

活塞式航空直喷发动机的燃烧特性

胡春明^{1,2}, 谷俊¹, 周浩¹

(1. 天津大学内燃机研究所, 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 ROTAX914 化油器式活塞航空发动机的结构基础上, 自主开发并研制了一台航空低压空气辅助直喷单缸试验机, 开展了不同直喷控制参数包括: 喷射时刻、喷射脉宽、喷射压力以及点火提前角对直喷发动机燃烧特性影响规律的研究。研究表明: 存在一个最佳喷射开始时刻使得发动机燃烧效率最高, 循环变动最低, 最佳喷射开始时刻随发动机转速和负荷的增大而相应提前; 降低直喷喷射脉宽和喷射压力均会引起发动机最大爆发压力和压力升高率的降低, 快速燃烧期延长, 燃烧循环变动增加; 随着点火提前角提前, 最大爆发压力和最大压力升高率增加, 燃烧相位提前, 循环变动降低。

关 键 词: 活塞式航空发动机; 单缸试验机; 燃烧特性; 直喷系统; 最佳喷射时刻

中图分类号: V231; TK411.2

文献标志码: A

Combustion characteristics for direct injection piston aviation engine

HU Chun-ming^{1,2}, GU Jun¹, ZHOU Hao¹

(1. 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 structure characteristics of the ROTAX914 carburetor piston aviation engine, a single-cylinder low pressure air-assisted direct injection aviation testing engine was developed. The influences of different controlling parameters, including injection timing, injection duration, injection pressure, ignition advance angles, on the combustion characteristics of the engine were investigated. The results show that: the engine combustion efficiency gets higher and the combustion cyclic variations get lower at the optimal start injection. With the increase of engine speed and load, the optimal start of injection is advanced accordingly. With the decrease of the direct injection duration and the injection pressure, the peak cylinder pressure and the rate of pressure rise are reduced, the rapid combustion period is extended and the combustion cyclic variations get higher. With the advancing of the ignition time, the peak cylinder pressure and the rate of pressure rise are increased, the combustion phase gets earlier and the combustion cyclic variations are reduced.

Key words: piston aviation engine; single cylinder testing engine; combustion characteristics; direct injection system; optimized start of injection

收稿日期: 2014-04-09

基金项目: 天津市科技计划项目(13ZCZDZX04400); 天津市科技计划项目科技支撑重点项目(12ZCZDZX03800)

作者简介: 胡春明(1967—), 男, 河北衡水人, 研究员, 博士, 主要从事内燃机电控技术的应用研究。

E-mail: cmhu@tju.edu.cn

活塞式航空发动机具有质量轻、尺寸小、功质比高、油耗低等优点,广泛应用于 350 kW 以下的小型低速飞行器上^[1]. 目前,我国活塞式航空发动机绝大多数仍然采用化油器式供油系统,燃油电喷技术以其空燃比控制精确、瞬态响应高等优势正逐步应用于活塞式航空发动机^[2-5]. 对于燃用重油的活塞式航空发动机,由于其燃料黏度大,难蒸发,使气缸内难以形成着火所需的足够质量分数可燃混合气^[6];随着活塞式航空发动机的动力性能、安全可靠性以及燃料兼容性的要求不断提高,将现代缸内直喷技术应用于活塞式航空发动机,已成为航空动力领域一项新的研发趋势^[7-8].

1990 年澳大利亚 Orbital 公司开发的低压空气辅助直喷系统可实现较高的喷雾雾化,在改善缸内燃烧,降低发动机油耗,减少排放以及抑制爆震、克服冷启动困难等方面均有效果^[9-15],已应用于活塞式航空发动机的研究. 本研究结合 ROTAX914 化油器式活塞航空发动机关键结构特点,开发研制了一台航空低压空气辅助直喷单缸试验机(下文简称单缸试验机),开展航空直喷发动机不同控制参数对发动机燃烧特性影响规律的研究,为活塞式航空发动机直喷燃烧系统的开发及优化匹配提供了研究依据.

1 试验装置

1.1 航空直喷单缸试验机

本研究在 ROTAX914 化油器式活塞航空发动机的结构基础上,自主开发并研制了一台单缸试验机,如图 1 所示,包括整机结构、低压直喷系统、燃烧系统、电控系统等设计. 本文研制的单缸试验机的燃烧室形式、缸径、行程、压缩比、冷却方式等技术参数与 ROTAX914 原机基本一致. 单缸试验机基本参数如表 1 所示.



图 1 直喷单缸试验机

Fig. 1 Direct injection single cylinder testing engine

表 1 单缸试验机基本参数

Table 1 Parameters of the single cylinder testing engine

参数	指标
缸径/mm	78
行程/mm	62
缸数	1
缸体布置方式	直立式
单缸排量/L	0.296
压缩比	9 : 1
喷油方式	低压空气辅助直喷
燃烧室形式	楔形燃烧室
活塞顶形状	偏心碗形
冷却方式	缸头水冷, 缸体风冷

1.2 低压空气辅助直喷燃烧系统

本文研究设计的低压空气辅助直喷系统如图 2 所示. 其直喷喷嘴由燃油喷嘴与空气辅助喷嘴两部分组合而成,燃油喷嘴为常规的气道喷射喷嘴,以 800 kPa 的压力把燃油喷射到充满 650 kPa 的压缩空气的空气辅助喷嘴内部的混合腔中,与压缩空气进行相互混合和摩擦,实现燃油的初次雾化;经过一定的喷射间隔,空气辅助喷嘴针阀开启,燃油与压缩空气的混合物在声速气流的带动下从针阀与阀座间一同喷射入发动机缸内,参与缸内气流的混合,实现燃油的二次雾化. 空气辅助喷嘴的喷射压力由空气压缩机提供.

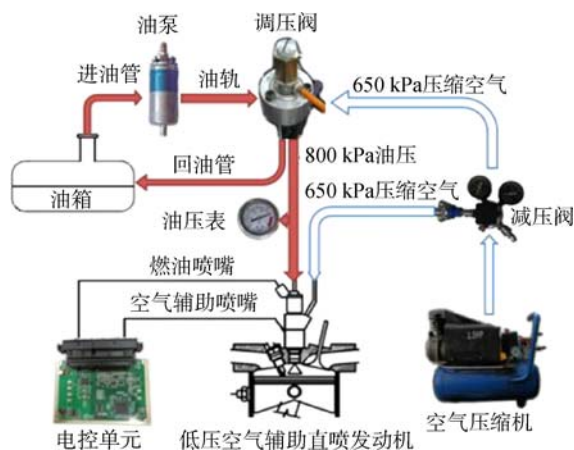


图 2 低压空气辅助直喷系统

Fig. 2 Low pressure air-assisted direct injection system

直喷系统中燃油喷射策略及相位关系如图 3 所示. 燃油喷嘴与空气辅助喷嘴的喷射间隔设为 1 ms,燃油与空气辅助喷嘴内压缩空气之间通过

压差阀始终保持 150 kPa 的恒定压差,消除压缩空气压力波造成喷油量的误差,提高了燃油量控制精度.

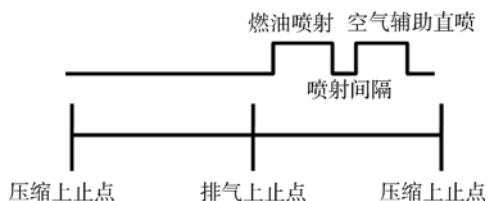


图3 喷射相位关系

Fig. 3 Relation of the injection phase

本设计的低压空气辅助直喷燃烧系统采用了楔形燃烧室和偏心碗形活塞顶面,其布置方案如图4所示.

1.3 发动机台架测试系统

图5所示为搭建的航空直喷发动机台架测试系统(图中 ECU 是电子控制单元, CAN 是控制器

局域网),该系统采用了瑞士 KISTLER 公司生产的 6125CU20 缸压传感器和 5011B 电荷放大器,基于 LabVIEW 自主研发的燃烧分析系统可对航空直喷发动机燃烧工作过程的缸压信号进行实时采集和处理,最终得到所需的各项燃烧评价指标.

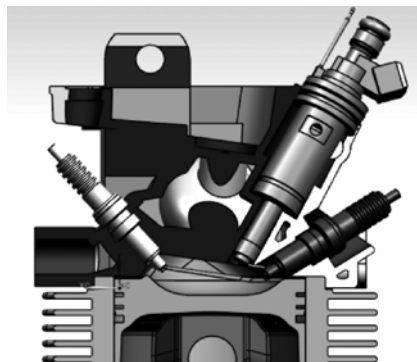


图4 低压空气辅助直喷燃烧系统布置方案

Fig. 4 Layout of the air-assisted direct injection combustion system

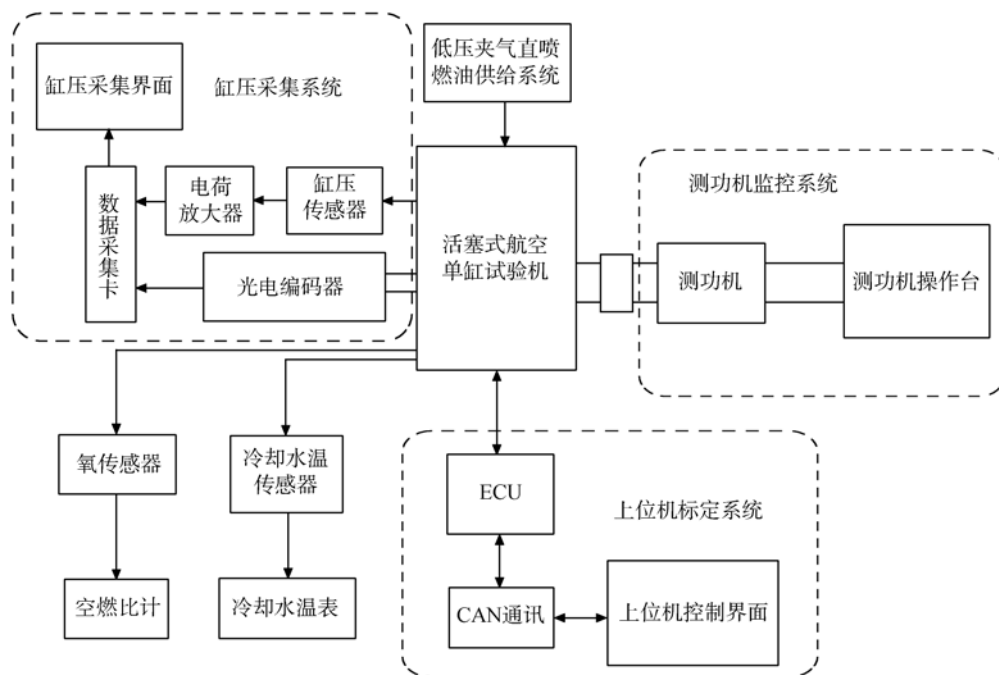


图5 台架测试系统整体布局图

Fig. 5 Layout of the bench test system

2 试验结果及分析

2.1 喷射时刻对发动机燃烧特性的影响

燃油喷射时刻是影响直喷发动机燃烧的重要参数^[16-17].本系统中喷射开始时刻(start-of-injection, SOI)指空气辅助直喷喷嘴开启时刻.图6为不同 SOI 条件下最大爆发压力和循环变动的规律.图6(a)所示为不同 SOI 条件下的最大爆发压

力及其对应的曲轴转角以及平均指示压力循环变动系数(coefficient-of-variation, COV),其中发动机转速为1000 r/min,节气门开度为15%,空气辅助喷嘴喷射压力为650 kPa,直喷喷射脉宽为5 ms,点火提前角为压缩上止点前曲轴转角 $\theta_{ca} = 20^\circ$.从图中可以看出,当 SOI 从压缩上止点前曲轴转角 θ_{ca} 为 $90^\circ \sim 210^\circ$ 变化时,最大爆发压力呈现先增大后变小趋势,最大爆发压力对应的曲轴

转角呈现先减小后增大趋势,当 SOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 150^\circ$ 附近时,最大爆发压力达到最大值,对应的曲轴转角最接近压缩上止点,燃烧效率最高.燃烧循环变动随着 SOI 的提前呈现先降低后缓慢增加趋势,在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 180^\circ$ 附近燃烧循环变动系数最小,燃烧最稳定.当 SOI 在进气冲程末端压缩上止点前 $\theta_{ca} = 210^\circ$ 附近时,此时活塞顶面距离燃烧室顶部较远,且活塞仍正在下行,空气辅助直喷喷嘴会将部分油气混合物喷向缸体壁面,引起一定的燃油湿壁,而且即使部分燃油喷雾经过较长的贯穿距离到达活塞顶面时也已经损失了大量动能,撞击活塞后的反向动能大大减弱,活塞顶面形状对燃油喷雾的壁面引导作用不明显.当 SOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 90^\circ$ 附近时,此时缸内背压偏高,喷雾中的油滴发生重新凝聚的概率增大而导致喷雾粒径增加,喷雾雾化质量下降,火花塞附近的可燃混合气浓度不均,燃烧循环变动增加,燃烧效率降低.而当 SOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 150^\circ$ 附近时,活塞正在向上运行,此时活塞顶面与燃油的接触位置对喷射的油气混

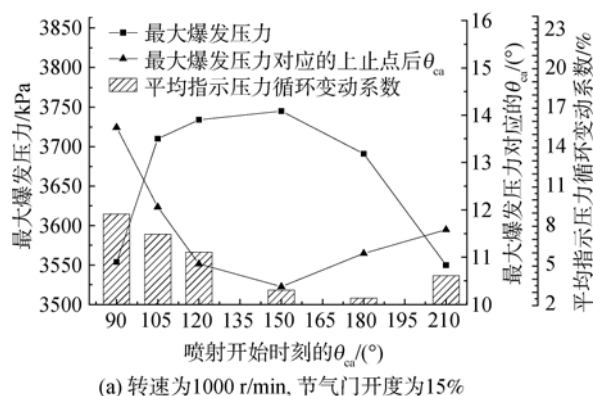
合物的壁面引导效果达到最佳,使得火花塞附近形成了大量浓度适宜的可燃混合气,火焰传播速度最快,燃烧效率最高,循环变动较低.

图 6(b)所示发动机转速为 1500 r/min,节气门开度为 35% 时,不同 SOI 条件下,最大爆发压力及对应的曲轴转角,燃烧特性规律与 1000 r/min 不同喷射开始时刻基本一致,但由于转速和负荷增大,最佳 SOI 提前,在 SOI 为压缩上止点前 $\theta_{ca} = 165^\circ$ 时,最大爆发压力最大,对应曲轴转角最接近压缩上止点. SOI 为压缩上止点前 $\theta_{ca} = 105^\circ$ 时,燃烧发生急剧恶化、部分工作循环已经发生熄火,平均指示压力循环变动系数变动急剧增大.

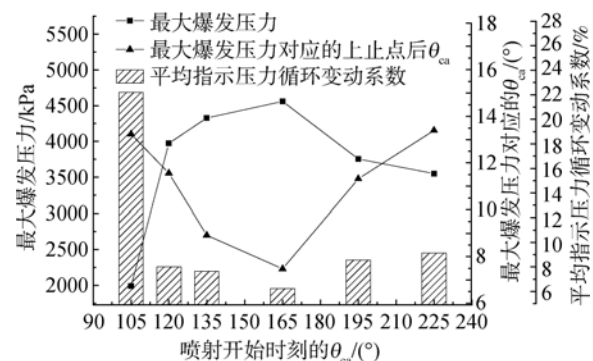
2.2 直喷喷射脉宽对发动机燃烧特性的影响

基于空气辅助直喷喷射特点,喷油量的大小由燃油喷嘴喷射脉宽决定,而与燃油一同喷入缸内的压缩空气喷射量的大小则通过空气辅助喷嘴的喷射脉宽调节.

图 7 所示发动机转速为 1500 r/min,节气门



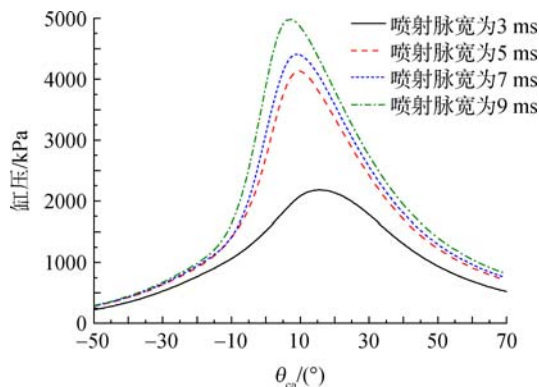
(a) 转速为1000 r/min, 节气门开度为15%



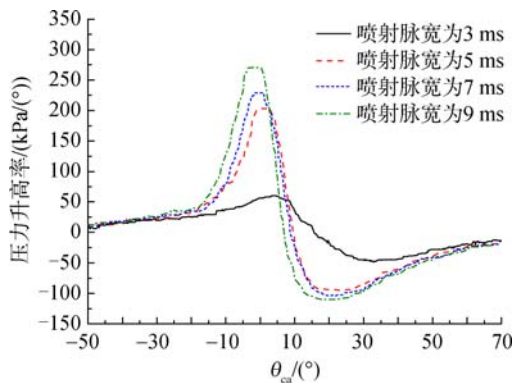
(b) 转速为1500 r/min, 节气门开度为35%

图 6 不同 SOI 条件下最大爆发压力和循环变动的变化规律

Fig. 6 Change rule of the peak cylinder pressure and coefficient of variation at different SOI injection timing



(a) 缸压



(b) 压力升高率

图 7 不同喷射脉宽下的缸压及压力升高率曲线的变化规律

Fig. 7 Change rule of the cylinder pressure and the rate of pressure rise at different air injection duration

开度为 35%, 喷射压力为 650 kPa, 点火提前角为压缩上止点前 $\theta_{ca} = 24^\circ$, 燃油喷嘴喷油脉宽保持恒定, 空气辅助喷嘴的喷射脉宽分别设为 3, 5, 7, 9 ms 不同脉宽下采集的 100 循环平均缸压曲线和压力升高率. 考虑到喷射结束时刻(end-of-injection, EOI)不宜过晚, 将各直喷喷射脉宽下的 EOI 均控制在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 75^\circ$. 从图中可以看出, 发动机燃烧过程中的最大爆发压力随着直喷喷射脉宽的降低而减小, 最大爆发压力对应的曲轴转角也相应推迟, 最大压力升高率也相应减小, 燃烧等容度降低. 而当直喷喷射脉宽从 5 ms 降至 3 ms 时, 最大爆发压力从 3 740 kPa 急剧下降至 1 980 kPa, 明显低于正常燃烧最大爆发压力, 燃烧过程恶化且发生熄火. 增加空气辅助直喷喷射脉宽能减小喷雾平均粒径^[18], 更有利于燃油的充分燃烧, 提高燃烧速率.

图 8 所示发动机转速为 1 500 r/min, 节气门开度为 35%, 点火时刻为压缩上止点前 $\theta_{ca} = 24^\circ$, 不同直喷喷射脉宽下的 θ_{ca50} 和快速燃烧期. 其中

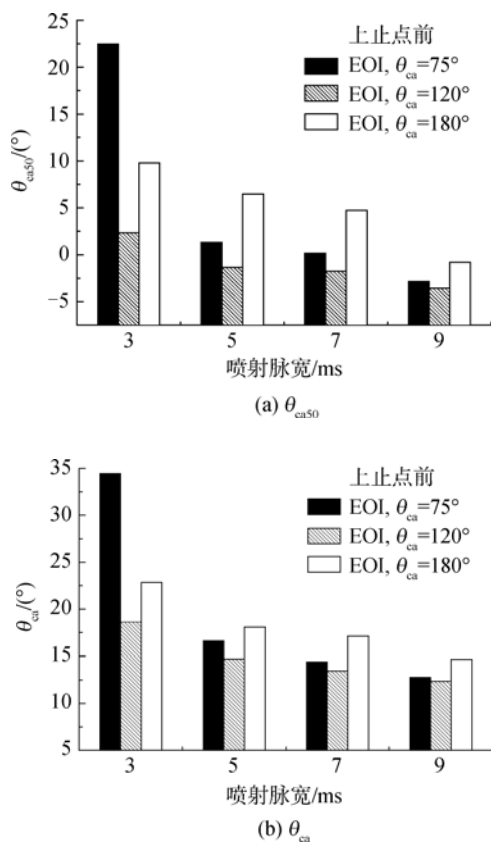


图 8 不同直喷喷射脉宽下 θ_{ca50} 及快速燃烧期的变化规律

Fig. 8 Change rule of the θ_{ca50} and the rapid combustion period at different air injection duration

θ_{ca50} 表示燃油已燃质量分数为 50% 所对应的的曲轴转角. 快速燃烧期表示燃油已燃质量分数 10% 到已燃质量分数 90% 时之间的曲轴转角. 从图中可以看出, θ_{ca50} 随喷射持续期的增加而提前, 快速燃烧期随喷气脉宽的增加而缩短. 当 EOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 75^\circ$ 直喷喷射脉宽从 5 ms 降为 3 ms, θ_{ca50} 明显推迟, 快速燃烧期明显延长, 也证实了直喷喷射脉宽为 3 ms 时的燃烧已发生恶化, 燃烧速率显著下降. 通过喷射相位的调整可以在一定程度上改善直喷喷射脉宽缩短造成的燃烧速率下降, 与 EOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 75^\circ$, 180° 相比, 当 EOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 120^\circ$ 时, 发动机的 θ_{ca50} 最早, 快速燃烧期最短, 燃烧速率最高.

图 9 所示发动机转速为 1 500 r/min, 点火时刻为压缩上止点前 $\theta_{ca} = 24^\circ$, 100 个工作循环, 不同直喷喷射脉宽下的燃烧循环变动情况. 从图中可以看出, 增加直喷喷射脉宽可以降低发动机燃烧循环变动, 提高发动机燃烧稳定性, 当直喷喷射脉宽大于 5 ms 时, 平均指示压力循环变动系数均在 10% 以下. 相同喷射脉宽下, 不同喷射相位对燃烧循环变动有影响, EOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 120^\circ$ 的平均指示压力循环变动系数最低, 燃烧最稳定.

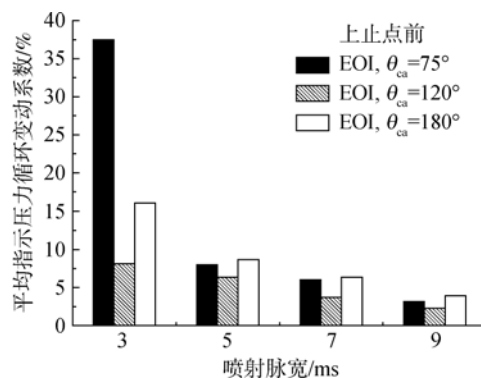


图 9 不同直喷喷射脉宽下燃烧循环变动的变化规律
Fig. 9 Change rule of the injection duration coefficient of the combustion variation at different air injection duration

2.3 喷射压力对发动机燃烧特性的影响

图 10 所示发动机转速为 1 500 r/min, 节气门开度为 35%, 点火提前角为压缩上止点前 $\theta_{ca} = 24^\circ$, EOI 在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 75^\circ$, 喷射压力分别为 450, 550, 650 kPa 的平均缸压曲线和平均压力升高率曲线. 从图中可以看出, 在低压直喷燃烧系统中, 最大爆发压力和压力升高率随喷射压力的

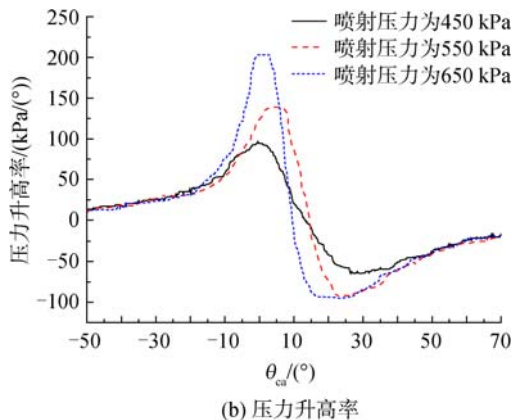
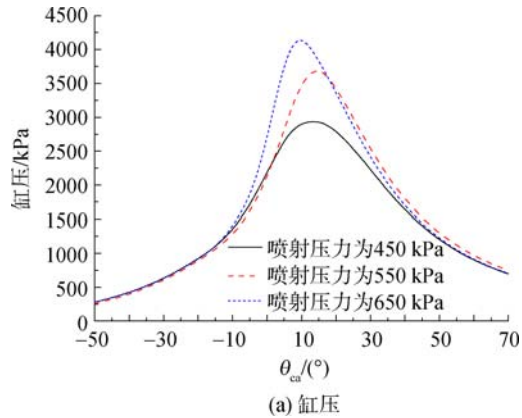


图 10 不同喷射压力下的缸压及压力升高率曲线的变化规律

Fig. 10 Change rule of the cylinder pressure and the rate of pressure rise at different injection pressure

降低而减小,当喷射压力降至 450 kPa,最大爆发压力和最大压力升高率降低,燃烧等容度下降、燃烧效率下降。一方面,燃油首先由喷油器喷入空气辅助喷嘴内部的混合腔,实现对喷雾的初次雾化,喷射压力的降低会减少混合腔内参与初次雾化作用的压缩空气量,减弱了燃油的初次雾化效果。另一方面,从空气辅助喷嘴喷出油滴可以利用一同喷出的压缩空气在缸内的急速膨胀作用来加速油滴的运动,促进燃油在缸内的第 2 次雾化过程,而喷射压力的降低减少了压缩空气喷射量和燃油油滴的初动能,燃油液滴在缸内的第 2 次破碎雾化作用被削弱。以上因素均导致燃油液滴粒径增大,喷雾质量下降,燃油燃烧不完全,燃烧速率下降。

图 11 所示发动机转速为 1500 r/min,节气门开度为 35%,点火时刻在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 24^\circ$,不同喷射压力对应的 θ_{ca50} 和燃烧持续期。从图中可以看出, θ_{ca50} 均随着喷射压力增加而提前,快速燃烧期随喷射压力的增加而缩短。而在各个喷射压力下,改变喷射相位能改变燃烧速度,与 EOI

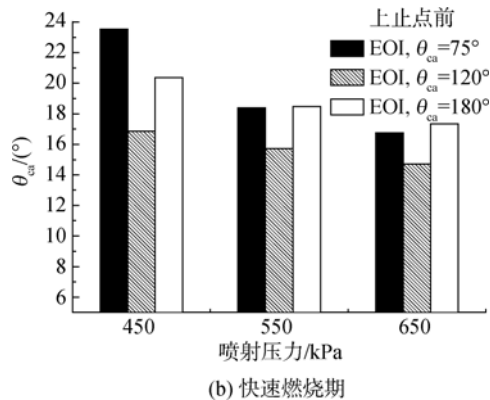
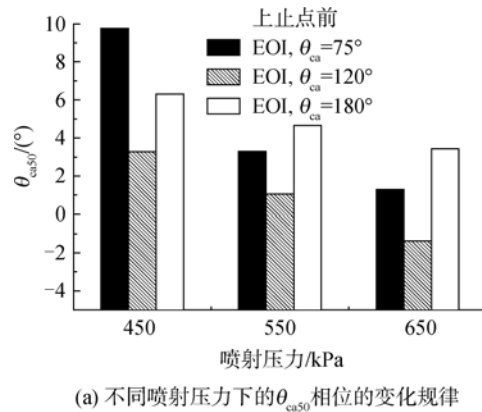


图 11 不同喷射压力下的 θ_{ca50} 和快速燃烧期的变化规律

Fig. 11 Change rule of the θ_{ca50} and the rapid combustion period at different injection pressure

为压缩上止点前 θ_{ca} 为 75° , 180° 相比,EOI 为压缩上止点前 $\theta_{ca} = 120^\circ$ 下的 θ_{ca50} 最早,快速燃烧期最短。

图 12 所示为发动机转速为 1500 r/min,节气门开度为 35%下,点火时刻在压缩上止点前 $\theta_{ca} = 24^\circ$,不同喷射压力的燃烧平均指示循环变动系数

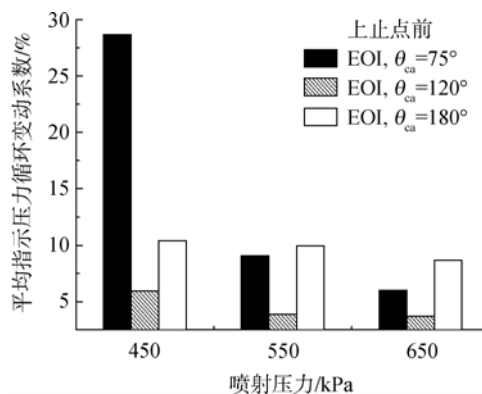


图 12 不同喷射压力的燃烧循环变动的变化规律

Fig. 12 Change rule of the injection pressure coefficient of the combustion variation at different injection pressure

变化规律.从图中可以看出,提高喷射压力能降低燃烧循环变动,提高燃烧稳定性,当喷射压力大于550 kPa(5.5 bar)时,平均指示循环变动系数均在10%以内.在相同喷射压力下,改变喷射时刻能减少燃烧循环变动,EOI在压缩上止点前 $\theta_{ca}=120^\circ$ 下的平均指示循环变动系数均低于压缩上止点前 $\theta_{ca}=75^\circ$ 和压缩上止点前 $\theta_{ca}=180^\circ$.

2.4 点火提前角对发动机燃烧特性的影响

图13所示发动机转速为1000 r/min,节气门开度为15%下,喷射结束时刻在压缩上止点前 $\theta_{ca}=120^\circ$,不同点火提前角下的缸压和压力升高率曲线.从图中可以看出,发动机的最大爆发压力和压力升高率随点火提前角的提前而增大,燃烧相位发生提前.

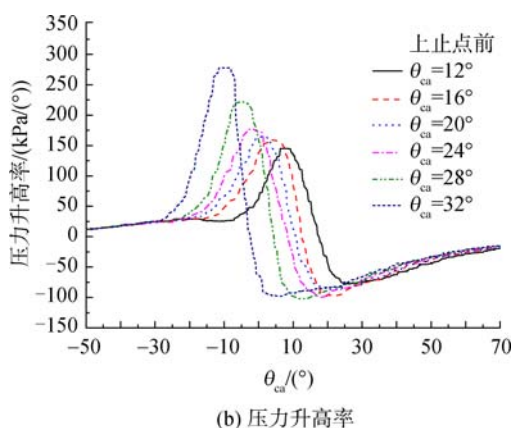
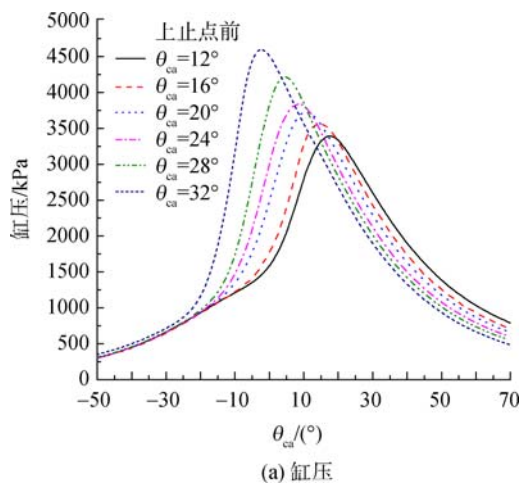


图13 不同点火提前角下的缸压及压力升高率曲线的变化规律

Fig. 13 Change rule of the cylinder pressure and the rate of pressure rise at different ignition advance angle

图14所示发动机转速为1000 r/min,节气门开度为15%下,SOI在压缩上止点前 $\theta_{ca}=150^\circ$,

不同点火提前角下的燃烧工作过程中最大爆发压力及循环变动.从图中可以看出点火提前角不断提前,缸内最大爆发压力不断增大、最大压力对应的曲轴转角不断提前.燃烧循环变动系数降低.一般希望缸内最大爆发压力出现的时刻越接近压缩上止点越好,这主要是因为越接近压缩上止点,燃烧的等容度越好,燃烧效率高,但是燃烧相位的提前也会造成压缩负功增加,导致输出功率下降,一般较为理想的最大缸内压力对应曲轴转角为压缩上止点后 $\theta_{ca}=12^\circ\sim 15^\circ$,本系统将点火提前角设定为压缩上止点前 $\theta_{ca}=16^\circ\sim 20^\circ$ 即可满足该工况下的理想范围要求.

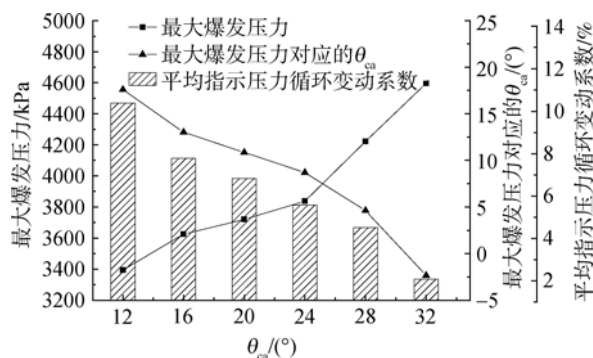


图14 不同点火提前角下的最大爆发压力和循环变动的变化规律

Fig. 14 Change rule of the peak cylinder pressure and coefficient of variation at different ignition advance angle

3 结 论

1) 本研究自主开发并研制的航空直喷单缸试验机采用了低压空气辅助直喷燃烧系统,相对于原化油器供油方式可对喷射时刻、喷射脉宽、喷射压力以及点火提前角等参数变量进行精确控制,为活塞式航空发动机的缸内燃烧优化提供了更多途径.

2) 本设计的低压空气辅助直喷系统的最佳喷射开始时刻在压缩冲程某一时刻,随发动机转速和负荷增大,最佳喷射开始时刻随之提前.在不同喷射相位降低直喷喷射脉宽和喷射压力均会引起最大爆发压力和压力升高率的降低,快速燃烧期延长,燃烧循环变动增加.适度提前点火提前角可提高最大爆发压力和最大压力升高率,减小燃烧循环变动.

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:中国航空学会,2006:523-527.
- [2] 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 electronic controlled gasoline injection[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(3):233-236. (in Chinese)
- [3] 曾国贵,廖智麟,阚兆成. 某型无人直升机活塞式电喷发动机转速控制设计及试验[J]. 航空动力学报,2011,26(6):1384-1388.
ZENG Guogui, LIAO Zhilin, KAN Zhaocheng. Speed control design and test for piston EFI engine of unmanned helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6):1384-1388. (in Chinese)
- [4] Döppner M, Foxhall N, Dutzler C, et al. 912iS fuel injected aircraft engine[R]. SAE Paper 2012-32-0049, 2012.
- [5] Baranski J, Anderson E, Grinstead K, et al. Control of fuel octane for knock mitigation on a dual-fuel spark-ignition engine[R]. SAE Paper 2013-01-0320, 2013.
- [6] 王春丰,魏民祥. 航空活塞发动机燃烧煤油冷起动油量控制研究[J]. 航空动力学报,2012,27(7):1619-1624.
WANG Chunfeng, WEI Minxiang. Research on cold start fuel flow control of aero-piston engine burning kerosene[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7):1619-1624. (in Chinese)
- [7] 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 dynamic modeling of aviation heavy oil piston engine fuel delivery system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4):846-853. (in Chinese)
- [8] 胡春明,李骥,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)
- [9] Houston R, Cathcart G. Combustion and emissions characteristics of orbital's combustion process applied to multi-cylinder automotive direct injected 4-stroke engines[R]. SAE Paper 980153, 1998.
- [10] Yang J, Munoz R, Anderson R, et al. Study of a stratified-charge DISI engine with an air-forced fuel injection system[R]. SAE Paper 2000-01-2901, 2000.
- [11] Cathcart G, Dikson G, Ahern S. The application of air-assist direct injection for spark-ignited heavy fuel 2-stroke and 4-stroke engines[R]. SAE Paper 2005-32-0065, 2005.
- [12] Cathcart G, Railton D. Improving robustness of spray guided DI combustion systems: the air-assisted approach[R]. SAE Paper 2001-53-60, 2001.
- [13] Cathcart G, Zavier C. Fundamental characteristics of an air-assisted direct injection combustion system as applied to 4-stroke automotive gasoline engines[R]. SAE Paper 2000-01-0256, 2000.
- [14] Jin S, Brear M, Watson H, et al. An experimental study of the spray from an air-assisted direct fuel injector[J]. Journal of Automobile Engineering, 2008, 222(10):1883-1894.
- [15] Boretta A, Jin S, Zakis G, et al. Experimental and numerical study of an air assisted fuel injector for a DISI engine[R]. SAE Paper 2007-01-1415, 2007.
- [16] LI Yufeng, ZHAO Hua, Brouzos N, et al. Effect of injection timing on mixture and CAI combustion in a GDI engine with an air-assisted injector[R]. SAE Paper 2006-01-0206, 2006.
- [17] 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.
- [18] 白洪林,李志军,李骥,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)

(编辑:叶青)