

航空活塞发动机爆震抑制方法

孟现召

(中国民用航空飞行学院 洛阳北郊机场, 河南洛阳 471000)

摘要:某型航空活塞发动机在运行中多次发生爆震故障,已有研究认为该型发动机全油门燃油流量低于64 L/h是其爆震的主要诱因,但实践中将该型发动机全油门燃油流量增大至71.9 L/h后仍然有爆震故障出现,表明该型发动机的爆震并非单一诱因。为探索该型发动机爆震的可靠抑制方法,利用EGView软件分析典型故障例数据,查找可能的隐藏诱因并采用控制变量法进行实践测试,结果表明:发动机巡航转速偏低是该型发动机爆震的另一重要诱因,并证实了全油门偏富油对该型发动机的大功率爆震倾向具有抑制作用。根据实践测试结果提出控制该型发动机全油门燃油流量不低于66 L/h和发动机巡航转速不低于手册规定2500~2525 r/min(推荐按上限设置)的解决方案,经6万余飞行小时的实践验证表明该型发动机的爆震故障已被可靠解决。

关键词:航空活塞发动机;爆震抑制;发动机巡航转速;全油门燃油流量;EGView软件

中图分类号: V231.2+2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.02.010

Detonation Restraining Method of Aero Piston Engine

MENG Xian-zhao

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

Abstract: Detonation faults had occurred many times in the operation of an aero piston engine. It had been considered that the main cause of detonation was that the full throttle fuel flow of the engine was lower than 64 L/h. However, in practice, detonation faults still occurred after the full throttle fuel flow of the engine was increased to 71.9 L/h, indicating that the detonation of the engine was not a single cause. In order to explore the reliable detonation restraining method of the engine, the typical fault case data were analyzed by EGView software, the possible hidden causes were found and the practical test was carried out by control variable method. The results show that the low engine cruise rotation speed is another important inducement of detonation, and it is confirmed that the rich fuel at full throttle can obviously restrain the tendency of high-power detonation of the engine. According to the practical test results, a solution is proposed to control the full throttle fuel flow of the engine not less than 66 L/h and the engine cruise rotational speed not less than 2500~2525 r/min (recommended to be set according to the upper limit) specified in the manual. The practical verification of more than 60,000 flight hours shows that the engine detonation fault has been reliably solved.

Key words: aero piston engine; detonation restraining; engine cruise rotational speed; full throttle fuel flow rate; EGView software

0 引言

某型活塞式教练机多次在全油门起飞爬升过程中发生发动机爆震,典型故障现象表现为发动机某缸气缸头温度(Cylinder Head Temperature, CHT)突然快速升高并伴随发动机抖动。飞机尽快落地后拆下故障气缸的火花塞,一般可发现火花塞中央电极陶瓷绝缘体轴向贯穿性开裂,用内窥镜检查气缸内部可发现气缸内非常清洁,常规可见的气缸内沉积物已被爆震

波震碎排出气缸。拆下气缸进一步检查,在某些故障例中还可发现有活塞边缘掉块、活塞环断裂等硬件损伤,给飞行安全带来较大影响。

除一些专为利用爆震波产生推力而设计的新概念发动机外^[1-2],在传统设计的活塞发动机上爆震是一种可造成明显硬件损伤的非正常燃烧。在专业领域内关于爆震机理及其控制方法已有较多研究。金露平等^[3]、黄乙武^[4]及JOHN^[5]综述了汽油发动机爆震的影响因素,包括点火角、压缩比、空燃比、燃料抗爆

收稿日期:2020-05-28 基金项目:中国民用航空飞行学院科学研究基金(CJ2018-04)资助

作者简介:孟现召(1975),男,硕士,高级工程师,主要从事航空器维修及飞行器动力工程研究工作;E-mail: dashuiya@126.com。

引用格式:孟现召.航空活塞发动机爆震抑制方法[J].航空发动机,2022,48(2):70-75. MENG Xianzhao. Detonation restraining method of aero piston engine[J]. Aeroengine, 2022, 48(2): 70-75.

能力、冷却等;黄乙武^[4]还论述了汽油爆震和抗爆机理;JOHN^[5]还指出在大功率、小空速和较贫油混合气组合因素下易发生发动机爆震。近年来,随着环保意识的增强,研究重点开始向效率方向倾斜。高青等^[6]、刘娜等^[7]指出发动机处于爆震燃烧边界时作功能力最强,并且研究了使发动机尽量处于轻微爆震边界的方法,这些方法均基于爆震传感器捕获爆震信号后对点火角进行微调。作为传统设计的航空活塞发动机,为确保可靠性应远离爆震边界^[8],且该型发动机上没有安装爆震传感器,点火角在地面维修设置后,运行中不能自行调整^[9]。该型发动机的爆震故障均出现在全油门起飞爬升阶段,且故障例中全油门燃油流量均在64 L/h附近或以下,前期研究认为发动机大功率状态下缸内混合气偏贫油^[10]。

本文在某型教练机真机上对前期研究结论的可靠性进行实践环境测试验证,为解决发动机爆震故障提供数据支撑。

1 试验方法

试验采用控制变量法。基于该型教练机维修手册中给出的全油门燃油流量范围60.6~71.9 L/h^[11],和前期关于全油门燃油流量应不小于64 L/h的研究结论^[10],为远离爆震边界、可靠解决爆震故障,拟将全油门燃油流量调整至上限的71.9 L/h进行真实运行环境中的测试。试验中以获取在消除发动机大功率偏贫油因素基础上的CHT异常升高或爆震故障例为目标,以确定该型发动机的爆震是大功率偏贫油单一诱因还是多种诱因的组合。

该型发动机的翻修周期为2000飞行小时^[9],以发动机余寿大于1000飞行小时为筛选条件,在该型教练机机队中随机选取4架飞机作为试验验证用机,试验机除增大全油门燃油流量至上限外其它参数包括运行方式等均不作改变。

该型教练机上安装有飞行数据记录器(Flight Data Recorder, FDR)系统,能够将飞行中相关参数的即时值实时记录在其数据文件中^[11-12],事后通过专用的EGView软件解析数据文件即可将所记录参数的连续变化过程以曲线形式呈现^[13],为分析故障提供很大便利。在测试中若所有试验机均在发动机翻修窗口前的测试实践中无故障例出现,则表明该型发动机的爆震为大功率偏贫油单一诱因,可结合前期研究结论逐

步减小全油门燃油流量获取爆震阈值;否则用EGview软件解析故障例FDR文件,查找隐藏在大功率偏贫油背后的致爆因素,提出针对性解决方案并继续在试验机平台上测试验证。

2 试验结果与分析

试验机在完成参数设置后即投入正常的飞行训练。在测试中再次出现故障例,表明该型发动机的爆震并非大功率偏贫油这一单一诱因,控制变量法令背后隐藏诱因得以浮现。

2.1 在测试试验中典型故障例FDR数据分析

分析试验中首次出现的目标故障例的FDR数据,飞机气压高度 $H_{p.alt}$ (青色单线)、各缸CHT(量参数记为 t_{chs} ,较松散多色线簇,每色代表1个单缸)、排气温度(Exhaust Gas Temperature, EGT, 量参数记为 t_{egs} ,较紧凑多色线簇,每色代表1个单缸,颜色同 t_{chs})、发动机转速 N_{rpm} (蓝色单线)、进气压力 p_{ma} (咖色单线)和燃油体积流量 q_H (红色单线)等参数的变化过程如图1所示。

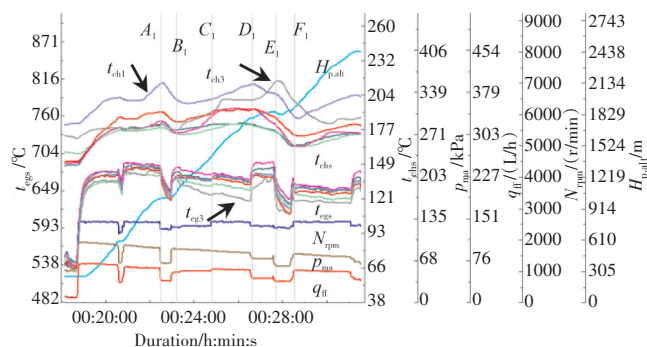


图1 测试试验中故障例的爬升阶段FDR曲线

图中横坐标以“h:min:s”独立计时,示出了本次机载FDR系统启动后的持续时间,纵坐标已按量单位对EGView原始界面数据进行了转换。

从图中可见,CHT异常出现在1号和3号气缸,图中标示了1号缸CHT曲线 t_{ch1} (紫色线)和3号缸CHT曲线 t_{ch3} (灰色线)。该型发动机冬季为保持温度加装了限制散热空气流量的挡板,因散热原因在持续大功率下1号缸CHT升高较快,统计显示此为机群共性。为分析3号缸CHT异常的原因,图中又示出了3号缸EGT曲线 t_{eg3} (灰色线,颜色同 t_{ch3})。为便于描述各参数的变化过程,图中标示了 $A_1 \sim F_1$ 6个特征点和对应的取值纵标线(浅灰色细竖线)。

在EGView软件界面上截取飞机起飞离地点的即时数据,显示发动机燃油流量为71.9 L/h,符合预设值;在起飞后爬升过程中 t_{ch1} 在 A_1 位置达到216.7℃,超过了该型发动机CHT警戒阈值215.6℃,激发告警^[9,11],飞行员收油门改平飞对发动机降温;待温度降低后略推油门继续爬升;10 s后 t_{ch3} 在 B_1 位置升高率明显变大并伴随 t_{eg3} 快速降低;在 C_1 位置推油门至最大, t_{ch3} 继续升高并在203.9℃时趋稳呈平台走势,且在此期间 t_{eg3} 与其他各缸EGT走势一致,而 t_{ch1} 则持续升高于 D_1 位置达到216.1℃,再次激发告警,飞行员再次收油门改平飞降温, t_{ch1} 见顶回落而 t_{ch3} 却打破平台期开始快速升高, t_{eg3} 升高较其他各缸迟缓并出现峰值位置的波动;之后 t_{ch3} 在 E_1 位置达到218.9℃激发告警,继续收油门后各缸CHT、EGT均同步降低;之后在 F_1 位置推全油门继续爬升, t_{ch1} 很快探底回升, t_{ch3} 则继续降低趋稳。

文献[5]指出早燃和爆震互为诱因,且早燃中伴随CHT突升EGT降低,爆震中伴随CHT升高EGT在峰值降低或呈平坦峰值。图1中3号缸在 $B_1 \sim C_1$ 期间随 t_{ch3} 突然大幅升高 t_{eg3} 缓慢降低符合早燃特征, $D_1 \sim E_1$ 期间 t_{ch3} 大幅升高 t_{eg3} 缓慢升高至峰值出现高位降低波动符合爆震特征; A_1 之前全油门期间 t_{ch3} 正常、 $C_1 \sim D_1$ 全油门期间 t_{ch3} 进入稳定平台期且 t_{eg3} 与其它各缸变化趋势相同、在 F_1 位置推全油门后 t_{ch3} 降低并稳定,均表明全油门期间早燃/爆震趋势被抑制。为进一步确认该结论,继续分析该机巡航期间 t_{ch1} 和 t_{ch3} 的变化趋势,如图2所示。

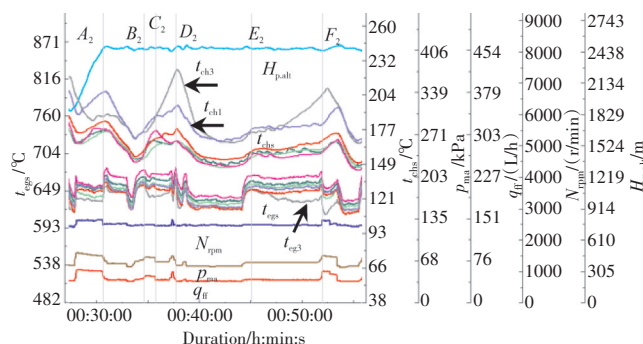


图2 在测试试验中CHT异常升高巡航阶段的FDR曲线

图2为图1曲线的延续,示出了该机爬升改平飞后巡航阶段的部分数据曲线, $A_2 \sim F_2$ 为6个特征点。飞机在 A_2 位置收油门改平飞进入巡航状态, t_{ch1} 和 t_{ch3} 均降低, t_{ch1} 达到阶段极大值207.2℃,之后随连续收

油门各缸CHT降低, t_{ch1} 和 t_{ch3} 曲线重合,后小幅加油门各缸CHT探底回升。 B_2 位置推油门 t_{ch1} 和 t_{ch3} 曲线开始分离, t_{ch3} 以较大速率升高同时 t_{eg3} 快速降低,表明3号缸出现了早燃;在 C_2 位置收油门, t_{ch3} 升高速率不减且 t_{eg3} 转为缓慢升高,表明3号缸早燃诱发了轻微爆震;在 D_2 位置 t_{ch3} 达到224.4℃激发告警,收油门后 t_{ch1} 和 t_{ch3} 均降低;在 E_2 位置前加油门各缸CHT、EGT同步升高,至 E_2 位置各缸CHT、EGT进入平台期, t_{ch3} 在平台期持续93 s后开始以较大速率升高并伴随 t_{eg3} 缓慢降低,表明3号缸出现了早燃;在 F_2 位置推油门至最大,各缸EGT同步降低, t_{ch3} 在26 s后达到阶段极大值209.4℃后自行回落,表明早燃被抑制,而 t_{ch1} 则持续快速升高于86 s后达到194.4℃,随飞行员主动收油门而见顶回落。

由以上分析可知,图1中非全油门的 B_1 、 D_1 点参数对3号缸CHT异常有诱发作用,更低功率的 E_1 和全油门的 C_1 、 F_1 点则有抑制作用;图2中诱发点在非全油门的 B_2 、 C_2 、 E_2 ,抑制点在更低功率的 D_2 和全油门的 F_2 。将各特征点发动机转速 N_{rpm} 、进气压力 p_{ma} 和燃油流量 q_n 即时数据及对3号缸CHT的作用汇总,见表1。

表1 故障例各特征点数据

特征点	位置/h:min:s	$N_{rpm}/(r/min)$	p_{ma}/kPa	$q_n/(L/h)$	作用
A_1	00:22:26	2642	90.1	64.0	
B_1	00:23:11	2452	88.4	55.6	诱发点
C_1	00:24:51	2643	85.3	61.7	抑制点
D_1	00:26:38	2492	72.5	45.1	诱发点
E_1	00:27:42	2428	60.6	39.7	抑制点
F_1	00:28:30	2650	80.3	59.1	抑制点
A_2	00:31:08	2513	72.1	47.3	
B_2	00:35:05	2485	71.1	45.4	诱发点
C_2	00:36:14	2459	66.0	41.3	诱发点
D_2	00:38:15	2465	59.6	39.0	抑制点
E_2	00:45:28	2494	65.0	41.3	诱发点
F_2	00:52:28	2626	75.2	56.4	抑制点

结合分析过程对比表1中各特征点的数据,基本的规律表现为发动机转速在2452~2494 r/min期间对早燃/爆震有诱发作用,在2428 r/min以下和全油门状态对早燃/爆震有抑制作用;在 D_1 位置由全油门状态收小油门后激发3号缸爆震并至 E_1 位置再次收小油门爆震被抑制,验证了减小发动机功率能够抑制爆震的前期研究结论^[10],也表明在 D_1 位置存在致爆因素;在 F_2 位置推全油门后早燃被自行抑制表明全油

门对早燃/爆震具有抑制作用;特别地对诱发点 B_1 和抑制点 D_2 所表现出的转速规律反转现象,综合其发动机转速 N_{rpm} 、进气压力 p_{ma} 和燃油流量 q_{ff} 数据,可发现诱发点 B_1 的“小转速大功率”特征较为明显。

文献[4]指出,在发动机操作因素中爆震倾向随进气压力提高而增强,随发动机转速提高而减弱。表1显示各诱发点数据均指向能够诱发早燃/爆震的“小转速大进气压力”状态。

2.2 存在“小转速大进气压力”状态的原因

该型教练机采用恒速变距螺旋桨,并采用“油门-变距联动”装置将螺旋桨调速器的操纵集成在油门杆上。其发动机在油门-变距联动下的转速-进气压力地面面试车曲线如图3所示。

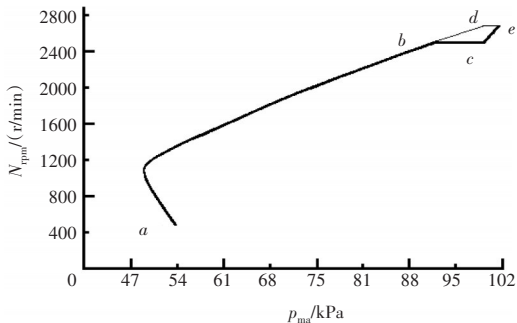


图3 油门-变距联动下的转速-进气压力地面面试车曲线

图中 ab 段螺旋桨工作于定距变速状态,发动机转速随油门位置而改变^[8]; bc 段为 $2500 \sim 2525 \text{ r/min}$ 的发动机“巡航转速”平台段^[11],螺旋桨工作于恒速变距状态,发动机转速与油门位置无关^[8]; e 为全油门位置点。

作为对比,图3中 $abde$ 段示出了传统的有变距杆恒速变距螺旋桨机型上发动机转速的变化过程。在这种机型上,地面试车中变距杆置于最前位、螺旋桨工作在最小距的定距变速状态^[8],随前推油门杆进气压力提高发动机转速从慢车(即怠速状态)沿曲线 ab 至 d 达到设定的大车(全油门状态)转速阈值,螺旋桨开始进入恒速变距状态,此后继续提高进气压力至 e 点到达全油门期间发动机转速均不变。

可见,与传统的有变距杆的恒速变距螺旋桨机型相比,在该型教练机上发动机“巡航转速”平台段设计带来的最大影响在于发动机工作在 c 点时具有最大的“小转速大进气压力”趋势。值得注意的是,该型教练机的发动机在原始出厂时额定大车转速为 2800 r/min ^[9],相对于原始出厂状态在巡航转速平台段上位点 c 时最

大转速差为 $2800 - 2500 = 300 \text{ r/min}$,占出厂额定大车转速的 10.7% ,带来的大功率下的“小转速大进气压力”趋势明显。

如果运行实践中巡航转速实际设置值偏小,将进一步加剧“小转速大进气压力”的趋势。

2.3 巡航转速实际设置值测试

为进一步探究该机巡航转速实际设置值是否偏小,对该机进行地面面试车测试,如图4所示。

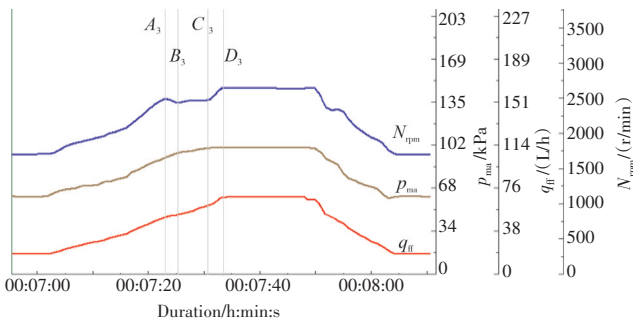


图4 在地面试车状态下发动机巡航转速测试

为曲线细节清晰,图4仅示出了发动机转速 N_{rpm} 、进气压力 p_{ma} 和燃油流量 q_{ff} 3个参数在巡航转速平台段附近的数据变化。从图中可见,随推油门 N_{rpm} 、 p_{ma} 和 q_{ff} 3个参数同步上升, N_{rpm} 在 A_3 位置见顶回落和 B_3 位置探底回升表明发动机转速到达巡航转速平台段下位点 b ,转速波动源自于调速器超调和螺旋桨变距系统响应迟滞,后继续推油门 p_{ma} 、 q_{ff} 同步增加但 N_{rpm} 稳定不变,表明螺旋桨进入恒速变距状态;至 C_3 位置后3个参数开始同步上升表明已越过巡航转速平台段上位点 c ;在 D_3 位置之后3个参数稳定不变表明油门杆已推至全油门位。将 $A_3 \sim D_3$ 各特征点即时数据汇总,见表2。

表2 发动机地面面试车各特征点数据

特征点	位置/h:min:s	$N_{rpm}/(\text{r/min})$	p_{ma}/kPa	$q_{ff}/(\text{L/h})$	状态
A_3	00:07:23	2494	91.8	57.2	超调上限
B_3	00:07:25	2436	95.5	59.1	超调下限
C_3	00:07:30	2468	98.9	65.9	平台段
D_3	00:07:34	2638	99.6	71.9	全油门

A_3 、 B_3 位置对应的 N_{rpm} 波动上、下限的均值为 $\frac{2494 + 2436}{2} = 2465 \text{ r/min}$,与 C_3 位置即时值 2468 r/min 较接近,基本可认为巡航转速设置值为 2468 r/min ,小于该型教练机维护手册中规定的 $2500 \sim 2525 \text{ r/min}$ 的巡航转速范围^[11],表明存在加剧巡航转速平台段

“小转速大进气压力”趋势的因素。

2.4 巡航转速平台段对燃/爆震诱发速率的影响

第2.1节FDR数据分析过程显示,表1中各诱发点从数据建立至早燃/爆震出现所经历的时间(以下称诱发时长)不等。对自然吸气式活塞发动机而言,随飞行高度增加,相同的发动机转速和节气门开度对应的进气压力降低^[8]。为讨论巡航转速平台段对燃/爆震诱发速率的影响,统计各诱发点对应的飞机气压高度 $H_{p,alt}$ 、诱发时长及诱发前后3号缸状态,见表3。

表3 各诱发点数据建立前后3号缸状态及诱发时长

诱发点	数据建立前	数据建立后	诱发时长/s	$H_{p,alt}/m$
B_1	正常	早燃	10	1091
D_1	早燃趋稳	爆震	0	1828
B_2	正常	早燃	0	2462
C_2	早燃	爆震	0	2474
E_2	正常	早燃	93	2471

结合已测定出的该机巡航转速实际设置值2468 r/min及表1、3中的数据可知, D_1 、 B_2 、 E_2 点处于图3中巡航转速平台段上位点 c 与全油门位置点 e 之间无疑,并可判断出这3个位置点的节气门开度 $B_2 > D_1 > E_2$;根据 B_1 、 C_2 点参数及图1、2曲线图综合分析, B_1 点节气门开度应大于 D_1 、 C_2 点节气门开度,应基本与 E_2 的相等;而 B_1 、 C_2 点发动机转速略低于2468 r/min,应与螺旋桨变距系统超调带来的转速波动有关。结合各诱发点发动机转速即时值可知,“小转速大进气压力”趋势为 $B_1 > D_1 \approx B_2 > C_2 > E_2$,与表3中各点诱发早燃/爆震所经历的时长相符,表明早燃/爆震的诱发速率与发动机所处的“小转速大进气压力”趋势大小有关。

2.5 解决发动机爆震故障的可行方案及验证

前期研究显示,在该型教练机上全油门燃油流量低于64 L/h时爆震发生几率增加^[10],文献[14–15]指出,提高缸内混合气浓度可降低早燃发生频率,本次试验也证实将全油门燃油流量设置在上限时对早燃/爆震具有抑制作用。本次试验表明,在该型教练机全油门起飞过程中多发的爆震故障除全油门燃油流量偏低因素外,还与发动机巡航转速实际设置值偏低有关,而且直接相关于发动机所处的“小转速大进气压力”趋势大小。控制变量的测试方法使故障诱因确定、解决方向明确。在此基础上,为进一步探索该型发动机上早燃/爆震的全油门燃油流量阈值,仍以控制变量法为指导,将全机队发动机巡航转速调整至手

册规定范围内(2500~2525 r/min,典型设置值2520 r/min),将4架试验机的全油门燃油流量向下调整为68 L/h继续实践验证。

此后至试验机相继达到发动机翻修时间窗口,4架试验机总计完成了5000余飞行小时的实践测试,无一例早燃/爆震故障出现,表明全油门燃油流量为68 L/h、发动机巡航转速为2520 r/min的组合方案有效。

同时在测试过程中其它非试验机保持原有的64~66 L/h的全油门燃油流量在总计4万余飞行小时的运行中出现1例早燃/爆震故障,此故障例的FDR数据显示,其全油门燃油流量为63.6 L/h,小于64 L/h的前期研究结论,且在爆震发生后1次收油门至2505 r/min即有效抑制了爆震的持续,与之前故障例中需大幅度或多次收油门至远低于巡航转速以下才能抑制爆震^[10,16]形成明显对比,表明提高发动机巡航转速缓解“小转速大进气压力”趋势的方向是正确的。

综合以上多种支撑数据,为远离爆震边界、可靠解决该型发动机的早燃/爆震故障,修改解决方案全油门燃油流量为66 L/h、发动机巡航转速按手册为2500~2525 r/min(推荐按上限)做机队推广,又经6万余飞行小时的机队运行实践验证表明故障可靠解决。

3 结论

(1)该型教练机多发的爆震故障与全油门燃油流量偏小和发动机巡航转速设置偏低双重因素有关;

(2)推荐按手册上限阈值设置发动机巡航转速并使全油门燃油流量不低于66 L/h,能够可靠降低该型发动机的早燃/爆震故障率。

参考文献:

- [1] 范玮,鲁唯,王可.脉冲爆震火箭发动机应用基础问题研究进展[J].实验流体力学,2019,33(1):1–13.
FAN Wei, LU Wei, WANG Ke. Progress in the basic application issues of the pulse detonation rocket engine[J]. Journal of Experiments in Fluid, 2019, 33(1): 1–13. (in Chinese)
- [2] 冯子轩,王爱峰,姚轩宇,等.爆震发动机研究进展[J].燃气涡轮试验与研究,2018,31(4):46–52.
FENG Zixuan, WANG Aifeng, YAO Xuanyu, et al. Research progress of detonation engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(4): 46–52. (in Chinese)
- [3] 金露平.关于汽油发动机爆震分析[J].内燃机与配件,2019,278(2):113–115.
JIN Luping. Analysis on piston failure mode from engine abnormality

- combustion[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2019, 278(2): 113–115. (in Chinese)
- [4] 黄乙武. 液体燃料的性质和应用[M]. 北京: 烃加工出版社, 1985: 90–118.
- HUANG Yiwu. Properties and applications of liquid fuels[M]. Beijing: China Petrochemical Press, 1985: 111–118. (in Chinese)
- [5] JOHN S. Sky ranch engineering manual rev. 2 [M]. Sacramento: Sacramento Sky Ranch Incorporated Company, 1991: 159–168.
- [6] 高青, 金英爱, 李明, 等. 点燃式发动机临界爆震控制及其特性[J]. 吉林大学学报(工学版), 2003, 33(4): 7–11.
- GAO Qing, IN Yingai, LI Ming. Control and characteristics of critical knock in S.I. Engine[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2003, 33(4): 7–11. (in Chinese)
- [7] 刘娜, 宋玺娟, 胡春明, 等. 基于双火花塞点火策略的活塞式航空煤油发动机爆震控制[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1671–1676.
- LIU Na, SONG Xijuan, HU Chunming, et al. Knocking control of piston-type aviation kerosene engine based on dual-spark plug ignition strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1671–1676. (in Chinese)
- [8] 吕鸿雁, 郝建平. 航空动力装置[M]. 北京: 清华大学出版社, 2017: 14–17.
- LYU Hongyan, HAO Jianping. Aero powerplant[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2017: 14–17. (in Chinese)
- [9] Continental Motors, Incorporated. IO-360 series engine maintenance and overhaul manual (supersedes X30594)[R]. Fairhope: Continental Motors Incorporated Company, 2016.
- [10] 孟现召. 基于EGView的SR20飞机的发动机爆震分析[J]. 航空维修与工程, 2016(7): 75–77.
- MENG Xianzhao. Analysis on detonation in SR20 engine based on EGView software[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2016(7): 75–77. (in Chinese)
- [11] Cirrus Design Corporation. Airplane maintenance manual for the cirrus design SR20 (Reissue B6) [M]. Duluth: Cirrus Design Corporation, 2014: 1217–1220.
- [12] Garmin International Incorporated Company. Cirrus perspective line maintenance manual[M]. Olathe: Garmin International Incorporated Company, 2013: 60.
- [13] EGTrends incorporated company. EGView reference guide [N/OL]. Redmond: EGTrends incorporated company, 2020[2020-1-6]. <http://www.egtrends.com>.
- [14] 赵世来, 张治国. 发动机早燃与控制[J]. 汽车实用技术, 2018(7): 127–130.
- ZHAO Shilai, ZHANG Zhiguo. The engine preignition and control[J]. Automobile Applied Technology, 2018(7): 127–130. (in Chinese)
- [15] 白云龙, 马为, 张小燕, 等. 增压直喷汽油机喷油策略对低速早燃的影响研究[J]. 内燃机工程, 2015, 36(4): 62–65, 70.
- BAI Yunlong, MA Wei, ZHANG Xiaoyan, et al. Research on low speed pre-ignition with fuel injection strategy for turbocharged gasoline engine of direct injection[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2015, 36(4): 62–65, 70. (in Chinese)
- [16] 龙小辉, 孟现召. 一例由燃油泵故障诱发的发动机爆震案例分析[J]. 内燃机, 2018, 195(4): 54–58, 62.
- LONG Xiaohui, MENG Xianzhao. Analysis of a case of engine detonation induced by fuel pump failure[J]. Internal Combustion Engines, 2018, 195(4): 54–58, 62. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)