

点火系统对某型发动机燃烧的影响规律研究

刘奕荣,陈伟,张晨,陈毅华,闫志伟
(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210001)

摘要:针对无人机用某小型航空活塞发动机,建立三维简化模型,通过仿真研究不同点火系统参数对发动机燃烧过程的影响规律,初步确定点火系统最佳参数。仿真研究结果表明,活塞发动机在 346 °CA 的点火时刻下性能最佳,有利于发动机获得更大的功率输出,提高发动机整机性能;采用双火花塞的布置方式时燃烧更为迅速,需适当推迟点火时刻以获得更高的功率输出。

关键词:航空活塞发动机;点火系统;点火时刻;单/双火花塞

中图分类号:V234; TK411.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)02-0154-05

Research on the Influence of Lignition System on Combustion Characteristics of an Engine

LIU Yirong, CHEN Wei, ZHANG Chen, CHEN Yihua, YAN Zhiwei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210001, China)

Abstract: By establishing 3D simplified model of a small aviation piston engine and studying the influence of different ignition system parameters on engine combustion process, the optimal parameters of ignition system can be preliminarily determined. The research results show that when the ignition time is 346 °CA, the piston engine performs best, which is conducive to obtain greater power output and improve the performance of the engine. With the arrangement of double spark plugs, the combustion is more rapid, which means ignition time should be delayed for higher power output.

Keywords: piston engine; ignition system; ignition timing; single/double spark plugs

0 引言

二冲程活塞发动机具有结构简单、热效率高、维护方便等特点,广泛应用于军用和民用领域^[1]。近年来,由于对小型无人机飞行高度、长航时和工作可靠性等性能方面的要求日益提高,活塞发动机在航空领域得到了更多的关注和应用。

活塞发动机的缸内工作过程包括了诸多复杂的物理和化学过程,也意味着其工作过程受诸多因素的影响,点火时刻和火花塞的布置方式是其中较为重要的影响因素^[2-3]。发动机在任一工况下均存在最佳点火时刻,此时发动机的功率最大,燃油消耗率最低^[4]。点火时刻的改变会影响燃烧过程火焰发展期和快速燃烧期的持续时长,影响发动机的动力性、经济性和排放性能^[5-7]。火花塞的数量和布置方式对发动机点火的可靠性有极为重要的影响,合理的火花塞数量和布置方式不仅可以减小火焰的有效传播距离,提高发动机燃烧速率^[8],还可以保证发动机在复杂恶劣的工作环境下仍可以有效点火,避免发动机意外熄火可能造成的不必要的损失。

本文通过对小型航空活塞发动机的数值仿真分析,研究不同点火系统参数(点火时刻、火花塞数量和布置方

式)对发动机缸内压力、燃烧放热率等燃烧特性参数的影响情况,初步确定点火系统最佳参数,为提高小型航空活塞发动机的动力性能提供有效的参考依据。

1 研究对象简介

本文的研究对象为一台以汽油为燃料的小型二冲程活塞发动机,其喷射方式为进气道喷射,扫气方式为曲轴箱回流扫气。发动机相关技术参数见表 1。

表 1 发动机技术参数

名称	数值
缸径/mm	36
行程/mm	28
连杆长度/mm	52
曲轴半径/mm	14
总容积/cm ³	31.17
压缩比	10.67
转速范围/(r/min)	1 500~8 500

基金项目:国家自然科学基金项目(31770612)

第一作者简介:刘奕荣(1995—),男,江苏盐城人,硕士研究生,研究方向为航空宇航推进理论与工程。

2 模型建立

2.1 网格的建立

建立本文研究对象的扫气道-气缸-排气道三维 UG 简化模型,采用 ICEM 对该模型进行网格划分,全局采用六面体网格。

分别选取网格尺度为 0.5 mm、1 mm 和 2 mm。对研究对象进行网格划分,并利用发动机冷态性能仿真进行网格无关性验证,验证结果如图 1 所示。从图 1 中可以看出,当网格尺度为 1 mm 时,网格尺度对仿真结果计算精度的影响较小,故选取计算模型网格尺度为 1 mm。仿真起始时刻,网格总量为 636 281,模型网格示意图如图 2 所示。

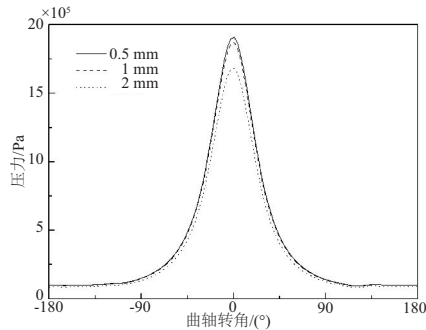


图 1 网格无关性验证

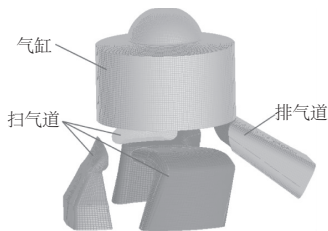


图 2 模型网格

2.2 模型的建立与校核

仿真过程中湍流模型选择 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,壁面选用标准壁面模型,燃烧模型选用 EDC 模型。为验证所建立模型的准确性,对比转速 5 000 r/min 小油门开度下发动机台架试验数据与仿真模型计算结果,如图 3 所示。可以看出,仿真计算与试验测得的缸内压力曲线基本一致,证明了仿真模型与发动机实际工作情况的一致性较好,仿真模型可用于下一步的仿真研究。

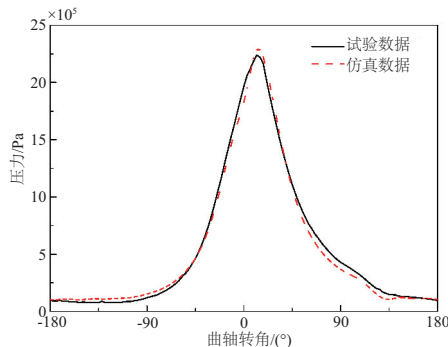


图 3 模型准确性验证

2.3 初始条件和边界条件的选取

利用已有 GT-Power 性能仿真模型^[9]给出三维仿真的初始条件和边界条件。

初始条件:本文数值仿真的初始时刻为上止点后 101 °CA,该时刻发动机的排气道即将打开,换气过程即将开始。通过一维仿真模型得到相关初始条件如表 2 所示。

边界条件:参考国内外对二冲程活塞发动机的研究资料^[10-12],将扫气道入口的边界条件设为压力入口,排气口的边界条件设为压力出口,活塞设为移动壁面,其余面设为固定壁面。

表 2 仿真模型初始条件

名称	数值
进气口温度/K	404
排气口温度/K	400
活塞上表面温度/K	400
缸头温度/K	500
缸内气体平均温度/K	549
进气口压力/Pa	110 883
排气口压力/Pa	82 688
缸内气体平均压力/Pa	318 820

3 仿真结果及分析

3.1 点火时刻对燃烧特性的影响

点火时刻是影响发动机燃烧特性和整机性能的重要因素之一。在发动机各工况下,均存在最佳点火时刻,此时发动机的输出功率最大,耗油率最低,但该数值受目标工况下发动机转速、负荷、进气压力、进气温度和过量空气系数等因素影响。若点火时刻过早,发动机爆燃倾向增大;若点火时刻过晚,油气混合气的燃烧时间增长,传热损失增大,热效率降低。为探究点火时刻对发动机燃烧特性的影响,选取点火时刻为 340 °CA、343 °CA、346 °CA 和 349 °CA 进行数值仿真分析。

图 4 和图 5 分别为不同点火时刻下缸内压力和温度随曲轴转角的变化情况。随着点火时刻的推迟,缸内最高爆发压力点和温度峰值点后移,最高爆发压力和温度峰值减小,数值见表 3。当点火时刻从 340 °CA~343 °CA、343 °CA~346 °CA 和 346 °CA~349 °CA 变化的过程中,缸内最高爆发压力降低率分别为 0.55×10^5 Pa/°CA、 0.5×10^5 Pa/°CA 和 0.42×10^5 Pa/°CA。点火时刻越早,缸内最高爆发压力对点火时刻的变化越敏感。点火时刻为 340 °CA 时,缸内最高爆发压力在 7 °ATDC 即达到最大值,活塞上行过程中受到的压缩负功较大。同时,过高的缸内温度会导致气缸头热负荷和机械负荷增加,材料的热强度快速下降,影响汽油机使用寿命^[13]。

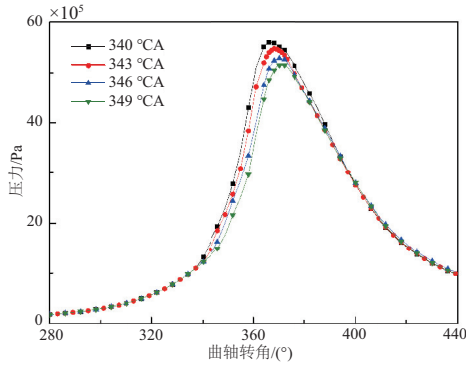


图4 点火时刻对缸内压力的影响

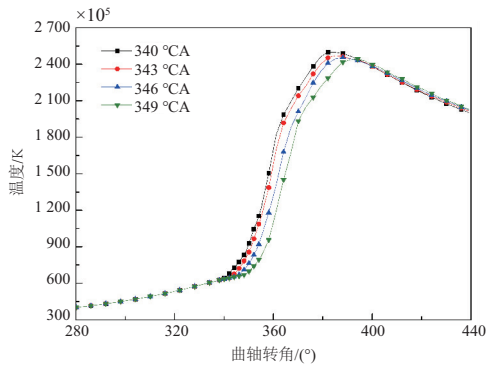


图5 点火时刻对缸内温度的影响

表3 不同点火时刻下最高爆发压力及对应转角

点火时刻/°CA	曲轴转角/(° ATDC)	最高爆发压力($\times 10^5$)/Pa
340	7.0	56.0
343	8.2	54.4
346	9.8	52.9
349	10.9	51.6

为方便对内燃机缸内燃烧过程的分析,按已燃燃料的质量分数,可将燃烧分为火焰发展期和快速燃烧期。火焰发展期表征从火花点火至燃料燃烧释放出10%热量的阶段,快速燃烧期表征为燃料燃烧释放出10%~90%热量的阶段,该阶段是发动机做功的主要阶段^[14]。

图6和图7分别为不同点火时刻下燃烧放热率和燃烧放热量的变化曲线。图8为不同点火时刻下火焰发展期和快速燃烧期占曲轴转角的变化情况。从图中可以看出,随点火时刻的推迟,放热率峰值对应曲轴转角后移,燃烧放热总量呈现先增大后减小的趋势。当点火时刻为340 °CA时,工作循环内燃烧放热量最小,放热率峰值对应曲轴转角为359 °CA,且快速燃烧期所占曲轴转角有近35%处于上止点前。燃烧质心过于靠前,此时发动机工作过程中的压缩负功过大,不利于发动机对外输出功率。点火时刻为343 °CA时,燃烧放热率峰值为各点火时刻下的最大值,但上止点前快速燃烧期所占曲轴转角比重仍较大。当点火时刻为346 °CA和349 °CA时,燃烧放热率峰值及其对应曲轴转角基本不变,但点火时刻为346 °CA时的燃烧放热量最多,燃烧最为充分。

综上,346 °CA为单火花塞情况下最合适的点火时刻。

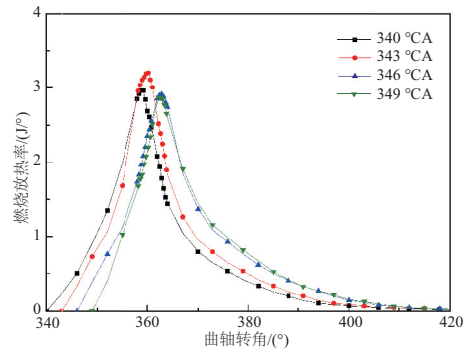


图6 点火时刻对燃烧放热率的影响

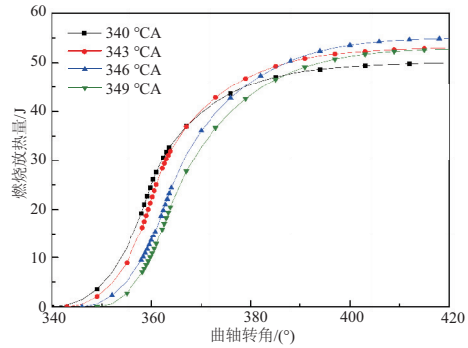


图7 点火时刻对燃烧放热量的影响

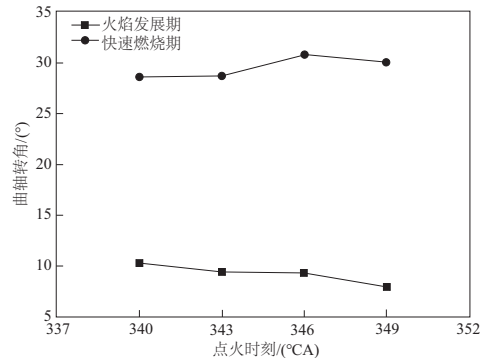
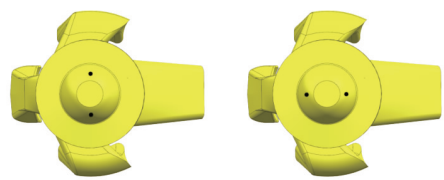


图8 点火时刻对燃烧过程的影响

3.2 单/双火花塞对燃烧特性的影响

火花塞的数量及其布置方式对火焰传播距离有直接的影响,进而影响火焰面扩展速率和燃烧速率。本文选取343 °CA的点火时刻,分别采用单火花塞和双火花塞点火进行缸内燃烧特性的对比分析,其中单火花塞情况下火花塞位于气缸中心位置,双火花塞情况有扫气道-扫气道型、扫气道-排气道型两种对称双火花塞布置方案,具体布置方案见图9。



(a) 扫气道-扫气道型火花塞布置方案 (b) 扫气道-排气道型火花塞布置方案

图9 双火花塞布置方案

图 10 和图 11 分别为采用单/双火花塞布置方案时发动机缸内压力和温度随曲轴转角的变化情况。可以看出,采用双火花塞布置方案时缸内最高爆发压力和缸内平均温度峰值均高于单火花塞布置方案,且所对应曲轴转角提前。这是由于双火花塞布置的点火能量高于单火花塞点火,缸内火焰传播速度加快,气体迅速受热膨胀。同时,相比于扫气道-扫气道型布置方案,扫气道-排气道型布置方案的火花塞附近流体流速更快(图 12),有利于高温已燃废气与缸内新鲜混合气的掺混和热量传递,同时适当强度的湍流运动可以进一步增加火焰传播速度,这也导致了扫气道-排气道型布置方案的最高爆发压力和缸内平均温度的峰值均高于扫气道-扫气道型布置方案。

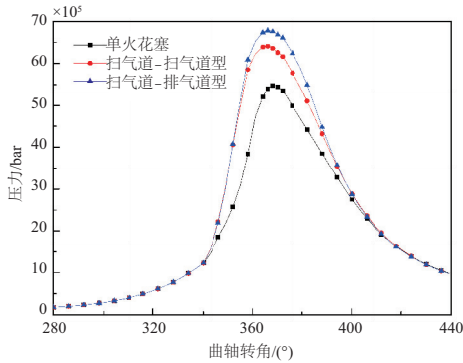


图 10 单/双火花塞对缸内压力的影响

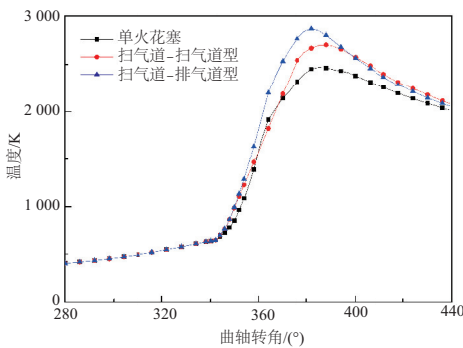


图 11 单/双火花塞对缸内温度的影响

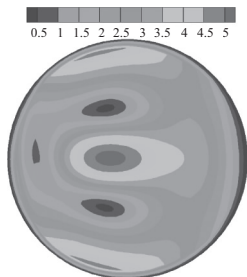


图 12 点火位置平面速度云图

图 13、图 14 分别为采用单/双火花塞布置方案时燃烧放热率、燃烧放热量随曲轴转角的变化情况。单火花塞布置方案的燃烧放热率峰值大于双火花塞布置方案,所对应的曲轴转角明显晚于双火花塞布置方案。这是由于双火花塞布置方案点火后的燃烧速度更快,放热更为迅速,

其峰值对应曲轴转角远早于上止点,压缩负功急剧增大。故采用双火花塞布置方案时需适当推迟点火时刻,避免产生过多的能量损失。相比于扫气道-扫气道型布置方案,扫气道-排气道型布置方案和单火花塞布置方案的燃烧放热量更多,主要原因在于扫气道-扫气道型布置方案火花塞附近气体流速过低,不利于气体的掺混和热量的传递,新鲜混合气燃烧前温度低于扫气道-排气道型布置方案。综上所述,采用扫气道-排气道型火花塞布置方案时火焰发展和传播得更为迅速,得到的燃烧放热量更高。

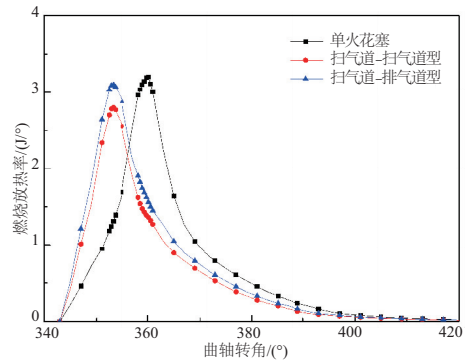


图 13 单/双火花塞对燃烧放热率的影响

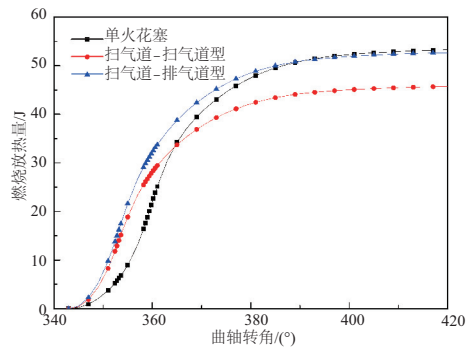


图 14 单/双火花塞对燃烧放热量的影响

4 结语

本文研究了某型航空活塞发动机不同点火系统参数(点火时刻、火花塞数量和布置方式)对燃烧特性的影响,为提高航空活塞发动机的动力性能提供有效的参考依据。主要研究结论如下:

1) 单火花塞情况下,当点火时刻为 346 °CA 时,发动机具有最合适的缸内最高爆发压力点和燃烧放热率峰值位置、最大的燃烧放热量,且具有较为合适的火焰发展期和快速燃烧期。

2) 双火花塞布置方案相比于单火花塞布置方案燃烧更为迅速,燃烧质心前移。采用双火花塞布置方案时需适当推迟点火时刻,且扫气道-排气道型双火花塞布置方案火花塞附近的流场更适合组织燃烧。

参考文献:

[1] 贾倩倩. 小型航空二冲程直喷汽油活塞发动机燃油喷射及燃烧特性的研究[D]. 北京:北京交通大学,2014.

- [2] 刘国栋. 航空活塞发动机燃烧过程和特性的模拟研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
- [3] 王豪. 对置活塞二冲程直喷汽油机缸内工作过程仿真研究[D]. 北京:北京理工大学,2016.
- [4] 周龙保. 内燃机学[M]. 2版. 北京:机械工业出版社,2005.
- [5] 刘亦夫,刘兵,刘亮,等. 天然气缸内直喷发动机在不同喷射和点火时刻下的排放与燃烧特性[J]. 西安交通大学学报, 2011,45(5):12-16.
- [6] 马富康,赵长禄,张付军,等. 对置活塞二冲程汽油机燃烧特性试验[J]. 内燃机学报,2019,37(1):41-47.
- [7] 焦运景,张惠明,司鹏鹏,等. 稀燃点燃式天然气发动机的燃烧特性[J]. 燃烧科学与技术,2009,15(6):541-545.
- [8] 王蕾,赵振峰,俞春存,等. 航空活塞汽油机燃烧特性优化[J]. 航空动力学报,2018,33(6):1345-1353.
- [9] 蔡娟. 某小型航空煤油活塞发动机总体性能分析及优化[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- [10] 马富康,赵长禄,张付军,等. 对置活塞二冲程汽油机分层稀燃组织研究[J]. 北京理工大学学报,2018,38(1):12-19.
- [11] 王蕾,赵振峰,俞春存,等. 航空活塞二冲程汽油机排气口高度优化研究[J]. 航空动力学报,2019,34(2):442-450.
- [12] KAPOPARA J M, PATEL S M, SOLANKI N M, et al. CFD analysis of scavenging process for dome headed piston in two-stroke cycle engine [J]. Materials Today: Proceedings, 2018, 5(2):5131-5137.
- [13] 陈丙伟,陈伟,张晨. 某型二冲程航空活塞发动机缸头热负荷研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学版), 2018, 32(11):58-63,92.
- [14] 刘敬平,夏孝朗,赵智超,等. 内燃机燃烧放热率的典型特征参数对比以及对热-功转换效率的影响[J]. 内燃机学报, 2012,30(3):260-265.

收稿日期:2020-02-11

(上接第153页)

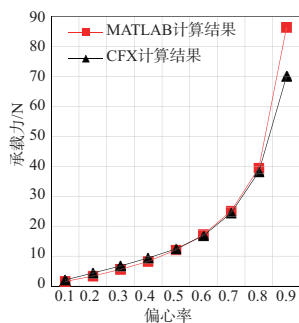


图11 承载力随偏心率变化关系

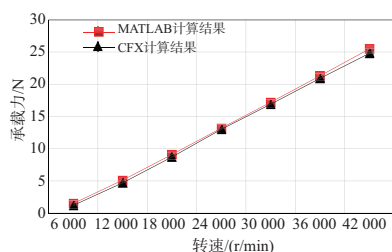


图12 承载力随转速变化关系

可以看出,偏心率较小时,二者计算结果基本一致,CFX计算结果略高于MATLAB;当偏心率 >0.6 时,MATLAB计算结果更大,在极限偏心率下二者差别进一步拉大。而随着转速的升高,二者计算结果几乎没有明显区别。

5 结语

通过不同偏心率和转速下MATLAB数值计算与CFX仿真求解所得结果的对比,可以得到以下结论:

1) 动压气体轴承的承载力分别随偏心率和转速的增

大而增大,MATLAB数值计算与CFX仿真分析所得结果趋势变化基本一致,非极限偏心率下二者所得结果基本一致。

2) 在极限偏心率下MATLAB数值计算结果与CFX仿真结果存在较大偏差。

本文研究的算例虽然有限,但所得结论仍可为动压气体轴承的计算提供有益的参考。

参考文献:

- [1] 王云飞. 气体润滑理论与气体轴承设计[M]. 北京:机械工业出版社,1999.
- [2] 十合晋一. 气体轴承:设计、制作与应用[M]. 北京:宇航出版社,1988.
- [3] 姚绍明. 气体复合润滑技术[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [4] 祝汉婷. 人字槽动压滑动轴承—转子系统的动态特性研究[D]. 天津:天津大学,2012.
- [5] REYNOLDS O. On the theory of lubrication and its application to Mr. Beauchamp tower's experiments, including an experimental determination of the viscosity of olive oil [J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1886, 40(242/243/244/245):191-203.
- [6] CASTELLI V, STEVENSON C H, GUNTER J, et al. Steady-state characteristics of gas-lubricated, self-acting, partial-arc, journal bearings of finite width [R]. Defense Technical Information Center, 1963.
- [7] REDDI M M. Finite-element solution of the incompressible lubrication problem [J]. Journal of Lubrication Technology, 1969, 91(3):524-533.
- [8] 罗秋欣,张镜洋. 动压气体止推轴承间隙气动热特性分析[J]. 机械制造与自动化,2019,48(5):39-42,63.

收稿日期:2020-02-09