

某型航空活塞发动机排气门积铅机理

孟现召¹, 冯岩鹏²
(1. 中国民用航空飞行学院 洛阳分院, 河南 洛阳 471000;
2. 中国民航科学技术研究院 航空安全研究所, 北京 100028)

摘 要: 针对某型航空活塞发动机在含铅汽油条件下因排气门积铅而出现严重的气缸压缩性衰减问题, 通过对排气门上沉积物的微观形貌及成分分析, 结合该型发动机的结构设计和实际运行环境分析这种排气门沉积物的形成机理. 研究表明: 空中慢车时排气门运行温度过低是导致污染物在排气门上沉积的根本原因, 而空中慢车时的螺旋桨风车因素和该型发动机燃油系统设计特性是导致排气门运行温度过低的主要原因. 据此提出将螺旋桨风车转速降低 200 r/min 和小功率调贫控制排气温度在 427 ℃ 以上等提高气门运行温度的方案, 经实际运行测试有效.

关 键 词: 活塞发动机; 气门积铅; 气缸压缩性衰减; 气门运行温度; 螺旋桨风车转速; 空中慢车

中图分类号: V234⁺.1 **文献标志码:** A

Mechanism of exhaust valve lead deposition at a certain
aero piston engine

MENG Xianzhao¹, FENG Yanpeng²
(1. Luoyang College,
Civil Aviation Flight University of China, Luoyang Henan 471000, China;
2. Aviation Safety Information Division,
China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China)

Abstract: In view of the serious problem of cylinder compressibility decay caused by exhaust valve lead deposited of during operation in the leaded aero gasoline condition at an aero-piston engine, based on analysis of the micro-morphology and composition of the lead deposited on exhaust valve, the formation mechanism of the pollutants on exhaust valve was analyzed in combination with the structure design and actual operating environment of this engine. Research shows that the excessive low temperature of valve operating is the fundamental cause of the pollutant deposition on the exhaust valve, and the propeller windmill factor and the design characteristic of the engine fuel system are the main reasons for the low temperature of the valve when the engine is in air idle condition. Based on this, a test scheme of reducing 200 r/min of the rotation speed of propeller in windmilling and leaning the mixture to control the exhaust gas temperature above 427 ℃ at low power status was proposed to increase the exhaust valve operating temperature, and was proved to be effective by the actual test.

收稿日期:2020-01-22

基金项目:中国民用航空飞行学院科学研究基金(J2019-041)

作者简介:孟现召(1975—),男,高级工程师,硕士,主要研究方向为航空器维修及飞行器动力工程。

引用格式:孟现召,冯岩鹏. 某型航空活塞发动机排气门积铅机理[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8): 1586-1593. MENG Xianzhao, FENG Yanpeng. Mechanism of exhaust valve lead deposition at a certain aero piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1586-1593.

Key words: piston engine; exhaust valve lead deposition; cylinder compressibility decay; temperature of valve operating; rotation speed of propeller in windmilling; air idle

某飞行学院的某型活塞式教练机在使用 RH100 标号含铅航空汽油条件下发生了较严重的发动机气缸压缩性衰减故障,典型单机从新发动机开始运行约 200 飞行小时,实测气缸压缩量可由新发动机状态的 551 kPa(80PSI)衰减至合格阈值 310 kPa(45PSI)以下,气缸压缩性衰减后引起发动机实际输出功率减小、起动困难等一系列问题,对该型教练机的运行造成较大影响。

对故障气缸进行内窥检查可发现在排气门/座间密封面上存在有大量的白色沉积物,压缩性测试发现故障气缸排气管中有明显的气流逸出现象,表明沉积物在排气门/座间密封面上形成局部凸起使密封面由面接触转向点接触,造成密封面密封不严,是气缸压缩性衰减的直接原因。

研究显示气门密封面沉积物的主要元素为 Pb(铅)^[1],显然 Pb 元素应来自于所使用的含铅汽油。资料显示 RH100 标号航空汽油中铅的质量分数为 100LL 标号的 2 倍^[2],将用于该型教练机的航空汽油更换为 100LL 标号后,气缸压缩性阈值前寿命可提高 1 000~1 500 飞行小时,但与该型发动机 2 000 飞行小时的翻修周期仍有差距^[3]。而该飞行学院在其多型活塞式教练机上使用 RH100 标号航空汽油已有数十年历史均未出现这种严重的群体性气缸压缩性衰减现象,表明该型发动机的排气门积铅与其发动机机构型设计有关。

相关领域内关于活塞发动机在含铅汽油条件下的铅沉积机理研究较少,特别是针对航空活塞发动机排气门积铅机理的研究鲜有报道。如文献[4-5]综述了航空活塞发动机在过贫油或过富油情况下会产生大量铅化物和含铅汽油对发动机性能的影响,但未涉及对铅化物的形成机理和抑制方案研究。文献[6]研究了汽油中芳烃含量对发动机进气门及燃烧室沉积物的影响。文献[7-8]认为润滑油是形成发动机进气门、活塞顶等不同部位沉积物主要原因,均与本研究方向有所偏离。

本文通过对该型发动机气门密封面沉积物的元素组成及微观形貌分析,从沉积物的形成与排除角度讨论这种含铅沉积物的沉积机理,并结合该型发动机的结构设计和运行环境提出测试方案,经实践验证可靠后为最终提出有效的可推广

解决方案提供理论支撑。

1 检测及验证方法

在该型教练机机队中选取实测压缩量已衰减至合格阈值附近的气缸,用 Olympus IV8000-2 型内窥镜检查气缸内部,选取积铅严重且未经烧蚀破坏的排气门作为样本,用 Zeiss Discovery V20 型电视显微镜观察样本沉积物的宏观形貌,用 Tescan VEGA TS 5136 XM 型扫描电镜观察样本沉积物的显微形貌,用 EDAX 能谱仪分析样本沉积物的主要元素成分。基于沉积物的形貌和成分分析结果讨论其形成与沉积机理。

选取与该型教练机(以下称所指机型)同样装备有飞行数据记录器(flight data recorder,FDR,能够实时将飞行中的相关参数记录在其数据文件中^[9],为事后重现飞机运行数据提供了便利)、使用相同航空汽油、采用不同类型发动机且未出现明显气门积铅的其他机型飞机作为对比例(以下称对比例),使用专用分析软件 EGView 解读两种机型的 FDR 数据^[10],通过对比两种机型的运行参数差异查找能够对发动机气门积铅产生影响的运行因素,结合所指机型发动机的自身结构设计特点提出沉积物抑制方案并在实践中进行测试验证。

2 检测结果与讨论验证

2.1 排气门沉积物形貌及元素组成

选取的样本气门上的沉积物在 Olympus IV 8000-2 型内窥镜下形貌如图 1。依沉积物的颜色、形貌和实践经验来看,这些沉积物较好地保留



图 1 排气门头上沉积物形貌
Fig. 1 Morphology of sediment on exhaust valve head

了形成之初的状态,对进一步的深入研究较为有利。

图 1 显示沉积物集中出现在整个排气门头,出现在排气门座外缘及燃烧室穹顶壁面上的沉积物较少。而且排气门头上的沉积物表面存在有较多凹坑,在排气门边缘位置沉积物呈现出较为明显的糊状物流淌迹象,表明沉积物在排气门头上沉积的过程中呈现黏流态,具有一定的黏稠度和流动性。

显微镜下排气门沉积物宏观形貌如图 2,显示沉积物固化后呈玻璃态,表面光滑但不平整,含有大量颗粒物,颗粒物直径不等且以黑色居多,混合黏接在玻璃态沉积物中。

颗粒物聚集区能谱曲线如图 3。能谱曲线显示颗粒物聚集区域的主要组成元素为铅(Pb)、溴(Br)、碳(C)。显然 C 元素应来自于未完全燃烧的燃料,其大量充斥表明沉积物生成于偏富油的缸内混合气条件下。

起黏合作用的玻璃态物质区能谱曲线如图 4,显示玻璃态区域的主要组成元素以 Pb、Br

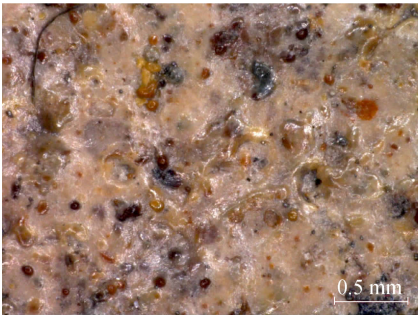


图 2 排气门头上沉积物的宏观形貌
Fig. 2 Macroscopic morphology of sediment on exhaust valve head

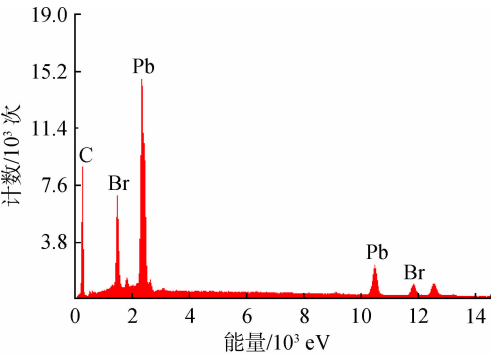


图 3 排气门头颗粒态沉积物的微观形貌和能谱曲线
Fig. 3 Microscopic morphology and energy curve of particle sediment on exhaust valve head

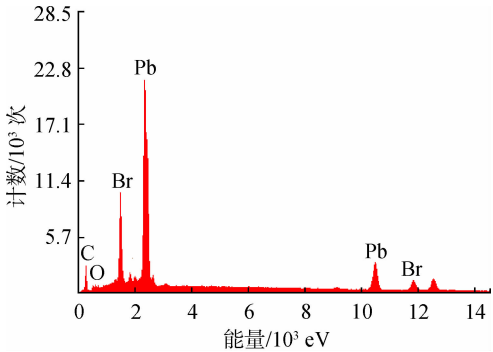


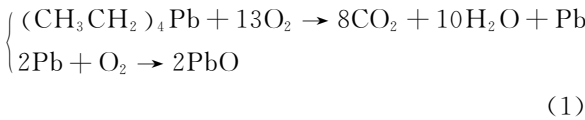
图 4 排气门头玻璃态沉积物的微观形貌和能谱曲线
Fig. 4 Microscopic morphology and energy curve of glassy sediment on exhaust valve head

为主,C 元素谱峰较颗粒物区域弱。

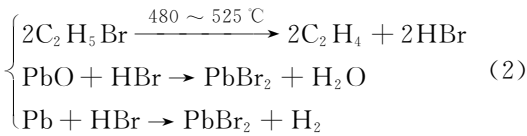
综上可知对沉积物的形成机理的分析当以 Pb、Br 化合物为主。联系航空汽油中的添加剂成分^[2,11],可推测这些沉积物是 PbBr₂(溴化铅),是所使用的航空汽油中添加的抗爆剂(CH₃CH₂)₄Pb(四乙基铅)和铅引出剂 C₂H₅Br(溴乙烷)的作用产物。

2.2 排气门上 Pb、Br 化合物沉积机理

文献[11]指出采用(CH₃CH₂)₄Pb 作为抗爆剂的航空汽油的抗爆机理为(CH₃CH₂)₄Pb 燃烧后生成烟雾状的 PbO(氧化铅)和 Pb 颗粒参与焰前反应,降低气缸内混合气中过氧化物摩尔分数,延长着火诱导期。反应式为



并指出生成的 PbO 熔点高达 888℃,呈固态黏附在燃烧室壁、火花塞及排气门等处,使发动机不能正常工作。为消除这些不利影响,通常在航空汽油中又按比例加入铅引出剂 C₂H₅Br 与 PbO 或 Pb 反应生成熔点和沸点都很低的 PbBr₂ 随废气排出,反应式为



可知以上式(1)和式(2)发生的分别是抗爆反应和排铅反应,因此在发生时机上应该是式(1)在前式(2)在后。文献[11]指出式(1)的(CH₃CH₂)₄Pb 在 200℃开始分解,在接近 300℃时,(CH₃CH₂)₄Pb 分解产物充分参与焰前反应发挥抗爆作用,500~600℃时,(CH₃CH₂)₄Pb 分解趋于完全。式(2)的 C₂H₅Br 在 480~525℃开

始分解,生成的 HBr 开始快速清除抗爆活性物。显然对式(1)和式(2)反应时机的控制在于缸内混合气温度。

对点燃式活塞发动机而言,吸气行程进入气缸的新鲜空气或油气混合气温度较低,在压缩行程随气缸内混合气温度的上升才对燃料提出抗爆需求^[11-12];之后在做功行程缸内燃气温度很高,资料显示燃烧室中燃气温度可达 2500℃^[13-14],因此正常情况下,在点燃式活塞发动机的一个工作循环中,缸内最高温度完全能够覆盖 480~525℃的温度区间,使式(2)的排铅反应得以正常发生。同时,资料显示 PbBr₂ 的熔点为 373℃,沸点为 916℃^[11],式(2)的反应正常发生后生成的 PbBr₂ 以何种物态存在,则取决于做功行程末期排气门早开时刻缸内燃气膨胀之末的废气初温。

活塞发动机缸内燃气膨胀做功后温度降低^[12],因此燃气最高温度高于废气初温;燃气作为对排气门加热的热源,燃气最高温度高于排气门运行温度^[12,14-15]。所以随缸内燃气最高温度(以下称燃气温度)和废气初温的不同,PbBr₂ 的物态也不同。

1) 燃气温度低于 200℃

此情况下式(1)和式(2)的反应均不会发生,不存在积铅和排铅问题。

2) 燃气温度在 200~480℃之间

此情况下式(2)反应不会发生,气缸内无 PbBr₂,只有式(1)反应生成的烟雾状 PbO 和 Pb 颗粒;PbO 熔点为 888℃^[11],Pb 熔点为 327.5℃^[16],废气初温和排气门温度均低于 480℃,视两者与 Pb 熔点对比关系,存在液态 Pb 在较冷的排气门上以固态形式黏结附着的可能,但这种情况下沉积物中不会有 Br 元素存在,且 Pb 熔点较低,在缸内温度提升后很容易呈液态被排气流带走(资料显示排气速度可达 70~80 m/s^[13]),亦或被燃烧成为 PbO,但能谱曲线显示沉积物中 O 元素谱峰不明显,表明没有 PbO 生成,故沉积物中 Pb 元素以单质形式存在的可能性较小。

3) 燃气温度大于 480℃,废气初温小于 373℃

此情况下式(1)和式(2)均发生,PbBr₂ 在熔点 373℃以下以固态存在;PbBr₂ 颗粒在高速排气流冲刷下不易在排气门/座密封面上黏接沉积。

4) 燃气温度大于 480℃,废气初温在 373~916℃之间

此情况下式(1)和式(2)均发生,PbBr₂ 在沸点 916℃以下以液态存在;如排气门和排气门座

温度高于 PbBr₂ 熔点 373℃,则液态 PbBr₂ 在高速排气流冲刷下难以在气门/座密封面上黏接沉积;反之当排气门/座温度低于 373℃时,液态的 PbBr₂ 遇到较冷的排气门/座时能够以固态形式附着沉积。

5) 废气初温大于 916℃

此情况下式(1)和式(2)均发生,PbBr₂ 在沸点以上以气态存在,较难在排气门/座上附着。

可见以 Pb、Br 元素为主的沉积物能够在排气门上沉积附着的原因在于废气初温使 PbBr₂ 以液态存在,且排气门运行温度处于 PbBr₂ 的熔点附近,使液态 PbBr₂ 以半液半固的黏流态在气门/座密封面上黏结附着,此分析与图 2 中沉积物在排气门边缘的糊状流淌痕迹相吻合,且图 2 中沉积物表面的凹坑应形成于排气流中较大的沉积物液滴对排气门头上黏流态沉积物柔软表面的冲击。

2.3 所指机型发动机气门积铅的环境因素

工程实践中采用排气温度(exhaust gas temperature,EGT)对活塞发动机气缸内混合气燃烧情况进行监控^[12]。文献[14]指出从排气门打开的时刻开始,气体从气缸中以近似于等温节流过程流出。所以 EGT 与排气门打开前气缸中膨胀之末的燃气温度(即废气初温)有关,可通过 EGT 研究气缸内废气初温的可能极低值。航空活塞发动机的 EGT 与发动机功率状态有关,一般在地面运转情况下慢车时 EGT 最低。空、地慢车时发动机功率杆位置相同,所指机型教练机采用活塞螺旋桨式动力装置,空中慢车时发动机在处于风车状态的螺旋桨的带动下以大于地面慢车的转速旋转,发动机出现大转速小进气压力状态^[12,17],缸内混合气比地面慢车更偏富油,EGT 低于地面慢车。

用 EGView 软件解析该型教练机空中慢车时的 FDR 数据,典型数据曲线如图 5。

图 5 中示出各缸 EGT(量参数记为 t_{eg} ,图示多色线簇,每色代表一个单缸)、发动机转速 N (图示蓝色单线)、飞行高度 $H_{p.alt}$ (图示青色单线)和进气压力 p_{ma} (图示灰色单线)以及燃油体积流量 $q_{v,ff}$ (图示红色单线)等参数的变化过程。图中 A_1 、 B_1 为两个特征取值点,灰色竖线为取值点参考标记,分别取连续两个起落航段中收油门至慢车、飞机由平飞改下降至落地过程中各缸 EGT 持续降低达到的极低值点。图中横坐标以“时分秒”独立计时示出了本次机载数据记录系统启动

后的持续时间,纵坐标已按量单位对 EGView 软件原始界面图进行了数据转换。作为对比,同样示出使用相同航空汽油但未出现明显气门积铅的对比比例发动机空中慢车时的 FDR 数据曲线(图 6)。

图 6 中特征取值点 A_2 、 B_2 、 C_2 为 3 个连续起落航段中收油门至慢车且飞机由平飞改下降至落地过程中各缸 EGT 持续降低达到的极低值。将各特征取值对应的单缸 EGT 数据汇总如表 1。

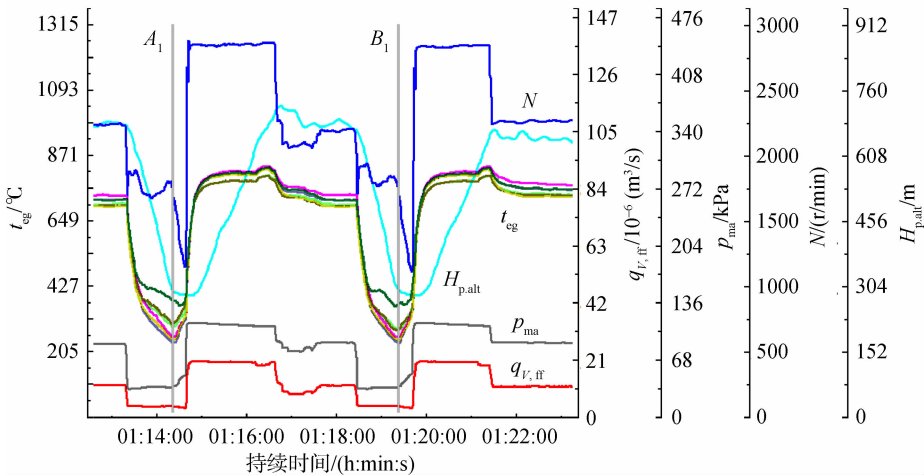


图 5 所指发动机空中慢车状态数据曲线图
Fig. 5 Data curves of the refering engine in air idle state

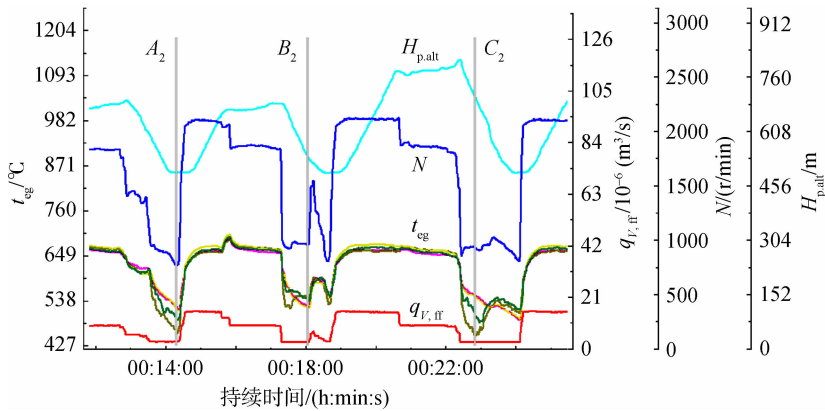


图 6 对比比例发动机空中慢车状态数据曲线图
Fig. 6 Data curves of the comparing engine in air idle state

表 1 各特征点对应的发动机各缸 EGT 统计
Table 1 Statistics of EGTs at each characteristic point of engine

特征点	N/ (r/min)	$t_{eg}/^{\circ}\text{C}$					
		1 缸	2 缸	3 缸	4 缸	5 缸	6 缸
A_1	1544	328	208	256	217	247	200
B_1	1537	318	206	242	216	239	198
A_2	799	492	523	466	526		
B_2	1002	543	523	549	526		
C_2	967	509	552	448	582		

注:所指机型为 6 缸发动机,对比比例机型为 4 缸发动机。

工程上用 EGT 传感器(热电偶)在排气管中测量发动机排出的废气的温度,热电偶测出的是废气温度随时间的平均值。文献[14]指出在排气过程中每一瞬时废气的流量和温度都是在不断变化的,废气的温度应取排气过程中总的排气量的平均温度,并指出在单缸发动机上该温度必大于废气温度随时间的均值(即热电偶示出温度)。表 1 所列 EGT 均为单缸数据,对比各特征点的 EGT 实测数据与 PbBr₂ 熔点 373 ℃ 的差值,显然对比比例发动机气门运行温度大于 PbBr₂ 熔点的

概率更大。

对航空器而言,空中慢车总是存在的。但表 1 数据显示同为活塞螺旋桨式动力装置的对比例机型在空中慢车时 EGT 明显高于所指机型。分别在图 5 和图 6 对应的 FDR 数据文件中查找对应飞机的地面慢车取值点 D₁(所指机型)、D₂(对比比例机型),并与各自的空中慢车数据汇总如表 2。因真空速影响螺旋桨负荷并最终影响螺旋桨风车转速^[17],表 2 最后列给出了对应飞机在空中慢车取值点时的实际真空速(量符号记为 v_{tas})。

表 2 两种机型的空地慢车参数统计

Table 2 Parameter statistics of air and ground idle at two aircraft models

取值点	$N/(r/min)$	p_{ma}/kPa	$q_{v,if}/10^{-6}(m^3/s)$	$t_{eg}/^{\circ}C$	$v_{tas}/(km/h)$
B ₁	1537	28	2.52	216	143
D ₁	802	56	1.58	503	0
B ₂	1003		1.58	527	105
D ₂	736		1.47	546	0

表 2 数据显示空中慢车时所指机型发动机的“大转速、小进气压力”状态更明显,特别是其发动机燃油系统设计特性造成空中慢车时供油量增加较多^[3],进一步加剧了缸内混合气的偏富油程度。文献[14]指出随空燃比降低,排气门温度直线降低,故所指机型发动机出现严重的气门积铅表明其空中慢车时排气门运行温度低于 PbBr₂ 熔点 373 ℃。

2.4 缓解所指机型发动机气门积铅的方法及验证

由以上讨论可知所指机型发动机气门积铅的直接原因在于空中慢车状态下排气门运行温度过低,根本原因在于气缸内混合气过富油。

工程实践中控制和改善气缸内混合气偏富油倾向的方法较多,如可依具体工况改变供油量的 ECU(electronic control unit)控制模式^[18]以及相关的优化控制方法^[19-20],但这些在持续适航阶段因涉及对航空器的加改装而受到航空适航法规的限制,故需要在法规框架内结合飞机的原有设计研究优化方法。

螺旋桨风车状态导致飞行阻力变大^[17,21],且螺旋桨转速越高发动机热状态越低^[22]。再结合所指机型发动机的供油特性,故降低螺旋桨风车转速有助于降低空中慢车时缸内混合气的偏富油程度,也有助于减小飞行阻力提高燃油经济性。

所指机型采用恒速变距螺旋桨,空中慢车时

螺旋桨工作在最低距的定距状态^[23],随最低距设置及飞机真空速不同螺旋桨风车转速也不同^[17]。将螺旋桨设置在恒速变距状态可使风车转速成为定值。参照实践中真空速 100 km/h 时空中慢车转速典型值 1 550 r/min,将风车转速降低 200 r/min,EGT 控制在 427 ℃ 以上(必要时调贫),运行 200 飞行小时对比测试效果如图 7。

EGT 升高预示着废气初温和缸内燃气温度的升高,而凡使 EGT 升高的因素均能提高气门工作温度^[24]。图 7 显示测试方案有效,表明对所

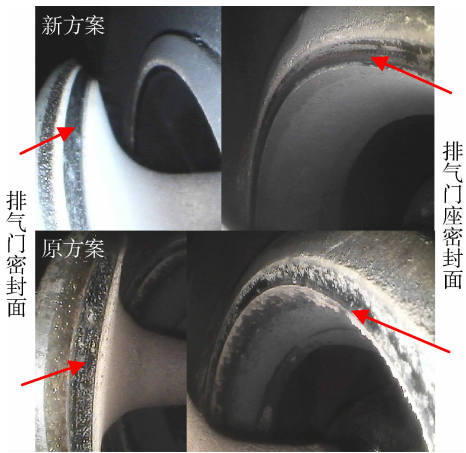


图 7 新发动机运行 200 飞行小时的气门/座间密封面形貌

Fig. 7 Morphology of valve/seat sealing surface with 200 flight hours from new engine

指机型发动机排气门积铅机理的分析正确,可在此方向上继续完善,最终获取一个便于运行实践中操作的以 EGT 为参考量的气门积铅阈值来正确控制所指机型发动机的运行。

3 结 论

1) 含铅汽油条件下,航空汽油类航空活塞发动机排气门积铅与其在小功率状态下排气门运行温度过低有关。

2) 含铅汽油条件下,航空汽油类航空活塞发动机空中慢车时的大转速小进气压力状态增加了缸内混合气的偏富油倾向,是气门积铅的主要运行阶段,提高空中慢车 EGT 有助于减少气门积铅。

3) 所指机型发动机出现排气门积铅的原因在于其自身燃油系统设计特性和空中螺旋桨风车转速偏高双重因素所致的空中慢车过富油,降低螺旋桨风车转速和小功率调贫提高 EGT 是解决所指机型发动机排气门积铅的有效途径。

4) 应考虑一个便于工程实践中操作的以 EGT 为参考量的气门积铅阈值来正确控制所指机型发动机的运行。

参考文献:

[1] 张洪涛,孟现召,冯岩鹏.某型航空活塞发动机排气门烧蚀机理[J].航空动力学报,2015,30(9):2219-2225.
ZHANG Hongtao, MENG Xianzhao, FENG Yanpeng. Principle of exhaust valve ablation at a certain aero piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2219-2225. (in Chinese)

[2] 中国国家标准化管理委员会.航空活塞式发动机燃料:GB 1787-2018[S].北京:中国质检出版社,2018:2.

[3] Continental Motors Incorporated. IO-360 series engine maintenance and overhaul manual (supersedes X30594)[R]. Fairhope, US: Continental Motors Incorporated Company, 2016.

[4] 钱璟,杨智渊,汪必耀.含铅汽油对航空活塞式发动机性能的影响探讨[J].当代化工,2017,46(7):1473-1475.
QIAN Jing, YANG Zhiyuan, WANG Biyao. The effect of leaded gasoline on performance of aviation piston engine [J]. Contemporary Chemical Industry, 2017, 46(7): 1473-1475. (in Chinese)

[5] 刘玉科.使用高铅航空汽油的航空活塞发动机抖动故障原因初探[J].中国民航飞行学院学报,2013,24(2):57-58.
LIU Yuke. Discussion on piston engine shaking caused by high-lead aviation gasoline [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2013, 24(2): 57-58. (in Chinese)

[6] 徐小红,蔡进,薛群基,等.汽油芳烃对发动机沉积物的影响[J].石油炼制与化工,2010,41(10):86-89.
XU Xiaohong, CAI Jin, XUE Qunji, et al. Effect of aromatic hydrocarbon in gasoline on the formation of engine deposits[J]. Petroleum Processing and Petrochemicals, 2010, 41(10): 86-89. (in Chinese)

[7] 马志豪,朱宇东,贾义,等. GDI 发动机沉积物的 FTIR 及 SEM/EDS 分析[J]. 内燃机学报,2017,35(4):332-337.
MA Zhihao, ZHU Yudong, JIA Yi, et al. FTIR and SEM/EDS analyses of the deposits from a gasoline direct injection (GDI) engine [J]. Transactions of CSICE, 2017, 35(4): 332-337. (in Chinese)

[8] YE Z, MENG Q, MOHAMADIAN H P, et al. Investigation of deposit formation mechanisms for engine in-cylinder combustion and exhaust systems using quantitative analysis and sustainability study [J]. International Journal of Thermophysics, 2007, 28(3): 1056-1066.

[9] Garmin International Incorporated Company. Cirrus perspective line maintenance manual [M]. Olathe, US: Garmin International Incorporated Company, 2013: 60.

[10] EG Trends Incorporated Company. Preflight the inside of your engine with EGView software [EB/OL]. [2020-01-06]. <http://www.egtrends.com>.

[11] 黄乙武.液体燃料的性质和应用[M].北京:轻加工出版社,1985.

[12] 李汝辉,吴一黄.活塞式航空动力装置[M].北京:北京航空航天大学出版社,2008.

[13] ERNST G. Engine failure analysis-internal combustion engine failures and their causes [M]. New York: SAE International, 2012.

[14] 肖永宁,潘克煜,韩国埏.内燃机热负荷和热强度[M].北京:机械工业出版社,1988.

[15] 章熙民.传热学[M].第 6 版.北京:中国建筑工业出版社,2014.

[16] 中国冶金百科全书总编辑委员会.中国冶金百科全书:金属材料[M].北京:冶金工业出版社,2001.

[17] 刘星,司海青,蔡中长.飞行原理[M].北京:科学出版社,2011.

[18] 于兵,边文超,张天宏,等.缸内直喷航空活塞发动机试验 ECU 平台设计[J].电子器件,2013,36(3):377-382.
YU Bing, BIAN Wenchao, ZHANG Tianhong, et al. ECU design of GDI aviation piston engines based on DSP [J]. Chinese Journal of Electron Devices, 2013, 36(3): 377-382. (in Chinese)

[19] 胡春明,仲伟军,刘娜,等.航空活塞式发动机瞬态空燃比控制与实验研究[J].燃烧科学与技术,2017,23(2):140-146.
HU Chunming, ZHONG Weijun, LIU Na, et al. Experimental research of transient air-fuel ratio control of aviation piston engine [J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2017, 23(2): 140-146. (in Chinese)

[20] 黎艺华,胡东宁,胡春明,等.航空活塞式发动机空燃比实时控制算法[J].航空动力学报,2014,29(5):1234-1241.

LI Yihua, HU Dongning, HU Chunming, et al. Real time control algorithm of aviation piston engine air-fuel rato [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1234-1241. (in Chinese)

[21] 马菲. 塞斯纳 172 型飞机发动机失效后螺旋桨风车状态对飞行阻力的影响分析[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(30): 7570-7572.

MA Fei. Analysis of the windmilling effect to the drag of Cessna172 during engine failure [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(30): 7570-7572. (in Chinese)

[22] 姬芬竹, 杜发荣, 徐斌, 等. 航空用风冷活塞式发动机热状态研究[J]. 内燃机工程, 2014, 35(1): 35-40.

JI Fenzhu, DU Farong, XU Bin, et al. Research on thermal state of air-cooled piston engine for aviation [J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2014, 35(1): 35-40. (in Chinese)

[23] Cirrus Design Corporation. Airplane maintenance manual for the cirrus design SR20 (Reissue B8) [M]. Duluth, US: Cirrus Design Corporation, 2017.

[24] 陈特奎. 内燃机热强度 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.

(编辑: 陈 越)