

某型航空活塞发动机调贫阈值的实验测定

孟现召, 唐晓波
(中国民用航空飞行学院 洛阳分院, 河南 洛阳 471000)

摘 要: 基于某型航空活塞发动机在运行中因过度调贫而导致大量排气门烧蚀的现象,为控制调贫幅度获取便于工程实践操作的安全调贫阈值,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之间的对应关系,解决了以排气温度(EGT)为参变量间接衡量气门体实际运行温度的工程问题。结果表明:利用该对应关系在确保排气门密封面上保护膜不被破坏的前提下得出该型发动机上安全调贫阈值为排气温度为 732℃,经 70 000 飞行小时的实践验证表明此阈值可靠。

关 键 词: 活塞发动机; 气门烧蚀; 过度调贫; 调贫阈值; 密封面温度; Cr₂O₃ 保护膜

中图分类号: V234⁺.1 **文献标志码:** A

**Experimental determination of leaning threshold at
a certain aero piston engine**

MENG Xianzhao, TANG Xiaobo

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

Abstract: In order to control the leaning range and obtain the convenient safety leaning threshold for engineering practice based on the case of a large number of exhaust valve ablations caused by excessive leaning in the operation of a certain aero piston engine, the corresponding relationship between valve operating temperature and exhaust gas temperature (EGT) at this engine was obtained by measuring the actual operating temperature of exhaust valve body near the sealing surface, and the engineering problem of indirectly measuring the actual operating temperature of valve body with EGT as parameter was solved. With the corresponding relation and by ensuring that the protective layer on the exhaust valve sealing surface was not damaged, the safety leaning threshold with 732℃ of EGT at this engine was obtained, and the reliability of this threshold was proved by practical test of 70 000 flight hours.

Key words: piston engine; valve ablation; excessive leaning; leaning threshold; temperature on sealing surface; Cr₂O₃ protective layer

航空活塞发动机在运行中需要调贫(向贫油混合气方向调整)^[1],其中低功率调贫是为了减小火花塞过富油污染倾向,而较大功率调贫则是为了节约燃料,这些在对应机型的飞机和发动机操

收稿日期:2019-10-05
基金项目:中国民用航空飞行学院科学研究基金(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,唐晓波.某型航空活塞发动机调贫阈值的实验测定[J].航空动力学报,2020,35(3):449-456. MENG Xianzhao, TANG Xiaobo. Experimental determination of leaning threshold at a certain aero piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 449-456.

作手册中均有明确描述^[2-3]。某飞行学院的某型活塞式教练机在引进后的初期运行中因使用高铅燃油造成气门严重积铅而推行了巡航中大幅度调贫提高气门温度排铅的运行方案,之后整个机队出现了严重的发动机排气门烧蚀故障。针对这些故障的前期研究结果显示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^[4]。改用低铅燃油后的运行实践表明低铅燃油只是延长了排气门的使用寿命,在低铅燃油条件下全新发动机运行约 1 200 飞行小时再次有排气门烧蚀故障案例出现。

之后在少量同型飞机上进行了与调贫升温方案相反的富油(向富油混合气方向调整)降温方案测试验证,测试发动机从全新开始在低铅燃油条件下运行 1 200 飞行小时后与全新气门对比无烧蚀迹象,气门材料厚度与全新气门基本一致,与贫油升温方案中同样在低铅燃油条件下的已有气门烧蚀故障例形成明显对比。这一曲折过程表明航空活塞发动机的调贫应该存在有一个安全阈值,过度调贫无论是在高铅还是低铅燃油条件下均能导致气门烧蚀。

前期研究指出解决该型发动机气门烧蚀的关键是保护气门密封面上的 Cr_2O_3 保护层不被破坏,即保持气门密封面温度运行在 Cr_2O_3 保护层被破坏的临界值以下^[4]。但排气门的工作环境恶劣(高温高压气流冲蚀)^[5-7],运动状态复杂(高速往复运动中复合有旋转运动,以及气门偏摆)^[6-8],在当前工程技术条件下难以实现实际运行环境中对排气门密封面的运行温度进行实时测量显示,再加上缺乏排气门密封面运行温度与对应气缸排气温度(exhaust gas temperature, EGT)之间的对应关系,使在当前以 EGT 为调贫参考量的航空活塞发动机操作实践中极易引起气门密封面温度失控。

本文通过在真机平台上测量该型发动机排气门上接近气门密封面边缘位置的实际运行温度,并结合该型发动机上已有的大量气门烧蚀案例的共性特征讨论该型发动机排气门密封面运行温度与对应气缸的 EGT 之间的数据对应关系及安全阈值,为最终提出可用于工程实践中正确控制调贫幅度的可量化操作标准提供理论支撑。

1 实验方法

测量气门温度常用热电偶法^[6]。在该型飞机上安装有数据记录系统,能够对发动机转速、

EGT 等参数进行实时采集与记录^[9-10],其 EGT 传感器即为热电偶型。为简化操作本测温实验以该型飞机的真实可用发动机作为基础实验平台,选用机载 EGT 传感器作为气门测温热电偶,并选用机载数据记录系统作为测温数据的记录设备。

该型发动机的排气门为实心气门,热量由气门头传向气缸盖的主要渠道在气门-座间接触面上^[11]。为了减小气门-座间接触状况对测温结果的影响,本实验采用了全新的气缸、气门和热电偶。

为尽可能准确获取气门密封面的真实运行温度,气门测温热电偶应尽可能安装在靠近气门密封面的位置。如图 1,在气门边缘尽可能靠近气门密封面的位置钻一个贯穿的热电偶安装孔,对热电偶安装孔朝向燃烧室方向的开口进行焊接密封处理以防止高温燃气从热电偶安装孔中泄露对测温带来额外影响;安装后为防止热电偶脱落在气门上又焊接了自制的热电偶固定支架来对热电偶进行夹持固定。

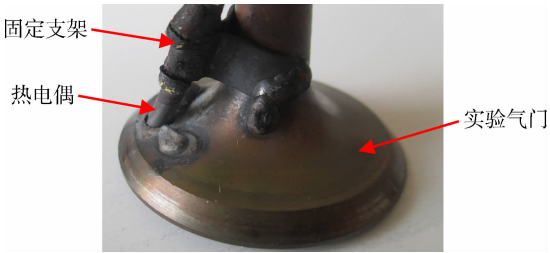


图 1 热电偶在排气门上的安装
Fig. 1 Installation of thermocouple on exhaust valve

为使气门热电偶不对气门的往复运动造成影响,依气门热电偶的形状尺寸在靠近排气门位置的排气通道侧壁上钻一个贯穿孔并沿气门往复运动方向扩大成矩形贯穿槽,热电偶输出导线通过贯穿槽引出炽热的排气通道,如图 2。



图 2 贯穿槽及热电偶导线输出
Fig. 2 Penetrating slot and thermocouple lead output

为拆装气缸方便按该型发动机的构型将实验气缸安装在发动机 6 号气缸位置,依机载 EGT 传感器接口位置和热电偶导线长度将气门热电偶接入 6 号气缸的 EGT 采集通道,将实验气缸原 EGT 热电偶接入相邻的 4 号气缸 EGT 通道,原 4 号气缸 EGT 热电偶悬空不用。实验平台搭建完成。

按照该型飞机的发动机正常试车程序进行地面试车,实验气缸的 EGT 和对应的排气门密封面运行温度将被自动采集并记入机载数据记录系统的 4 号、6 号 EGT 通道。试车结束后用专用的 EGView 软件解读分析本次试车数据^[12],即可得到真实运行条件下气缸 EGT 和对应的排气门密封面运行温度之间的数据对应关系。

然而气门密封面温度沿气门周向分布不均^[7],进行温度计算前还应考虑实验排气门上密封面最高温度点与实际测温点之间的位置关系。气门-座间为接触传热,研究指出界面间真实接触面积影响界面传热热导^[13],当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^[14]。显然研究气门-座间真实接触面积的最直接方法是分析气门密封面上留下的接触印记,然而在大功率活塞发动机上因气门旋转^[7,11]而使气门密封面上的接触印记沿气门周向呈均匀的带状分布,并不能真实反映气门-座间的有效接触情况。本测温实验中气门热电偶和气缸侧壁上的贯穿槽(图 1 和图 2)使气门在工作中不再旋转,气门-座间接触面的真实接触情况就被真实反映在气门密封面上。实验后拆下实验排气门结合其密封面上留下的接触印记即可讨论气门密封面上的温度分布。

2 实验结果与分析

2.1 典型工况下的 EGT 与气门密封面运行温度

依数据分析需要对 EGView 软件进行配置以显示出 N (发动机转速)、 MAP (进气压力,量符号记为 p_{ma})和 FF (燃油体积流量,量符号记为 q_{ff})以及 EGT 等数据通道的即时值,其中 EGT4 和 EGT6 分别代表实验气缸的 EGT(量符号记为 t_{eg})和实验排气门的密封面运行温度(量符号记为 t_{ev})。

在 EGView 软件界面上可观察到各参数总体运行的曲线概况。为明晰细节对曲线图进行局部放大并按发动机转速分别选取 1200 r/min(暖机状态)、1700 r/min(测试状态)、2500 r/min(巡航状态)、2650 r/min(全油门状态)作为特征点进行数据取样。图 3 示出了发动机暖机状态数据曲线,特征取值点 A_3 位置实测转速为 1235 r/min。

图 3 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,下同。

暖机状态下仅仅只是为了提高发动机温度,并不对发动机进行额外操作,故发动机工作状态保持不变。图 3 显示在 1235 r/min 的暖机状态下排气门密封面温度 t_{ev} 低于对应气缸的排气温度 t_{eg} ,后暖机完成后推油门发动机转速上升,尽管 t_{eg} 增加不明显但 t_{ev} 却快速攀升。

进行发动机附件性能测试的标称测试转速为 1700 r/min^[2-3]。测试状态数据曲线如图 4,特征取值点 A_4 位置实测转速为 1720 r/min。

图 4 显示在约 1720 r/min 时排气门密封面

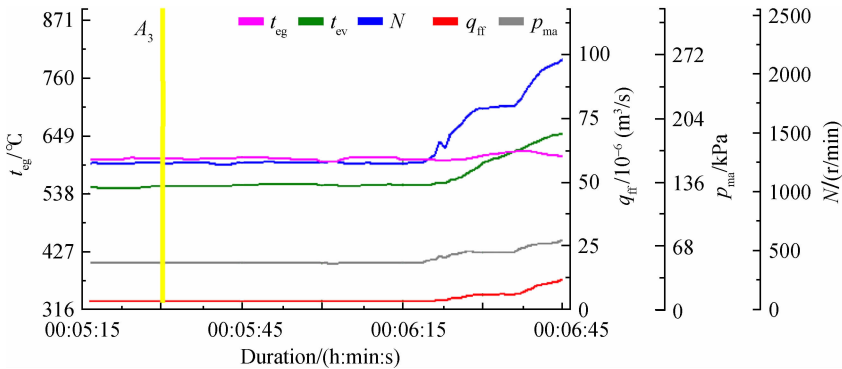


图 3 发动机暖机状态曲线图
Fig. 3 Curve at heating engine state

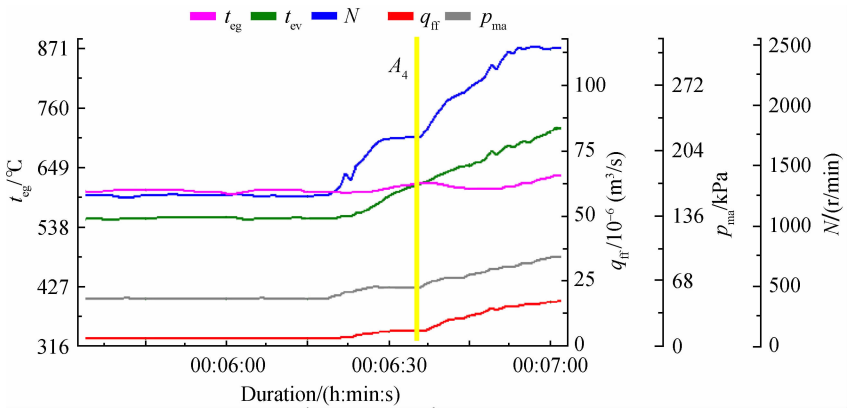


图 4 发动机测试状态曲线图
Fig. 4 Curve at testing engine state

温度 t_{ev} 开始大于排气温度 t_{eg} , 后随发动机转速上升 t_{eg} 增加不明显甚至略有下降, 但 t_{ev} 则上升较快。进一步推油门至巡航标称转速, 待参数稳定后进行调贫操作, 在曲线图上截取调贫前特征点 A_5 和调贫后特征点 B_5 , 数据曲线如图 5。

航空活塞发动机在巡航中为提高燃油经济性可进行调贫以减少对发动机的燃油供给量^[1-3,11], 图 5 中可看出调贫后特征点 B_5 位置的燃油流量 q_{II} 明显小于调贫前 A_5 位置的全富油状态, 相应地 B_5 位置的排气门密封面温度和 EGT 也有大幅上升, 表明调贫对排气门密封面运行温度和 EGT 影响较大。

全油门状态的数据曲线如图 6。图 6 显示在全油门状态下排气门密封面温度 t_{ev} 和排气温度

t_{eg} 与巡航调贫状态相比均减小, 但均大于全富油巡航状态, t_{ev} 与 t_{eg} 之间的差值也基本与全富油巡航状态一致。

将测温实验中各状态特征取值点的测温数据统计如表 1。

表 1 数据显示, 在不进行人工调贫的全富油飞行状态全油门时排气门密封面温度 t_{ev} 最高, 对应的排气温度 t_{eg} 也最高; 但如果在标称的巡航功率状态进行调贫, 则巡航调贫时排气门密封面温度 t_{ev} 和对应的排气温度 t_{eg} 均可超过全油门状态, 表明巡航调贫状态下排气门受热最严重。但各状态的 t_{ev} 与 t_{eg} 差值不定, 使工程实践中直接通过排气温度 t_{eg} 判断排气门密封面运行温度 t_{ev} 难以实现。

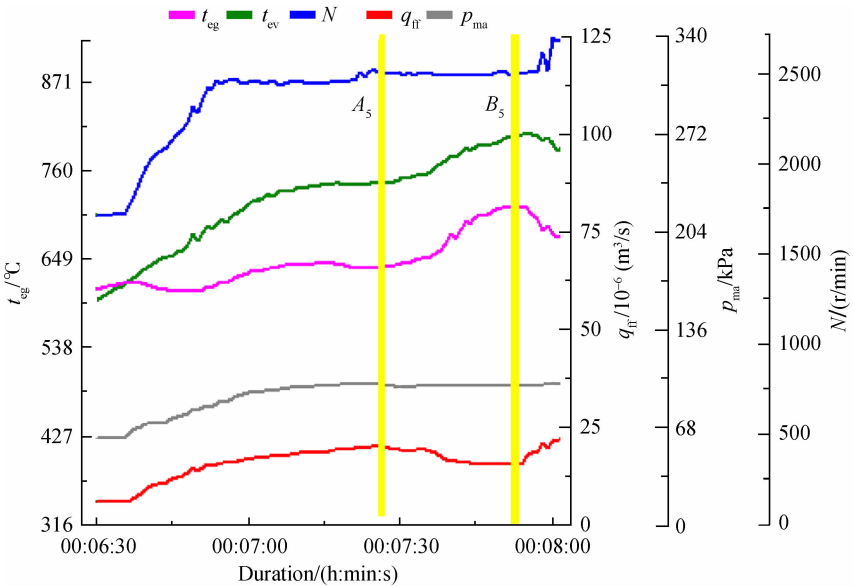


图 5 发动机巡航及巡航调贫状态数据图
Fig. 5 Curve at cruise and cruise-leanness engine state

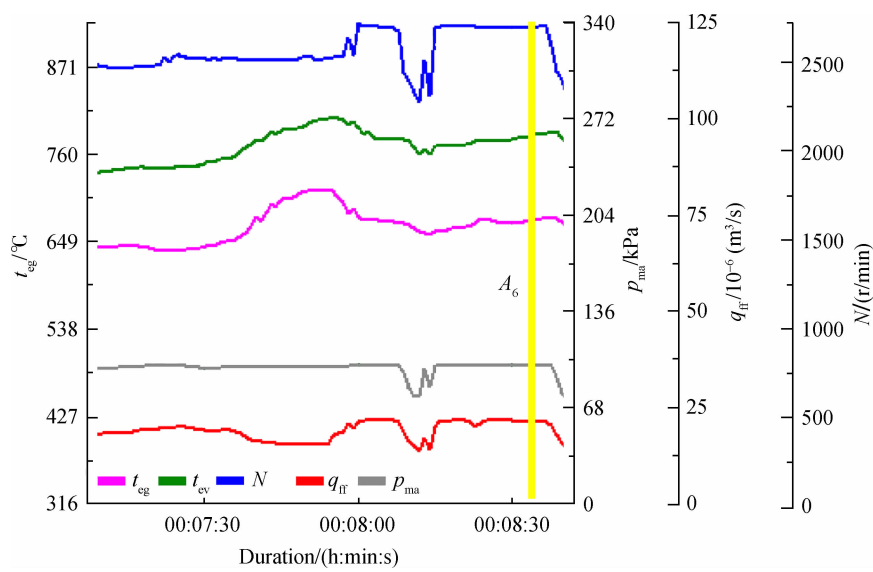


图 6 发动机全油门状态数据图
Fig. 6 Curve at full throttle engine state

表 1 发动机各转速状态测温数据统计

Table 1 Statistics of temperature measurement at some rotation speed of engine

状态	特征点	转速/(r/min)	密封面温度 $t_{ev}/^{\circ}\text{C}$	排气温度 $t_{eg}/^{\circ}\text{C}$	$(t_{ev}-t_{eg})/^{\circ}\text{C}$
暖机	A_3	1 235	550	604	-54
测试	A_4	1 720	616	617	-1
全富油巡航	A_5	2 503	743	638	105
巡航调贫	B_5	2 496	803	712	91
全油门	A_6	2 671	784	676	108

2.2 气门-座间真实接触面积沿气门周向的分布

实验后将实验排气门从气缸中取出,观察留在气门密封面上的气门-座间有效接触印记。为便于示出,按气门正常安装方向在气门密封面上沿气门周向以字母“L、R、U、D”标示出“左、右、上、下”位置如图 7。

借助光源的反光可清晰观察到各标记对应位置的密封面接触印记如图 8。

图 8 显示沿气门周向气门-座间有效接触面



图 7 排气门上的定位标记
Fig. 7 Positioning marks on exhaust valves

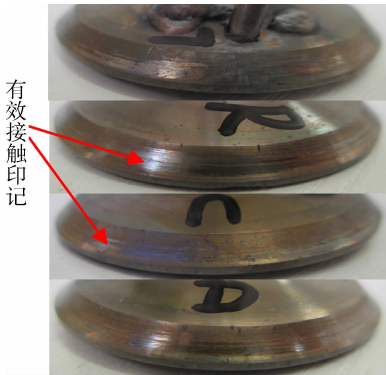


图 8 实验排气门上的气门-座间有效接触印记
Fig. 8 Effective contact imprint between valve-seat on experimental exhaust valve

积明显表现为“左右两侧大、上下两侧小”的分布规律,而实验气门上热电偶安装在气门左侧,显然该位置具有较大的气门-座间有效接触面积。

2.3 巡航功率状态下过度调贫引起气门烧蚀的理论依据

资料显示,正常情况下实心气门航空活塞发

动机排气门约75%的热量需通过气门-座间接接触面从气门头传向气缸盖^[11],文献[15]指出气门-座间的接触热导是影响气门运行温度的主要因素,并指出气门-座间的接触热导随发动机转速增加、热流密度增大而降低。用控制变量法分析测温实验各特征点的数据曲线图,可发现在“暖机-巡航”转速区间内排气温度 t_{eg} 变化不大但气门密封面温度 t_{ev} 随转速增加而快速攀升(图4),表明此转速区间内发动机转速是气门-座间接接触热导的主要影响因素;巡航转速功率状态下单调贫(图5)带来的 t_{eg} 与 t_{ev} 增量比增加发动机转速至全油门更大(图6),表明巡航调贫带来的热流密度增大对气门-座间接接触热导的影响大于转速增加。如前所述,为升温排铅在执行大幅度巡航调贫运行方案期间整个机队通过调贫方式将EGT运行至788℃(1450°F)以上的情况较为普遍,此期间大量的排气门烧蚀故障可能与持续长时间大幅度巡航调贫有关。

据图8示出的实验排气门密封面上气门-座间有效接触面积沿气门周向分布情况,由傅里叶导热定律^[16]易知排气门密封面运行温度沿气门周向将呈现“左右两侧低、上下两侧高”的分布规律。而排气门热电偶安装在左侧,表明表1所列各状态下排气门热电偶的示出温度实际上表征了排气门密封面周缘温度的最低值。

以表1所列巡航状态测温数据为例用控制变量法(排除转速因素)计算单纯的调贫因素带来的EGT和排气门密封面温度增量分别为

$$\begin{cases} \Delta t_{eg} = t_{eg,cl} - t_{eg,cf} = 712 - 638 = 74\text{ }^{\circ}\text{C} \\ \Delta t_{ev} = t_{ev,cl} - t_{ev,cf} = 803 - 743 = 60\text{ }^{\circ}\text{C} \end{cases}$$

式中 $t_{eg,cl}$ 为巡航调贫EGT, $t_{eg,cf}$ 为全富油巡航EGT,同理 $t_{ev,cl}$ 和 $t_{ev,cf}$ 分别为巡航调贫和全富油巡航状态下的气门密封面运行温度。

令 $K = \frac{\Delta t_{ev}}{\Delta t_{eg}}$,则 K 即表示巡航功率状态下EGT改变1℃对应的排气门密封面温度改变量。则有

$$K = \frac{\Delta t_{ev}}{\Delta t_{eg}} = \frac{60}{74} \quad (1)$$

按此比率推算巡航功率状态下通过调贫使EGT达到788℃(1450°F,量符号记为 $t_{eg,max}$)时对应的排气门密封面温度示出值(量符号记为 $t_{ev,max}$)为

$$t_{ev,max} = t_{ev,cf} + (t_{eg,max} - t_{eg,cf}) \times K \quad (2)$$

将 $\begin{cases} t_{ev,cf} = 743\text{ }^{\circ}\text{C} \\ t_{eg,cf} = 638\text{ }^{\circ}\text{C} \end{cases}$ 代入式(2)可得

$$t_{ev,max} = 743 + \frac{788 - 638}{74} \times 60 \approx 865\text{ }^{\circ}\text{C}$$

在气门烧蚀研究中更关心的是气门密封面的峰值温度。文献[7]指出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;并指出温度波动幅度高达50℃,周向边缘温度较高会发生过热危险。

由此可知当EGT达到788℃(1450°F)时对应的排气门密封面峰值温度(量符号记为 $t_{ev,peak}$)可达

$$t_{ev,peak} = t_{ev,max} + 50 = 865 + 50 = 915\text{ }^{\circ}\text{C}$$

资料显示高温下 Cr_2O_3 能够进一步被氧化生成挥发性的 CrO_3 ^[17],反应式为 $2\text{Cr}_2\text{O}_3 + 3\text{O}_2 = 4\text{CrO}_3(\text{气})$ 并指出该反应在950℃以上进行得很快^[17]。

数据推算结果显示巡航功率状态下通过调贫方式将EGT运行至788℃(1450°F)时排气门密封面峰值温度已非常接近 Cr_2O_3 的临界破坏温度,而且该峰值温度基于排气门密封面周缘温度较低的左右两侧推算得出,该型发动机上大量的排气门烧蚀样本显示均为两侧对称烧蚀(如图9),对该烧蚀现象的研究表明气门的烧蚀首先从温度较高的上下两侧开始^[18]。

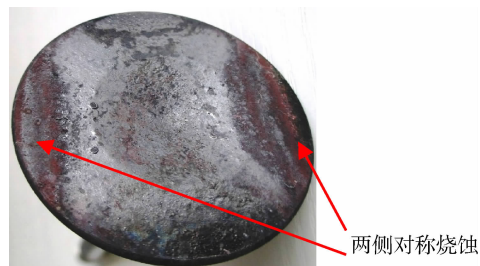


图9 排气门的两侧对称烧蚀

Fig. 9 Symmetric ablation on both sides at an exhaust valve

排气门作为发动机工作过程中的一个气缸内受热体,其稳态温度决定于加热与散热的平衡。全新的气门-座间具有良好的接触状况,工程实践中随发动机服役时间的增加气门-座间接接触面会出现污染^[4,11,19]而使接触状况恶化,热导减小,所以此时即便是保持与新发动机相同的EGT但对应的气门密封面运行温度也将高于新发动机状态。低铅燃油条件下气门烧蚀典型案例中发动机从全新开始至故障前总运行时间约为1200飞行小时,表明随发动机服役时间增加排气门“可承

受”的 EGT 将降低,持续将 EGT 运行至 788 ℃ (1450 ℉)将逐渐使排气门密封面上的 Cr₂O₃ 保护膜进入一种不安全状态。如果运行中长时间保持这样的 EGT 水平,则气门密封面上的 Cr₂O₃ 保护膜被破坏将不可避免,最终导致气门密封面材料贫铬化失去表面 Cr₂O₃ 保护膜的保[4],气门烧蚀开始出现。

2.4 工程实用的排气门密封面运行温度安全
 阈值与最大允许 EGT

运行实践中发现,不只是发动机在服役中存
在气门-座间接触面污染,该机型数据记录系统
EGT 热电偶在使用一段时间后也会出现示出温
度值降低的现象,典型的统计数据显示在同样温
度条件下示出值比全新热电偶低约 10 ℃ (50 ℉)
左右。本次测温实验在全新气缸、气门和全新热
电偶的平台上进行,所测实验数据表征了气门密
封面运行温度 t_{ev} 的各工况最低值。另据文献[7]
可知当排气门离开气门座后气门密封面温度处于
阶段极大值,考虑实验中受热电偶的实际安装工
艺限制测温点只能尽量靠近气门密封面,以及热
电偶示出值与瞬态高温真实值之间的动态响应误
差[20],这些因素均造成实验中热电偶示出温度低
于气门密封面运行温度的真实峰值。所以表 1 数
据为讨论工程实践中排气门密封面运行温度阈值
提供了上限参考,最终确定的工程实用阈值还应
向下考虑合理的安全裕限。

由文中第 2.3 节讨论可知当排气门热电偶示
出温度达到 865 ℃时排气门上 Cr₂O₃ 保护膜已处
于一种不安全状态。为计算方便将该值取整后以
860 ℃为起点、以-10 ℃为步长向下取值作为气
门安全温度(量符号记为 $t_{ev, safe}$)的探索值,并计算
与此对应的各功率状态的理论 EGT。

由式(1)和式(2)可反向推算出在标定的巡航
转速功率状态下调贫后的理论 EGT(量符号记为
 $t_{eg, mc}$)为

$$t_{eg, mc} = \frac{t_{ev, safe} - t_{ev, cf}}{K} + t_{eg, cf} \tag{3}$$

将 $t_{ev, safe}$ 的探索值 860、850、840、…、800 ℃代
入式(3),可得到巡航功率状态下排气门密封面温
度达到各探索值时对应的理论 EGT,如表 2。

全油门状态下发动机一般不进行调贫操
作[2],但该型发动机在地面维修中对发动机燃油
系统做基准参数设置时可以对全油门燃油流量进
行人工调整[3],如果人工调整中减小了全油门燃
油流量的参数设置,则实际运行效果与“使用原设

置在全油门状态调贫”完全相同。

表 2 巡航状态排气门密封面温度探索值及对应的
 理论 EGT

Table 2 Exploration of exhaust valve seal surface
temperature and corresponding theoretical EGT
with cruise condition

参数	数值							
t_{ev} 探索值/℃	860	850	840	830	820	810	800	
t_{eg} 理论值/℃	782	770	757	745	733	720	708	

文献[7]指出凡使 EGT 升高的因素均能提
高气门工作温度。沿用式(1)并以表 1 所列全油
门数据为参照,由式(2)可反向推算出全油门状态
下气门热电偶示出温度为指定安全温度探索值时
对应的理论 EGT(量符号记为 $t_{eg, mf}$)为

$$t_{eg, mf} = \frac{t_{ev, safe} - t_{ev, ff}}{K} + t_{eg, ff} \tag{4}$$

式中 $t_{eg, ff}$ 为全油门状态的 EGT。

将 $t_{ev, safe}$ 的各探索值代入式(4),可得全油门
状态各探索值对应的理论 EGT,如表 3。

表 3 全油门排气门密封面温度探索值及对应的
 理论 EGT

Table 3 Exploration of exhaust valve seal surface
temperature and corresponding theoretical EGT
with full throttle condition

参数	数值							
t_{ev} 探索值/℃	860	850	840	830	820	810	800	
t_{eg} 理论值/℃	770	757	745	733	720	708	696	

图 4 显示测试转速及以下时气门密封面运行
温度低于排气温度,且与 Cr₂O₃ 的临界破坏温度
之间存在有较大差值(表 1),具有足够的安全裕
度,可不予讨论。

综合表 2 和表 3,当巡航和全油门状态理论
EGT 为 733 ℃ (1351 ℉)时对应的气门密封面运
行温度分别为 820 ℃和 830 ℃,与 865 ℃的不安全
温度之间存在有合适的缓冲空间,同时考虑该型
飞机上集成航电系统以华氏度作为温度显示单
位,故取整以 732 ℃ (1350 ℉)作为巡航调贫及全
油门状态的最大允许 EGT 具有实践操作便
宜性。

2.5 实践检验

基于以上讨论,选取 732 ℃ (1350 ℉)作为该
型发动机各操作状态的最大允许 EGT,基于该型

飞机原有机载集成航电系统的 EGT 传感指示功能控制巡航调贫幅度。因活塞式发动机各气缸的技术状况具有相对独立性,实践中的调贫操作当以控制各缸 EGT 中即时最大值不超此限为度,经整个机队 2 年逾 7 万飞行小时的实践验证不再有气门烧蚀的故障案例报告,表明此阈值可靠。

3 结 论

- 1) 航空活塞发动机的调贫应存有一个安全阈值,过度调贫使诱发气门烧蚀的风险增加,所指型号发动机的安全调贫阈值为 $t_{eg}=732\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- 2) 在对应一定气门-座间接触状况的基础上,以 EGT 来评估同一气缸的排气门密封面运行温度具有可行性;
- 3) 排气门密封面运行温度和 EGT 之间的数据对应关系受气门-座间界面传热状况影响易出现改变,寻求两者之间固定的数据对应关系无实际意义;
- 4) 以 EGT 为参考量的调贫阈值兼顾了航空活塞发动机运行中的经济性和安全性,实现了运行实践中正确控制调贫幅度的可量化操作标准。

参考文献:

[1] 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.

[2] 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.

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

[4] 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)

[5] GREUTER E, ZIMA S. Engine failure analysis-internal combustion engine failures and their causes [M]. New York;SAE(Society of Automobile Engineers) International,2012.

[6] 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.

[7] 陈特奎. 内燃机热强度[M]. 北京:国防工业出版社,1991.

[8] 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)

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

[10] Garmin International Incorporated Company. Cirrus perspective line maintenance manual[M]. Olathe,US;Garmin International Incorporated Company,2013.

[11] JOHN S. Sky ranch engineering manual[M]Rev. 2. Sacramento, US; Sacramento Sky Ranch Incorporated Company,1991.

[12] EGTrends Incorporated Company. EGView reference guide [EB/OL]. [2016-04-06]. <http://www.egtrends.com>

[13] 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.

[14] 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)

[15] 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.

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

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

[18] 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)

[19] 姚帅帅,贾秀杰,王兴,等. 发动机气门积碳的熔盐清洗工艺[J]. 中国表面工程,2015,28(4):121-126.

YAO Shuaishuai, JIA Xiujie, WANG Xing, et al. Molten salt cleaning process of carbon deposition on engine valve [J]. China Surface Engineering,2015,28(4):121-126. (in Chinese)

[20] 赵学敏. 瞬态高温传感器动态特性分析及爆温测试应用[D]. 太原:中北大学,2017.

ZHAO Xuemin. Temperature sensor's dynamic characteristic analysis in transient high temperature environment and its application of explosion temperature test [D]. Taiyuan:North University of China,2017. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)