

基于时频分析探究点火对煤油发动机爆震的影响

胡春明^{1,2}, 赵英博^{1,2}, 刘娜¹, 苏思源^{1,2}, 王赫^{1,2}

(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: 在一台自主研发的活塞式航空煤油发动机上, 基于瞬时放热率对爆震燃烧进行时频分析, 探究了双火花塞点火策略对航空煤油发动机爆震燃烧的作用效果。试验结果表明, 此款发动机在 8.2~14.8 kHz 频带内的放热率过高导致爆震燃烧的发生, 推迟同步相位点火提前角降低了此频带内的瞬时放热率, 从而抑制爆震; 增大异步点火相位差能够逐渐降低发动机的爆震指数(KF)和爆震特征频带内的瞬时放热率; 提高点火能量会略微增大爆震倾向, 但在一定程度上可以提高发动机的动力性。

关 键 词: 爆震控制; 航空煤油; 同步相位点火; 异步相位点火; 点火能量; 时频分析
中图分类号: V233; TK46⁺.1 **文献标志码:** A

Effect of ignition on detonation combustion of kerosene engine based on time-frequency analysis

HU Chunming^{1,2}, ZHAO Yingbo^{1,2}, LIU Na¹, SU Siyuan^{1,2}, WANG He^{1,2}

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

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

Abstract: Based on the instantaneous heat release rate, the time-frequency analysis of knock combustion was carried out on a self-developed piston-type aviation kerosene engine. The influence of the dual-spark ignition strategy on knock combustion was investigated. The result showed that the excessive heat release rate of the engine in 8.2—14.8 kHz frequency band led to knock combustion. Delaying synchronous phase ignition advance angle reduced the heat release rate in the major frequency band and inhibited knock. With the increase of the asynchronous ignition phase difference of the dual-spark ignition, the knock factor (KF) and the heat release rate in the major frequency band decreased gradually. Increasing ignition energy led to a slight increase in the knock tendency, but it can improve the power performance of the engine to some extent.

Key words: knocking control; aviation kerosene; synchronous phase ignition; asynchronous phase ignition; ignition energy; time-frequency analysis

收稿日期: 2019-06-28
基金项目: 国家自然科学基金面上项目(51476112)
作者简介: 胡春明(1967—), 男, 研究员, 博士, 主要从事内燃机电控技术的应用。

引用格式: 胡春明, 赵英博, 刘娜, 等. 基于时频分析探究点火对煤油发动机爆震的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2635-2641. HU Chunming, ZHAO Yingbo, LIU Na, et al. Effect of ignition on detonation combustion of kerosene engine based on time-frequency analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2635-2641.

小型火花点燃式航空发动机由于其结构精简,成本低,功质比高等优点在低速轻型飞行器等领域占据主流地位。现今主流采用的火花点燃式航空发动机采用汽油作为燃料^[1-2]。汽油由于其闪点低($-45\sim-25\text{ }^{\circ}\text{C}$),易挥发,在储运过程中安全隐患大^[3]。而航空煤油由于其闪点较高($45\sim51\text{ }^{\circ}\text{C}$),挥发性差,满足军用燃料一体化要求,引起了军民两用通航领域的重视^[4-6]。但是航空煤油的辛烷值较低^[7],自燃温度为 $275\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[8],相比于燃烧汽油,在大负荷工况下以火花塞点燃的方式极易产生爆震。

爆震是发动机燃烧所产生的压力波先于火焰前锋面抵达燃烧室末端,使得存在于该部分的可燃气受到挤压和热辐射并加速其燃前化学反应,导致该区域在正常火焰前锋面到达前已出现多点火核,在燃烧室内产生高频率激波,对机械结构造成强烈损害的现象。点火系统是影响点燃式发动机燃烧过程的关键因素,研究不同的点火策略对抑制发动机的爆震具有重要意义。

Zavala 等将带通滤波后的气缸压力信号转换为放热率信号,并基于频域下的放热率提出了一种评价发动机爆震的方法,采用这个方法能够直观地从燃烧放热的角度来评价爆震^[9]。

天津大学胡春明等基于自燃放热规律研究了发动机的爆震机理,采用基于放热率的爆震评价指标作为爆震评价方法的补充^[10]。

本文基于一台自主开发的双火花塞单缸试验机,通过改变点火方式及其控制策略(包括双火花塞同步相位点火,双火花塞异步相位点火,提高点火能量)开展发动机燃烧试验及研究,并基于瞬时放热率对发动机的燃烧状态进行时域/频域的联合辅助分析,探究点火策略对航空煤油发动机爆震燃烧的作用机理。

1 试验装置及试验方案

1.1 试验装置

试验装置主要包括单缸四冲程试验机,132 kW 测功机,煤油直喷系统,冷却风机,燃烧分析系统,数据处理系统及发动机电喷标定系统等几部分,试验装置见图 1。

单缸试验机是一款排量为 650 mL 自主设计开发的四冲程低压空气辅助直喷航空发动机,具体结构参数如表 1 所示。

燃烧分析系统包括 DEWTRON 型燃烧分析仪,6125CU20 型压电晶体型缸压传感器和 5011

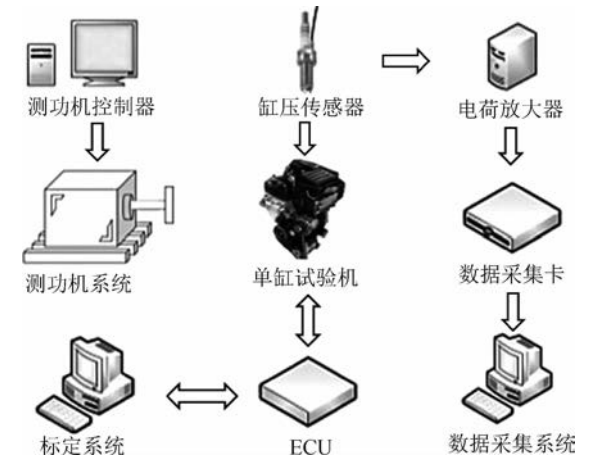


图 1 试验系统示意图
Fig. 1 Diagram of the test system

表 1 单缸四冲程试验机参数

参数	数值及说明
缸径/mm	100
行程/mm	83
排量/ cm^3	650
点火模式	双火花塞点火
冷却方式	水冷

型电荷放大器。发动机的放热率可由采集得到的缸压曲线根据热力学第一定律转换而来^[11],通过数据处理软件可以将采集到的燃烧关键参数从时域信号转为频域信号,对爆震进行双域联合分析。数据处理界面如图 2。

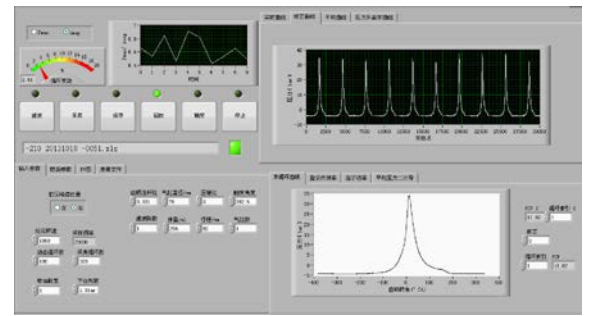


图 2 数据处理界面
Fig. 2 Data processing interface

电喷标定系统由标定软件,发动机电子控制单元(ECU),USB-CAN(USB-controller area network)等部分构成。标定软件是采用 LabVIEW 开发平台编写的虚拟仪器程序^[12],发动机标定系统与 ECU 之间通过基于 CCP(CAN

calibration protocol)协议下的 CAN 总线进行通讯^[13]。通过标定软件可以控制试验机的双火花塞使能,点火相位及充磁时间等参数,如图 3 所示。

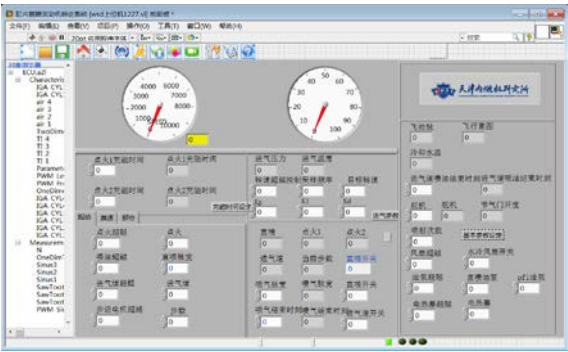


图 3 发动机标定软件

Fig. 3 Engine calibration software

1.2 试验方案

本文通过调整同步相位点火提前角 θ_{syn} ,异步相位点火提前角 θ_{asy} ,提高点火能量等因素分别对双火花塞同步相位点火策略,双火花塞异步相位点火策略,高能点火策略进行发动机燃烧试验分析,将采集到的瞬时放热率信号经过带通滤波处理后进行快速傅里叶变换,计算其频域条件下的瞬时放热率,以放热率幅值表征不同频率下煤油燃烧能量释放的分布情况,并确定此款煤油发动机所对应的爆震频带,探究上述点火策略对航空煤油发动机爆震燃烧的作用效果。

通过对此款发动机进行大量试验发现当爆震指数(KF)为 1.11 左右时,发动机处于爆震边界状态,试验中选择爆震工况(KF 为 1.26)点作为参考工况点,该参考工况点的详细参数如表 2 所示。

表 2 爆震参考工况参数

Table 2 Parameters of referenced knocking condition	
参数	数值
转速/(r/min)	3500
节气门开度/%	26
点火提前角/(°)	35
点火能量/mJ	30

图 4 是该爆震参考工况的缸压曲线图,从图中可观察到在上止点后 13°附近出现了明显的锯齿波,发动机发生了爆震燃烧。

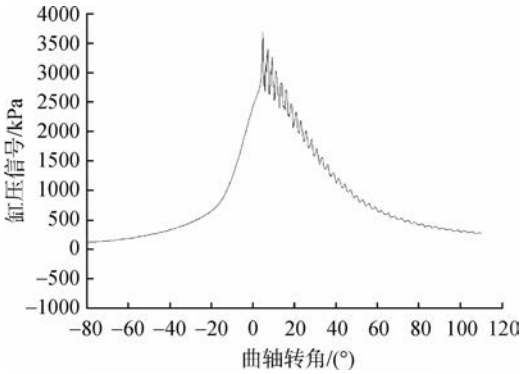


图 4 爆震参考工况缸压曲线图

Fig. 4 Pressure curve of referenced knocking condition

2 试验结果及其分析

2.1 双火花塞同步相位点火策略试验分析

本节采用双火花塞同步相位点火模式(即主副火花塞的点火提前角保持一致),通过调整 θ_{syn} 试验验证其对爆震燃烧的作用效果,探究发动机在不同频率下的放热率幅值及其分布情况。

试验参数如表 3 所示,边界条件同文中第 1.2 节参考工况一致,采用 30 mJ 点火线圈进行试验。

表 3 同步相位点火试验参数

Table 3 Parameters of synchronous phase ignition test	
同步相位主点火提前角/(°)	同步相位副点火提前角/(°)
35	35
32	32
29	29
26	26
23	23

如图 5 所示,随着 θ_{syn} 从 35°推迟到 23°,KF 由 1.26(爆震工况)降低至 1.03(非爆震工况),呈逐步减小的趋势,CA50(燃料燃烧 50% 累积放热量对应上止点后的曲轴转角,简称 CA50,量符号记为 α_{CA50})逐步增大,燃烧相位逐步向压缩上止点后移动。当 CA50 为上止点后 5°附近时,平均指示压力(indicated mean efficient pressure, IMEP)最大,即在 θ_{syn} 为 29°工况下达到 472 kPa,此时发动机做功能力相比较其他工况,做功能力最强,燃烧处于爆震边界(KF 为 1.11),分析原因主要是在 θ_{syn} 减小的过程中,会使 CA50 燃烧相位向后推迟,等容度下降,适当增大 θ_{syn} 可使 CA50 相位提前,但当 θ_{syn} 过大时,燃料燃烧过于提前,导致燃料在压缩行程燃烧过多,压缩负功增大导致输出功的

减小^[14],因此存在最佳的同步相位点火提前角。三种工况时域下的放热率曲线如图 6 所示。

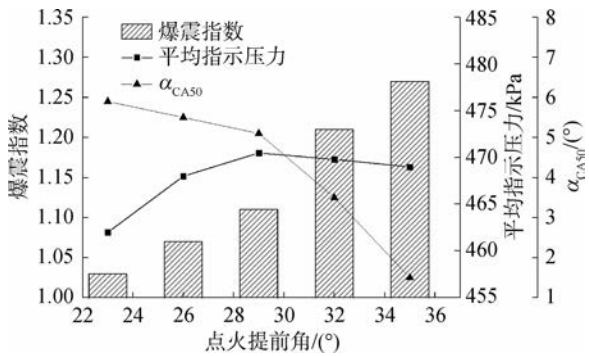


图 5 同步相位点火试验燃烧关键参数
Fig. 5 Key combustion parameters of synchronous phase ignition test

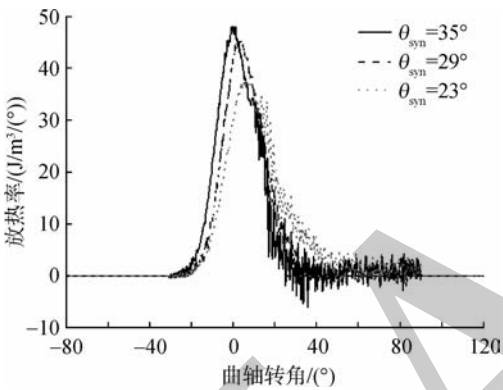


图 6 时域下燃烧放热率曲线对比
Fig. 6 Contrast of heat release rate curve in time domain

图 6 对比分析了时域下 θ_{syn} 为 35° (爆震燃烧), 29° (爆震边界) 和 23° (非爆震燃烧) 三个典型工况点放热率曲线, 可以看出, 随着 θ_{syn} 的推迟, 最大放热率幅值对应的曲轴转角也向后推迟, 且放热率幅值随之降低。在 35° 的爆震工况下, 放热率曲线出现严重的锯齿波; 在 29° 的爆震边界工况下, 仍存在轻微锯齿波, 直到 θ_{syn} 推迟至 23° 时, 锯齿波消失, 且最大放热率幅值降低且推迟, 验证了推迟 θ_{syn} 能够有效降低爆震倾向。

将试验采集到的放热率信号经过快速傅里叶变换处理, 得到的放热率频谱如图 7 所示。

从放热率频谱可以看出, 在 $8.2 \sim 14.8 \text{ kHz}$ 频带内, θ_{syn} 为 35° (爆震工况) 与 θ_{syn} 为 29° (爆震边界工况) 相比于 θ_{syn} 为 23° (非爆震工况), 放热率幅值有剧烈增长, 此频带下放热率骤升, 推测是由于航空煤油辛烷值较低, 自燃倾向大, 燃烧室末端的可燃气受到压力波的作用快速释放热量导致爆震发生, 通过推迟 θ_{syn} 来降低末端混合气受压力波

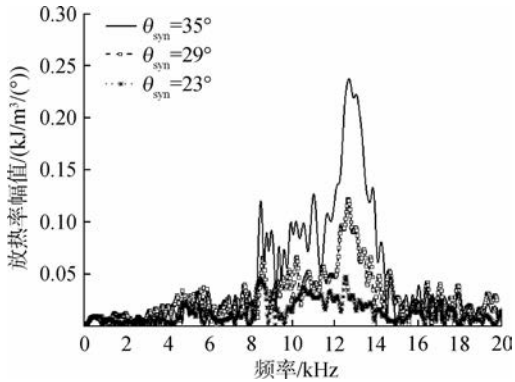


图 7 频域下燃烧放热率曲线对比分析
Fig. 7 Contrast of heat release rate in frequency domain

影响的程度, 降低特征频带整体的放热速率。综上所述, 此款发动机的爆震特征频带为 $8.2 \sim 14.8 \text{ kHz}$ 。从频域角度来看, 推迟同步相位点火提前角 θ_{syn} 降低了此款发动机在爆震特征频带内的整体放热率, 从而抑制了发动机爆震。

2.2 双火花塞异步相位点火策略试验分析

双火花塞同步相位点火提前角 θ_{syn} 过大将会使 $8.2 \sim 14.8 \text{ kHz}$ 频带内剧烈放热导致爆震燃烧。采取双火花塞异步相位点火策略, 由于存在主副点火相位差, 当活塞到达压缩上止点时, 双点火位置存在湍动能差异, 增加缸内湍动能的非均匀程度, 从而加快火焰传播速度, 加快点燃缸内末端混合气, 避免其自燃发生爆震^[15]。

本节试验的边界条件与参考工况一致, 点火能量为 30 mJ 。首先保持主副点火相位不变 (即同步相位点火), 通过改变主副火花塞点火提前角 θ_{asy} (主点火提前角/副点火提前角) 来实现双火花塞异步相位点火以形成对比, 试验工况分为两组如表 4 所示。

第一组试验及分析结果如图 8 所示。

表 4 异步相位点火试验参数
Table 4 Parameters of asynchronous phase ignition test

参数		数值					
第一组 异步相位 提前角/(°)	主点火	35	35	35	35	35	35
	副点火	35	32	29	26	23	20
第二组 异步相位 提前角/(°)	主点火	32	32	32	32	32	32
	副点火	32	29	26	23	20	20

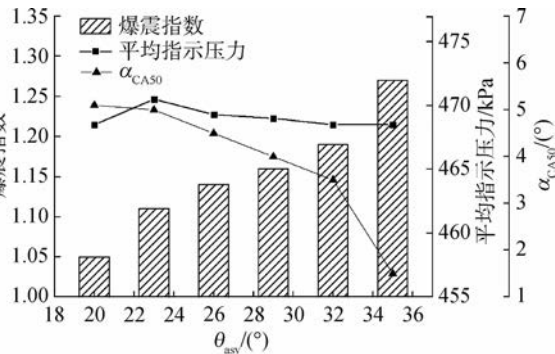


图 8 主点火提前角为 35°时异步点火燃烧关键参数
Fig. 8 Key combustion parameter of asynchronous ignition when the main ignition is 35°

可以看出,相比于本节试验中同步相位主、副点火提前角为 35°、35°的工况(KF 为 1.26),异步相位点火试验中随着异步点火相位差的加大,爆震指数 KF 逐渐减小(由 1.26 降至 1.05),CA50 逐渐向后推迟,在异步相位主、副点火提前角分别为 35°、23°(下文表示如 35°、23°), α_{CA50} 在 4.8°附近时,IMEP 出现最大值(470 kPa),KF 为 1.11,发动机工作在爆震边界状态,在异步相位主、副点火提前角分别为 35°、20°时,KF 为 1.05,发动机处于非爆震燃烧。这三种典型工况在频域下的放热率分布如图 9 所示,随着点火相位差的增大,此款发动机在爆震特征频带下的放热率幅值也逐渐降低。

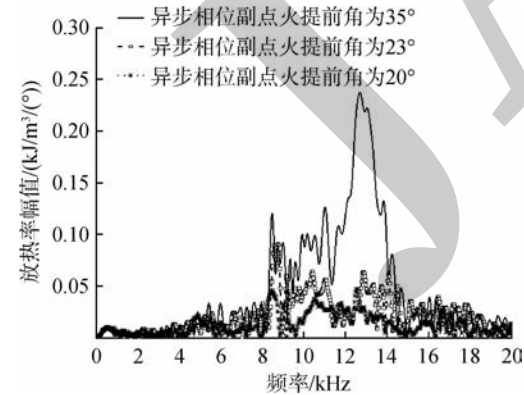


图 9 主点火提前角为 35°时放热率频谱对比
Fig. 9 Contrast of heat release rate in frequency domain when the main ignition is 35°

第二组试验结果如图 10、图 11 所示,由于主点火相位的推迟(由 35°推迟至 32°)使得本组试验整体的 KF 有所降低。KF 和爆震特征频带下的放热率分布均低于此组试验中同步相位主、副点火工况(32°,32°)且仍然保持着随异步点火相位差的增大而逐步降低的规律。在 θ_{asy} 为 32°、23°时 KF 为 1.10,燃烧处于爆震边界,此时 α_{CA50} 为

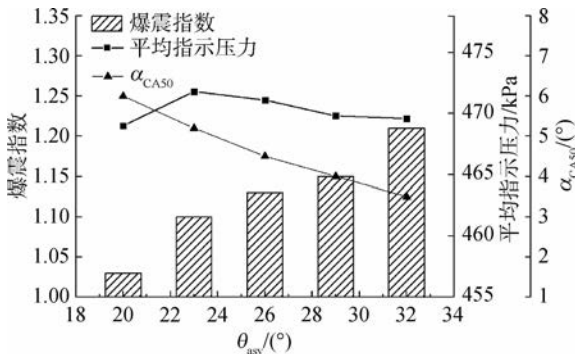


图 10 主点火提前角为 32°时异步点火燃烧关键参数
Fig. 10 Key combustion parameter of asynchronous ignition when the main ignition is 32°

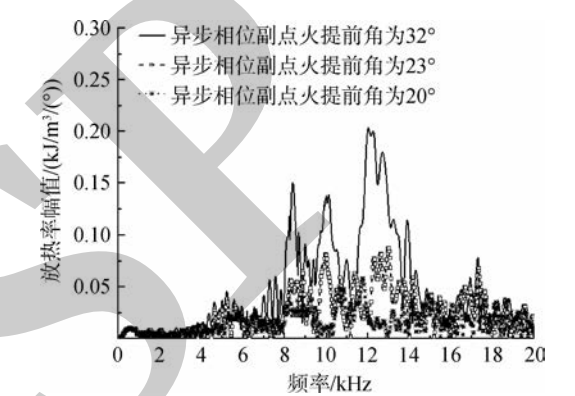


图 11 主点火提前角为 32°时异步点火放热率频谱
Fig. 11 Contrast of heat release rate in frequency domain when the main ignition is 32°

5.2°,IMEP 最大(472 kPa)。相较于第一组试验,第二组试验在爆震边界工况下的做功能力更强,究其原因,第一组试验相较于第二组试验,主点火相位较为提前,使得更多燃料进入到压缩行程燃烧,导致压缩负功略微增加,发动机做功能力略有下降。

综上两组试验,随着异步点火相位差的增加,KF 呈逐步下降趋势,此款发动机爆震频带下的放热率明显下降,抑制了燃烧室末端混合气的多点的瞬间放热,爆震燃烧有所缓解,且存在最佳的异步点火相位使得发动机动力性最强。

2.3 点火能量对比试验分析

点火能量影响着发动机缸内初始火核的形成质量,初始火核的变化影响着火焰的传播速度,有关研究表明,提高点火能量有助于火核的形成^[16],加快缸内燃烧反应初期稳定火核出现的时间,从而对发动机燃烧及爆震过程产生影响。以上两节点火策略均采用了 30 mJ 点火能量进行试验,本节将改变点火能量以探究其对燃烧和爆震的作用效果。

为了便于对比,本节试验基于同步点火策略,边界条件与文中第 1.2 节爆震参考工况保持一致,同步点火提前角为 29° (爆震边界),不同的是将点火线圈的能量由 30 mJ 提升至 60 mJ 和 90 mJ,对比验证同工况下不同点火能量(E)对燃烧及爆震的影响,试验结果如图 12 所示。

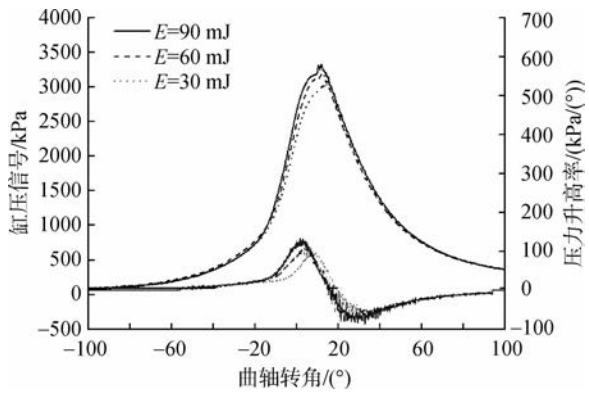


图 12 三种点火能量下缸压曲线

Fig. 12 Pressure curves at three ignition energies

图 12 反映了缸压及压力升高率的变化情况,可以观察到在相同曲轴转角下缸压随着点火能量的增加而增加,最大爆发压力 $p_{\max}$ 与压力升高率相对增大且提前。结合图 13 可以看出,增加点火能量使得 CA50 逐渐降低,IMEP 有所提升,分析是因为随着点火能量的提高,初始火核的形成质量加大,火核与混合气的接触面积加大,使得单位体积内的活化分子数量有所增加,加快了火焰传播速度进而加强了混合气的燃烧,使得 CA50 逐渐降低,压力升高率及 $p_{\max}$ 逐渐增大且提前,发动机做功能力有所提升^[17],而单位体积的活化分子数量是有限的,因此在单位体积活化分子数量较少时,提高点火能量对 IMEP 的提升较为明显;而当单位体积活化分子数量接近饱和时,提高点火

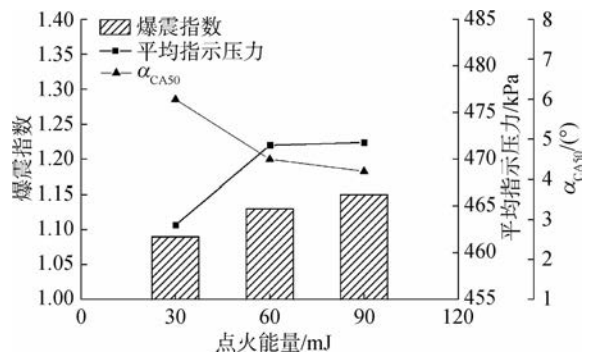


图 13 三种点火能量下关键燃烧参数

Fig. 13 Key combustion parameter at three ignition energies

能量所带来的动力提升也随之减缓^[18]。由于试验条件有限,希望后来学者能对此进行相关研究。

另一方面,随着点火能量的提升,发动机的爆震指数由 30 mJ 下的 1.09,提升至 60 mJ 下的 1.13,再到 90 mJ 下的 1.15, KF 略有增大,但也仍处于发动机的爆震边界(1.11 左右)的可控范围内。结合图 14 放热率频谱对比分析可知,在发动机全频率下(尤其是爆震特征频带),60 mJ 与 90 mJ 点火系统所带来的放热率幅值有所上升,分析是因为单位体积活化分子数的增多使得缸内混合气累积放热量加大,导致缸内末端混合气受热自燃的倾向也略微增大。

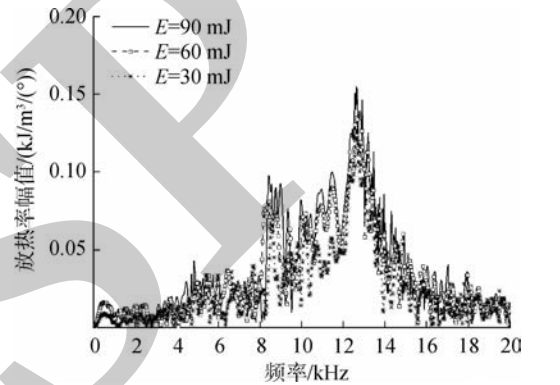


图 14 三种点火能量下放热率频谱对比

Fig. 14 Comparison of heat release rates of three ignition energies in frequency domain

综上所述,随着点火能量的提升,电火花在单位时间内的瞬间放热率提升增大,在散热条件一定的情况下,单位时间内初始火核会吸收更多的能量,形成较大的火核,加大了火核与混合气的接触面积^[17],增加了单位体积内的活化分子数^[18]。具体表现为发动机对应的特征频带下的放热率幅值上升, $p_{\max}$ 提高且对应出现的时刻也随之提前。提升点火能量尽管略微增大了末端混合气受热自燃倾向,但也能够加快煤油混合气的燃烧,加强了缸内混合气的放热能力,相比于末端混合气受热自燃倾向略微加大,发动机的做功能力却有着较大提升,建议在合理提升点火能量的基础上配合其他控制策略来兼顾发动机的动力性并抑制爆震。

3 结 论

本文基于瞬时放热率对此款煤油发动机的燃烧状态进行了时频辅助分析,主要探究了点火策略对此款航空煤油发动机爆震燃烧的影响,得出以下结论:

1) 通过双火花塞同步相位点火策略分析了此款煤油发动机的爆震特征频带为 8.2~14.8 kHz。从频域角度来看,推迟同步相位点火提前角 θ_{syn} 降低了此款发动机在爆震特征频带内的整体放热率,达到了抑制爆震的作用。

2) 通过双火花塞异步相位点火试验发现,增大异步点火相位差能够降低发动机在爆震频带下的瞬间放热率,使得燃烧室末端混合气多点自燃放热的倾向减小,爆震燃烧有所缓解,且存在最优的异步点火相位使得发动机动力性最强。

3) 通过点火能量对比试验发现,提高点火能量会使得发动机在爆震特征频率下的放热率幅值有所增加,增大了缸内混合气的累积放热量,导致末端混合气受热自燃的倾向略微增加,但也仍处于爆震边界的可控范围内,且发动机做功能力有所提升,建议后来学者在此基础上配合合理的控制策略来兼顾发动机的动力性并抑制爆震。

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 aeroengine [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. Numerical analysis of the modeled blade/casing containment[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] FERNANDES G, FUSCHETTO J, FILIPI Z, et al. Impact of military JP-8 fuel on heavy-duty diesel engine performance and emissions[J]. Journal of Automobile Engineering,2007,221(8):957-970.

[7] 曾文,李海霞,马洪安,等. RP-3 航空煤油着火特性的实验[J]. 航空动力学报,2014,29(3):481-488.

ZENG Wen, LI Haixia, MA Hongan, et al. Experiment of ignition characteristics of RP-3 kerosene [J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(3):481-488. (in Chinese)

[8] 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)

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

[10] 胡春明,周浩,侯圣智,等. 基于自燃放热规律的发动机爆震分析研究[J]. 内燃机工程,2015,36(4):53-57.

HU Chunming, ZHOU Hao, HOU Shengzhi, et al. Analysis on engine knock based on heat release characteristics of auto-ignition[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering,2015,36(4):53-57. (in Chinese)

[11] 何学良,李疏松. 内燃机燃烧学[M]. 北京:机械工业出版社,1995.

[12] 陈树学,刘莹. LabVIEW 宝典[M]. 北京:电子工业出版社,2017.

[13] 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, TANG Lan, GAN Haiyun. Development of engine calibration system based on CCP protocol[J]. Vehicle Engine,2010(4):28-31.

[14] 王书典. 活塞式航空煤油发动机燃烧特性及爆震控制的研究[D]. 天津:天津大学,2015.

WANG Shudian. Research on combustion characteristics and knock control for direct injection piston aviation kerosene engine[D]. Tianjin:Tianjin University,2015. (in Chinese)

[15] 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)

[16] 胡文达. 基于爆燃控制的小型航空点燃式重油活塞发动机燃烧系统匹配研究[D]. 北京:北京交通大学,2018.

HU Wenda. Research on combustion system matching of small aviation ignition heavy oil engine based on knock Control [D]. Beijing:Beijing Jiaotong University,2018. (in Chinese)

[17] 吕浩杰. 点火方案对燃烧室点火性能的影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

LÜ Haojie. Research on the influence of ignition scheme on ignition performance of combustor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2017. (in Chinese)

[18] 高焕然. 点火因素对油气混合气体爆炸影响实验研究[D]. 北京:首都经济贸易大学,2018.

GAO Huanran. Experimental study on the influence of ignition factors on the explosion of oil and gas mixture gas [D]. Beijing: Capital University of Economics and Business,2018. (in Chinese)