

活塞式航空煤油直喷发动机的爆震控制

宗培越¹, 胡春明^{1,2}, 王书典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: 针对过量空气系数、点火提前角、压缩比等影响因素,在一台自主研发的单缸试验机上,开展了活塞式航空煤油发动机爆震抑制方法以及相关影响因素的爆震敏感度分析的研究。结果表明:减小过量空气系数不能有效地抑制航空煤油爆震;推迟点火能够减小爆震强度,但减小点火提前角至爆震消除时,燃烧热效率和输出功率均损失10%~15%;降低压缩比可以有效抑制航空煤油爆震燃烧,但压缩比由9降至7时,输出功率出现了30%左右的显著损失。爆震敏感度分析表明,压缩比的变化对航空煤油爆震燃烧强度影响最大,而过量空气系数的爆震敏感度最小。

关 键 词: 爆震控制; 敏感度分析; 航空煤油; 活塞式航空发动机; 压缩比

中图分类号: V233; TK411⁺.22

文献标志码: A

Knocking control of direct injection piston-type aviation kerosene engine

ZONG Peiyue¹, HU Chunming^{1,2}, WANG Shudian¹

(1. Tianjin Internal Combustion Engine Research Institute,

Tianjin University, Tianjin 300072, China;

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

Abstract: Focusing on knocking-influenced factors including excess air coefficient, spark advance angle and compression ratio, investigations on methods to suppress the knocking of piston-type aviation kerosene engine and sensitivity analysis of relevant factors were conducted on a self-developed engine. The results showed that the decrease of excess air coefficient cannot suppress the knocking of aviation kerosene effectively; retarding ignition timing can reduce knocking intensity, but if the spark advance angle was delayed till the knocking was eliminated, the combustion thermal efficiency and output power lost 10%—15%; reducing compression ratio turned out to be effective to restrain the knocking of aviation kerosene, but when compression ratio was reduced from 9 to 7, the output power had an approximate 30% loss. Sensitivity analysis shows that knocking intensity of aviation kerosene is most sensitive to the change of compression ratio, and the change of the excess air coefficient of mixture slightly influences the knocking intensity.

Key words: knocking control; sensitivity analysis; aviation kerosene; piston-type aviation engine; compression ratio

收稿日期: 2016-09-02

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(51476112)

作者简介: 宗培越(1990—),男,硕士,研究方向为发动机电控技术。E-mail: zongpyue@163.com

通讯作者: 胡春明(1967—),男,研究员,博士,研究方向为内燃机电控技术的应用。E-mail: cmhu@tju.edu.cn

引用格式: 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.

活塞式航空发动机具有燃油经济性好、尺寸小、质量轻、结构简单、功质比高等优点,小功率的活塞式航空发动机在轻型低速飞行器、无人机等领域仍被广泛使用^[1]。目前,大多数活塞式航空发动机所使用的燃料是汽油^[2],而与汽油相比,航空煤油的闪点较高、挥发性差、常温下不易着火、经济性好、应用安全性高,近年来对航空煤油的研究引起了通用航空以及军事航空领域的高度重视^[3-4]。但是,较低的自燃温度和辛烷值使航空煤油燃烧时的爆震倾向也较为严重^[5]。

Obodeh、Suhy 等通过台架试验分析了煤油的燃烧特性^[6-7]。曾文、肖保国等建立了航空煤油燃烧反应简化模型,在化学激波管中试验并分析了煤油着火特性^[8-9]。但是针对航空煤油发动机爆震燃烧的试验研究仍处于起步阶段,因此航空煤油爆震燃烧的控制策略及敏感度分析具有十分重要的现实意义和工程应用价值。

本文在一台自主研发的活塞式航空单缸直喷发动机上对航空煤油爆震燃烧进行试验研究。采用降低过量空气系数、减小点火提前角、调整压缩比等方法进行相关试验,并针对上述影响因素的试验数据进行爆震敏感度分析的研究。

1 台架试验装置及研究方案

1.1 发动机结构参数

本研究所使用的发动机为一台自主研发的活塞式单缸直喷发动机,其结构示意图如图 1 所示,发动机基本参数见表 1。



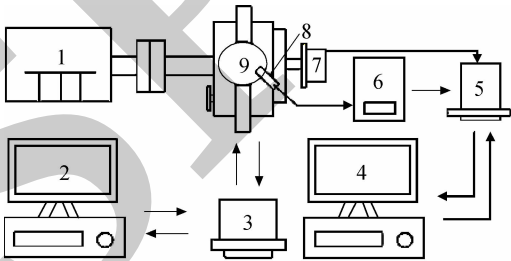
图 1 发动机三维模型

1.2 台架试验系统

台架试验系统主要由单缸发动机、电控单元(ECU)及其上位机、缸压采集系统、测功机系统等几部分组成,台架系统示意图见图 2。

表 1 试验发动机参数表
Table 1 Parameters list of the testing engine

参数	数值及说明
缸数	1
气门数	2
缸径×行程/(mm×mm)	78×62
排量/L	0.296
曲柄连杆比	0.301
压缩比	可调(7:1,8:1,9:1)
活塞顶形状	偏心碗形
喷油方式	低压空气辅助直喷
冷却方式	缸头水冷、缸体风冷



1 测功机; 2 上位机; 3 ECU; 4 工控机; 5 数据采集卡; 6 电荷放大器; 7 光电编码器; 8 压力传感器; 9 发动机。

图 2 台架试验系统示意图

Fig. 2 Diagram of the bench testing system

其中,ECU 的上位机系统可监测、控制发动机电喷参数、工作状态等。

缸压采集系统包括缸压传感器、电荷放大器、数据采集卡、光电编码器、燃烧分析系统等几个部分。缸压传感器为瑞士 Kistler 公司生产的 6125C 型直插式缸压传感器;电荷放大器为 Kistler 的 5011 型电荷放大器;数据采集卡为阿尔泰 USB2815 数据采集卡。

由于缸压传感器发出的信号较小,为了便于数据采集卡对信号的采集,使用电荷放大器将信号进行放大。增量型光电编码器与发动机曲轴同轴相连,可为数据采集卡采集缸压信号提供触发信号和时钟信号。基于 LabVIEW 软件自主开发的燃烧分析系统可对采集到的缸压信号进行处理、显示及分析。

1.3 研究方案

爆震产生的原因可归结为燃烧室末端混合气的快速自燃,即由火焰中心形成至正常火焰传播到末端混合气所需的时间 t_1 大于由火焰中心形

成至末端混合气自燃所需的时间 t_2 ^[10]。因此,减小 t_1 、增大 t_2 的方法均可减小爆震倾向。本文将采用降低过量空气系数、减小点火提前角和调整压缩比等策略来进行航空煤油发动机爆震控制的试验研究。

基于缸压来判定爆震强度的指标有多种^[11],本文选用最大压力振荡幅值(maximum amplitude pressure oscillation, MAPO, 记为 p_{ma})作为爆震强度的判定指标。MAPO 的计算方法是对含有爆震燃烧现象的缸压信号进行 5~10 kHz 的带通滤波,消除缸压采集过程中混入的压力谐波带来的影响,滤波后压力振荡的最大幅值即为 MAPO。然而,目前使用 MAPO 划分爆震等级没有通用的定义,这与发动机的结构参数、运行点等有关^[12-14]。基于对前期大量的爆震燃烧数据统计分析,得到了适用于本次研究的发动机爆震等级划分规则:MAPO 的值小于 0.5 MPa 时为正常燃烧,在 0.5~1.0 MPa 内时为爆震强度 1,在 1.0~2.5 MPa 时为爆震强度 2,在 2.5 MPa 以上时为爆震强度 3。

发动机运行时,某工况下单个循环的爆震强度不能代表该工况的爆震等级。本文采用爆震比例法,每个工况下采集 100 个循环的缸压信号,通过统计分析得到上述四种爆震等级中各包含的循环数,取循环数最多的爆震等级作为相应工况的爆震等级。

图 3 是航空煤油发动机燃烧研究中具有代表性的爆震燃烧现象示功图,可以看出在曲轴转角 α 在上止点后 10°~20° 范围内缸压曲线出现了锯齿波,表明发生了爆震。图 4 为与之对应的带通滤波缸压曲线,MAPO 值在 1.5~2 MPa 之间,达到了爆震强度 2。本文选取该工况作为航空煤油

爆震燃烧的基本参考工况,工况边界条件如表 2 所示。分别调节过量空气系数、点火提前角以及压缩比等关键影响因素,通过分析 MAPO 与相关因素的变化关系来研究其对航空煤油爆震的抑制效果。

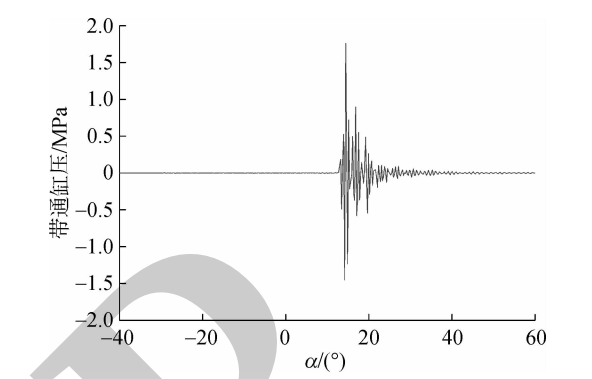


图 4 带通缸压
Fig. 4 Pressure curve after band-pass filtering

表 2 发动机爆震燃烧工况参数
Table 2 Parameters of engine under working condition with knocking

参数	数值
转速/(r/min)	1 000
节气门开度/%	100
点火提前角/(°)	21
喷油时刻/(°)	300
过量空气系数	1.0
压缩比	9 : 1
冷却水温度/°C	80

2 航空煤油发动机爆震燃烧影响因素的试验

2.1 过量空气系数对航空煤油爆震强度的影响

汽油机大负荷工况时往往要降低过量空气系数,这样一方面,偏小的过量空气系数的滞燃期较短,火焰传播的平均速度较快^[15],此外,燃料的蒸发量增加,使进气(预混合气)温度下降,充量系数有所增大,以此获得较大的发动机功率;另一方面,可燃混合气的过量空气系数降低使混合气的比热容增加,进而降低了燃烧温度,末端混合气的温度也随之降低,进而达到了抑制爆震的目的。本节将研究过量空气系数对航空煤油爆震燃烧强度产生的影响。

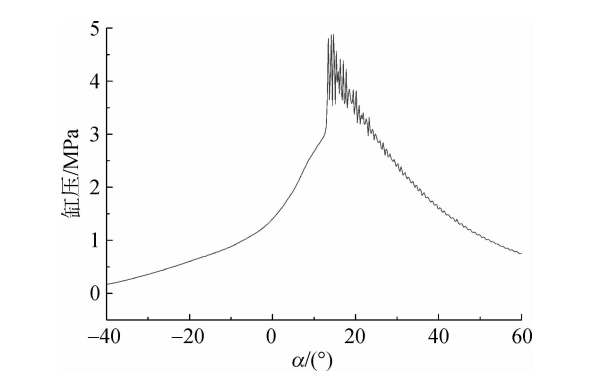


图 3 发动机爆震工况示功图
Fig. 3 Indicator diagram of engine under working condition with knocking

本节的研究保持前述基本参考工况中的点火提前角为上止点前 21° 曲轴转角、压缩比为 9, 通过改变喷油脉宽调整过量空气系数(λ), 进行发动机燃烧缸压采集并计算 MAPO 值。对 λ 分别为 1.0、0.9、0.8 时各爆震等级所包含的循环数进行统计分析, 循环数统计结果如表 3 所示。

表 3 不同过量空气系数时的爆震强度统计结果
Table 3 Knocking intensity analysis results with different excess air coefficients

p_{ma}/MPa	循环数		
	$\lambda=1.0$	$\lambda=0.9$	$\lambda=0.8$
<0.5	9	15	21
$0.5\sim1.0$	19	21	25
$1.0\sim2.5$	61	56	49
>2.5	11	8	5

由表 3 可知, 混合气过量空气系数 $\lambda=1$ 时, 在 100 个测量循环中, 有 61 个循环的 MAPO 值在 $1.0\sim2.5\text{ MPa}$ 范围内, 说明该工况的爆震燃烧达到了爆震强度 2。将 λ 分别减小至 0.9 和 0.8, 可以看出正常燃烧和爆震强度 1 强度所包含的循环数有所增加, 但是达到爆震强度 2 的循环所占比例依然最大。

分析结果表明, 降低航空煤油混合气的过量空气系数不能有效抑制爆震的产生。这主要是因为航空煤油与汽油的理化特性有很大的不同: ①抗爆性不同。本次研究所用航空煤油的辛烷值较低, 仅为 50 左右。因此, 燃烧室末端混合气更易发生自燃, 导致爆震的产生; ②自燃性不同。汽油的自燃温度约为 438°C , 而航空煤油的自燃温度仅为 275°C 左右^[16], 所以, 通过降低混合气的过量空气系数的方法降低缸内燃烧温度, 也无法产生抑制燃烧室末端混合气发生自燃的效果。

2.2 推迟点火对航空煤油爆震强度的影响

通过减小点火提前角的方法来消除爆震是目前汽油机在工程应用中最常使用的方法^[17]。点火推迟后, 最大爆发压力减小、最大爆发压力出现的位置推迟, 使缸内燃烧温度降低, 末端混合气的滞燃期延长, 进而达到抑制爆震的目的。

在前述的基础参考工况里, 点火提前角(θ_{ig})为上止点前 21° , 本节将分别推迟点火至 19° 、 17° 上止点前, 保持过量空气系数为 1、压缩比为 9。各工况连续采集 100 个循环的缸内压力信号, 并

就 MAPO 值进行统计分析。循环数统计结果见表 4。

表 4 不同点火提前角时的爆震强度统计结果
Table 4 Knocking intensity analysis results with different spark advance angles

p_{ma}/MPa	循环数		
	$\theta_{ig}=21^\circ$	$\theta_{ig}=19^\circ$	$\theta_{ig}=17^\circ$
<0.5	9	28	51
$0.5\sim1.0$	19	36	25
$1.0\sim2.5$	61	30	21
>2.5	11	6	3

统计结果显示, 当点火提前角由上止点前 21° 推迟至上止点前 19° 后, 爆震强度明显减小, 正常燃烧和爆震强度 1 所包含的循环数均有所增加, 但是爆震燃烧仍为主要工况特征。而当点火提前角减小至上止点前 17° 时, 正常燃烧循环所占比例大幅增加。因此, 推迟点火能够降低航空煤油的爆震强度, 但需要将点火推迟更大的角度才能更好的抑制爆震燃烧。

另一方面, 点火提前角的减小必然会导致燃烧等容度下降, 大量热量在膨胀行程中释放, 使燃烧热效率、输出功率降低。图 5 是点火提前角分别为上止点前 21° 和上止点前 17° 时, 指示热效率和输出功率的对比图。可见, 当点火正时推迟 4° 时, 指示热效率由 0.3 降低到 0.26, 降幅约为 13%; 输出功率由 1.9 kW 减小至 1.69 kW , 降低了约 11%。所以, 虽然通过减小点火提前角可以降低航空煤油爆震强度, 但会使发动机的指示热效率和输出功率出现较大的损失。

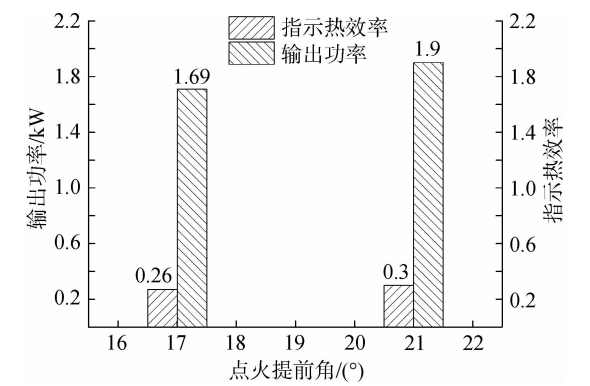


图 5 不同点火提前角时的指示热效率和输出功率对比图
Fig. 5 Comparison diagram of indicted thermal efficiency and output power at different spark advance angles

2.3 降低压缩比对航空煤油爆震强度的影响

本次研究中发动机初始压缩比(ϵ)为 9,本节分别将 ϵ 减小至 8 和 7,保持过量空气系数为 1、点火提前角为上止点前 21° 。试验数据及统计结果如表 5 所示。

表 5 不同压缩比的爆震强度统计结果
Table 5 Knocking intensity analysis results with different compression ratios

p_{ma}/MPa	循环数		
	$\epsilon=9$	$\epsilon=8$	$\epsilon=7$
<0.5	9	42	74
$0.5\sim1.0$	19	31	14
$1.0\sim2.5$	61	23	11
>2.5	11	4	1

由表 5 可知,压缩比由 9 减小到 8 后,燃烧状态由爆震强度 2 向爆震强度 1 和正常燃烧转移,正常燃烧循环所占比例最大,但爆震强度 1 所占比例依然较大。当压缩比减小至 7 时,爆震强度大幅降低,74%的循环均为正常燃烧。

图 6 为三种压缩比的示功图对比图,可以看出当压缩比为 9 时,缸压曲线上高频大幅度波动现象比较严重。而随着压缩比降低,最大爆发压力附近的锯齿形曲线的振幅逐渐减弱,在压缩比为 7:1 时,基本不出现爆震现象。然而,随着压缩比减小,缸内最大爆发压力出现明显的降低且最大爆发压力对应的曲轴转角发生推迟,这意味着发动机的输出功率和热效率也会相应减少。

图 7 为不同压缩比时输出功率、指示热效率的对比图。由图可知,压缩比由 9 降低至 7 后,输

出功率和指示热效率均发生了约 30% 的损失。发动机的热效率和输出功率均发生了较大的损失,主要是因为压缩比的减小使压力升高率降低,火焰传播速率下降,使燃料不能充分地燃烧做功。因此,采用降低压缩比策略抑制航空煤油爆震燃烧时,会对输出功率等造成较大的负面影响。此时,可适当增大点火提前角,以弥补降低压缩比所引起的热量损失。

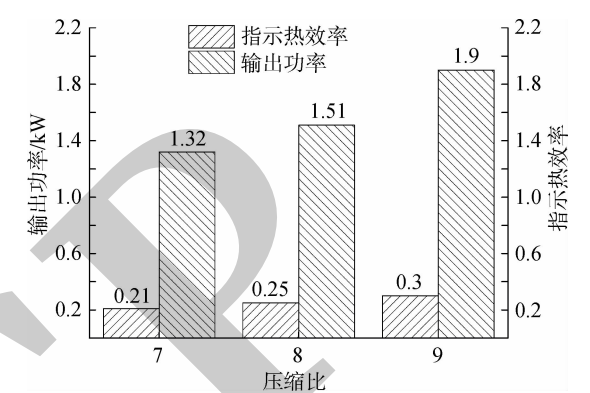


图 7 不同压缩比时的指示热效率和输出功率对比图
Fig. 7 Comparison diagram of indicated thermal efficiency and output power with different compression ratios

3 影响因素的敏感度分析

发动机工作过程十分复杂,影响爆震燃烧的因素众多,确定影响爆震强度的最关键因素,对于航空煤油爆震燃烧控制具有十分重要的意义。

本文采用单因素分析法对影响航空煤油爆震的各因素进行敏感度分析。单因素分析是指仅改变一个影响因素,保持其他因素不变,观察该因素对某个性能指标影响的大小^[18]。如果某个影响因素改变后,发动机的性能指标发生了很大的变化,表明该性能指标对于该因素的敏感度较高。单因素分析法简单有效,能够非常直观地反映出各影响因素对性能指标的影响程度。

3.1 敏感度分析指标与敏感度系数

本文选用爆震强度判定指标 MAPO 值作为敏感度分析指标,讨论其与三种爆震控制影响因素的关系。由于存在循环变动以及爆震燃烧工况本身的不稳定性,根据文中第 1.3 节中已确定的爆震等级,取相应等级范围内 p_{ma} 的平均值 $\bar{p}_{ma}$ 作为相应工况的爆震强度值。

为了能够直观地反映各影响因素对敏感度分析指标的影响程度,本文引入敏感度系数 S 的概念,计算方法见式(1)

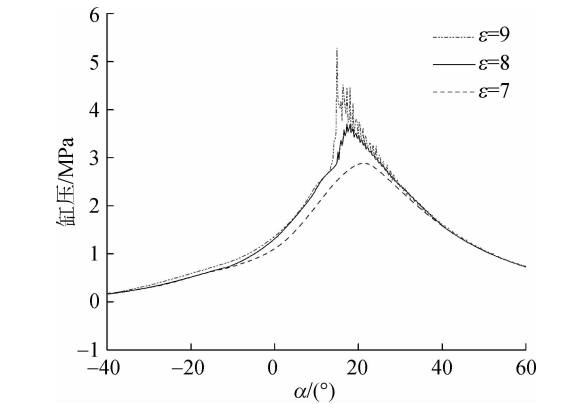


图 6 不同压缩比时的示功图
Fig. 6 Indicator diagram of different compression ratios

$$S = \frac{|\Delta \bar{p}_{ma}| / \bar{p}_{ma}}{|\Delta X| / \Delta X}$$

式中 S 为敏感度系数; $|\Delta X| / \Delta X$ 为影响因素的变化率; $|\Delta \bar{p}_{ma}| / \bar{p}_{ma}$ 为分析指标 $\bar{p}_{ma}$ 的变化率。式中使用无量纲的变化率作为比较基准,使得三种不同类型的影响因素(过量空气系数、点火提前角、压缩比)之间具有可比性。

3.2 参数敏感度分析

根据上章试验结果计算出各工况的平均最大压力振荡幅值 $\bar{p}_{ma}$,结果如表 6 所示。

表 6 各工况的 $\bar{p}_{ma}$
Table 6 $\bar{p}_{ma}$ of each working condition

工况		$\bar{p}_{ma} / \text{MPa}$
λ	1.0	1.86
	0.9	1.63
	0.8	1.41
θ_{ig}	21	1.86
	19	0.87
	17	0.34
ϵ	9	1.86
	8	0.43
	7	0.22

根据表 6 中的数据计算敏感度系数 S ,计算结果见表 7~表 9,表中 $\bar{S}$ 为平均敏感度系数,敏感度直观图见图 8。分析结果表明,压缩比的变化对航空煤油爆震强度的影响最大,点火提前角次之,而混合气的过量空气系数的爆震敏感度最小。

表 7 爆震强度对混合气的过量空气系数的敏感度系数
Table 7 Sensitivity coefficient of excess air coefficient of mixture to knocking intensity

$(\Delta \lambda / \lambda) / \%$	S	$\bar{S}$
10.0	1.24	1.23
20.0	1.21	

表 8 爆震强度对点火提前角的敏感度系数
Table 8 Sensitivity coefficient of spark advance angle to knocking intensity

$(\Delta \theta_{ig} / \theta_{ig}) / \%$	S	$\bar{S}$
9.5	5.59	4.94
19.0	4.29	

表 9 爆震强度对压缩比的敏感度系数
Table 9 Sensitivity coefficient of compression ratio to knocking intensity

$(\Delta \epsilon / \epsilon) / \%$	S	$\bar{S}$
11.1	6.92	5.45
22.2	3.97	

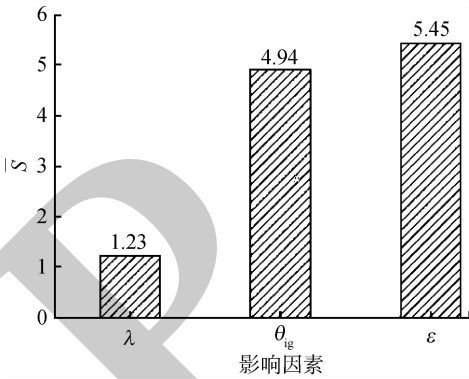


图 8 影响因素的平均敏感度系数
Fig. 8 Average sensitivity coefficient of influencing factors

4 结 论

- 1) 降低混合气的过量空气系数不能有效地抑制航空煤油的爆震燃烧。原因是航空煤油辛烷值很低,抗爆性差;自燃温度低,降低混合气的过量空气系数不足以使缸内温度、压力降低到抑制末端混合气自燃的程度。
- 2) 推迟点火提前角能够减少航空煤油爆震倾向。试验结果表明,当减小点火提前角至爆震消除时,由于燃烧等容度下降,燃烧热效率和输出功率均会损失 10%~15%。
- 3) 减小压缩比可以有效地减小航空煤油爆震强度,但当压缩比由 9 减小至 7 时,缸内最大爆发压力大幅降低,发动机的输出功率出现了 30% 左右的显著损失。
- 4) 压缩比的变化对航空煤油爆震强度影响最大,过量空气系数的爆震敏感度最小。

参考文献:

[1] 黎艺华,胡东宁,胡春明,等. 航空活塞式发动机空燃比实时控制算法[J]. 航空动力学报,2014,29(5):1234-1241.
LI Yihua, HU Dongning, HU Chunming, et al. Real time control algorithm of aviation piston engine air-fuel ratio [J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(5):1234-1241. (in Chinese)

- [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] 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)
- [4] DOLBEER C H. Evaluation of heavy fuel engines for small unmanned air vehicles[D]. Huntsville, US: University of Alabama, 2006.
- [5] 贝太学,魏民祥,刘锐,等. 异步点火相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 a-synchronous ignition phase on knock combustion of two-stroke engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 322-329. (in Chinese)
- [6] OBODEH O, AKHEREN C. Experimental study on the effects of kerosene-doped gasoline on gasoline-powered engine performance characteristics[J]. Journal of Petroleum and Gas Engineering, 2010, 1(2): 37-40.
- [7] SUHY P J, EVERS LW, EDWARD J W, et al. The feasibility of kerosene fueled spark ignited two-stroke engine [R]. SAE Paper 911846, 1991.
- [8] 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)
- [9] 肖保国,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] 周龙保. 内燃机学[M]. 北京:机械工业出版社,2010.
- [11] 武得钰,傅茂林,李建权,等. 火花点火发动机爆震强度评价指标的研究[J]. 内燃机学报,1997,15(1):65-73.
WU Deyu, FU Maolin, LI Jianquan, et al. A study on knock intensity indices in spark ignition engines [J]. Transactions of CSICE, 1997, 15(1): 65-73. (in Chinese)
- [12] 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.
- [13] ATTARD W P, TOULSON E, WATSON H, et al. Abnormal combustion including mega knock in a 60% downsized highly turbocharged PFI engine[R]. SAE Paper 2010-01-1456, 2010.
- [14] ROTHE M, HEIDENREICH T, SPICHER U. Knock behavior of SI-engines; thermodynamic analysis of knock onset locations and knock intensities[R]. SAE Paper 2006-01-0225, 2006.
- [15] 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):2368-2375.
HU Chunming, GU Jun, ZHOU Hao. Combustion characteristics for direct injection piston aviation engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2368-2375. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] 吴平友,黄河,程庆. 汽油发动机爆震分析与控制[J]. 传动技术,2003,17(3):36-38,6.
WU Pingyou, HUANG He, CHENG Qing. The engine knock analysis and control [J]. Drive System Technique, 2003, 17(3): 36-38, 6. (in Chinese)
- [18] 郑大勇,颜勇,张卫红. 氢氧火箭发动机性能敏感性分析[J]. 火箭推进,2011,37(4):18-23.
ZHENG Dayong, YAN Yong, ZHANG Weihong. Analysis for performance parameter sensitivity of hydrogen/oxygen rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(4): 18-23. (in Chinese)

(编辑:陈越)