节气门开度为 100%,冷却水温为 80℃,喷射开始时刻为上止点前 120°,过量空气系数为 0.85 时不同点火提前角下燃烧航空煤油的缸内压力曲线。从图中可以看

出,随着点火提前角增大,缸内压力曲线峰值逐渐增大,并向上止点移动,而且当点火提前角增大到上止点前 20°时,缸内压力曲线出现振荡,上止点前 27°时曲线振荡得更加剧烈,发动机也出现了较大振动,可以断定此时缸内发生了爆震。

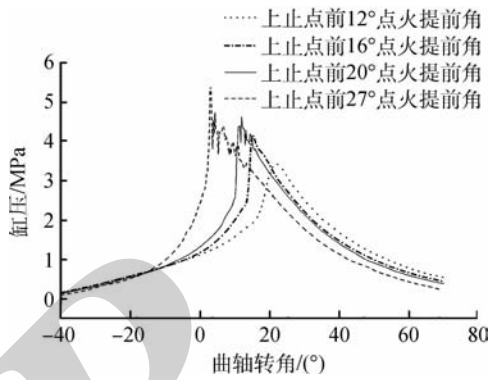


图 8 不同点火提前角时的缸压曲线
Fig. 8 Cylinder pressure curves at different advance ignition angles

基于缸内压力来判定爆振强度的指标有许多种^[14-17],本文中选取最大压力振荡峰值(maximum amplitude pressure oscillation, MAPO,记为 $p_{max,a}$)作为爆震强度的判定指标,该指标主要体现爆震发生时压力波的振荡强度,一般认为 MAPO 的值在 100~500 kPa 时为轻微爆震,500~1000 kPa 为中等爆震,1000 kPa 以上为强烈爆震^[18]。图 9 是上止点前 27°点火提前角和上止点前 12°点火提前角时,对缸压进行带通滤波后的曲线。对应图 8 和图 9 可以看出,当缸内压力曲线振荡十分剧烈时,MAPO 的幅值在上止点后 5°内有明显的振荡出现。

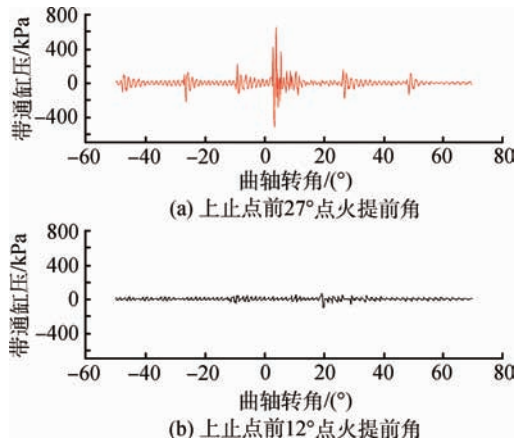


图 9 带通缸压曲线
Fig. 9 Cylinder pressure curves after band-pass filtering

图10是发动机转速为1000 r/min,冷却水温为80℃,节气门开度分别为100%和50%时,MAPO与点火提前角的对应关系。从图中可以看出,在100%节气门开度下,随着点火提前角增大,航空煤油的爆震强度逐渐增大,并在上止点前27°后急剧上升,而汽油只有在点火提前角为上止点前33°时才出现轻微爆震。在50%节气门开度时,航空煤油的爆震强度远比100%节气门开度时低,而汽油则完全不发生爆震。随着节气门开度增大,发动机的进气量增加,缸内上止点压缩终了的压力和温度升高,这导致航空煤油的爆震倾向显著增大;相比汽油,航空煤油的自燃温度更低。

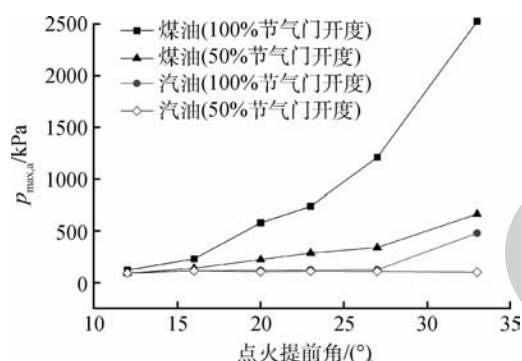


图10 不同负荷下MAPO随点火提前角的变化规律

Fig. 10 Change law of MAPO at different advance ignition angles under the different loads

3 结论

1) 航空煤油与汽油在运动黏度和蒸发特性上的差异是导致其点火前混合气摩尔分数分布不同的根本原因,在各个不同试验工况都将产生影响,并最终导致了两者在燃烧特性上的差异。

2) 缸内喷射开始时刻对油滴的蒸发扩散和均质混合气的形成有比较明显的影响,尤其是在冷却水温较低的暖机过程中显得尤为重要,冷却水温对航空煤油混合气形成及摩尔分数分布的影响要大于汽油。

3) 在低速小负荷工况下,航空煤油的火焰传播速度要比汽油稍慢,相同工况下航空煤油的最佳点火提前角要比汽油提前3°~4°,相比于汽油,航空煤油对最佳点火提前角的敏感性更高,即偏离最佳点火提前角时,航空煤油的热效率下降速度比汽油更快。

4) 不同摩尔分数的燃料对燃烧的稳定性、滞燃期、火焰传播速度有明显的影响。在本试验所采用的特定燃烧室结构和控制参数的情况下,相比

于汽油,航空煤油更加适合在较浓的混合气下进行燃烧,当过量空气系数为0.80~0.85时燃烧航空煤油的循环变动率最小,滞燃期最短,火焰传播速度最快。

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] Maurice L, Edwards T. Liquid hydrocarbon fuels for hypersonic propulsion[M]//Murthy S N B, Curran E T. Scramjet Propulsion. Reston, US: AIAA, 2000:757-822.
- [3] 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)
- [4] 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 aero-engine[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2014. (in Chinese)
- [5] Dolbeer C H. Evaluation of heavy fuel engines for small unmanned air vehicles[D]. Huntsville, US: The University of Alabama, 2006.
- [6] 李冰林. 活塞式航空煤油发动机点火提前角仿真计算与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
LI Binglin. Simulation and experimental study on spark advance of piston kerosene engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [7] 白洪林,李志军,李骥琦,等. 空气辅助直喷汽油机缸内喷雾特性的试验[J]. 内燃机学报,2013,31(1):38-44.
BAI Honglin, LI Zhijun, LI Jiqi, et al. Experiment on spray characteristics with air-assisted injector of direct-injection gasoline engine[J]. Transactions of CSICE, 2013, 31, (1): 38-44. (in Chinese)
- [8] Cathcart G, Xavier C. Fundamental characteristics of an air-assisted DI combustion system as applied to 4-stroke automotive gasoline engines[R]. SAE Paper 2000-01-0256, 2000.
- [9] Fry M, King J, White C. A comparison of gasoline direct injection systems and discussion of development technologies[R]. SAE Paper 1999-01-0171, 1999.
- [10] Matsubara K, Shima Y, Okumi M, et al. Analysis of mixture formation process in a stoichiometric direct injection gasoline engine[R]. SAE Paper 2003-01-0066, 2003.
- [11] 胡春明,李骥骥,白洪林,等. 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, et al. Experiment of

in-cylinder mixture formation process low-pressure GDI engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 1921-1927. (in Chinese)

[12] 谷俊. 活塞式航空直喷发动机燃烧特性的研究[D]. 天津: 天津大学, 2013.

GU Jun. Research on combustion characteristics for direct injection piston aviation engine[D]. Tianjin: Tianjin University, 2013. (in Chinese)

[13] 王建新, 帅石金, 张俊智, 等. 汽车发动机原理[M]. 北京: 清华大学出版社, 2011.

[14] Worret R, Bernhardt S. Application of different cylinder pressure based knock detection methods in spark ignition engines[R]. SAE 2002-01-1668, 2002.

[15] WU Gang. A real time statistical method for engine knock detection[R]. SAE 2007-01-1507, 2007.

[16] 周浩. 直喷发动机的爆震分析研究[D]. 天津: 天津大学, 2013.

ZHOU Hao. Investigation on knock analysis of direct injection engine[D]. Tianjin: Tianjin University, 2013. (in Chinese)

[17] Anderson E K, Brown A C, Baranski J, et al. Performance of low-octane fuels in a Rotax 914 engine with advanced knock mitigation strategies[R]. AIAA-2011-5725, 2011.

[18] Corti E, Forte C. Statistical analysis of indicating parameters for knock detection purposes[R]. SAE 2009-01-0237, 2009.

(编辑: 陈 越)