

文章编号: 1000-8055(2022)04-0774-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210185

关键参数对二冲程煤油发动机爆震的影响

胡晓生, 魏民祥, 常 诚, 沙 朝, 丁玉章
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对二冲程汽油发动机改用航空煤油后的爆震抑制和性能恢复进行了研究, 利用 GT-Power 软件建立发动机的一维仿真模型并对煤油发动机的爆震进行了预测和优化。仿真结果表明: 推迟点火时刻、远低于和远大于理论空燃比的混合气对爆震都有一定的抑制作用, 试验结果验证了仿真结果的正确性。提出并采用协同推迟点火和增加喷油的控制策略进行试验研究。试验结果表明: 在低转速大负荷工况下, 爆震可被有效抑制, 节气门全开时功率恢复在 90% 以上。发动机转速为 5 500 r/min 时, 功率恢复能达到原机的 95.7%。

关 键 词: 二冲程发动机; 航空煤油; 爆震抑制; 功率恢复; 一维仿真

中图分类号: V233

文献标志码: A

Effect of key parameters on knock of two-stroke kerosene engine

HU Xiaosheng, WEI Minxiang, CHANG Cheng, SHA Zhao, DING Yuzhang
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Focusing on the performance recovery and knock suppression of two-stroke gaso-line engine after switching to aviation kerosene, a one-dimensional simulation model of kerosene engine was established by GT-power, and the knock of kerosene engine was predicted and optimized. The simulation results showed that delaying the ignition time, the mixture far below and far greater than the theoretical air-fuel ratio can yield a certain inhibitory effect on knock. The experimental results verified the correctness of the simulation results. The control strategy of collaborative delaying ignition and increasing fuel injection was proposed and used for experimental researches. The results showed that the knock can be effectively suppressed at low speed and heavy load, the power recovery was generally more than 90% when the throttle was fully open. When the engine speed was 5 500 r/min, the power recovery can even reach 95.7% of the original engine.

Key words: two-stroke engine; aviation kerosene; knocking suppression;
power recovery; one-dimensional simulation

二冲程发动机具备高功质比、结构简单、制造成本低,易于维护等优点,结合航空煤油在使用、存储、价格等方面的优势,在轻型航空飞行器上有着较好的应用价值^[1-4]。然而航空煤油挥发性差,

黏度大,辛烷值在 45~51 之间,自燃温度不超过 573 K,因此,在将其作为点燃式发动机的燃料时,通常会导致发动机在工作中更容易发生爆震,发动机功率将受到严重限制^[5-8]。

收稿日期: 2021-04-21

作者简介: 胡晓生(1995—),男,硕士生,主要从事内燃机性能与仿真研究。

引用格式: 胡晓生,魏民祥,常诚,等. 关键参数对二冲程煤油发动机爆震的影响[J]. 航空动力学报,2022,37(4):774-780. HU Xiaosheng, WEI Minxiang, CHANG Cheng, et al. Effect of key parameters on knock of two-stroke kerosene engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 774-780.

爆震是活塞式发动机一种非正常燃烧的现象。目前,普遍认为爆震是燃烧室内火焰传播到燃烧室边缘之前,一部分末端混合气自燃引起的。这部分自燃的混合气虽然不多,但是由于发动机的压缩冲程会导致局部温度过高,当末端混合气发生自燃时,燃烧速度比正常火焰传播速度更快。随着发动机末端混合气剧烈燃烧会产生高频率的爆震波并且增加发动机零件的热负荷,这将导致发动机循环热效率和功率降低,甚至导致发动机损坏^[9-10]。

目前,许多学者都在通过试验或者仿真,尝试各种方法来抑制爆震,包括降低压缩比和缸内温度,采用混合燃料,推迟点火正时等。Suhy 等通过试验研究了点燃式二冲程煤油发动机,结果表明,在中等和全开的节气门开度下,发动机的爆震都很明显,为避免过度爆震,必须将点火正时延迟到上止点附近^[11]。Baral 等使用汽油与煤油的混合物作为一款单缸发动机的燃料,结果表明,随着混合物中煤油含量的增加,爆震趋势和爆震强度也随之增加^[12]。Enomoto 等使用废气再循环(exhaust gas recirculation, EGR)和点火正时研究了小排量四冲程火花塞点火发动机燃烧煤油与汽油混合燃料的爆震强度,采用中冷 EGR 的情况下,中高比例煤油掺混燃料和纯煤油的试验中爆震强度均会变小^[13]。宗培越等在一台四冲程发动机上进行了爆震的试验研究,研究表明降低压缩比,减小点火提前角可以有效抑制爆震,但会带来较大的功率损失^[14]。

本文首先通过建立原机的一维仿真模型,研究喷油与点火提前角协同控制对改用煤油作为燃

料后发动机的爆震抑制以及功率恢复的影响,并以仿真结果为指导,进一步地开展了二冲程点燃式煤油发动机台架试验,试验结果验证了仿真的正确性。

1 一维性能仿真

1.1 仿真模型搭建及验证

表 1 为试验某发动机主要参数。

表 1 发动机主要参数
Table 1 Main engine parameters

参数	数值及说明
布置形式	对置双缸
排量/cm ³	275
缸径/mm	66
冲程/mm	40
有效压缩比	9.5 : 1
几何压缩比	12.5 : 1

根据发动机数值仿真理论以及相应的建模步骤,利用 GT-Power 软件对原机建立一维仿真模型,如图 1 所示。模型中主要的构成包括:进气和排气系统、燃烧模型、燃烧室结构、喷油模型、传热模型以及大气环境等,每个部分可以细分为多个模块,各个模块模拟对应的发动机部件^[15-16]。具体参数通过发动机手册和实际测量得出。

依照发动机实际性能对仿真模型进行修正,直至误差缩小至可以接受的范围内。结合台架试验,测得各个稳态工况下原机的实际功率参数,对比建立的 GT-Power 一维仿真数据,如图 2 所示,

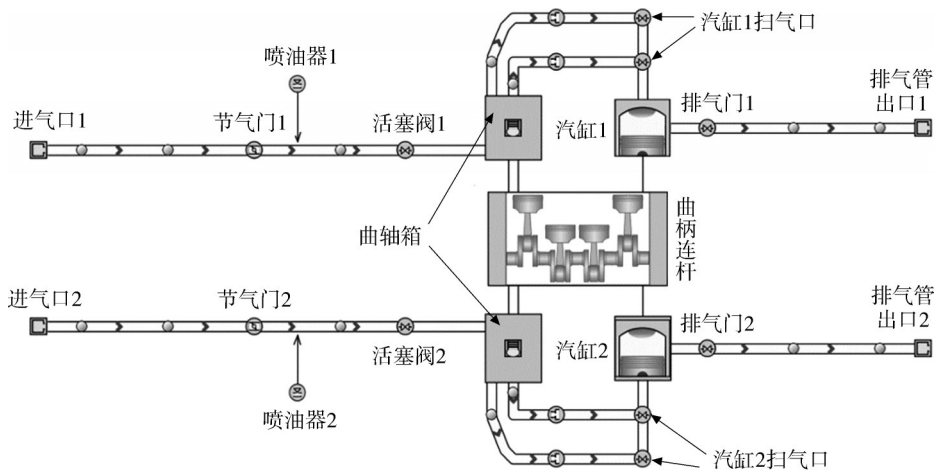


图 1 发动机 GT-Power 模型
Fig.1 GT-power model of engine

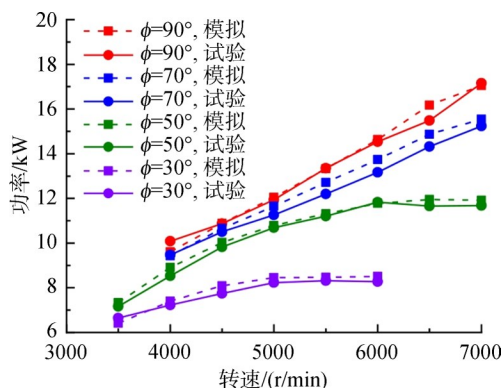


图2 发动机一维仿真模型验证

Fig.2 Verification of one dimensional engine simulation model

试验结果与仿真结果趋势一致。各个节气门开度(量符号记为 ϕ)下,仿真和实际功率最大误差为5%,仿真模型可以准确反映实际发动机,可以在进一步研究中使用。

1.2 爆震预测及性能仿真

为了对原机更换煤油后在工作中的爆震现象进行预测和仿真,在GT-Power中需要添加爆震预测模块。爆震预测模块所需具体参数值如表2所示。其中 M 为爆震指数乘数,用于对仿真输出值的放缩; M_1 为爆震诱导时间因子, M_1 越小则触发自燃反应的时间越短,发动机爆震倾向越明显; M_2 为活化能因子, M_2 越大表示工质中的活化能越大,发动机爆震的几率越高。表中 M_1 、 M_2 的值需结合试验进行标定。

表2 爆震预测模型参数

Table 2 Parameters of knock prediction model

参数	数值
辛烷值 O_N	46
爆震指数乘数 M	1
爆震诱导时间因子 M_1	1.15
活化能因子 M_2	0.8

爆震指数 K_i 是一个基于现象学的参数, K_i 越大,表明爆震强度越大,爆震指数低于50时表示发动机处于轻微爆震。爆震指数方程式如式(1)所示。

$$K_i = 10\,000 M \omega \frac{V_{TDC}}{V} \exp\left(\frac{-6\,000}{T}\right) \cdot \max\left[0, 1 - (1 - \Phi)^2\right] I_{ave} \quad (1)$$

式中 ω 表示汽缸未燃烧气体质量分数, V_{TDC} 表示

上止点(top dead center, TDC)处汽缸的容积, V 表示汽缸容积, T 表示整体未燃气体温度, Φ 为未燃区的当量比, I_{ave} 为感应时间积分,是所有末端气体区的平均值^[17]。

由于航空用途的发动机转速较高,所以选取转速为4 500 r/min,节气门全开作为爆震的典型工况进行研究。

图3为发动机在转速为4 500 r/min时,爆震指数 K_i 与点火提前角(量符号记为 α),空燃比之间的关系。空燃比即空气和燃料质量比,空燃比越大,表示混合气中煤油含量越少,反之越多。从图中来看,在相同空燃比的条件下,随点火提前角的逐渐增大,爆震指数增大。在相同点火提前角的情况下,空燃比由小到大,爆震指数先增大后减小,随着空燃比继续减小,爆震倾向逐渐缩小,直至爆震指数为0。所以较小的点火提前角,较小和较大的空燃比对爆震都有抑制作用。

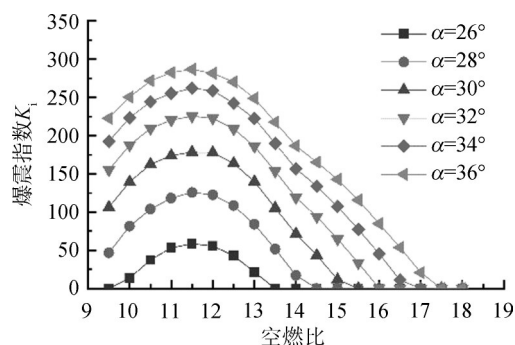


图3 点火相位与空燃比对发动机爆震指数的影响

Fig.3 Effects of ignition phase and air-fuel ratio on engine knock index

图4是空燃比为13.5时,不同点火提前角下,发动机功率和排气温度的对比。可以看出,当点火提前角为28°时,功率达到最大11.32 kW,这说明在较低的爆震燃烧条件下,发动机的动力性达到最佳。随着点火提前角的继续增大,爆震倾向增大,功率也明显降低。排气温度随着火提前角的增大,逐渐降低,当点火提前角小于26°时排气温度过高,超过该发动机设计排气温度上限923 K,这是由于发动机燃烧相位被推迟,后燃严重,此时发动机功率也会下降。

图5是点火提前角为30°时,不同空燃比下,发动机的功率和排气温度的对比。从图可以看出,当空燃比在10.5~13.5时,功率输出水平接近且随着空燃比的增大而略微增加,在功率达到峰值功率11.33 kW后,随着空燃比继续增大而功率

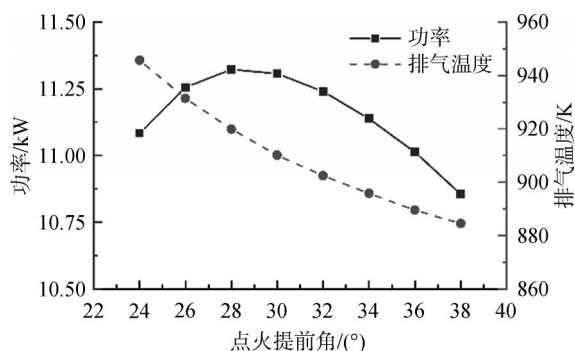


图4 不同点火提前角下发动机功率和排气温度的对比

Fig.4 Comparison of engine power and exhaust temperature under different ignition advance angles

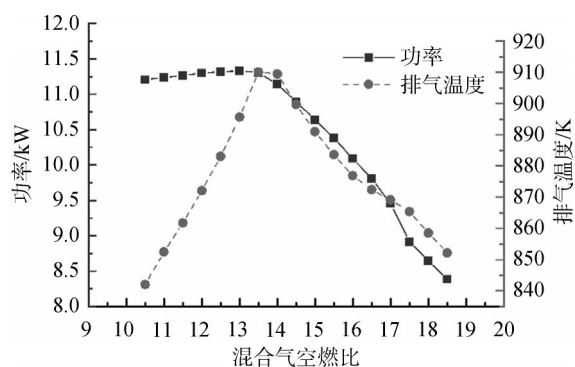


图5 不同空燃比下发动机功率和排气温度的对比

Fig.5 Comparison of engine power and exhaust temperature under different air-fuel ratios

输出减小。当空燃比大于14.5时,发动机功率下降明显,这是由于在较小的空燃比条件下,燃料缺氧燃烧不完全。随着空燃比接近理论空燃比,指示热效率达到较高水准,但是较大空燃比下,缸内混合气燃烧速度下降,燃烧相位严重推迟,导致功率降低,排气温度偏高。

2 台架试验

2.1 台架系统

为进一步验证仿真结果的正确性,需要进行试验研究,图6是试验台架系统示意图,主要包括点燃式二冲程发动机、测功机、上位机、发动机数据采集系统、发动机电子控制单元(electronic control unit, ECU)及发动机参数标定与通讯系统。

测功机是一种涡流测功机,用于测量发动机转速、扭矩和功率。上位机会记录来自采集系统的数据,包括汽缸盖温度、排气温度、缸内压力等。ECU和发动机参数标定与通讯系统可以实时调节点火时刻和喷油脉宽等参数。为了监测和记录

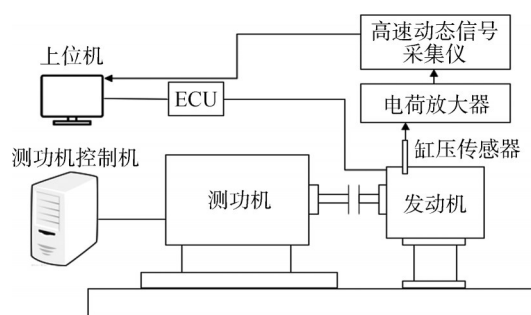


图6 台架系统示意图

Fig.6 Diagram of bench system

缸内压力变化,试验中采用了Kistler 6113C型缸压传感器和DH5960高速数据采集仪^[18]。

2.2 爆震控制策略试验

试验中,对爆震强度KI(knock intensity,量符号记为 I_k)进行定义,以便能够利用发动机工况数据分析不同爆震状态。

首先,使用量符号 $A_{po,max}$ 表示缸内压力最大波动值(maximum amplitude of pressure oscillation),其计算方法为式(2)。

$$A_{po,max} = \max \left(|p|_{\theta_0}^{\theta_0 + \zeta} \right) \quad (2)$$

式中 θ_0 为计算窗口的开始时刻对应的发动机曲轴转角, ζ 为采集窗口的总时间所对应的曲轴变化角度, p 为通过滤波后的缸内压力值^[18]。

试验中,对连续50个爆震循环的 $A_{po,max}$ 进行计算,其平均值即爆震强度,式(3)如下:

$$I_k = \frac{\sum_{i=1}^n A_{po,max,i}}{n} \quad (3)$$

其中 n 为发动机工作的循环数。

2.2.1 点火相位对爆震的影响

发动机转速为4500 r/min,节气门开度为50%,过量空气系数为0.9时,不同点火提前角下发动机的缸内压力对比如图7所示。随着点火提前角的逐渐增大,缸内压力震荡增强。

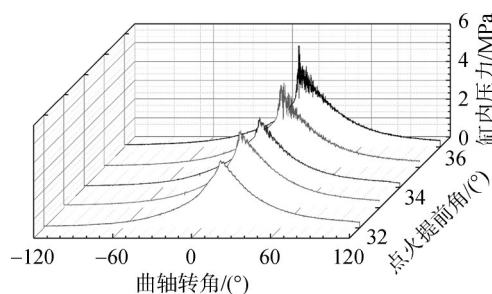


图7 不同点火提前角下缸内压力的对比

Fig.7 Comparison of cylinder pressure under different ignition advance angles

图 8 显示了不同点火提前角下,发动机爆震强度与输出功率的变化曲线。爆震强度随着点火正时的推迟而减小,证实了减小点火提前角抑制爆震的有效性。点火提前角为 32° 时,爆震强度仅为 0.02 MPa ,可以认为此时发动机没有发生爆震。点火提前角为 33° 时,爆震强度为 0.33 MPa ,此时发动机处于轻微爆震,发动机功率输出值达到最大,原因是推迟点火会降低循环热效率,而增大点火提前角则使得发动机发生更加强烈的爆震从而影响功率输出。

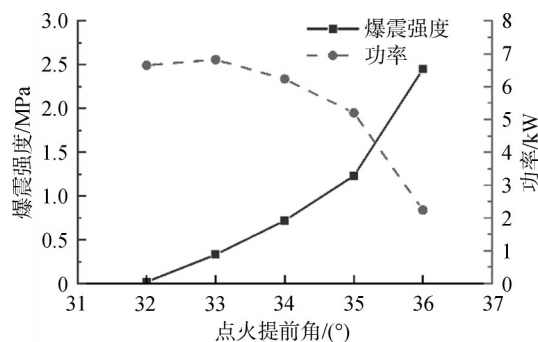


图 8 不同点火提前角下爆震强度与功率的变化

Fig.8 Variation of knock intensity and power under different ignition advance angles

图 9 显示了不同点火提前角下发动机汽缸盖温度与排气温度的变化趋势。为了保证发动机的安全性,发动机在设计的时候有运行温度限制,汽缸盖温度上限为 523 K ,排气温度上限为 923 K 。随着点火提前角的增大,发动机的缸盖温度逐渐升高,排气温度逐渐降低。排气温度在点火提前角为 32° 的工况下达到了 913 K ,接近温度上限,为避免发动机损坏,试验时点火提前角不得小于 32° 。

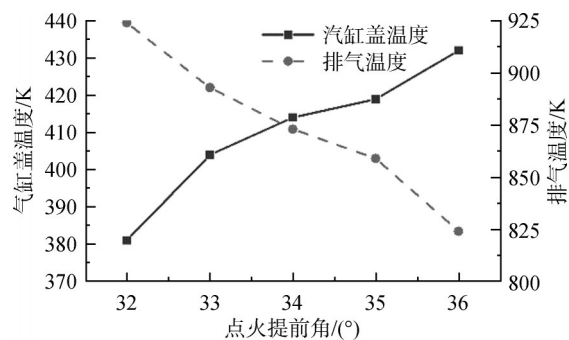


图 9 不同点火提前角下汽缸盖温度与排气温度变化

Fig.9 Variation of cylinder head temperature and exhaust temperature under different ignition advance angles

2.2.2 过量空气系数对爆震的影响

试验中,采用过量空气系数来衡量混合气中燃油的质量浓度,当过量空气系数 λ 大于 1 时,混合气中空气量大于理论空气量,认为是稀混合气; λ 小于 1 时,混合气中空气量小于理论空气量,认为是浓混合气。

图 10 显示了发动机转速为 $4\,500\text{ r/min}$,节气门开度 50% ,点火提前角为 34° ,不同过量空气系数时,发动机缸内压力对比。由图可见,随着 λ 增大,缸内压力震荡幅度呈现先增大后减小的趋势,在 λ 为 1.0 时,震荡幅度达到最大。

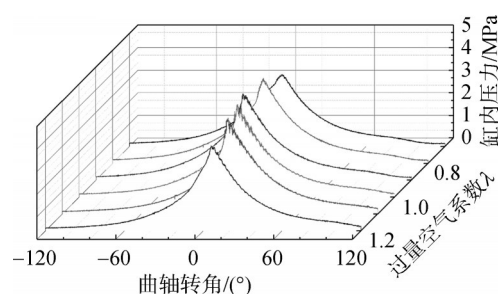


图 10 不同过量空气系数下的缸内压力对比

Fig.10 Comparison of cylinder pressure under different excess air coefficients

图 11 所示,爆震强度及发动机功率随 λ 的增大,呈现先增大后减小的趋势。当 $\lambda=1$ 时,发动机爆震强度达到最大, $I_k=0.673\text{ MPa}$,最小爆震强度在 $\lambda=0.7$ 时获得。当 $\lambda=0.8$ 时,发动机功率输出达到最大值,值为 7.22 kW 。而当 $\lambda=1.2$ 时,发动机功率降低至 5.13 kW 。结果表明,稀薄混合气下,点燃式煤油发动机的动力输出下降显著。通过数据对比可以看出,在理论混合气附近时发动机爆震强度最大,在此基础上,无论是加浓还是减稀混合气,都可以抑制爆震发生。但是较浓的

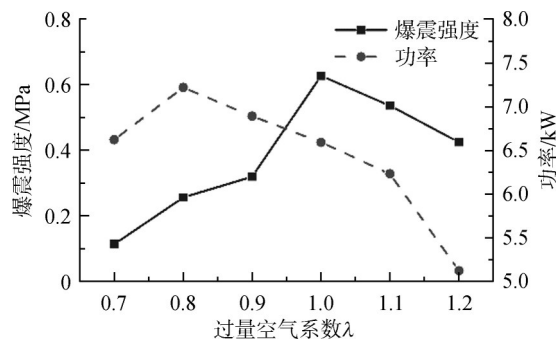


图 11 不同过量空气系数下爆震强度与功率的变化

Fig.11 Variation of knock intensity and power under different excess air coefficients

混合气抑制爆震的效果更加明显,造成这种现象的原因有两点,首先,偏浓的混合气比热容相对较大,使压缩完成时缸内混合气温度降低,自燃反应减弱,其次,缸内火焰传播速度在偏浓混合气条件下更快,正常燃烧的火焰能够在未燃混合气自燃前迅速传播至末端,抑制爆震燃烧。

图12是不同试验工况下缸盖温度和排气温度变化趋势。结果表明,不同工况下,汽缸盖温度均低于423 K,低于发动机设计的限定温度,而排气温度虽然未达到极限值,但是也比较接近上限(923 K),再次验证了煤油燃料燃烧速度低于汽油。在 $\lambda=1.2$ 的条件下,虽然爆震强度再次减小,但是排气温度接近923 K,所以通过降低混合气浓度来抑制爆震也有一定局限性。

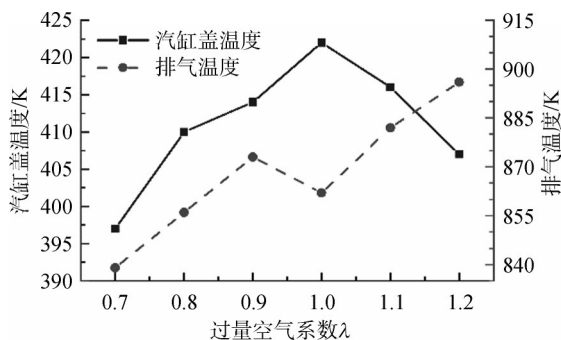


图12 不同过量空气系数下汽缸盖温度与排气温度变化
Fig.12 Change of cylinder head temperature and exhaust temperature under different excess air coefficients

2.3 点火和喷油参数协同控制对爆震的影响

试验过程中,采用原型汽油机控制策略,节气门开度大于40%时,发动机会出现严重爆震,无法正常运行。根据前文研究内容,加浓混合气与减小点火提前角都能够抑制煤油发动机爆震。但是采用单一参数控制策略具有局限性,双参数控制策略能够对发动机功率输出、排气温度等性能参数产生互补性影响,因此,本文在前文的研究基础上,进一步提出“点火-喷油协同控制”的思路,以期有效抑制发动机的爆震燃烧,拓宽其负荷范围,提升发动机的功率恢复。

使用GT-Power中的试验设计方法对发动机的点火提前角和与喷油量进行标定,结合台架试验数据,获得发动机点火-喷油协同控制策略,其点火提前角和喷油脉宽如图13~图14所示。

采用点火-喷油协同控制策略后,100%节气门开度下发动机的功率恢复情况如图15。其功率恢复达到90%以上,5500 r/min时,功率恢复

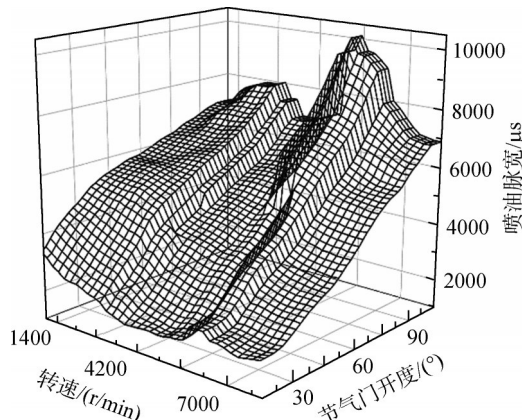


图13 发动机喷油脉宽图

Fig.13 Engine injection pulse width diagram

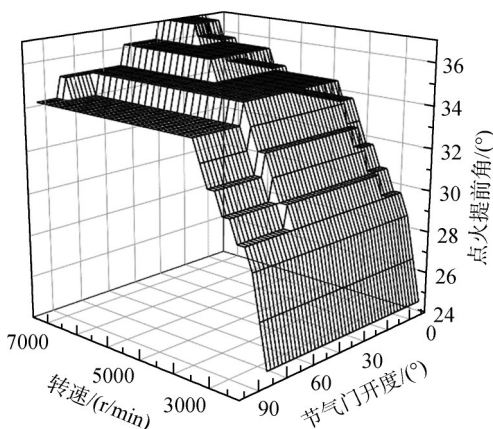


图14 发动机点火时刻图

Fig.14 Engine ignition timing diagram

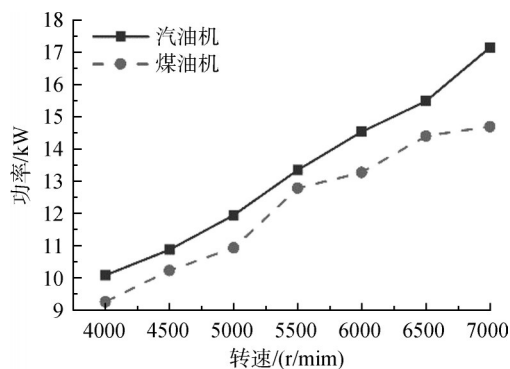


图15 功率恢复曲线

Fig.15 Power recovery curve

最高可达95.7%。结果表明,在点火-喷油协同控制策略作用下,发动机能够稳定运行在无爆震或者轻微爆震工况下,且功率能够得到有效恢复。

3 结论

基于发动机改用航空煤油后易发生爆震这一现象,本文以某型点燃二冲程航空活塞发动机为

研究对象进行仿真和试验研究,分析了点火正时和过量空气系数对发动机爆震的影响,并提出点火-喷油协同控制策略。结果表明,所提出的控制策略能够有效抑制爆震并提升功率恢复。

1) 推迟点火提前角能够降低发动机的爆震强度,但是会导致燃烧相位的后移,引起排气温度的升高,由于煤油燃烧速度比汽油慢,推迟点火会加剧排气温度恶化。所以通过推迟点火提前角抑制爆震一定的局限性。

2) 加浓或者减稀混合气都可以达到抑制爆震燃烧的效果,但是通过减稀混合气抑制爆震的效果低于加浓混合气,且过度减稀混合气会导致发动机输出功率下降,同时恶化排气温度。

3) 使用点火-喷油协同控制策略可以有效抑制发动机的爆震,节气门全开时,功率恢复普遍在90%以上,转速为5500 r/min时,功率恢复最高能够达到原机95.7%。

参考文献:

- [1] LAWTON J. Development of a heavy fuel engine for an unmanned air vehicle[R]. Orlando, US: the 26th Joint Propulsion Conference, 1990.
- [2] 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.
- [3] BLAIR G P. Design and simulation of two-stroke engines[M]. Warrendale, Pennsylvania, US: Society of Automotive Engineers, 1996.
- [4] MAURICE L, EDWARDS T, GRIFFITHS J. Liquid hydrocarbon fuels for hypersonic propulsion[J]. Scramjet Propulsion, 2001, 189: 757-822.
- [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] 刘娜, 宋玺娟, 胡春明, 等. 基于双火花塞点火策略的活塞式航空煤油发动机爆震控制[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1671-1676.
LIU Na, SONG Xijuan, HU Chunming, et al. Knocking control of piston-type aviation kerosene engine based on dual-spark plug ignition strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 32(8): 1671-1676. (in Chinese)
- [7] 王蕾, 赵振峰, 俞春存. 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. (in Chinese)
- [8] SHI Jinshuai, WANG Yinhuai, LI Xinyan, et al. Impact of octane number on fuel efficiency of modern vehicles[J]. International Journal of Fuels and Lubricants, 2013, 6(3): 702-712.
- [9] SMITH J R, GREEN R M, WESTBROOK C K, et al. An experimental and modeling study of engine knock[J]. Symposium (International) on Combustion, 1985, 20(1): 91-100.
- [10] NATES R J, YATES A D B. Knock damage mechanisms in spark-ignition engines[R]. SAE (Society of Automotive Engineers) Technical Paper 942064, 1994.
- [11] SUHY P J, EVERS L W, MORGAN E J, et al. The feasibility of a kerosene fueled spark ignited two-stroke engine[R]. SAE (Society of Automotive Engineers) Technical Paper 911846, 1991.
- [12] BARAL B, RAINE R. Knock in a spark ignition engine fuelled with gasoline-kerosene blends[R]. SAE (Society of Automotive Engineers) Technical Paper 2008-01-2417, 2008.
- [13] ENOMOTO H, NOZUE H, HIEDA N. Effects of EGR on knock-level of small spark ignition engine with gasoline-base kerosene-mixed fuel[R]. SAE (Society of Automotive Engineers) Technical Paper 2013-32-9114, 2013.
- [14] 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 inject injection piston-type aviation kerosene engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 635-641. (in Chinese)
- [15] 陈方超, 杨海青, 刘锐, 等. 提高四冲程点燃式重油航空发动机抗爆性措施[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 611-619.
CHEN Fangchao, YANG Haiqing, LIU Rui, et al. Measures to improve anti-knock quality for four-stroke ignited kerosene aviation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 611-619. (in Chinese)
- [16] 刘永长. 内燃机原理[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2001.
- [17] GHANAATI A, SAID M F M, DARUS I Z M. A comparative study on knock occurrence for different fuel octane number[R]. SAE (Society of Automotive Engineers) Technical Paper 2018-01-1674, 2018.
- [18] LIU Rui, SHENG Jing, MA Jie, et al. Knock combustion investigation on a two-stroke spark ignition UAV engine burning RP-3 kerosene fuel[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(10): 1278-1284.

(编辑: 王碧琚)