基于燃油调节原理的航空活塞发动机性能分析

陈淑仙[1],杨秀锋[2],张晓龙[1]
(中国民用航空飞行学院 航空工程学院[1],机务处[2]:四川广汉 618307)

摘要:直接喷射式燃油系统具有油气比控制精确、燃油燃烧效率较高、便于寒冷天气起动等优点,广泛应用于航空活塞发动机。基于在中国通用航空领域广泛应用的Cirrus SR20和Cessna 172R型飞机分别配装的大陆IO-360-ES和莱康明IO-360-L2A发动机的直喷式燃油调节器的结构组成和调节原理,比较分析了这2种航空活塞发动机的加速性能、高空调贫性能和慢车工作稳定性等发动机使用性能。结果表明:IO-360-ES发动机燃油经大车燃油压力和慢车燃油压力调节后进行油气混合比调节,再流至油门计量体进行燃油压力调节;IO-360-L2A发动机燃油经过人工混合比调节、慢车燃油流量和混合比调节后流至主燃油调节器。IO-360-ES发动机燃油系统的高空调贫性能和慢车稳定性能优于IO-360-L2A型发动机的,但IO-360-L2A发动机燃油系统的加速性能优于IO-360-ES发动机的。

关键词:航空活塞发动机;燃油调节;加速性能;高空调贫性能;慢车工作稳定性
中图分类号:V234 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.05.011

Performance Analysis of Aero-piston Engine based on the Fuel Regulation Principle

CHEN Shu-xian[1], YANG Xiu-feng[2], ZHANG Xiao-long[1]
(Aviation Engineering College[1], Maintenance Department[2], Civil Aviation Flight University of China: Sichuan Guanghan 618307, China)

Abstract: The direct injection fuel system had advantages of precise fuel and gas ratio control, high fuel combustion efficiency, and easy starting in the cold weather, so it was widely used in aero piston engine. The key components and the regulation principles of two typical direct injection fuel regulators were analyzed. These direct injection fuel regulators were adopted by Continental IO-360-ES and Lycoming IO-360-L2A engine installed in the Cirrus SR20 and Cessna 172R aircraft respectively, which were widely used in general aviation. Based on the above study, several engine performance such as the acceleration performance, high altitude mixture adjustment performance and idle stability for these two types of aero piston engine were analyzed and compared. The results show that IO-360-ES engine fuel is adjusted for maximum power fuel pressure, idle fuel pressure and the fuel-air mixture ratio successively, and then flows to the throttle metering body for fuel pressure adjustment. IO-360-L2A engine fuel flows to the main fuel regulator after manual mixture ratio adjustment, idle fuel flow and mixture ratio adjustment. The research results also show that the high altitude mixture adjustment performance and idle stability are excellent for IO-360-ES engine while the acceleration performance is excellent for IO-360-L2A engine.

Key words: aero piston engine; fuel regulation; acceleration performance; high altitude mixture adjustment performance; idle stability

0 引言

航空发动机燃油系统的功用是给燃油增压,调节发动机所需的燃油流量,调节油气比,雾化燃油以供燃烧,满足发动机在各种工况下的燃油需要[1]。燃油调节装置是发动机燃油系统的核心组成部件,目前使用的航空活塞式动力装置燃油系统中的燃油调节装置多为直接喷射式或汽化器式燃油调节器[2]。

与汽化器式燃油系统相比,直接喷射式燃油系统[3]具有较精确的油气比控制,燃油燃烧效率较高,且因为燃油汽化而结冰的可能性小,易于在寒冷天气起动[2],因此在航空活塞发动机上得到了广泛应用,并吸引了众多科研人员的研究兴趣。Takagi[4]回顾了直喷式燃油系统的发展历程,详细分析了该系统在低燃油消耗率、高功率输出、低污染排放等方面的优势,展望了其未来的应用和发展趋势;Xie等[5]研究了直

收稿日期:2020-04-02 **基金项目:**国家自然科学基金(51306201)资助
作者简介:陈淑仙(1975),女,博士,教授,研究方向为航空发动机性能、航空传热学、工程热力学、流体力学;E-mail:bellesavana@163.com。

引用格式:陈淑仙,杨秀锋,张晓龙.基于燃油调节原理的航空活塞发动机性能分析[J].航空发动机,2021,47(5):66-71. CHEN Shuxian, YANG Xiufeng, ZHANG Xiaolong. Performance analysis of aero-piston engine based on the fuel regulation principle[J]. Aeroengine, 2021, 47(5): 66-71.

喷式航空活塞发动机燃油中的铅成分对发动机持续适航的影响,并提出燃油系统维护的解决措施;Harshavardhan 等[6]采用 CFD 方法分析了直喷式活塞发动机起动注油时活塞形状对汽缸内空气流动以及空气与燃油相互混合的影响;Chan 等[7]试验研究了喷油压力对直喷式活塞发动机汽油闪蒸喷雾结构改变的影响;Colin 等[8]建立了直喷式活塞发动机的点火模型;魏武国[9]分析了 IO-240A&B 航空活塞发动机燃油系统的基本结构,研究了燃油调节过程,提出了校验燃油调节系统的步骤;李自俊[10]分析了活塞式发动机机械泵失效时的自动应急供油方法;孟现召等[11]分析了发动机驱动燃油泵的结构设计对发动机慢车稳定性能的影响,并提出了在 Cirrus SR20 飞机上进行双泵油压协调的必要性;王凯等[12]总结分析了航空活塞发动机直喷式燃油系统常见故障,探讨了其诊断技术;黄强等[13]在 AMEsim 仿真平台上建立了发动机燃油调节系统模型,采取支持向量机法对特征数据进行训练,验证了支持向量机法用于发动机燃油调节系统故障诊断的优越性和可靠性。

中国通用航空领域广泛应用的 Cirrus SR20 和 Cessna 172R 飞机[14]分别配装特内达因·大陆公司生产的 IO-360-ES 与莱康明公司生产的 IO-360-L2A 发动机,均采用直接喷射式燃油调节器。飞行员轮换驾驶这 2 型飞机,需要同时掌握其使用性能。目前还未见对这 2 型发动机燃油调节系统原理及对发动机使用性能影响的专门研究。本文比较了 IO-360-ES 和 IO-360-L2A 发动机的 2 种直喷式燃油系统的燃油调节原理,在此基础上比较分析了 2 种航空活塞发动机的使用性能。

1　燃油调节原理

1.1　IO-360-ES 发动机燃油调节原理

IO-360-ES 发动机燃油调节流通通路如图 1 所示。从图中可见,从飞机油箱来的燃油首先进入油气分离腔。分离出来的气体从油气分离腔顶端的回路回流到燃油箱;燃油则流入发动机驱动燃油增压泵入口的通路。经过发动机驱动燃油泵增压的燃油,通过高空自动调贫膜盒组件和慢车燃油压力调节活门,分别调节大车和慢车的燃油压力;经压力调节后的燃油流到人工混合比调节轴装置进行油气混合比调节;再流至油门计量体进行燃油压力调节;最后经燃油分配器被分配到每个燃油喷嘴。其中,油气分离、燃油增压、大车燃油压力调节、慢车燃油压力调节和油气混合比调节在发动机驱动燃油泵组件内完成;油门计量体燃油压力调节在油门计量体内完成。发动机驱动燃油泵组件由油气分离腔、旁通活门、发动机驱动燃油泵、高空自动调贫膜盒组件、慢车燃油压力调节活门和油气混合比控制轴组成,如图 2 所示[15-16]。

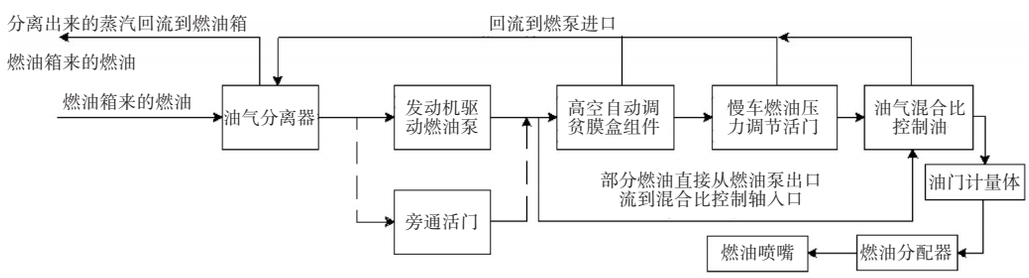

图 1　IO-360-ES 发动机燃油调节油路

1.1.1　高空燃油压力调节

从图 2 中可见,大车燃油压力调节活门是 1 个圆柱形的腔室,里面有 1 个真空膜盒元件,膜盒由富有弹性的特殊材料制成。膜盒外部通外界大气,膜盒内侧连接 1 个发动机驱动燃油泵组件回油路流量调节的活门。IO-360-ES 发动机为吸气式进气系统,对于相同的进气截面面积,当飞行高度增加时,外界大气压力降低,导致进入发动机的空气量减少。在这种情况下,随着膜盒外界的大气压力相应降低,膜盒内外压差变大,致使膜盒膨胀,推动活门向内侧移动,使活

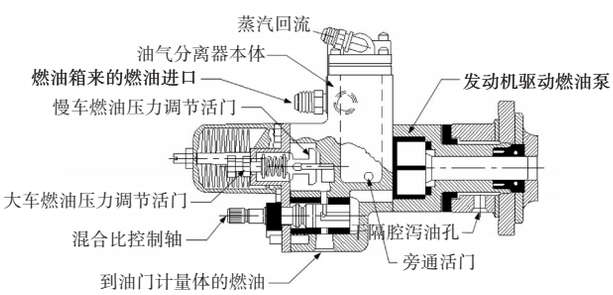

图 2　发动机驱动燃油泵组件构造

门开度加大，进而使回油量增多，供向油门计量体的燃油量减少，保证了油气比的稳定性，从而保证了发动机稳定有效地燃烧。同时，该膜盒组件起到大车燃油压力调节的作用，故又称为大车压力调节活门。

1.1.2 慢车燃油压力调节

从图1、2中还可见，慢车燃油压力调节活门与高空自动调贫膜盒组件串联，位于发动机驱动燃油泵组件内部，燃油流过高空自动调贫膜盒组件调节活门后等量地流到慢车燃油压力调节活门进口（如图3所示）。该活门的腔体分为左右2部分，弹簧作用在活门的右边，用橡胶隔膜隔开，弹簧右边顶杆的右端有1颗螺钉，可以通过调节螺钉旋入腔体内的长度，即调节弹簧的预形变量来改变作用在活门上的预压力。活门的左上端通向大车燃油压力调节活门出口，左下一端通向混合比调节轴，另一端通向发动机驱动燃油泵的入口，燃油回流。在慢车工作状态下，发动机转速较低，泵的出口压力也相应较低，为了使燃油压力和流量满足发动机的正常工作需求，只有当泵出口的燃油压力大于弹簧的预压力时，即大于最小允许燃油供应压力时，才允许燃油回流。

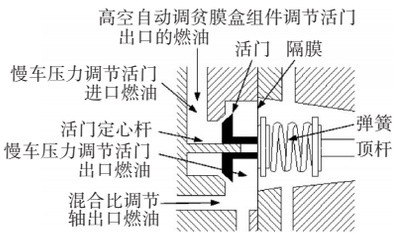

图3 慢车燃油压力调节活门

1.1.3 油气混合比调节

大部分经过发动机驱动燃油泵增压的燃油流到人工混合比调节轴装置，其外部通过钢索与驾驶舱中央操纵台的油气混合比操纵杆连接（图1）。通过操纵油气混合比杆改变燃油出口截面面积，以调节到油门计量体的燃油流量和压力，从而改变油气比[17]。

1.1.4 油门计量体燃油压力调节

燃油流出发动机驱动燃油泵组件后马上流向油门计量体。油门计量体左端为油门连接杆，该油门连接杆与节气门轴相连接，同时通过钢索与飞机驾驶舱中央操纵台的油门杆相连，如图4所示。

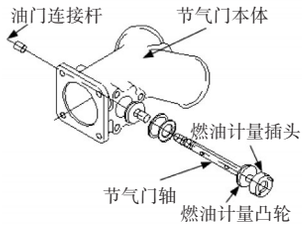

图4 油门计量体

操纵油门控制杆使节气门开度增大或减小，节气门轴右边的燃油计量凸轮相应地旋转，而燃油计量插头位置保持不变，凸轮上的开口与计量插头上的小孔的位置发生改变，使得允许燃油通过的截面积相应地增大或减小；通过燃油计量凸轮的燃油压力也相应地升高或降低。同时通过油门计量体还可设定慢车工作时发动机的最小转速和油气混合比[18]。经过计量的燃油从油门计量体的出口流向燃油分配器，从而被分配到每个燃油喷嘴。

1.2 IO-360-L2A发动机燃油调节原理

IO-360-L2A发动机燃油调节系统由燃油计量部件、燃油流量调节部件组成[19]。来自发动机驱动泵的燃油经过人工混合比、慢车燃油流量和混合比、主燃油的调节后，经过燃油分配器均匀分配到燃油喷嘴，供气缸内燃烧。燃油调节流通通路如图5所示。

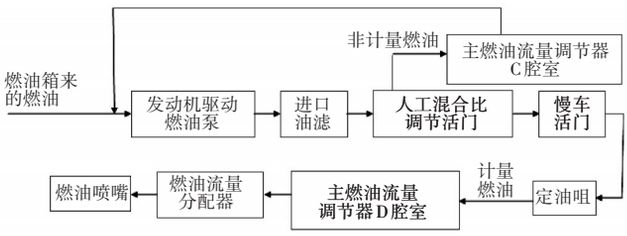

图5 IO-360-L2A发动机燃油调节油路

1.2.1 主燃油调节计量燃油

主燃油调节器包括文氏管、2个空气室及空气薄膜、2个燃油室及燃油薄膜、与空气薄膜和燃油薄膜相连的球形活门，如图6所示。A室内的空气压力为文氏管喉部的压力；B室内的空气压力为大气压力；C室直接通油泵来的燃油；D室通经过混合比调节器调节和定油孔后的燃油。C室油压大于D室油压。当空气流经文氏管时，在喉部的流速增大，压力降低，则A室压力小于B室压力，这一压力差使得球形活门开度增大，供油量相应增加。节气门开度越大，压力差也就越大，球形活门开度也就随之越大，供油量也相应越大；反之，节气门开度减小，供油量也随之减小。由于节气门与油门杆相连，当前推或后收油门时，进气量发生变化，供油量也随之发生变化。调整

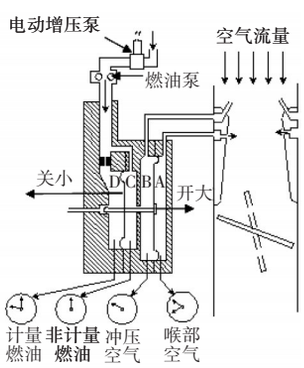

图6 主燃油调节器

慢车转速调节螺钉,也就是调整油门杆收到最后时节气门开度的大小,可调整发动机慢车转速的大小。

1.2.2　人工混合比调节

慢车燃油量和混合比调节装置如图7所示。操纵混合比杆时,混合比调节活门的开度改变。前推混合比杆时,活门开度增大,流到主燃油调节器D室的燃油流量增大,混合气变富油;后收混合比杆时,活门开度减小,流到主燃油调节器D室的燃油流量减小,混合气变贫油。当混合比杆收到最后慢车关断位时,燃油流量很小,致使油压降低,不能打开燃油流量分配器上的分油活门,从而使发动机停车。

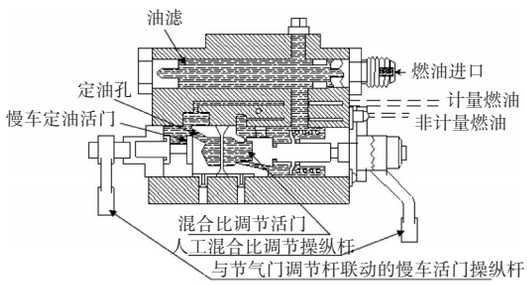

图7　慢车燃油量和混合比调节装置

1.2.3　慢车燃油量和混合比调节

慢车活门杆与节气门调节杆联动,从而使慢车定油活门与节气门联动,控制主定油孔的开度,以调节喷油量(图7)。推油门时,慢车定油活门随节气门开大而使定油孔截面开大,使流过定油孔的流量增加,喷油量随之增加。调整慢车混合比调节螺帽,调整节气门调节杆与慢车活门杆连接处的联动杆的长度,可改变慢车活门的开度,使流量改变,从而使慢车混合比改变。

2　直喷式航空活塞发动机性能

2.1　加速性能

航空活塞发动机的加速性是指快推油门杆时,发动机转速升高的快慢程度。发动机的加速性能越好,机动性能就越好,飞机的可操纵性就越强,飞机的安全性也就越高。因此加速性能是衡量发动机整体性能的1个关键指标。通常以快推油门时发动机从慢车转速加速到最大转速所需的时间t作为衡量加速性的标准,所需的时间越短,发动机的加速性越好[2]

$$t = C \cdot \int_{n_{\mathrm{idle}}}^{n_{\max}} \frac{J \cdot n}{\Delta N} \mathrm{d}n \qquad (1)$$

式中:ΔN为发动机剩余功率;J为发动机转子转动惯量;$n_{\max}$为发动机最大转速;n_{idle}为发动机慢车转速;C为常数。

在发动机转子转动惯量J等因素相同时,影响t的主要因素为剩余功率ΔN,而影响ΔN的主要因素为燃油量增加得快慢。

IO-360-ES发动机在加速过程中,油门杆前推,与操纵系统机械连接的节气门开度增大,空气流量会迅速增大。在节气门开度增大的同时,燃油计量孔的截面积也相应地增大到所需面积。但是,发动机驱动燃油泵输出的燃油压力与转速线性相关,不能立即增大。慢车燃油压力调节活门内的弹簧与大车燃油压力调节活门中的膜盒位置都不能突变,因此通过计量孔的燃油压力升高幅度较小,燃油增大速度稍滞后于空气增大速度,不能立即满足加速要求,导致加速瞬间进入发动机的燃油稍小于需求量,混合气比规定的要求稍贫油。随着发动机转速的升高,燃油压力逐渐升高,燃油供给量达到所需燃油量,加速过程完成。

IO-360-L2A发动机在加速瞬间,空气流量增大,A腔和B腔的压差迅速增大,球形活门在加速瞬间的流通截面面积大于所需值,燃油流量增速加快。随着燃油流量迅速增加,C腔与D腔压差增大,活门开度减小到加速后稳态时的开度。该燃油系统利用加速瞬间燃油流通截面面积大于所需值的方法来提高燃油流量,加速性能优越。

综上,IO-360-L2A发动机的燃油量增大较快,加速性能优于IO-360-ES发动机的加速性能。

2.2　高空调贫性能

在相同的节气门开度时,进入发动机气缸内空气量的多少是外界空气的密度和压力的函数。外界空气压力越高,密度越大,进入气缸的空气量就越大,需要的燃油量也就越多。随着飞机飞行高度的增加,外界大气压力降低,空气也相应地变得稀薄,通过相同的节气门截面面积,进入气缸的空气量将会变小,氧气量也会相应地变少。为了保证气缸内混合气稳定有效地燃烧,需要减少燃油供应[20]。IO-360-ES发动机燃油系统的高空调贫通过1个额外的高空自动调贫膜盒组件来实现,即通过感受外部压力的变化来改变膜盒的膨胀量,从而改变回油活门的开度,达到调节供油量的目的,自动实现精确的高空调贫功能。

IO-360-L2A发动机燃油系统的燃油调节通过

A、B 2个空气腔的压力差来实现。A腔对应的是文氏管喉部的压力；B腔对应的是外界的大气压力。飞机飞行高度增加时，文氏管喉部和外界大气压力都会相应降低，其压差保持不变。随着高度增加，空气的密度减小，进入发动机气缸的空气量会相应地减少，而燃油系统供油量不会自动减少，需要飞行员根据手册通过操纵混合比操纵杆进行人工调贫来获得合适的混合气，调贫精度难以精确控制。

2.3 慢车工作稳定性能

慢车工作状态是发动机稳定、连续工作的最小转速工作状态，用于飞机着陆、快速下降、地面滑行等。在不同的发动机转速下，需有不同的油气混合比M[21]，用余气系数α来表征

$$M=1/(\alpha L_{th}) \tag{2}$$

式中：L_{th}为1 kg燃料完全燃烧所需要的最少空气质量，即理论空气量，航空汽油的理论空气量为15.1。

发动机的余气系数值随发动机转速的变化曲线如图8所示[2]。在发动机小转速工作时，由于废气冲淡严重，需要增加供油比例，余气系数应设置为0.7左右，混合气较为富油，发动机工作的稳定性较差。因此，精确控制慢车混合比尤为重要。

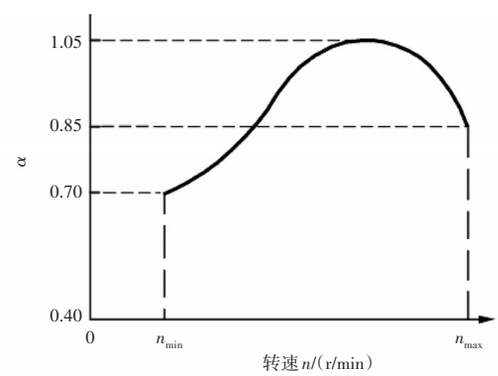

图8 发动机的余气系数值随转速的变化曲线

IO-360-ES发动机维护手册规定，在无风的条件下，应通过调节油门计量体上止动钉的止动位置来调节发动机的慢车转速为600~750 r/min；在外界环境变化较大(如换季)时，需通过调节油门计量体上的慢车混合比调节螺钉，调整发动机的慢车混合比，使其工作在最佳状态。另外，慢车燃油压力调节活门保证了燃油的压力和流量满足发动机的慢车状态时的正常工作需求。调节慢车燃油压力调节活门右边弹簧右边顶杆一端的螺钉旋入腔体内的长度，可调节弹簧的预形变量，来改变作用在活门上的预压力，从而调整在慢车转速时的最大回油压力。

通过调整IO-360-L2A发动机慢车转速调节螺钉，也就是油门杆收到最后时，调整节气门开度的大小，可调整发动机慢车转速的大小。该发动机通过调整慢车混合比调节螺帽来改变慢车活门的开度，使流量改变，从而使慢车混合比改变。

因此，相对来说，IO-360-ES发动机从多角度保证了慢车转速时的供油量、供油压力和慢车混合比，其慢车稳定特性优于IO-360-L2A发动机的。

3 总结

(1)大陆IO-360-ES和莱康明IO-360-L2A这2种发动机虽然都采用直喷式燃油调节系统，但其组成结构和工作原理差异较大。前者的油气分离、燃油增压、大车燃油压力调节、慢车燃油压力调节和油气混合比调节，均在发动机驱动燃油泵组件内完成；而主燃油压力调节在油门计量体内完成。后者在混合比调节装置进行人工混合比调节、慢车燃油流量和混合比调节后，进入主燃油调节器完成主燃油调节。

(2)IO-360-ES发动机燃油系统的高空调贫通过1个额外的高空自动调贫膜盒组件来实现；IO-360-L2A型发动机燃油系统由飞行员根据手册通过操纵混合比操纵杆进行人工高空调贫。

(3)燃油调节系统组成结构和工作原理的不同，使得IO-360-L2A型发动机的加速性能优于IO-360-ES发动机的；而IO-360-ES发动机燃油系统的高空调贫性能和慢车稳定性能优于IO-360-L2A型发动机的。

参考文献：

[1] 唐庆如. 航空活塞发动机[M]. 北京：兵器工业出版社，2007：121-125.
TANG Qingru. Piston engine[M]. Beijing: Weapon Industry Press, 2007:121-125.(in Chinese)

[2] 李卫东，侯甲栋. 航空活塞动力装置[M]. 成都：西南交通大学出版社，2016：63-64.
LI Weidong, HOU Jiadong. Aviation piston power plant[M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University press, 2016:63-64.(in Chinese)

[3] 崔华盛，赵振峰，王恩华，等. 某航空活塞发动机进气系统优化设计[J]. 航空动力学报，2019，34(9)：2063-2070.
CUI Huasheng, ZHAO Zhenfeng, WANG Enhua, et al. Intake system optimization study and design for an aircraft piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9):2063-2070.(in Chinese)

[4] Takagi Y. A new era in spark-ignition engines featuring high-pressure direct injection[J]. Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(2): 2055-2068.

[5] Xie J, Zhou Y P, Tian M. Study on continuing airworthiness of reciprocating aeroengine about valve sticking and valve breakage[J]. Procedia Engineering. 2014, 80(1): 445-455.

[6] Harshavardhan B, Mallikarjuna J M. Effect of piston shape on in-cylinder flows and air-fuel interaction in a direct injection spark ignition engine - A CFD analysis[J]. Energy, 2015, 81(1): 361-372.

[7] Chan Q N, Bao Y, Kook S. Effects of injection pressure on the structural transformation of flash-boiling sprays of gasoline and ethanol in a spark-ignition direct-injection (SIDI) engine[J]. Fuel, 2014, 130(8): 228-240.

[8] Colin O, Truffin K. A spark ignition model for large eddy simulation based on an FSD transport equation (ISSIM-LES)[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 3097-3104.

[9] 魏武国,蔡权. 大陆 IO-240A&B 航空活塞发动机燃油系统的调节[J]. 航空维修与工程, 2011(5): 48-50.
WEI Wuguo, CAI Quan. Adjustment of TCM IO-240A&B aero piston engine fuel system[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2011(5): 48-50.(in Chinese)

[10] 李自俊,一种活塞式发动机机械泵失效的自动应急供油方法[J]. 航空维修与工程, 2008(6): 36-38.
LI Zijun. A emergency supply fuel method for mechanical pump failure of piston engine[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2008 (6): 36-38.(in Chinese)

[11] 孟现召,张洪涛,蒋平清. 在 SR20 飞机上进行双泵油压协调的必要性[J]. 内燃机, 2014, 8(4): 7-12.
MENG Xianzhao, ZHANG Hongtao, JIANG Pingqing. Necessity of coordination of dual fuel pumps on SR20 aircrafts[J]. Internal Combustion Engines, 2014, 8(4): 7-12.(in Chinese)

[12] 王凯. 航空活塞发动机燃油系统常见故障及诊断技术研究[J]. 电子测试, 2016(15): 113-114.
WANG Kai. Research on common faults and diagnosis technology of fuel system of aviation piston engine[J]. Electronic Test, 2016(15): 113-114.(in Chinese)

[13] 黄强,王健,张桂刚. 一种航空发动机燃油调节系统仿真方法[J]. 计算机与数字工程, 2001, 42(9): 1536-1541.
HUANG Qiang, WANG Jian, ZHANG Guigang. A simulation method for aviation engine fuel control system [J]. Computer and Digital Engineer, 2001, 42(9): 1536-1541.(in Chinese)

[14] 龙小辉,孟现召. 某型航空活塞发动机空中气门卡阻机理[J]. 航空发动机, 2019, 45(4): 9-15.
LONG Xiaohui, MENG Xianzhao. Mechanism of exhaut valve sticking of a certain aero piston engine[J]. Aeroengine, 2019, 45(4): 9-15.(in Chinese)

[15] Teledyne Continental Motors. IO-360series engine maintenance and overhaul manual [M]. Hanover: Teledyne Continental Motors Inc, 2016: 96-703.

[16] Cirrus Design Corporation. Airplane maintenance manual for the cirrus design SR20 (Revision B6) [M]. Duluth: Cirrus Design Corporation, 2014: 793-801.

[17] Cirrus Design Corporation. Pilots operating handbook and FAA approved airplane flight manual for the cirrus design SR20[M]. Duluth: Cirrus Design Corporation, 2013: 361-367.

[18] Cirrus Design Corporation. Continental motors aircraft engine service information directive (SID97-3F)[M]. Duluth: Cirrus Design Corporation, 2015: 16-22.

[19] Textron Lycoming Inc. Lycoming T. Aircraft engines operator's manual [M]. Williamsport: Avco Lycoming, 2000: 266-269.

[20] 徐斌,谭龙兴,杨世春,等. 航空活塞发动机使用升限分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(12): 1568-1572.
XU Bin, TAN Longxing, YANG Shichun, et al. Analysis of service ceiling on piston aero-engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(12): 1568-1572.(in Chinese)

[21] 孟现召,张洪涛,唐晓波. 某型航空活塞发动机排气门的对称烧蚀机理[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1773-1780.
MENG Xianzhao, ZHANG Hongtao, TANG Xiaobo. Symmetrical ablation mechanism of exhaust valve at a certain aero piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1773-1780.(in Chinese)

(编辑:程　海)