

异步点火相位对二冲程发动机 爆震燃烧的影响

贝太学¹, 魏民祥¹, 刘锐¹, 盛敬^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南昌工程学院 机械与电气工程学院, 南昌 330099)

摘 要: 为了解异步点火相位对二冲程航空活塞发动机燃用煤油时的爆震影响问题, 使用 Fire 软件建立了发动机燃烧室的计算模型, 并通过试验验证了该模型, 研究了异步点火相位对发动机缸内燃烧以及火焰面密度分布、爆震强度的影响等。结果表明: 在转速为 5000 r/min、全负荷工况、混合气当量比为 1.1、点火能量为 35.64 mJ 条件下, 当其中一个火花塞点火时刻固定在上止点前曲轴转角为 29°, 另一个火花塞相对其分别提前曲轴转角为 1°, 3°, 5° 时点火, 随着双火花塞异步点火相位差的增大, 缸内平均压力、放热率及累积放热量均呈现减小的趋势, 两个火花塞附近的湍动能增大, 火焰传播速度加快, 火焰发展期缩短, 爆震强度表征物的浓度逐步减小, 二冲程煤油发动机爆震发生的倾向减小。

关 键 词: 航空活塞发动机; 煤油; 二冲程; 异步点火相位; 燃烧; 爆震

中图分类号: V234

文献标志码: A

Effects of asynchronous ignition phase on knock combustion of two-stroke engine

BEI Tai-xue¹, WEI Min-xiang¹, LIU Rui¹, SHENG Jing^{1,2}

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Mechanical and Electrical Engineering,

Nanchang Institute of Technology, Nanchang 330099, China)

Abstract: In order to understand the impact of asynchronous ignition phase on the knock of two-stroke kerosene aero-piston engine, a calculation model of the combustion chamber was established by using fire software. And the validity of the model was verified by the test data. The simulation and test results show that: at 5000 r/min, full load and equivalence ratio of the mixture under 1.1 conditions, ignition energy at 35.64 mJ conditions, when one of the spark plugs ignition time is fixed at before top dead center crank angle is 29°, another ignition time is set ahead of crank angle is 1°, 3° and 5° relatively; with the increase of the phase difference of the double spark ignition, the average pressure, heat release rate and the accumulated heat release rate have decreased. The turbulent kinetic energy of the two spark plugs increases, the flame propagation velocity rises, the flame development period is shortened, and the concentration of the knock intensity is reduced gradually.

收稿日期: 2015-06-21

基金项目: 江苏省高校研究生科研创新计划项目(KYLX_0244)

作者简介: 贝太学(1985—), 男, 博士生, 主要从事活塞发动机仿真建模及性能分析的研究。

引用格式: 贝太学, 魏民祥, 刘锐, 等. 异步点火相位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 asynchronous ignition phase on knock combustion of two-stroke engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 322-329.

Key words: aero-piston engine; kerosene; two-stroke; asynchronous ignition phase; combustion; knock

传统航空活塞发动机的常规燃料大多以汽油为主,该燃料具有闪点低、挥发强等特性,常温下遇到明火容易引发爆炸,在存储、输送以及使用等方面存在安全隐患^[1-2]. 由于在国防军事等特殊领域,对燃料安全性有较高的要求,迫切需要寻找安全可靠的替代燃料^[3-4]. 与汽油相比,煤油燃料的燃烧特点有很大的区别,火焰传播速度慢,燃烧过程相对粗暴,抗爆震性能差^[5-6].

对于火花点燃式的发动机来说,爆震是一种其特有的非正常燃烧现象^[7-8],剧烈的爆震不仅仅能够限制动力性、经济性的发挥,有时甚至会造成对发动机本身的破坏^[9-10]. 目前,很多发动机在进行点火时,选择采用了双火花塞点火的技术,在燃烧室顶部的位置,与燃烧室中心轴线等距的两侧分别对称的安装火花塞,然后由发动机的电子控制单元去控制其作出相应的点火动作. 采用这类双火花塞点火的技术,可以有效的使火焰传播加快速率,降低发动机的爆震倾向^[11].

国内很多专家、学者对双火花塞点火技术进行过尝试性的研究. 重庆大学的黄永生、黄琪等在所建立的燃烧过程测试试验平台上,分别采用单火花塞和双火花塞点火方案对 158FMI 型号的发动机进行了燃烧测试诊断. 结果表明,双火花塞点火可以有效缩短燃烧持续期,更适合发动机的高速运转,在提高了点火可靠性的同时,有利于降低循环波动^[12-13]. 吉林大学的李垂孝、周冬青等通过 AVL Fire 三维仿真软件研究了在大废气再循环(EGR)率下的单、双火花塞不同点火策略对发动机性能的影响. 研究结果表明,双火花塞点火策略相比于单火花塞点火的指示功率可以提高 2 kW,指示燃油消耗率可以提高 8%左右^[14-15].

目前国内外有关航空活塞重油发动机双火花塞异步点火、特别是针对发动机爆震特性影响分析的研究较少涉及. 本文采用 AVL Fire 燃烧仿真软件对火花点燃式二冲程航空活塞发动机燃烧航空煤油时的爆震燃烧特性进行了研究,建立了二冲程重油发动机的燃烧室模型,计算了双火花塞异步点火相位对航空活塞发动机燃烧煤油时的缸内平均压力、湍动能、放热率以及累计放热量的影响趋势,并分析了异步点火相位的相位差对二冲程航空活塞重油发动机爆震强度的影响.

1 燃烧室 CFD 计算模型的建立

研究用二冲程航空活塞重油发动机台架系统的结构框图,如图 1 所示,其中主要包括进气系统、燃油供给系统以及电子控制系统^[16]等. 主要的技术参数指标^[17]如表 1 所示.

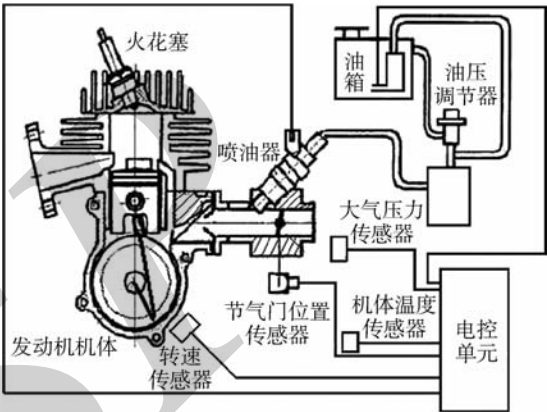


图 1 二冲程航空活塞重油发动机台架系统的结构框图
Fig. 1 Schematic diagram of two stroke kerosene engine

表 1 二冲程航空活塞重油发动机技术参数

Table 1 Main technical parameters of the two stroke kerosene engine	
参数	数值
排量/cm ³	625
活塞行程/mm	69
气缸直径/mm	76
最大功率/kW	41.4(6 300 r/min)
最大扭矩/(N·m)	63.5(6 000 r/min)
压缩比	9.5 : 1
燃料	航空煤油

图 2 为使用计算流体动力学软件 AVL Fire 绘制的二冲程航空活塞重油发动机燃烧室的计算网格. 计算中所选用的数学模型主要包括以下几个:标准 $k-\epsilon$ 气体湍流模型、Shell 自点火模型、Coherent Flame Model 相关火焰燃烧模型、扩大的 Zeldovich 氮氧化物生成模型等.

AVL Fire 计算时所设定的初始条件和边界条件等参数值由试验得到^[18],初始条件主要包括温度、压力和油气混合物当量比等;边界条件主要

包括活塞顶部、气缸壁以及燃烧室顶部的温度等。具体参数值的设定,如表 2 和表 3 所示。

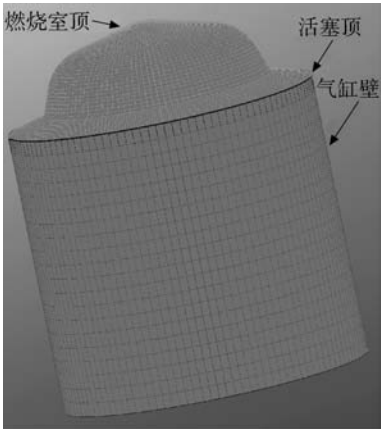


图 2 二冲程航空活塞重油发动机燃烧室的计算网格
Fig. 2 Mesh of two-stroke kerosene engine

表 2 计算时的初始条件设定
Table 2 Initial conditions set in the model

初始条件	数值
温度/K	485
压力/kPa	168
油气混合物当量比	1.09

表 3 计算时的边界条件设定
Table 3 Boundary conditions set in the model

边界条件	数值
活塞顶部的温度/K	633
气缸壁的温度/K	537
燃烧室顶部的温度/K	585

2 计算模型的验证

为了验证所建立的 AVL Fire 计算模型,将 AVL Fire 计算得到的缸内压力的结果与二冲程航空活塞重油发动机台架试验获取的缸内压力数据进行了比较(受篇幅限制,试验台架在此不再赘述,见参考文献[16-17]). 在进行 AVL Fire 的数值计算时,以曲轴转角为 360°位置作为上止点参考,分别设置以下 3 种工作循环进行仿真计算。

1) 仿真计算 1

两个火花塞的点火时刻分别设置:上止点前

曲轴转角为 29°和 30°,即曲轴转角相位差为 1°。

2) 仿真计算 2

两个火花塞的点火时刻分别设置:上止点前曲轴转角为 29°和 32°,即曲轴转角相位差为 3°。

3) 仿真计算 3

两个火花塞的点火时刻分别设置:上止点前曲轴转角为 29°和 34°,即曲轴转角相位差为 5°。

图 3~图 5 分别表示曲轴转角相位差为 1°, 3°, 5°时,AVL Fire 计算得到的缸内压力结果与二冲程航空活塞重油发动机台架试验获取的缸内压力数据的比较。能够看到,数值模拟的计算结果与台架试验获取的缸内压力数据基本符合,最大误差不超过 4%,验证了所建二冲程航空活塞重油发动机燃烧室的 AVL Fire 计算模型,可以对该发动机的燃烧进行进一步的研究。

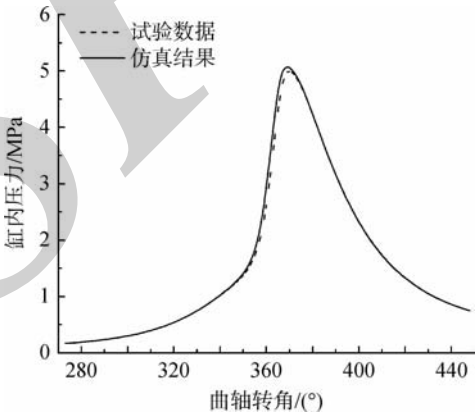


图 3 仿真计算 1 的结果与试验数据进行对比
Fig. 3 Comparison of simulation results and experimental results in working cycle 1

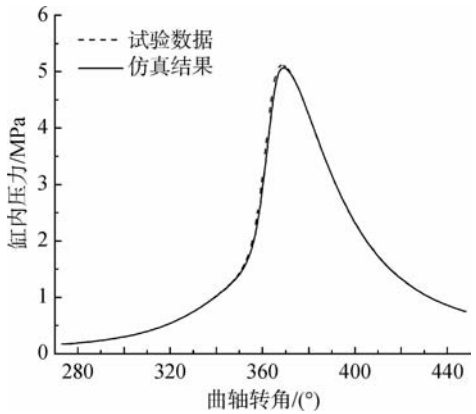


图 4 仿真计算 2 的结果与试验数据进行对比
Fig. 4 Comparison of simulation results and experimental results in working cycle 2

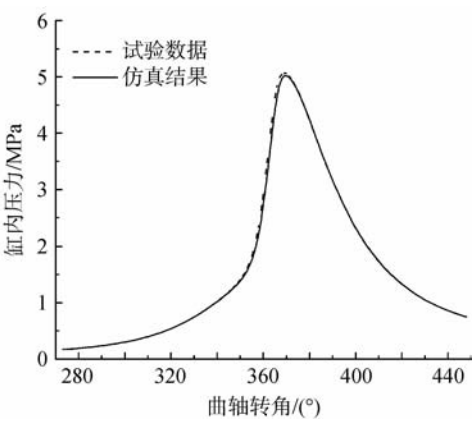


图 5 仿真计算 3 的结果与试验数据进行对比
Fig. 5 Comparison of simulation results and experimental results in working cycle 3

3 不同异步点火相位对缸内燃烧以及爆震的影响

在全负荷、转速为 5 000 r/min、点火能量为 35.7 mJ、油气混合物当量比为 1.09 条件下,将双火花塞异步点火曲轴转角相位差分别设定为 1°, 3°和 5°时,计算异步点火相位的相位差对该二冲程航空活塞重油发动机缸内燃烧及爆震的影响。

3.1 不同异步点火相位对应的缸内压力、湍动能

图 6 为该二冲程航空活塞重油发动机在不同的异步点火相位参数设置下,计算得到的缸内压力数据. 能够看到,随着异步点火曲轴转角相位之间的差值从 1°到 3°、再到 5°不断升高,燃烧室内平均压力的最大值呈现出了略微下降的趋势,且最大值出现的时刻有所推迟。

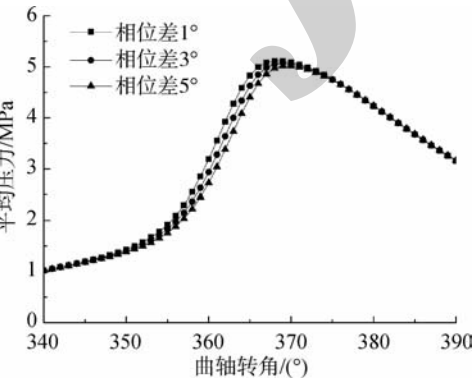


图 6 不同异步点火相位差对应的平均压力
Fig. 6 Average pressure under different ignition asynchronous phase

图 7 为二冲程航空活塞重油发动机在不同的异步点火相位参数设置下,计算得到的湍动能数

据. 二冲程航空活塞重油发动机在火花塞作出点火动作以后,火焰前锋面会与缸内流场产生作用,湍动能的数值在曲轴转角为 360°至 370°之间时刻出现一个迅速增大的阶段,且随着双火花塞异步点火曲轴转角相位之间的差值从 1°增加 5°,湍动能迅速升高的趋势会更加明显。

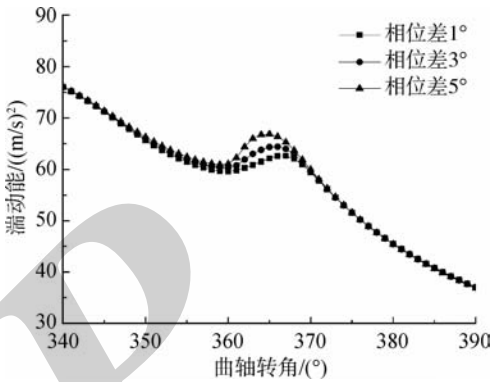


图 7 不同异步点火相位差对应的湍动能
Fig. 7 Turbulent kinetic energy under different ignition asynchronous phase

3.2 不同异步点火相位对应的放热率、累计放热量

图 8 和图 9 分别表示二冲程航空活塞重油发动机在不同的异步点火相位参数设置下,计算得到的放热率和累计放热量的仿真结果. 能够看到,随着异步点火曲轴转角相位差从 1°增加到 5°,放热率数据的最大值略有下降,且最大值点出现的时刻有所推迟,而对应的累计放热量也呈现出了逐渐降低的趋势. 这主要是由于二冲程航空活塞重油发动机采用异步点火曲轴转角相位差分别为 1°, 3°, 5°进行点火时,两个火花塞点火动作的时间

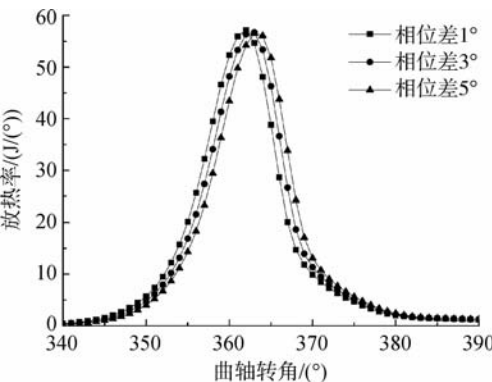


图 8 不同异步点火相位差对应的放热率
Fig. 8 Heat release rate under different ignition asynchronous phase

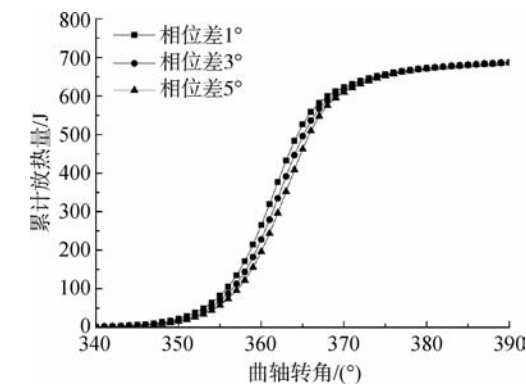


图 9 不同异步点火相位差对应的累计放热量
Fig. 9 Accumulated heat release under different ignition asynchronous phase

差值不同,火焰前锋面与缸内流场的作用情况有所不同,火焰传播速度和末端混合气低温反应时间均产生了差异引起的。

3.3 不同异步点火相位对应的缸内湍动能分布

图 10 列出了异步点火曲轴转角相位的差值分别设定为 1°,3°和 5°时,二冲程航空活塞重油发动机燃烧室内的湍动能分布情况。

从图 10 中能够看到,二冲程重油发动机燃烧室内的湍动能分布,有明显的分层现象.在曲轴转角为 345°时刻,采用不同的异步点火相位差,湍动能在燃烧室内的分布形态差别不大;而在曲轴转角为 360°和 365°两个时刻,湍动能在燃烧室内的分布形态逐渐产生了差异,随着异步点火相位

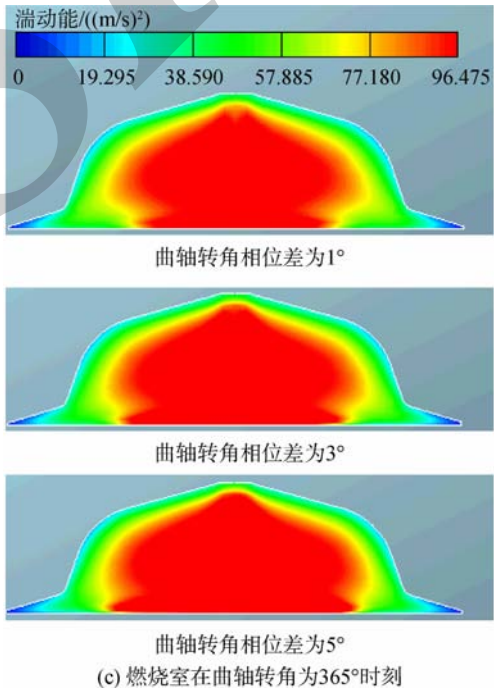
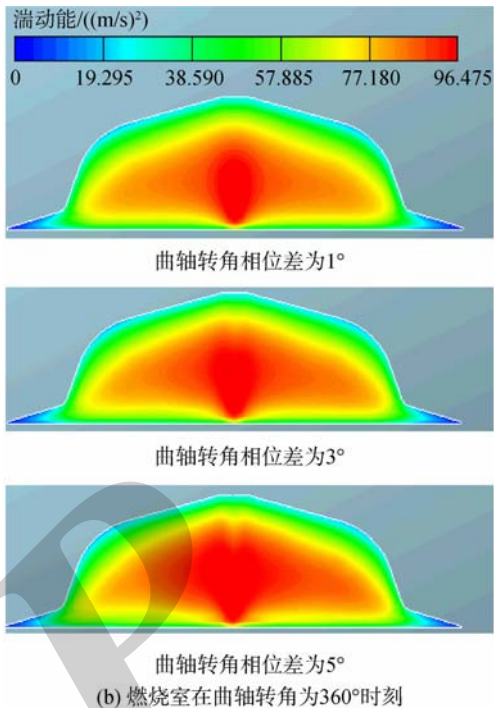
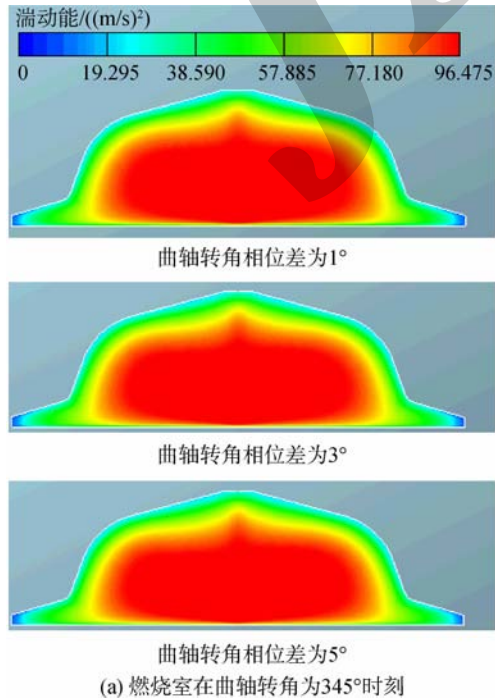


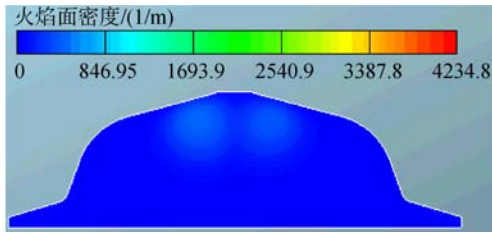
图 10 不同异步点火相位差对应的缸内湍动能
Fig. 10 Turbulent kinetic energy distribution under different ignition asynchronous phase

差值的增加,形态差异增大,湍动能的数值也明显有所增加。

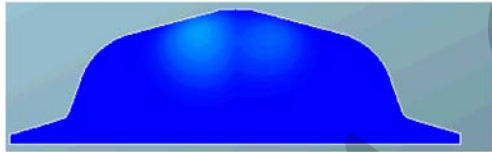
3.4 不同异步点火相位对应的火焰面密度分布

图 11 列出了异步点火曲轴转角相位的差值分别设定为 1°,3°和 5°时,二冲程航空活塞重油发动机燃烧室内的火焰面密度分布情况。

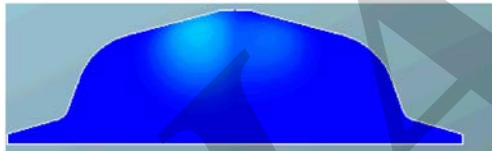
从图 11 中能够看到,在曲轴转角为 345° 时刻,二冲程航空活塞重油发动机燃烧室内已初步形成火焰中心,且随着异步点火相位差的增大,火焰中心的轮廓愈加明显. 在曲轴转角为 360° 时刻,随着异步点火相位差值的逐渐增加,两个火花塞附近的高温区域的面积差异逐渐增大. 在曲轴转角为 365° 时刻,双火花塞异步点火曲轴转角相位差为 5° 的缸内燃烧最先接近完成. 由此可见,当二冲程重油发动机采用异步点火相位进行点火时,随着双火花塞异步点火曲轴转角相位之间的



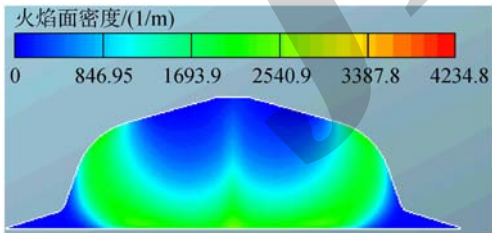
曲轴转角相位差为 1°



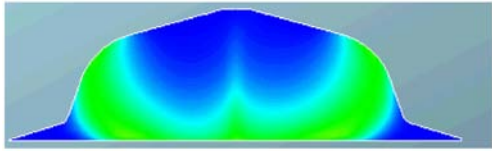
曲轴转角相位差为 3°



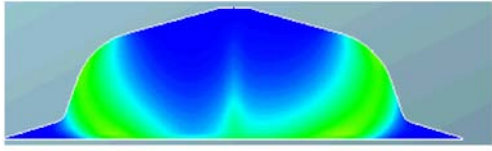
曲轴转角相位差为 5°
(a) 在曲轴转角为 345° 时刻



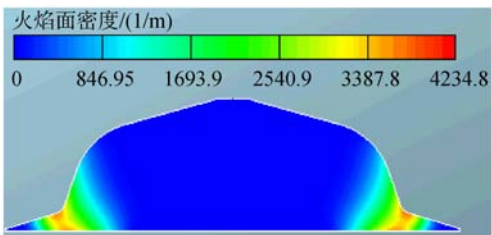
曲轴转角相位差为 1°



曲轴转角相位差为 3°



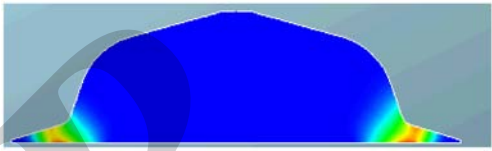
曲轴转角相位差为 5°
(b) 在曲轴转角为 360° 时刻



曲轴转角相位差为 1°



曲轴转角相位差为 3°



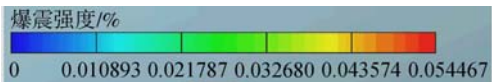
曲轴转角相位差为 5°
(c) 在曲轴转角为 365° 时刻

图 11 不同异步点火相位差对应的缸内火焰面密度
Fig. 11 Flame surface density distribution under different ignition asynchronous phase

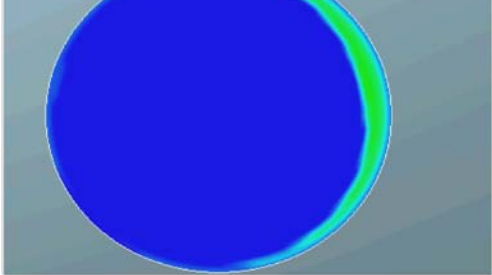
差值从 1° 逐渐增加到 3° , 再到 5° , 缸内火焰传播速度有逐渐加快的趋势.

3.5 不同异步点火相位对应的爆震强度分布

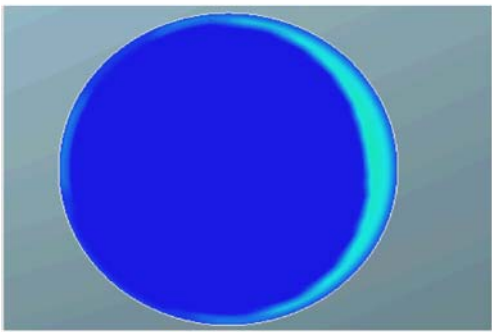
图 12 列出了异步点火曲轴转角相位的差值



曲轴转角相位差为 1°



曲轴转角相位差为 3°



曲轴转角相位差为 5°

分别设定为 1° 、 3° 、 5° 时,二冲程航空活塞重油发动机燃烧室内的爆震强度分布情况。

从图 12 中能够看到,在曲轴转角为 362° 和 364° 两个时刻,由于采用了不同的异步点火相位差进行点火,爆震强度表征物的浓度发生了明显的变化,适当增加异步点火相位的相位差,会降低二冲程重油发动机的爆震倾向。

4 结 论

为了了解异步点火相位对二冲程航空活塞重油发动机燃烧航空煤油时的爆震影响问题,使用 AVL Fire 软件建立了该发动机燃烧室的计算模型,在全负荷、转速为 $5\,000\text{ r/min}$ 、点火能量为 35.7 mJ 、油气混合物当量比为 1.09 条件下,将异步点火曲轴转角相位差分别设定为 1° 、 3° 和 5° 进行计算,研究了异步点火相位对发动机缸内燃烧以及湍动能、火焰面密度分布等的影响,得到以下结论:

1) 随着二冲程航空活塞重油发动机异步点火相位差的逐渐增大,缸内平均压力的最大值呈现出逐渐减小的趋势,缸内平均压力的最大值出现的时刻有所推迟;放热率的最大值也呈现出逐渐减小的趋势,放热率的最大值出现的时刻有所推迟;累计放热量逐步减小。

2) 二冲程航空活塞重油发动机采用不同的异步点火相位差进行点火,燃烧室内的湍动能分布、火焰面密度分布等参数会发生很大的差异;适当的增加异步点火相位的相位差,会增大缸内湍动能,加快火焰传播速度,降低二冲程航空活塞重油发动机的爆震倾向。

参考文献:

[1] Pickett B M, Burnette P F, Wells S P, et al. Fire safety tests comparing synthetic jet and diesel fuels with JP-8 [J]. Fire Safety Journal, 2011, 46(3): 89-95.

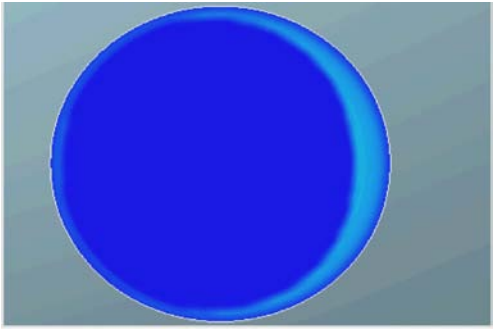
[2] 张志强, 贺俊, 魏名山, 等. 某航空活塞发动机回火试验 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1696-1701.

ZHANG Zhiqiang, HE Jun, WEI Mingshan, et al. Backfire tests of an aircraft piston engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1696-1701. (in Chinese)

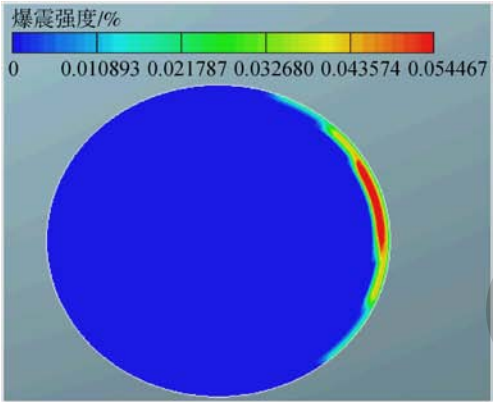
[3] Fernandes G, Fuschetto J, Filipi Z, et al. Impact of military JP-8 fuel on heavy-duty diesel engine performance and e-missions [J]. Journal of Automobile Engineering, 2007, 221(8): 957-970.

[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.

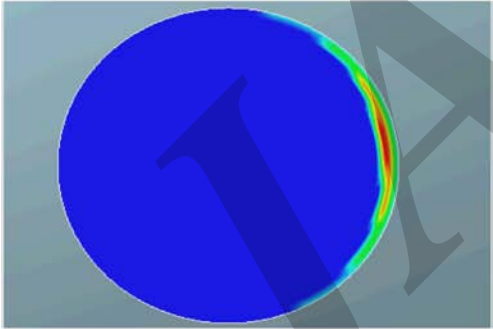
WANG Zhenyu, DING Shuiting, DU Farong. Analysis of



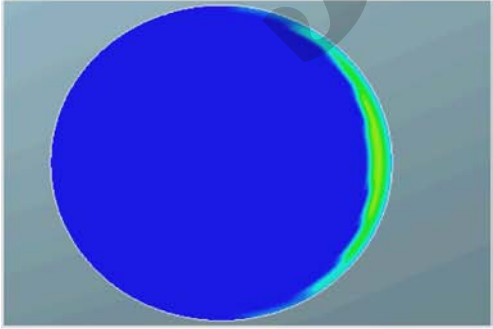
(a) 燃烧室在曲轴转角为 362° 时刻



曲轴转角相位差为 1°



曲轴转角相位差为 3°



(b) 燃烧室在曲轴转角为 364° 时刻

图 12 不同异步点火相位差对应的缸内爆震强度
Fig. 12 Knock intensity distribution under different ignition asynchronous phase

- dynamic modeling of aviation heavy oil piston engine fuel delivery system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(4): 846-853. (in Chinese)
- [5] Balakrishnan J, Balasubramanian V. Chemical analysis of motor gasoline by superior kerosene and high speed diesel with reference to adulteration[J]. *Journal of Applied Chemical Research*, 2011, 17(1): 75-82.
- [6] Wiegand A L. Conversion of a micro, glow-ignition, two-stroke engine from nitromethane-methanol blend fuel to military jet propellant (JP-8)[D]. Houghton MI: Michigan Technological University, 2012.
- [7] Yu G, Li J G, Chang X Y, et al. Investigation of kerosene combustion characteristics with pilot hydrogen in model supersonic combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 17(6): 1263-1272.
- [8] ZHEN Xudong, WANG Yang, XU Shuaiqing, et al. The engine knock analysis: an overview[J]. *Applied Energy*, 2012, 92(2): 628-636.
- [9] Wang Z, Wang Y, Reitz R D. Pressure oscillation and chemical kinetics coupling during knock processes in gasoline engine combustion[J]. *Energy and Fuels*, 2012, 26(12): 7107-7119.
- [10] 盛敬, 魏民祥, 刘国满, 等. 基于内禀模态高频积分能量法的煤油发动机爆震因子计算方法[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(3): 504-510.
- SHENG Jing, WEI Minxiang, LIU Guoman, et al. Calculating method of knock factors based on method of intrinsic mode function high-frequency integral energy for kerosene engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(3): 504-510. (in Chinese)
- [11] 陈明飞, 黄永生, 张力, 等. 发动机单双火花塞点火性能对比研究[J]. *小型内燃机与摩托车*, 2011, 40(3): 23-26.
- CHEN Mingfei, HUANG Yongsheng, ZHANG Li. Studies about performance of single and dual spark plug ignition on an ICE[J]. *Small Internal Combustion Engine and Motorcycle*, 2011, 40(3): 23-26. (in Chinese)
- [12] 黄永生. 双火花塞点火发动机燃烧测试与诊断[D]. 重庆: 重庆大学, 2012.
- HUANG Yongsheng. Combustion test and diagnosis of dual-spark ignition engine[D]. Chongqing: Chongqing University, 2012. (in Chinese)
- [13] HUANG Qi, GUO Gong, REN Qingsong, et al. Research on improving performance of the motorcycle engine at low and medium speed[J]. *Journal of Advanced Manufacturing Systems*, 2008, 27(2): 243-248.
- [14] 李垂孝. 双火花塞对低排放天然气发动机燃烧影响仿真研究[D]. 吉林: 吉林大学, 2016.
- LI Chuixiao. Simulation research on the effect of combustion for low emission CNG engine with dual-spark-ignition[D]. Jilin: Jilin University, 2012. (in Chinese)
- [15] ZHOU Dongqing, LI Jun, GAO Ying, et al. Research on LPG dual-spark-ignition engine combustion by CFD[J]. *Advanced Materials Research*, 2012, 443-444: 1032-1038.
- [16] 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)
- [17] 李冰林. 活塞式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)
- [18] 陈林林. 二冲程煤油发动机性能数值模拟与喷油控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- CHEN Linlin. Research on numerical simulation of performance and fuel injection control for two-stroke kerosene engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)