

文章编号:1000-8055(2019)08-1773-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2019.08.017

某型航空活塞发动机排气门的 对称烧蚀机理

孟现召, 张洪涛, 唐晓波

(中国民用航空飞行学院 洛阳分院, 河南 洛阳 471000)

摘 要: 基于统计显示某型航空活塞发动机运行中出现的大量排气门烧蚀故障案例中烧蚀位置均基本呈两点对称分布在气门头部两侧的现象。通过测量排气门密封面附近气门体的实际运行温度, 获取了该型发动机上气门运行温度与排气温度(EGT)之间的对应关系, 进一步结合该型发动机的结构设计和实际运行环境分析了这种气门烧蚀点对称分布的机理。研究表明: 气门偏摆引起气门密封面温度周向对称性分布不均和运行中过度调贫使气门密封面温度过高是排气门对称烧蚀的主要原因。据此提出以 EGT 为参照限制调贫幅度的方案, 经 70000 飞行小时实践验证表明故障得到了完全解决。

关 键 词: 活塞发动机; 气门偏摆; 对称烧蚀; 过度调贫; 密封面温度; Cr_2O_3 保护膜

中图分类号: V234⁺.1

文献标志码: A

Symmetrical ablation mechanism of exhaust valve at a certain aero piston engine

MENG Xianzhao, ZHANG Hongtao, TANG Xiaobo

(Luoyang College, Civil Aviation Flight University of China, Luoyang Henan 471000, China)

Abstract: By measuring actual operating temperature of exhaust valve body near the valve sealing surface, the corresponding relationship between valve operating temperature and exhaust gas temperature (EGT) at this engine was obtained, and the mechanism of symmetrical distribution of valve ablation point was analyzed in combination with the engine structural design and actual operating environment. Results showed that the valve deflection led to uneven circumferential symmetry distribution of valve sealing surface temperature and the high temperature of valve sealing surface due to excessive leaning in operation, bringing about exhaust valve symmetrical ablation. Based on this, solution of limiting the leaning range in operation with EGT as reference was put forward, and the 70000 flight hours practical test showed that the fault has been completely solved.

Key words: piston engine; valve deflection; symmetrical ablation; excessive leaning; temperature on sealing surface; Cr_2O_3 protection layer

某飞行学院的某型活塞式教练机在引进后的初期运行中发生了较严重的发动机排气门烧蚀故

障, 据统计在两年半的时间里累计更换气缸近 300 件, 对该机型的顺利运行造成很大影响。前

收稿日期: 2019-01-24

基金项目: 中国民用航空飞行学院科学研究基金项目(CJ2018-04)

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, 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.

期研究中通过对该型发动机上全新、使用过以及已烧蚀气门的微观金相分析,结合该型发动机的结构设计和实际运行环境,认为气门运行温度过高导致气门密封面上的 Cr_2O_3 保护膜被破坏掉是导致气门烧蚀的根本原因^[1];进一步研究发现在高铅燃油条件下气门密封面上出现铅沉积物导致气门散热不良是气门过热的主要原因,据此提出改用低铅燃油的解决方案,并对在低铅燃油条件下运行 454:12 小时的样本气门进行金相分析表明气门密封面上的 Cr_2O_3 保护膜得到了有效保护^[1]。

之后的统计数据显示随运行时间的进一步增加,在低铅燃油条件下又有排气门烧蚀故障案例出现,典型故障案例中发动机从全新开始在低铅燃油条件下运行约 1 200 h 出现了排气门烧蚀。故障例再次出现表明低铅燃油条件下只是延长了排气门的使用寿命,对排气门烧蚀的研究仍需进一步深入。

针对该型发动机在运行中、包括之前在高铅燃油条件下出现的大量排气门烧蚀故障案例,统计显示这些排气门的烧蚀位置均在气门头部两侧基本呈两点对称分布,如图 1。

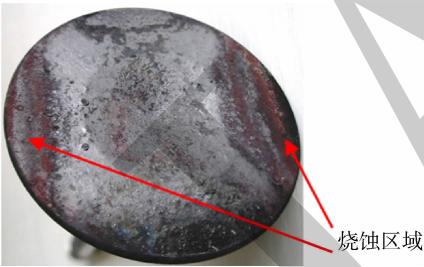


图 1 气门烧蚀部位的对称分布
Fig. 1 The symmetrically distribution of valve ablation sites

相关专业领域关于航空活塞发动机气门烧蚀的研究在微观上探索了气门密封面保护层的破坏机理^[1],但宏观上多止于气门密封不严造成气缸内高温燃气泄露对气门密封面冲刷加温^[2],对气门两点对称烧蚀的研究尚未见报道。文献[3-4]指出气门-导套间配合间隙能够影响气门温度,间隙增大气门温度升高;文献[5]指出气门两侧烧蚀表明气门两侧泄露和气门导套磨损,但未能明确气门导套磨损能够诱发排气门两侧对称烧蚀的机理。

大功率活塞发动机在工作中气门是旋转的。文献[3]指出采用气门旋转装置能够使气门头部周向温差大为减小,对降低气门头局部过热有利,

并指出气门旋转周期从 15 s 到 4~5 min 不等。该型发动机上也安装有气门旋转装置,在使用过的气门的杆端面上因与摇臂摩擦留下有同心圆状印记,这与文献[5]所指出的气门工作中能够正常旋转的证据相吻合,表明故障发动机上气门旋转功能是正常的。然大量烧蚀案例中烧蚀点何以能恰好对称分布在气门两侧且能追随气门旋转对气门上已有烧蚀点进行持续跟踪烧蚀扩展,这需要深入研究气门烧蚀的渐变过程。

本文通过在真机上测量该型发动机排气门上接近密封面位置的实际运行温度和气门杆/气门导套的径向尺寸,结合该型发动机的结构设计和实际运行环境讨论这种气门两点对称烧蚀的诱因和发展机理,并为最终提出有效的解决方案提供理论支撑。

1 检测方法

气门温度测量最简单的方法是用硬度塞和易熔塞法,但通常是采用热电偶法测量^[3]。该型飞机上安装有机载数据记录系统,能够对发动机各气缸的 EGT(排气温度)等数据进行实时记录^[6-7],而所采用的 EGT 传感器即为热电偶型。为简化操作并尽量与工程实践相贴合,实验采用了该型飞机的机载数据记录系统和与之配套的 EGT 传感器来完成排气门温度的测量与记录。

如图 2 所示,在尽可能靠近排气门密封面边缘的位置钻孔安装热电偶,为防止高温燃气从热电偶与孔壁间隙中逸出特对热电偶安装孔朝向燃烧室的开口进行焊接密封处理,并在气门上焊接了自制的热电偶保持架来夹持固定热电偶。



图 2 排气门及热电偶安装位置
Fig. 2 Exhaust valve and thermocouple mounting position

为将热电偶输出线引出炽热的排气通道且不妨碍气门的往复运动,在实验气缸的气缸头上靠近排气门的排气通道侧壁位置钻贯穿孔并沿气门往复运动方向扩大形成矩形贯穿槽,将热电偶导线从槽中引出,如图 3。



图 3 热电偶输出端位置

Fig. 3 Position of thermocouple output wire

结合该型发动机的实际构型,将实验气缸安装在其 6 号气缸位置。受热电偶导线长度所限,在机载数据记录系统数据通道配置上将气门热电偶接入 6 号气缸的 EGT 传感通道,而实验气缸的 EGT 热电偶则接入相邻的 4 号气缸的 EGT 通道。

完成实验平台搭建后按正常程序对发动机进行地面试车,拟采集的排气门密封面温度和实验气缸的 EGT 将被自动记入机载数据记录系统的 6 号和 4 号 EGT 通道。试车后用专用的 EG-View 软件中对机载数据记录系统所记录的本次试车数据进行解读^[8],即可获取真实运行环境下实验排气门的密封面温度与 EGT 之间的数据对应关系。

该型发动机的排气门为实心气门,实心气门的实际运行温度较大程度地受气门-气门座之间接触面接触状况的影响^[5],为尽量减小这种影响,实验中采用的气缸、气门和热电偶均为全新件。而气门实际运行温度同样受气门-座间有效接触面积的影响,正常情况下由于气门工作中的旋转使气门密封面上留下的气门-座间有效接触印记表现为宽窄一致的带状,本实验中由于在排气门上安装的热电偶(如图 2 和图 3)限制了气门在工作中的旋转,这就使气门密封面上留下的接触印记能够真实反映气门-座间有效接触面积沿气门

周向的分布情况。完成实验后拆下实验气缸的排气门即可观察其密封面上有效接触印记的周向分布。

对排气门杆和气门导套的尺寸检查分别用 LINKS 727-01 型数显外径千分尺和 LINKS 732A-02 型数显三爪内径千分尺在故障发动机上以及在整个 TBO(翻修周期)期间未出现气门烧蚀的待翻修发动机上进行,并结合该型发动机手册中给出的相关尺寸容限讨论气门导套磨损与排气门两侧对称烧蚀之间的关系。

2 检测结果

2.1 典型状态下气门密封面运行温度与 EGT

依本次实验所需,在 EGView 软件界面上示出了发动机转速 N_{rpm} 、EGT(量符号记为 t_{eg})、进气压力 MAP(记为 p_{ma})和燃油体积流量 FF(记为 q_{ff})等数据通道的实测值,其中 4 号、6 号缸的 EGT 通道 EGT4 和 EGT6 分别记录了实验气缸的排气温度和排气门密封面温度(量符号记为 t_{ev})。

EGView 软件示出的各参数总体运行曲线概况显示在发动机起动后的暖机过程中 EGT6 恒小于 EGT4,表明该状态下排气门密封面温度恒低于对应气缸的 EGT。为明晰局部细节对曲线图进行适当放大,并分别选取暖机状态的 1 200 r/min、测试状态的 1 700 r/min、巡航状态的 2 500 r/min、全油门状态的 2 650 r/min 作为特征点进行数据取样。暖机状态数据曲线如图 4,图中 A_4 为特征取值点(黄色线表示)。

图中横坐标为本次机载数据记录系统启动后的持续时间,以“时分秒”独立计时。

按试车程序该型发动机在 1 700 r/min 转速上对相关发动机附件进行性能测试^[9-10]。测试状态下数据曲线如图 5,图中 A_5 为特征取值点(黄色线表示)。

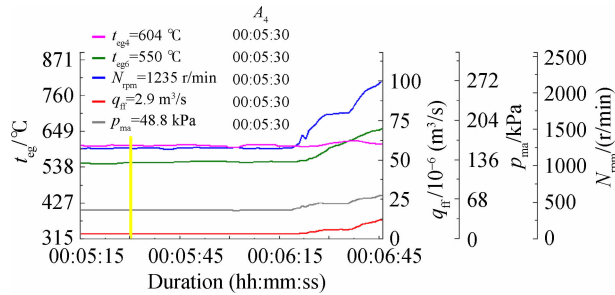


图 4 暖机状态的数据曲线

Fig. 4 Data curve at engine warming state

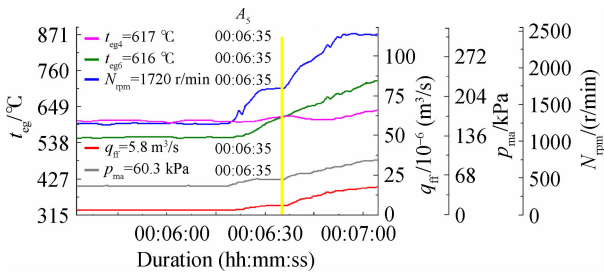


图 5 测试状态的数据曲线

Fig. 5 Data curve at engine testing state

图 5 显示在约 1 250 r/min 后随发动机转速上升尽管 EGT 增加不明显(图中 EGT4)但排气门密封面温度却快速攀升(图中 EGT6),约 1 750 r/min 后排气门密封面温度大于 EGT。进一步推油门至巡航转速,待参数稳定后进行调贫操作,数据曲线如图 6。

为提高经济性航空活塞发动机在一定百分比功率下可进行调贫以减少对发动机气缸的燃油供给量^[5,9-10]。图 6 中特征点 A_6 为全富油状态(黄

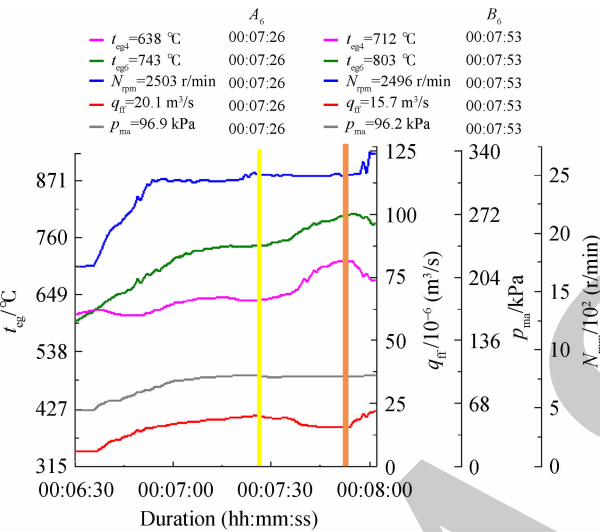


图 6 巡航及巡航调贫状态的数据曲线
Fig. 6 Data curve at cruise and cruise-lean state

表 1 各状态下排气门密封面温度及 EGT 统计
Table 1 Statistics of exhaust valve sealing surface temperature and EGT at some characteristic conditions

状态	转速/ (r/min)	排气门温度 $t_{ev}/^{\circ}\text{C}$	实测排气 温度 $t_{eg}/^{\circ}\text{C}$	$(t_{ev}-t_{eg})/^{\circ}\text{C}$
暖机	1 235	550.6	603.9	-53.3
测试	1 720	615.6	617.2	-1.6
巡航	2 503	743.3	638.3	105
巡航调贫	2 496	802.8	711.7	91.1
全油门	2 672	783.9	676.1	107.8

2.2 气门-座间有效接触面积的周向分布

从实验气缸中取下排气门,观察排气门密封面可发现密封面上留下的与气门座间有效接触面积印记沿气门周向分布不均匀,并非气门正常运转状态下的均匀带状。为便于示出其分布情况,按气门正常安装方向以字母“L、R、U、D”在气门上标记“左、右、上、下”位置如图 8。对应位置的

色线表示), B_6 为调贫状态(橙色线表示), B_6 位置 FF 低于 A_6 位置,曲线显示全富油巡航状态下排气门密封面温度大于 EGT,调贫后密封面温度和 EGT 均上升,但两者之间的差值略减小。恢复全富油并推油门至全油门状态,密封面温度仍大于 EGT,两者之间差值相对巡航状态略增加,数据曲线如图 7,图中 A_7 为特征取值点(黄色线表示)。

为方便数据对比,将以上各状态取值点的数据统计如表 1。

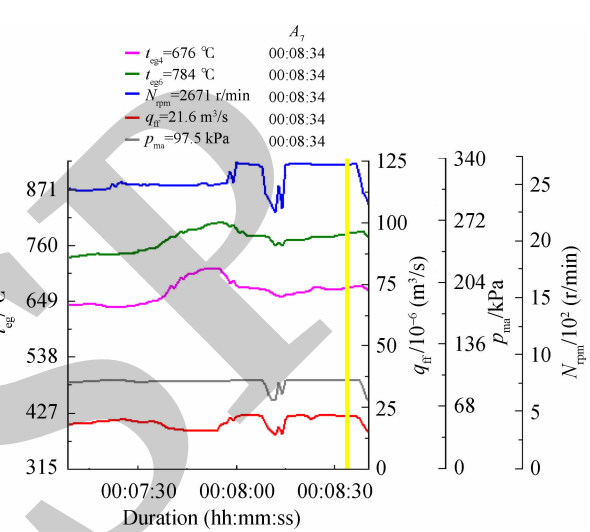


图 7 全油门状态的数据曲线
Fig. 7 Data curve at full throttle state

气门密封面接触印记如图 9。
图 9 显示气门-座间有效接触面积沿气门周向分布明显表现为“左右两侧大、上下两侧小”。



图 8 实验排气门上的位置点标注
Fig. 8 Position marks on experimental exhaust valve

2.3 气门杆及气门导套尺寸检查

典型故障发动机自全新在低铅燃油条件下运行总计约 1 200 h 出现气门烧蚀,测量其各缸排气门杆外径及排气门导套内径,数据如表 2。

该型发动机在低铅燃油条件下气门烧蚀故障

发生率明显下降,多数发动机在整个 TBO(该型发动机为 2000h)期间不发生气门烧蚀。随机在这样一台发动机上测量各缸排气门杆外径及排气门导套内径,数据如表 3。

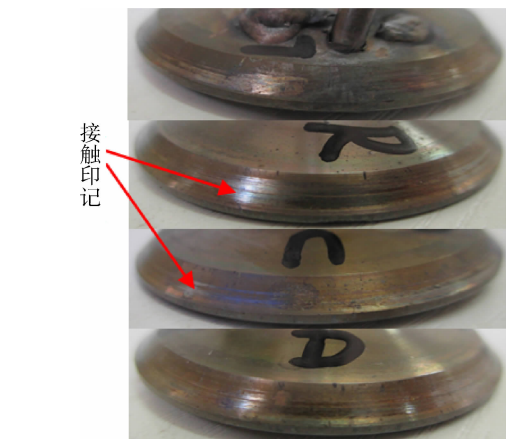


图 9 实验排气门上不同位置的接触印记
Fig. 9 Contact-marking at different positions on Experimental exhaust Valve

表 2 运行 1200 h 的排气门/导套尺寸
Table 2 Exhaust valve/guide sleeve dimensions with 1200 operating hours

缸号	测量位置/mm		
	排气门杆	气门导套	配合间隙
1	9.443	9.566	0.123
2	9.445	9.582	0.137
3	9.442	9.574	0.132
4	9.444	9.566	0.122
5	9.442	9.580	0.138
6	9.443	9.572	0.129

表 3 运行 2000 h 的排气门/导套尺寸
Table 3 Exhaust valve/guide sleeve dimensions with 2000 operating hours

缸号	测量位置/mm		
	排气门杆	气门导套	配合间隙
1	9.440	9.582	0.142
2	9.441	9.582	0.141
3	9.438	9.583	0.145
4	9.439	9.585	0.146
5	9.441	9.594	0.153
6	9.436	9.575	0.139

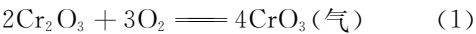
3 结果讨论

该型发动机排气门-导套间最大可用配合间隙为 0.2032 mm(0.008 inch)^[10]。表 2 及表 3 数据表明,在运行 1200 h 时出现气门烧蚀及正常运行 2000 h 未出现气门烧蚀的发动机上排气门-导套间配合间隙均在可用容限范围内,而出现排气门烧蚀的发动机上气门-导套间配合间隙反而更小,表明气门导套磨损并非该型发动机出现这种气门两侧对称烧蚀故障的必要条件。

前期研究显示排气门的烧蚀起始于排气门密封面 Cr₂O₃ 保护膜的被破坏,而 Cr₂O₃ 保护膜被破坏又源于密封面温度过高^[1]。对实际运行状态下实验气门上尽量靠近密封面位置点的测温结果表明排气门密封面温度与对应气缸的 EGT 之间存在一定的对应关系,而工程实践中将该型发动机运行至更高 EGT 的情况较为普遍,文献[4]指出凡使 EGT 升高的因素均能提高气门工作温度。为研究该型发动机排气门烧蚀的暂态过程,首先从排气门密封面运行温度入手讨论在较高 EGT 状态下密封面 Cr₂O₃ 保护膜被破坏的理论依据。

3.1 过高 EGT 下气门密封面保护膜被破坏的依据

保护该型发动机排气门不被烧蚀的关键在于保护气门密封面表面的 Cr₂O₃ 保护膜不被破坏^[1]。高温下 Cr₂O₃ 能够进一步被氧化生成挥发性的 CrO₃^[11],反应式为



这种反应在 950℃ 以上进行得很快,因此要求 Cr₂O₃ 膜的使用温度不宜超过 1000℃^[11]。但由于测量困难气门密封面温度难以作为工程实践中操作发动机的直接参考量,特别是在以气门-座间接触面为气门主要散热渠道的实心气门航空活塞发动机上,气门-座间的接触热导是影响气门运行温度的主要因素^[12],即使是相同的发动机操作但因气门-座间接触热导不同也使最终的气门密封面运行温度不同,这使在采用 EGT 作为参考量的发动机操作实践中因缺乏 EGT 与气门密封面之间的温度对应关系而使气门密封面温度极易失控。

研究指出气门-座间的接触热导随发动机转速增加、热流密度增大而降低^[12],而增加发动机功率提高了发动机转速、调贫则提高了气缸内燃

气温度,这些都造成气门运行温度升高^[4,12],这与表 1 所列实验数据的变化趋势相吻合。所以表 1 中实验数据为以 EGT 为参考量探究排气门密封面运行温度提供了实践证据参考。

该型飞机在巡航中以调贫方式将发动机 EGT 运行至 788 ℃ (1 450 ℉) 以上的情况较为普遍。以表 1 所列巡航状态实验数据为例计算单纯的调贫因素带来该状态下 EGT 和排气门密封面温度增量分别为

$$\begin{cases} \Delta t_{eg} = 712 - 638 = 74\text{ }^{\circ}\text{C} \\ \Delta t_{ev} = 803 - 743 = 60\text{ }^{\circ}\text{C} \end{cases} \quad (2)$$

按此比率可推算出相同状态下 EGT 达到 788 ℃ (1 450 ℉) 时对应的排气门密封面温度为

$$t_{ev} = 788 + \frac{788 - 638}{\Delta t_{eg}} \times \Delta t_{ev} \approx 909\text{ }^{\circ}\text{C} \quad (3)$$

研究指出,在热流通过两种相互接触材料尤其是金属材料的界面时,真实接触面积是界面传热的一个主要影响因素^[13],实验中排气门热电偶安装位置附近的气门密封面具有相对较大的气门-座间有效接触面积(如图 9),由傅里叶导热定律可知此处并非排气门头周缘密封面上温度最高的位置^[14]。在排气行程中排气门离开气门座后不仅不能再通过气门座散热而且还受到高温高速排气流的直接冲刷,使排气门温度上升^[4];文献[3]指出,排气门头上的温度分布不对称,周向边缘温度较高会发生过热危险,并指出温度波动幅度高达 50 ℃。同时考虑实验中气门热电偶、气门和气门座均为全新件具有较好的接触面清洁状况等因素,则实际运行中随服役时间增加排气门密封面上局部最高温度完全可以达到 950 ℃ 以上,此时 Cr₂O₃ 保护膜已开始被氧化分解了,可见工程实践中将该型发动机 EGT 运行至 788 ℃ (1 450 ℉) 的做法已使密封面 Cr₂O₃ 保护膜的运行温度超出了安全极限。

研究指出长时间的超温将导致气门密封面材料贫铬化 Cr₂O₃ 氧化膜难以自我修复,密封面表面终将失去 Cr₂O₃ 氧化膜的保护^[1]。所以长时间在这种过高 EGT 下运行必然导致排气门周缘密封面上局部温度最高处 Cr₂O₃ 保护膜被优先破坏掉。

3.2 烧蚀点在气门头两侧对称分布的机理

烧蚀点在排气门头两侧对称分布表明气门密封面上失去 Cr₂O₃ 保护膜的位置点在排气门头两侧对称分布。高铅燃油条件下排气门密封面失去 Cr₂O₃ 保护膜后膜下材料的腐蚀行为在之前

的研究中已有明确揭示^[1],资料显示“100LL”标号的低铅燃油中铅含量是“RH100”标号的高铅燃油的 1/2^[15],所以低铅燃油条件下排气门密封面失去 Cr₂O₃ 保护膜后膜下材料依然存在高铅燃油条件下相似的腐蚀行为,只是腐蚀的速度有所降低而已。而一旦膜下材料被腐蚀至一定程度,腐蚀点就会因材料缺失而使气门出现密封不严造成高温燃气从此处泄漏形成烧蚀点^[1-2],同时气门密封不严也使气缸内燃气温度因气缸压缩比降低而降低^[16],反而使气门密封面上未烧蚀部分的 Cr₂O₃ 保护膜得到保护。但材料缺失部位烧蚀点一旦形成就会在高温燃气的泄漏冲刷下使烧蚀不断扩大直至气缸压缩比降低到足够低为止,可见材料缺失的不可逆性是气门烧蚀点能够追随气门旋转在固定位置持续发展的原因。

真实接触面积影响界面传热导热^[17]。图 9 示出了实验排气门的气门-座间有效接触面积“左右两侧大、上下两侧小”,由傅里叶导热定律可知该排气门密封面温度的周向分布将表现为“左右两侧低、上下两侧高”。尽管采用气门旋转装置能够降低这种沿气门周向的温度不均程度^[3-4],但根据在故障发动机转动过程中对气门杆端部的摄像资料推算,气门旋转一周曲轴约转动 4 000 转,则气门旋转 1°发动机气缸内点火 5~6 次,由此可以认为在气缸内每两次点火期间气门基本不旋转,可见气门的旋转只能从“量”上改变排气门周缘温度的周向不均程度而不能从“质”上改变排气门周缘温度周向不均的分布特点。

显然气门上温度较高的两侧的温度也不可能完全相等。可以推断,如果排气门密封面温度刚好维持在某一恰当水平使排气门温度较高的两侧中仅有一侧进入 Cr₂O₃ 保护膜被破坏的温度范围,那么进一步出现的气门烧蚀点也应该仅存在于气门的一侧,然而实践证据显示该型发动机的大量气门烧蚀案例中烧蚀点均呈两侧对称分布而鲜有一侧烧蚀的样本出现,充分表明故障发动机在运行中排气门密封面温度过高足以使气门密封面温度较高的两侧同时可靠进入 Cr₂O₃ 保护膜被破坏的温度范围。

由此可见气门的两侧对称烧蚀需要基于两个前提条件:一是气门周缘温度对称性分布不均;二是气门密封面温度足够高使温度较高的两侧 Cr₂O₃ 保护膜均被破坏掉。

3.3 气门周缘温度对称性分布不均的客观性

理想状态下活塞发动机在工作中气门应该是

正向落座以保证气门密封面与气门座圈迅速地发生良好接触,然而实践中更多的可能是偏摆落座^[18-19],是气门和气门座之间在极短的时间内由点接触过渡到线接触的过程^[19]。研究指出,气门在落座过程中碰撞座圈的冲击力是气门落座偏摆产生的原因^[20]。落座偏摆使气门头出现轴向变形,最大应力出现在气门盘背部锥面和过渡圆弧的交界面附近^[21]。偏摆变形使气门头锥形密封面难以同时在整个周向位置与气门座圈发生良好接触,是气门-座间有效接触面积沿气门头周向分布不均的原因。

图 10 示出了气门在开启行程中出现的偏心,图中 δ 为气门杆-导套间配合间隙, P_1 和 P_2 分别为摇臂推开气门时的正向力和侧向力, α 为气门轴线偏摆角。

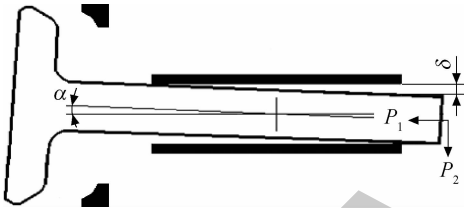


图 10 气门在导套中的偏心

Fig. 10 Eccentricity of valve in guide sleeve

如图 10,侧向力 P_2 的存在使气门在开启行程中出现轴线偏离,且在气门弹簧弹力的作用下侧向力在气门关闭行程中 P_2 也持续存在,所以这种轴线偏离状态在气门落座前一直持续,其结果必然是气门的单侧落座,使气门盘在单侧落座撞击力作用下出现偏摆变形。研究显示典型实验中气门盘在落座接触到座圈瞬间受到较大冲击力时出现 0.008° 的偏转角突变,之后随气门在座圈上的弹跳气门盘偏转角在 0.008° 和 -0.005° 之间震荡衰减^[20]。

侧向力 P_2 决定了气门在开启行程中出现轴线偏离的方向,进一步决定了气门在关闭行程中单侧落座的撞击部位;随着气门机构凸轮的旋转,侧向力 P_2 在气门首次落座后消失,气门在首次单侧落座撞击力作用下出现弹跳,考虑气门盘变形及侧向力 P_2 消失后气门轴线的反向偏摆,第二次落座必然是在对侧单侧落座。由此可见侧向力 P_2 决定了气门偏摆的位置和方向。由于侧向力 P_2 本质上是摇臂在气门杆端面上的滑动摩擦力,可知气门的偏摆方向与摇臂安装方向有关且固定不变。该型发动机上气门为水平安装、摇臂

为竖直安装^[10],这决定了该型发动机上气门偏摆变形只能出现在气门的上下两侧,最终使气门的上下两侧与气门座之间的有效接触面积小于左右两侧,且这种分布是在气缸燃烧室内的空间分布,不会随气门旋转而改变。

文献[22]指出气门偏摆与气门杆-导套间配合间隙有关,间隙越大偏摆越严重。但实际上由于气门杆与气门导套之间必须是间隙配合^[10,16],而气门开启状态下侧向力 P_2 也不可能完全消除,这决定了气门的偏摆落座是客观存在的,特别是在考虑气门座圈及气门导套的实际装配误差等因素时更是如此。本次实验中排气门密封面上的气门-座间有效接触面积周向对称性分布不均表明了在全新气缸组件上气门偏摆现象也是存在的。

综上所述,文献[5]所指出的气门两侧烧蚀表明气门两侧泄露和气门导套磨损,其根源应在于运行中满足了本文第 3.2 节所指的气门两侧对称烧蚀的两个前提条件,气门导套磨损只不过是加重了气门周缘温度的对称性分布不均程度使气门两侧对称烧蚀的结果更易出现。

4 结 论

- 1) 气门两侧对称烧蚀的两个前提条件是气门密封面温度对称性分布不均和气门密封面温度过高。
- 2) 活塞发动机上气门偏摆是客观存在的,气门偏摆造成气门-座间有效接触面积沿气门头周向对称性分布不均,是气门密封面温度对称性分布不均的原因。
- 3) 在以密封面作为主要散热渠道的实心气门航空活塞发动机上,气门密封面温度和 EGT 具有一定的数据对应关系,可以以 EGT 间接衡量气门密封面温度。
- 4) 过度调贫是造成气门密封面温度过高继而引起气门两侧对称烧蚀的操作原因,在实心气门航空活塞发动机的操作中应注意控制调贫幅度。

5 建议与检验

基于以上讨论可知,该型发动机上大量的包括之前在高铅燃油条件下出现的排气门两侧对称烧蚀故障案例的根源在于发动机操作中的过度调贫,为保护排气门使用安全必须对操作中的调贫幅度进行限制。按文中第 3.1 节的推算,易知当 EGT 为 760°C (1400°F) 和 732°C (1350°F) 时排气门密封面局部最高温度分别为 908°C 和 858°C ,

考虑到工程实践中的多种复杂因素应留出一定的安全余度,可将实践中该型发动机的最大安全 EGT 设定为 732°C (1350°F)。

因活塞发动机各气缸 EGT 之间具有相对独立性,运行实践中以各 EGT 中即时最大值为参照控制调贫幅度,经 2 年逾 7 万飞行小时的实践验证未再有该型发动机的气门烧蚀故障案例报告。

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

[3] 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.

[4] 陈特奎.内燃机热强度[M].北京:国防工业出版社,1991.

[5] JOHN S. Sky ranch engineering manual rev. 2[M]. Sacramento, USA: Sacramento Sky Ranch Incorporated Company, 1991.

[6] Cirrus Design Corporation. Airplane maintenance manual for the cirrus design SR20 (Reissue B6)[M]. Duluth, US: Cirrus Design Corporation, 2014.

[7] Garmin International incorporated company. Cirrus perspective line maintenance manual[M]. Olathe, US: Garmin International Incorporated Company, 2013.

[8] EGTrends Incorporated Company. EGView reference guide [N/OL]. Redmond, US: EGTrends incorporated company, 2016[2016-4-6]. <http://www.egttrends.com>.

[9] Cirrus Design Corporation. Pilot's operating handbook and FAA approved airplane flight manual for the cirrus design SR20[R]. Duluth, US: Cirrus Design Corporation, 2013.

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

[11] 李铁藩.金属高温氧化和热腐蚀[M].北京:化学工业出版社,2003.

[12] NEZHAD M M, SHOJAEEFARD M H, SHAHRAKI S. Studying the transient thermal contact conductance between the exhaust valve and its seat using the inverse

method[J]. International Journal of Thermophysics, 2016, 37(2): 13-25.

[13] 许良琼,胡仕成,李晓谦,等.传热界面真实接触面积计算与分析[J].机械工程与自动化,2007(6):1-3.
XU Liangqiong, HU Shicheng, LI Xiaoqian, et al. Calculation and analysis of the real contact area of heat transfer interface[J]. Mechanical Engineering and Automation, 2007(6): 1-3. (in Chinese)

[14] 章熙民.传热学[M].6版.北京:中国建筑工业出版社,2014.

[15] 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.

[16] 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.

[17] ABDOLLAHI H, SHAHRAKI S, MOTAHARI-NEZHAD M. A review on the effects of different parameters on contact heat transfer[J]. Thermophysics and Aeromechanics, 2017, 24(4): 499-512.

[18] 刘忠民,丁佳,李建锋.发动机气门落座阻尼研究[J].内燃机,2014(1):24-27.
LIU Zhongmin, DING Jia, LI Jianfeng. The study on the landing damping of the engine valve[J]. Internal Combustion Engines, 2014(1): 24-27. (in Chinese)

[19] 吕琳,林辉.小型汽油机气门落座刚度、阻尼试验研究[J].科技通报,2016,32(8):115-118.
LÜ Lin, LIN Hui. Study on the landing stiffness and damping of the small engine valve[J]. Bulletin of Science and Technology, 2016, 32(8): 115-118. (in Chinese)

[20] 傅瑜杭,彭樟林,陆军,等.气门落座动态偏心的研究[J].内燃机,2018(1):41-43.
FU Yuhang, PENG Zhanglin, LU Jun, et al. Landing eccentricity research of valve[J]. Internal Combustion Engines, 2018(1): 41-43. (in Chinese)

[21] 傅瑜杭,彭樟林,陆军,等.基于 ABQUSE 的气门-座圈落座运动特性分析[J].小型内燃机与车辆技术,2017, 46(6):36-40.
FU Yuhang, PENG Zhanglin, LU Jun, et al. The dynamic characteristics analysis of valve crashing seat based on ABQUSE[J]. Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technique, 2017, 46(6): 36-40. (in Chinese)

[22] 黄华.基于导管间隙的气门偏摆落座特性的仿真系统研究[D].武汉:武汉理工大学,2010.
HUANG Hua. The study of simulation system of the valve's eccentricity sitting features based on catheter gap [D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2010. (in Chinese)

(编辑:李岩梅、张雪)