

二冲程重油直喷发动机混合气形成研究

赵振峰¹, 俞春存¹, 董雪飞², 王蕾¹

(1. 北京理工大学机械与车辆学院, 北京 100081;

2. 航天时代飞鸿技术有限公司

航天时代飞鸿技术股份有限公司能源与动力技术研究室, 北京 100081)

摘 要: 针对航空煤油蒸发困难、二冲程发动机油耗高的问题,建立了二冲程重油直喷发动机的三维仿真模型,并通过试验验证了模型的准确性。在此基础上研究了发动机的换气及混合气形成过程。研究表明:推迟喷油在减少燃油短路时间的同时,避开了排气流量较大的自由排气阶段,可以提升燃油捕获率;提前喷油,利用废气的高温可以加快煤油的蒸发进程,并且喷油过晚会导致煤油蒸发不完全、油气混合不均。所研究发动机在下止点前 80°曲轴转角开始喷油可以保证燃油蒸发和均匀混合的同时提升燃油的捕获率。此时发动机具有较高的指示功率和较低的燃油消耗率,分别为 84.0 kW 和 360.3 g/kWh。该研究结果可以为二冲程重油直喷发动机的喷油参数优化提供理论支撑。

关 键 词: 二冲程; 直喷; 航空煤油; 混合气形成; 计算流体动力学 (CFD) 仿真

中图分类号: V234

文献标志码: A

Research on mixture formation of two-stroke heavy fuel direct injection engine

ZHAO Zhenfeng¹, YU Chuncun¹, DONG Xuefei², WANG Lei¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Beih Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Energy and Power Technology Research Department,

Aerospace Times FeiHong Technology Company Limited, Beijing 100081, China)

Abstract: In view of the problems of difficulty in evaporation of aviation kerosene and high fuel consumption of two-stroke engines, a three-dimensional simulation model of a two-stroke direct injection engine fueled with aviation kerosene was established, and the accuracy of the model was verified through experiments. On this basis, scavenging and mixture formation process was studied. The research results showed that postponing fuel injection reduced the short-circuit time of fuel, and at the same time avoided the free exhaust phase with large exhaust mass flow, which can improve the fuel capture rate. Utilizing the high temperature of exhaust gas can speed up the evaporation process of kerosene. Injection too late could lead to incomplete evaporation and uneven mixture of fuel and fresh charge. For this engine, 80° before bottom dead center indicated an appropriate injection timing enabling fuel evaporation and uniform mixing while increasing the fuel capture rate. At this time, the engine had higher indicated power and lower indicated

收稿日期: 2020-09-03

作者简介: 赵振峰(1974—),男,副教授、博士生导师,博士,从事航空活塞发动机领域研究。

引用格式: 赵振峰,俞春存,董雪飞,等. 二冲程重油直喷发动机混合气形成研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1569-1577. ZHAO Zhenfeng, YU Chuncun, DONG Xuefei, et al. Research on mixture formation of two-stroke heavy fuel direct injection engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1569-1577.

thermal efficiency, which were 84.0 kW and 360.3 g/kWh, respectively. The research results can provide theoretical support for the optimization of the fuel injection parameters of the two-stroke direct injection engine.

Key words: two-stroke; direct injection; aviation kerosene; mixture formation; computational fluid dynamics (CFD) simulation

航空煤油由于安全性好成为航空活塞发动机燃料的首选^[1-3]。但航空煤油的黏度大、沸点高,雾化和蒸发困难,不利于产生均质混合气,导致燃烧速度慢、后燃严重、排温升高,发动机热效率降低^[4-6]。传统的化油器通过进气管内空气的流动实现燃油的雾化,空燃比控制精度低,响应慢,对于煤油这种高沸点燃料,雾化效果差。气道喷射相比于化油器供油空燃比控制精度有所提高。但当喷射航空煤油时,会造成进气歧管壁面油膜加厚,空燃比控制产生偏差。此外,在发动机冷起动时,进气歧管壁面温度较低,湿润效应增加,造成起动困难。

缸内直喷能够减少燃油湿壁,提升雾化效果,在各个工况都能精确控制喷油量,有利于降低油耗,提升发动机冷起动性能。天津大学^[7-8]以Rotax 914发动机为原型,开发了一台低压空气辅助直喷单缸试验机。试验机保留了Rotax914双火花塞的配置,并在缸盖上额外增加了低压空气辅助喷嘴,实现了缸内直喷。同时将原活塞的浅盆形顶面改为偏心碗形,通过与直喷喷雾的匹配,采用壁面引导的方式在火花塞附近形成了浓度适宜的可燃混合气。南京航空航天大学的刘锐等^[9]和北京理工大学的耿钊等^[10]在二冲程发动机上采用空气辅助直喷分别实现了一5℃和-10℃的冷起动。

对于二冲程活塞发动机,化油器或气道喷射供油方式使燃油在进入气缸前就和空气充分混合,但二冲程发动机扫气短路的特点使其油耗明显高于四冲程活塞发动机^[11-14]。采用缸内直喷的供油方式使燃油在扫气过程中进入缸内,通过气流运动的组织和喷油正时的匹配可以降低燃油短路量,改善发动机的燃油经济性。

本文以一台四缸二冲程煤油直喷发动机为研究对象,采用三维仿真的方法对扫气和油气混合过程进行分析,研究了不同喷油正时的油气混合特性及对发动机性能的影响。研究结果可以为二冲程重油直喷发动机的喷油参数优化提供理论依据。

1 发动机与试验台架

发动机为一台二冲程水平对置四缸直喷重油发动机。发动机采用回流扫气。燃烧室形状为偏置球形,在燃烧室的顶部安装有两个火花塞和一个空气辅助喷嘴。空气辅助喷射具有喷射压力小,贯穿距短、雾化粒径小的特点,常用于点燃式航空重油活塞发动机的缸内直喷^[15-18]。发动机的主要参数如表1所示。

发动机依靠活塞配气。图1和图2分别是发

表 1 发动机参数

Table 1 Engine parameters

参数	数值及说明
发动机型式	水平对置、四缸、二冲程
排量/L	1.35
缸径/mm	82
冲程/mm	64
压缩比	8.0
供油方式	空气辅助缸内直喷
点火系统	双火花塞点火
标定功率/kW	80
燃料	航空煤油

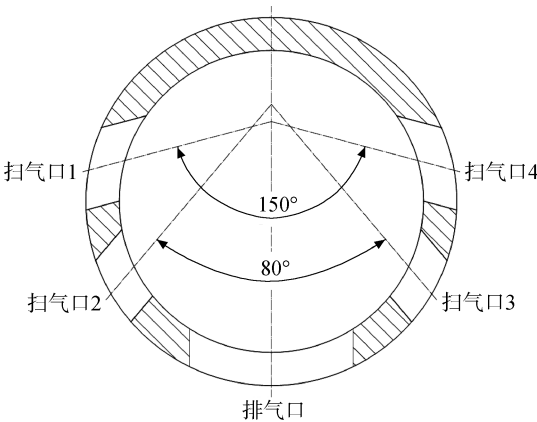


图 1 扫气口和排气口示意图
Fig.1 Schematic diagram of scavenging port and exhaust port

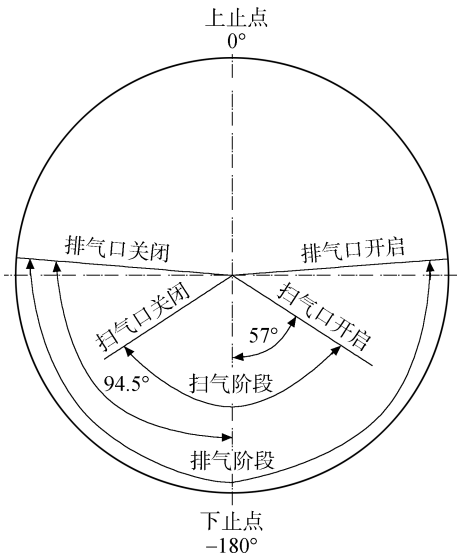


图2 发动机配气相位
Fig.2 Scavenging phase of the engine

动机气口示意图和配气相位图,共包含了4个扫气口和一个排气口。扫气口以一定角度布置在缸体上,对扫气气流具有导流作用,以实现回流扫气。

发动机台架测试系统如图3所示,包括二冲程航空活塞发动机,电涡流测功机,油耗仪,缸压传感器,氧传感器等。主要测控设备型号及精度如表2所示。

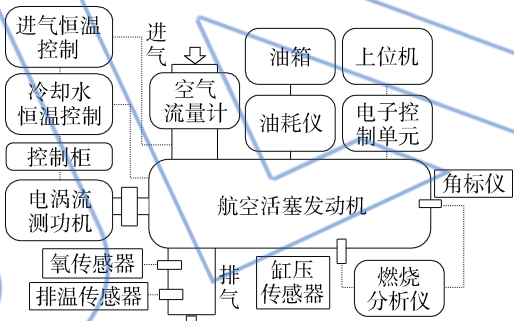


图3 试验台架
Fig.3 Test bench

表 2 设备型号及精度

Table 2 Equipment type and accuracy		
参数	型号	精度%
电涡流测功机	CW160	±0.5
油耗仪	小野 MF2200	±0.2
缸压传感器	Kistler 6113A	±0.5
氧传感器	Bosch LSU4.9	±1.0
排气/曲轴箱压力传感器	Kistler 4005BA5F	±0.5
燃烧分析仪	Kibox2893	

2 模型建立与校核

2.1 计算网格

计算网格如图4所示。网格共分为3个部分:排气道、气缸和扫气道。对火花塞部分进行了详细的建模,靠近排气道的为1号火花塞、远离排气道的为2号火花塞。网格的主体尺寸为2 mm,对排气口、扫气口、火花塞等流动复杂区域的网格进行细化。排气口和扫气口的网格尺寸为1 mm^[12],火花塞处的网格尺寸最小为0.25 mm。活塞位于下止点时网格总数为35.5万,其中排气道2.5万,扫气道5.0万,缸体28万。

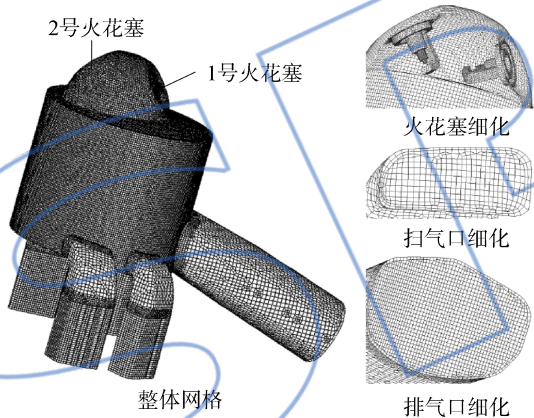


图4 模型网格
Fig.4 Model mesh

2.2 边界条件

仿真从排气口开启时刻-273°曲轴转角开始至87°曲轴转角计算结束,共360°曲轴转角,为一个发动机循环。0°曲轴转角为发动机上止点。进出口边界条件均采用压力边界(图5)。所有壁面均为温度边界,采用二冲程发动机仿真中的常用经验数值^[12,19],具体见表3。仿真工况为发动机的额定工况,即6 000 r/min,100%节气门。喷油量

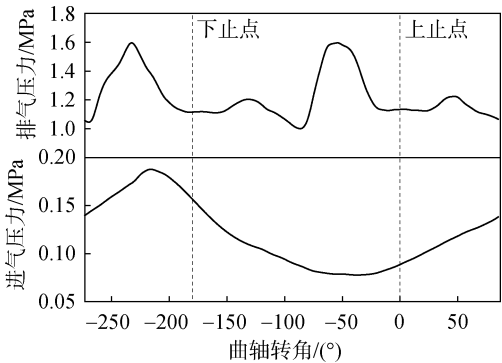


图5 进气压力和排气背压
Fig.5 Intake pressure and exhaust pressure

表3 边界条件

Table 3 Boundary conditions

边界条件参数	数值/K
活塞顶面温度	550
气缸壁温度	500
缸盖温度	550
排气道温度	700
扫气道温度	330

为21.92 mg。

2.3 模型校核

2.3.1 喷雾校核

为验证模型的准确性,首先对喷雾模型进行校核。粒径分布均通过试验得到^[16],并在软件中设置。图6是试验和仿真的喷雾贯穿距离对比。从图中可以看出,仿真和试验的喷雾贯穿距均有良好的一致性,满足仿真要求。

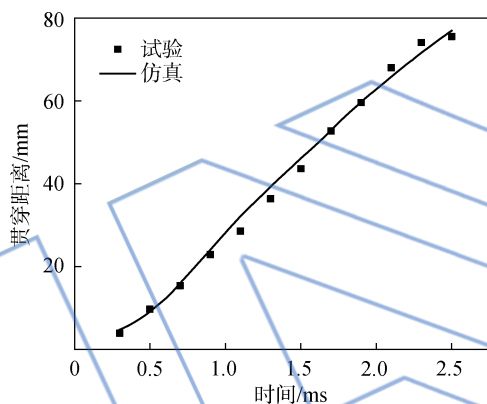


图6 仿真和试验喷雾贯穿距对比

Fig.6 Comparison of simulation and test spray penetration

2.3.2 缸压校核

对额定工况下的缸压曲线进行校核,如图7

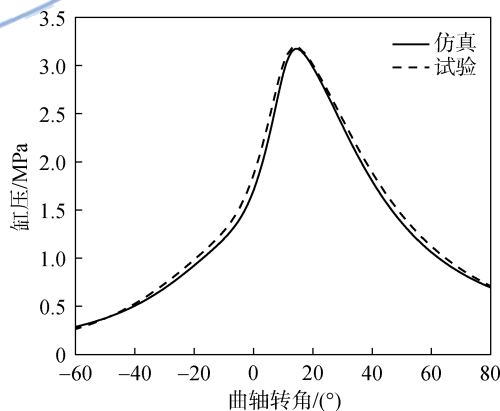


图7 仿真和试验缸压对比

Fig.7 Comparison of simulation and test in-cylinder pressure

所示。仿真缸压和试验缸压的偏差小于5%,满足仿真计算要求。

3 结果与分析

3.1 扫气和油气混合分析

3.1.1 扫气过程分析

发动机采用回流扫气的换气方式,没有进排气门结构。燃烧过程结束时排气口首先打开,发动机进入自由排气阶段。缸内废气依靠缸内和大气的压力差排出,缸内压力迅速降低。随着活塞的继续下行,扫气口打开,发动机进入扫气阶段。新鲜空气由扫气口进入缸内并将缸内的残存废气推出气缸。活塞越过下止点后上行,扫气口关闭,发动机进入过后排气阶段。这一阶段由活塞将废气推出气缸,直至排气口关闭,换气过程结束。良好的扫气气流组织能够减低缸内残余废气量,提升新鲜充量,促进油气的良好混合,降低燃油短路量,从而提升发动机输出功率,降低油耗。

图8是扫气气流运动示意图。扫气气流由4个扫气口进入气缸向远离排气口的方向运动。经过气缸壁的导向,向上掠过缸盖上燃烧室,清除其中的残余废气,最后向下进入排气道。

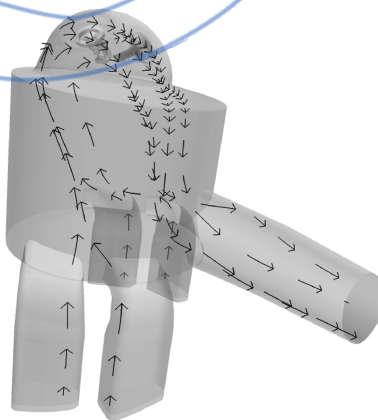


图8 缸内扫气气流运动示意图

Fig.8 Schematic diagram of scavenging flow in the cylinder

图9是发动机扫气口和排气口的质量流量。在自由排气阶段,由于缸内外的巨大压差,排气流量迅速上升,达到整个换气过程的最大值。随着缸内压力的下降,在扫气阶段早期排气流量迅速下降,到达最低点。与此同时,扫气口打开,活塞对曲轴箱内气体的压缩使扫气流量迅速上升。在扫气气流的影响下,排气速率由最低点上升,随后保持稳定,直至扫气阶段末期排气流量下降。在过后排气阶段,活塞的推动使排气流量出现小幅

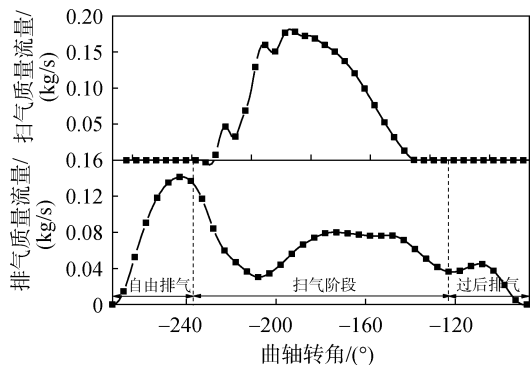


图 9 扫气口和排气口质量流量

Fig.9 Mass flow rate of scavenging port and exhaust port

的上升。

图 10 是整个扫气过程缸内废气分布。新鲜空气进入气缸后,缸内气体出现了明显的分区,即完全由新鲜空气占据的“完全换气区”、新鲜空气和废气共存的“混合区”以及全都由废气组成的“废气区”。随着扫气过程的进行,“完全换气区”面积增大,其扩散方向和图 8 所示的气流运动吻合;“废气区”不断减小直至消失;“混合区”直至换气过程结束时仍然存在。最终在换气过程结束时,缸内的平均残余废气系数为 0.154。

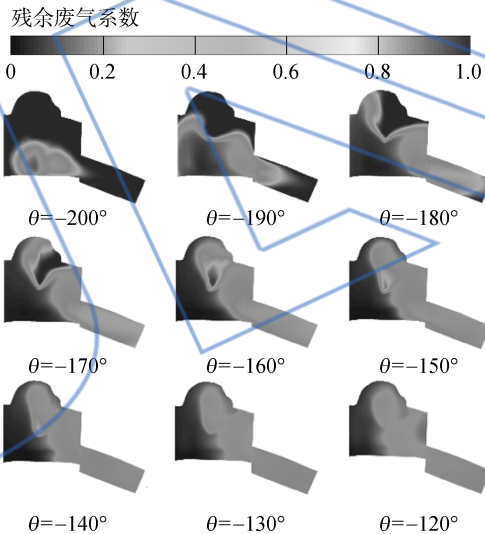


图 10 不同曲轴转角下缸内废气分布

Fig.10 Exhaust gas distribution in the cylinder under different crank angles

3. 1. 2 混合气形成过程分析

对喷油正时为下止点前 170°曲轴转角时的缸内混合气形成过程进行分析。此时发动机正处于排气阶段,部分燃油会不可避免地随着缸内废气和扫气气流逃逸出气缸。这也是导致二冲程发动机高油耗的主要原因之一。

图 11 是不同曲轴转角下的当量比分布。燃油进入缸内后即迅速蒸发,形成了浓度极高的混合气。这是因为燃油喷入时刻,气缸上部的扫气过程还未进行。燃油直接喷入具有极高温度的废气之中,大大加快了燃油的蒸发进程。因此,对比图 10 可以发现,废气的分布同当量比分布具有较强的一致性。

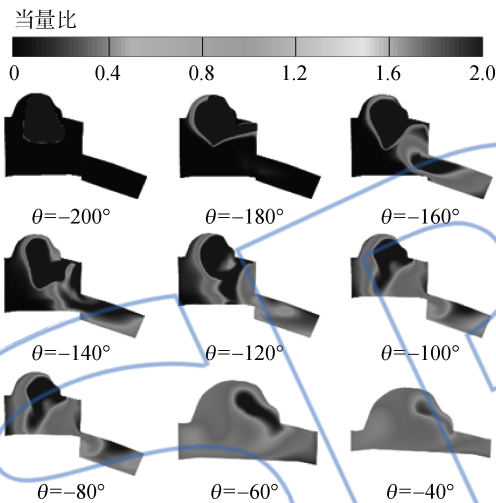


图 11 不同曲轴转角下缸内当量比分布

Fig.11 Equivalence ratio distribution in the cylinder under different crank angle

受气流运动的影响,燃油进入气缸后朝排气口方向运动,大量的燃油还未来得及与新鲜空气混合便直接进入排气管。远离排气口处则几乎不存在燃油。直到扫气口在 -123°曲轴转角关闭后,浓混合气扩散开来与新鲜空气进行混合,最终在点火之前形成较为均匀的混合气。

图 12 是燃油逃逸的质量流量随曲轴转角的变化情况。燃油的逃逸流量受排气流量和燃油在缸内的分布影响。燃油进入气缸时处于自由排气

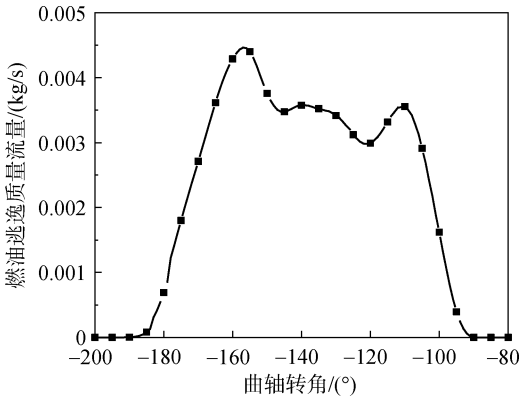


图 12 燃油逃逸的质量流量

Fig.12 Mass flow rate of fuel escape

阶段和扫气过程的早期,缸内气流流速较快。气流裹挟着燃油迅速向排气口运动,所以燃油的逃逸流量迅速增大,达到最大值。随后燃油逃逸流量逐渐降低,直至过后排气阶段再次拉升,形成第二个明显的峰值。在换气过程结束时,燃油的短路总量为7.41 mg,占总喷油量的33.8%,煤油的高闪点特性提升安全性的同时也造成了火花塞点火困难。在火花塞周围形成浓度适宜的混合气对提高点火成功率有重要的意义。

图13是两个火花塞电极周围和缸内平均当量比随曲轴转角的变化曲线。由于火花塞电极正对着喷油器,在喷油持续期内,电极附近形成了极浓的混合气体。喷油结束后,随着缸内气流的运动,当量比迅速降低至缸内的平均当量比附近,最终在点火时刻形成了合适浓度的混合气。同时,由于两个火花塞在空间布置上并不是完全对称的,两个电极附近的当量比存在一定的差异。两个火花塞电极附近的混合气当量比分别为1.56和1.14,均大于缸内平均混合气浓度。

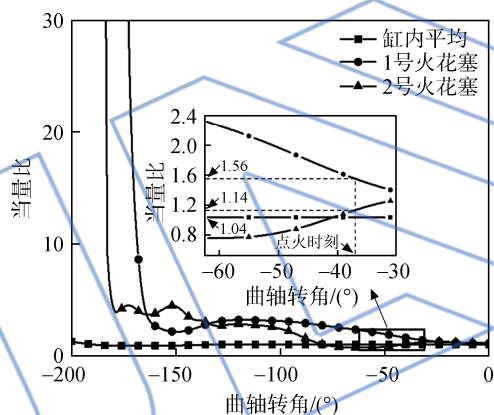


图13 火花塞附近当量比和缸内的平均当量比变化

Fig.13 Equivalent ratio near the spark plug and the average equivalent ratio in the cylinder

3.2 喷油正时对缸内工作过程的影响

3.2.1 喷油正时对油气混合的影响

二冲程发动机换气过程复杂,混合气形成时间短,混合气的品质对喷油参数的变化十分敏感。本节通过仿真研究了喷油正时对缸内油气混合情况及发动机性能的影响。仿真工况的喷油正时分别为 -270° 、 -260° 、 -250° 、 -240° 、 -230° ,其余参数均相同。

图14是喷油正时对燃油逃逸质量流量的影响。随着喷油正时的推迟,燃油捕获率上升,依次为63.1%、66.1%、65.7%、75.6%和79.8%。推迟

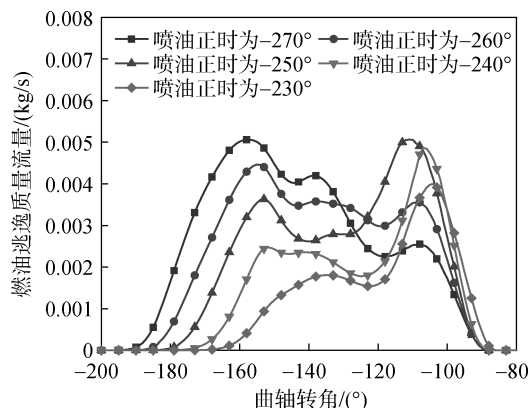


图14 不同喷油正时的燃油逃逸质量流量

Fig.14 Fuel escape mass flow rate under different fuel injection timing

喷油一方面缩短了燃油的短路时间,另一方面可以避开流动剧烈的自由排气阶段,而将更多的燃料在流动舒缓的扫气过程喷入缸内,使燃料在初期的逃逸流量大幅度下降。

推迟喷油减少燃料短路量的同时,缸内油气混合也受到了影响。图15是喷油正时对点火时刻缸内当量比的影响。从图中可以看出,推迟喷油增大了缸内平均当量比,但两火花塞电极处的当量比变化则存在较大差异。2号火花塞附近始终处于浓混合气的状态下,喷油的推迟增大了此处的当量比,对点火有利。1号火花塞电极处的当量比在喷油正时为 -260° 曲轴转角时达到的峰值,为1.62,此后随喷油的推迟而迅速降低。当喷油正时为 -240° 曲轴转角和 -230° 曲轴转角时,1号火花塞周围的当量比分别只有0.64和0.44,容易发生失火。

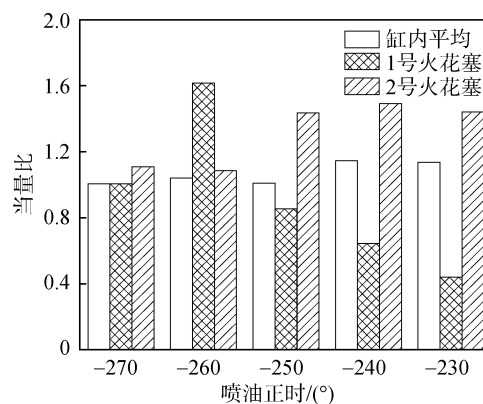


图15 不同喷油正时下缸内平均和火花塞附近的当量比

Fig.15 Equivalent ratio near the spark plug and the average equivalent ratio in the cylinder under different fuel injection timing

图 16 是不同喷油正时下点火时刻的缸内当量比分布。从图中可以发现,在不同的喷油正时下,近排气口处的当量比明显低于其他区域。对于喷油正时为 -240° 和 -230° 曲轴转角的工况,低当量比区域已经蔓延到了球形燃烧室内部。而在远离排气口侧的活塞顶面,当量比要明显大于其他区域。这是由于推迟喷油后,对排气热量的利用减少,加之煤油蒸发困难的特性,在活塞顶面形成了油膜,如图 17 所示。喷油正时为 -230° 曲轴转角时,活塞顶面的油膜质量最大为 1.7 mg ,占缸内燃油总量的 9.4% 。且附在活塞顶面的油膜蒸发缓慢,直至 -40° 曲轴转角才基本蒸发完毕,导致没有充足的时间与周围的空气形成均质的混合气。

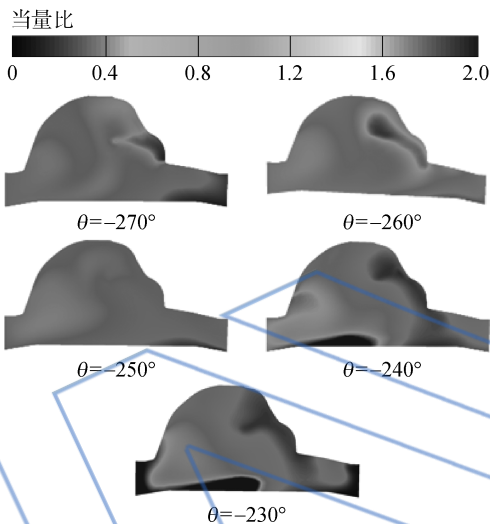


图 16 点火时刻不同喷油正时的当量比分布
Fig.16 Equivalence ratio distribution under different fuel injection timing at spark timing

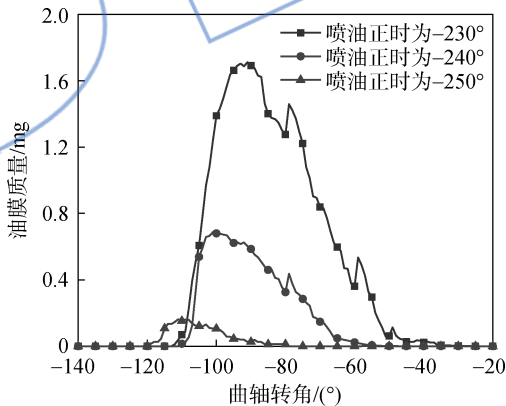


图 17 不同喷油正时活塞顶面油膜质量
Fig.17 Mass of oil film upon the piston under different fuel injection timing

3.2.2 喷油正时对燃烧和性能的影响

图 18 是喷油正时对示功图的影响。混合气

的分布不均直接影响发动机的燃烧过程。喷油正时为 -240° 和 -230° 曲轴转角时的发动机爆发压力明显较低。而喷油提前角为 -260° 曲轴转角的爆发压力最高,因为在具有较高燃料捕获率的同时(相比于 -270° 曲轴转角),又保证燃料完全蒸发和均匀混合(相比于 -250° 曲轴转角)。

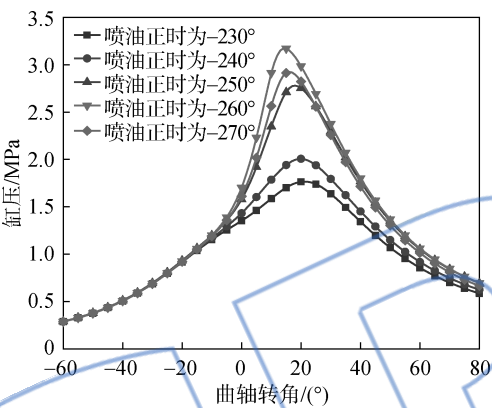


图 18 不同喷油正时的缸内压力
Fig.18 In-cylinder pressure under different fuel injection timing

将仿真计算得到的单缸指示功率和比油耗折合为整机指示功率和比油耗,如图 19 所示。在喷油正时为 -260° 曲轴转角时发动机具有最大的指示功率和最低的指示比油耗,分别为 84 kW 和 360.3 g/kWh 。

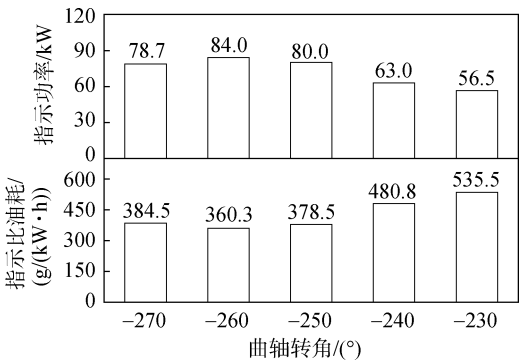


图 19 不同喷油正时下指示功率和指示比油耗
Fig.19 Indicated power and specific fuel consumption under different injection timing

4 结 论

- 1) 在自由排气阶段发动机排气速度快,喷油时应尽量避开这一阶段,而在流动较为舒缓的扫气阶段喷油,以减少燃油逃逸量,从而降低燃油的消耗。
- 2) 航空煤油沸点高、蒸发困难。利用缸内高

温废气可以加快煤油的蒸发进程,从而在点火时形成浓度适宜且均匀的混合气。喷油过晚会使活塞顶面油膜质量增加,混合不均匀,最终导致功率下降、油耗上升。

3) 本文的研究对象发动机在额定工况时采用 -260° 曲轴转角的喷油正时能够保证燃料完全蒸发和均匀混合,且具有较高燃料捕获率。此时发动机具有最高的指示功和最低的指示热效率,分别为84.0 kW和360.3 g/kWh。

参考文献:

- [1] 卢东亮,郑君,胡崇波,等.通用航空活塞发动机的发展现状研究[J].内燃机与配件,2019,10(8):64-66.
LU Dongliang, ZHENG Jun, HU Chongbo. Study on the development status of general aviation piston engine[J]. Internal Combustion Engines and Parts, 2019, 10(8): 64-66. (in Chinese)
- [2] 张奇,杜发荣.小功率航空活塞发动机重油技术进展[J].小型内燃机与车辆技术,2014,43(4):81-85.
ZHANG Qi, DU Farong. Small aero-piston engine heavy fuel technology development summary[J]. Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technique, 2014, 43(4): 81-85. (in Chinese)
- [3] 杜春媛,田梦园,胡春明.二冲程重油航空发动机技术发展分析[J].小型内燃机与车辆技术,2020,49(3):92-96.
DU Chunyuan, TIAN Mengyuan, HU Chunming. Technical development analysis of two-stroke heavy fuel aero engine[J]. Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technology, 2020, 49(3): 92-96. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 胡春明,王书典,毕延飞,等.活塞式航空煤油发动机的直喷特性[J].航空动力学报,2017,32(5):1035-1042.
HU Chunming, WANG Shudian, BI Yanfei, et al. Combustion characteristics of direct injection piston aviation kerosene engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1035-1042 (in Chinese)
- [6] 杨白凡.二冲程点燃式缸内直喷重油发动机性能试验研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
YANG Baifan. Research on a 2-stroke DISI heavy fuel engine's performance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [7] 白洪林.空气辅助直喷汽油机喷雾特性及缸内混合气形成的研究[D].天津:天津大学,2015.
BAI Honglin. Research on spray characteristics and mixture formation of the air-assisted direct injection gasoline engine [D]. Tianjin: Tianjin University, 2015. (in Chinese)
- [8] 李骥琦.低压空气辅助直喷发动机缸内混合气形成的试验研究[D].天津:天津大学,2012.
LI Jiqi. Experimental research of in-cylinder mixture formation of an air-assist direct injection engine[D]. Tianjin: Tianjin University, 2015. (in Chinese)
- [9] LIU R, WEI M, YANG H. Cold start control strategy for a two-stroke spark ignition diesel-fuelled engine with air-assisted direct injection[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 108: 414-426.
- [10] 耿钊,赵振峰,李鸿,等.点燃式航空重油活塞发动机冷启动控制策略[J].航空动力学报,2020,35(1):185-195.
GENG Zhao, ZHAO Zhenfeng, LI Hong, et al. Cold start control strategy of spark igniting type heavy oil piston aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 185-195. (in Chinese)
- [11] 杨立青,张兆亮,秦静.小型二冲程汽油机短路损失的数值可视化模拟[J].内燃机与配件,2016(10):8-13.
YANG Liqing, ZHANG Zhaoliang, QIN Jing. Numerical visualization of air short-circuiting in a small two-stroke SI engine[J]. Internal Combustion Engine and Parts, 2016(10): 8-13. (in Chinese)
- [12] 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.
WANG Lei, ZHAO Zhenfeng, YU Chuncun, et al. Optimization research of the exhaust height on aviation piston two-stroke gasoline engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 442-450. (in Chinese)
- [13] 郭栋,骞剑策,赵振峰,等.航空活塞二冲程发动机的可变排气阀换气过程[J].航空动力学报,2020,35(3):471-481.
GUO Dong, QIAN Jiance, ZHAO Zhenfeng, et al. Ventilation process of variable exhaust valve of aviation piston two-stroke engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 471-481. (in Chinese)
- [14] 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研究[D].北京:北京交通大学,2014.
JIA Qianqian. Study on the fuel injection and combustion property of light-weight, two-stroke, GDI aeroengine[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2014. (in Chinese)
- [15] CATHCART G, ZAVIER C. Fundamental characteristics of an air-assisted DI combustion system as applied to 4-stroke automotive gasoline engines[R]. Society of Automotive Engineers, SAE Paper 2000-010256, 2000.
- [16] 高宏力,张付军,王苏飞,等.航空煤油活塞发动机空气辅助喷射系统喷雾特性试验研究[J].兵工学报,2019,40(5): 927-937.
GAO Hongli, ZHANG Fujun, WANG Sufei, et al. Experimental study of air-assisted spray characteristics of aviation

- kerosene piston engine[J]. *Acta Armamentarii*, 2019, 40(5): 927-937.(in Chinese)
- [17] HU Jingchao, LIU Bolan, ZHANG Chao, et al. Experimental study on the spray characteristics of an air-assisted fuel injection system using kerosene and gasoline[J]. *Fuel*. 2019, 235:782-94.
- [18] 王思奇, 杨海青. 航空重油发动机气助雾化喷嘴雾化机理仿真[J]. *内燃机学报*, 2018, 36(2):127-135.
WANG Siqi, YANG Haiqing. Simulation on atomization mechanism of air-assisted injector for aircraft heavy fuel engine[J]. *Transactions of CSICE*, 2018, 36(2):127-135.(in Chinese)
- [19] 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. (in Chinese)

(编辑:张 雪)

JANSP