

民用飞机引气过热探测告警温度设计和验证

陈彦伟*

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要:

民用飞机引气过热探测系统用于探测高温引气泄漏,防止持续泄漏的高温引气对周围的结构和设备造成损坏。探测器告警温度根据探测器周围的最高环境温度设置,根据不同的探测需求,系统可以设置不同的告警温度。系统在方案设计阶段,探测器告警温度是根据理论计算的最高环境温度设置。采用试验的方法,通过测试飞机引气过热探测器的环境温度,建立新的计算方法,修正探测器的理论最高环境温度,用于验证系统告警温度设置的合理性。

关键词: 引气;探测;告警温度;验证

中图分类号: V241; V228

文献标识码: A

OSID:



0 引言

民用飞机气源系统从发动机、辅助动力装置与地面引气,经过温度和压力调节后,为飞机空调、发动机起动、机翼前缘防冰和发动机短舱防冰等系统提供压缩空气并进行供气的逻辑配置^[1-2]。气源系统采用引气导管将高温引气从供气端提供到用气端,导管内的引气最高温度一般为 260℃,如果发生泄漏,可能会对周围的设备或结构造成损坏。依据 CCAR25.1103(d)^[3]要求,对于涡轮发动机和辅助动力装置的引气导管系统,如果在空气导管的引气口与飞机的用气装置之间的任一部位上出现导管破损,不得造成危害。所以一般在飞机高温引气管周围需设置引气过热探测^[4-6]。

民机引气过热探测系统上一般采用共晶盐过热探测器,探测器由中心导线、金属外壳以及填充的共晶盐材料组成^[7-8]。当探测器周围的环境温度升高至告警温度时,共晶盐由固体变为液态,回路中心导线和外壳间的电阻迅速减小,系统发出告警,不同告警温度探测器的电阻随温度变化如图 1 所示。

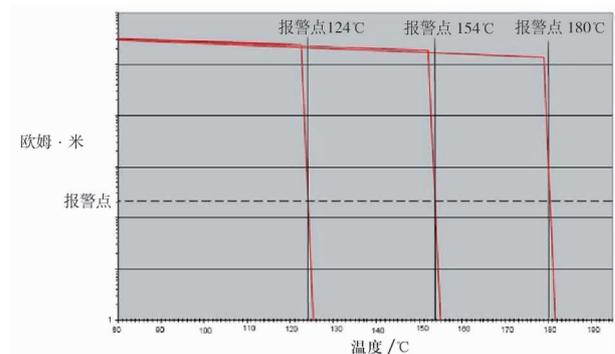


图 1 共晶盐过热探测器温度与电阻值关系示意图

系统能否快速准确的探测到引气泄漏与告警温度的设置有直接的关系。本文通过试验的方法对某机型引气过热探测的告警温度进行验证,确认其告警温度设置的合理性。

1 告警温度设计

1.1 设计考虑

引气过热探测器告警温度在设计时应考虑如下因素:

- 1) 防护区域内的防护对象。引气过热探测系

* 通信作者. E-mail: chenyanwei@comac.cc

引用格式: 陈彦伟. 民用飞机引气过热探测告警温度设计和验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(3): 67-70. CHEN Y W. Design and Verification of Civil Aircraft Bleed Air Overheat Detection[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(3): 67-70(in Chinese).

统用于探测由于引气管道泄漏导致的区域过热,以降低泄漏的高温引气对附近设备、结构的危害。引气过热探测器的告警温度的设置需考虑附近设备、结构对温度的耐受水平。

2)探测器的安装距离。探测器受安装限制,即使同一段过热探测器,其距离引气管道的安装位置也可能有差异,在设置告警温度时,应以探测器上最高的环境温度为准。

3)探测灵敏度和误告警率的权衡。设置较高告警温度将降低误告警率,设置较低告警温度将提高探测灵敏度,需要权衡考虑。一般来讲,需尽可能的提高探测灵敏度以降低引气管道泄漏过热导致的危害。

1.2 设计要求

根据 MIL-F-7872^[9],引气过热探测器的告警温度需至少比探测器周围最高环境温度高 100°F。在实际设计中,探测器告警温度一般比探测器最高环境温度高 56℃~83℃,并从指定规格的探测器的告警温度中(124℃、154℃、180℃、204℃)选取^[10]。

1.3 民用飞机引气过热探测告警温度

民用飞机引气过热探测器告警温度和探测器所在的区域有关,一般在高温区域(短舱)告警温度偏高,其它区域通常选用 124℃ 的告警温度。比如空客 A380 在短舱内告警温度为 180℃,其它区域告警温度为 124℃;G-250 飞机在吊挂区域告警温度为 154℃,其它区域告警温度为 124℃。

2 试验计算方法

本研究以某机型引气过热探测系统为例,对其告警温度的设计进行试验验证。在系统设计阶段,探测器周围最高环境温度是在最严酷的理论条件下计算分析得出,根据计算结果,探测器告警温度有 124℃、154℃、180℃ 三种。

表 1 为引气过热探测器最高环境温度理论值出现的极限工况条件和试飞试验中探测器最高环境温度的工况条件。

表 1 极限工况条件和试飞试验的工况条件

表 1 极限工况条件和试飞试验的工况条件			
	大气温度	引气温度	
探测器最高环境温度理论值	55℃	260℃	T 理论
探测器试飞试验的最高环境温度	40℃左右	240℃左右	T 试验

本次试验主要通过试飞试验,以探测器试验中实测的最高环境温度为输入,采用大气温度外推和引气温度外推叠加的方法,推算探测器理论最高环境温度。

$$T_{理论} = T_{试验} + T_{大气\Delta} + T_{引气\Delta} \quad (1)$$

其中大气温度外推($T_{大气\Delta}$):直接根据试飞大气温度和 55℃ 差值所得。

引气温度外推($T_{引气\Delta}$):通过计算分析在不同引气温度下导管表面不同间距的温度所得。

计算的热平衡方程如下:

$$\frac{d_1}{d_2} \left\{ \left[\frac{\sigma[(T_{hs})^4 - (T_{cs})^4]}{\frac{1}{\epsilon_{duct}} + \frac{1}{\epsilon_{refl}} - 1} \right] + k_{eff}(T_{hs} - T_{cs}) \right\} = \epsilon_{cover} \sigma[(T_{cs})^4 - (T_{amb})^4] + h_{conv}(T_{cs} - T_{amb}) \quad (2)$$

式中:

d_1 ——导管直径, in;

d_2 ——温度传感器距导管轴线距离 * 2, in;

T_{hs} ——导管表面温度, K;

T_{cs} ——温度传感器感受温度, K;

T_{amb} ——环境温度, K;

ϵ_{duct} ——导管发射率;

ϵ_{refl} ——温度传感器内壁发射率;

ϵ_{cover} ——温度传感器外壁发射率;

k_{eff} ——传热系数, W/m·K;

h_{conv} ——对流换热系数, W/m²·K;

σ ——波尔兹曼数, $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$

导管的发射率是由供应商提供,温度传感器的内壁发射率为 1,外壁发射率为 0,导管周边空气传热系数为 0.028W/(m·K),对流换热系数 5W/(m²·K)。

上述计算的边界条件为:

1)引气管道周围的环境温度为 55℃;

2)自然对流换热。

不同引气温度下管路表面的温度如表 2 所示。

表 2 不同引气温度下的管路表面的温度

引气温度/℃	距离管路隔热层表面不同间距的温度/℃					
	0mm	20mm	22mm	25.4mm	38mm	40mm
260	139	109	108.2	106.9	101	102
247	134	105.3	104.5	103.2	97.7	98.6
245	133	104.5	103.8	102.5	97.1	97.9
243	132	103.8	103	101.8	96.4	97.3
241	131	103.1	102.3	101.1	95.8	96.6
239	130	102.2	101.2	100.4	95.1	96

3 试验改装

温度传感器是试验的关键设备,本试验选用实时监控环境温度的温度传感器,温度传感器安装在探测器卡箍的螺栓上,用于确保温度传感器和探测器距离引气管间距一致。在试验过程中,还需要记录引气温度、大气温度等数据。



图2 温度传感器安装示意图

为了更接近理论的最高环境温度,选择高温天气进行试验,飞机在高温天气热浸透2小时,试验过程中开启飞机上的APU、防冰、空调等热源设备,确保探测器所在的舱温达到最高温度。试验应全程记录飞机起飞到降落过程中的相关数据。

4 试验结果

试验中对飞机的发动机引气、APU引气、配平引气、防冰引气、空调包引气过热探测器的环境温度进行了测试记录。以配平引气过热探测器为例,相关测试数据如图3所示。

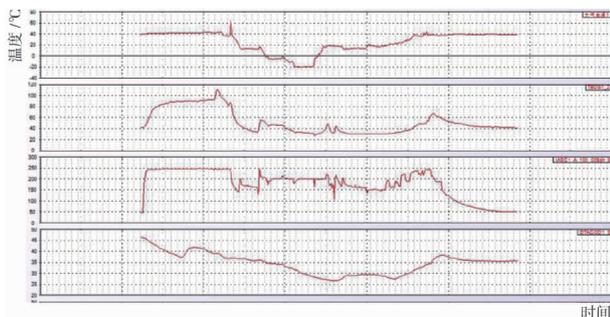


图3 配平引气过热探测器环境温度测试示意图

图3中横坐标为时间,纵坐标为温度。从上至下依次是大气温度、管路表面贴片温度、引气温度、

温度传感器温度。可以看出温度传感器最高温度出现在地面,此时大气温度为40℃,引气温度为247℃,温度传感器最高温度为46℃。根据第二章中的计算方法, $T_{\text{大气}\Delta}$ 为15℃;温度传感器距离管路表面25.4mm,根据表2,在距离管路25.4mm的位置,引气温度在247℃和260℃差值为3.7℃。所以温度传感器外推的最高环境温度为64.7℃。

按照上述方法对其它探测区域的温度进行测试,外推的结果如表3所示。

表3 外推的最高环境温度

序号	探测区域	当前告警温度/℃	外推最高环境温度/℃	建议告警温度/℃
1	发动机引气	180	88	154
2	APU引气	154	85.0	
3	配平引气	154	64.7	124
4	防冰引气	154	70.5	124
5	空调包引气	154	108.7	

根据上述外推结果,发动机引气、配平引气、防冰引气过热探测当前的告警温度与最高环境温度差值过大,告警温度设置偏高。为提高系统的告警灵敏性,建议对其告警温度按照表3的建议值进行优化。

5 结论

本文介绍了民用飞机引气过热探测告警温度常用的设计方法,并采用试验的方法,对某机型引气过热探测告警温度进行了计算和验证。计算结果表明部分探测区域的告警温度设置偏高,建议对告警温度进行优化,以提高系统的灵敏性。

参考文献:

- [1] 王磊.民用飞机气源系统性能仿真研究[J].民用飞机设计与研究.2012,S1:166.
- [2] 刘娟.飞机引气导管泄漏探测优化的数值仿真研究[J].计算机仿真.2017(1):57-58.
- [3] CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S].中国民用航空总局,2011.
- [4] 刘娟.引气系统安全性设计关键技术研究[D].南京航空航天大学.2014:1-6.
- [5] 施红.飞机空气导管安全性设计与泄漏探测技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2013:137-138.

- [6] 彭莹,蒋彦龙. 飞机空气导管泄漏探测系统性能研究与优化[J]. 中国民航飞行学院学报,2015,26(5): 32-37.
- [7] 陈鑫. 飞机共晶盐过热探测线电气特性研究 [J]. 电子测量与仪器学报. 2016,30(8):1161-1162.
- [8] 赵海志. 飞机引气泄漏探测传感元件的故障定位研究[D]. 北京: 西安电子科技大学,2012;10-11.
- [9] MIL-F-7872, Military specification fire and overheat warning systems, continuous, aircraft, test and installation of. [S]. 1999.
- [10] 陈彦伟. 民用飞机引气过热探测告警温度研究[J]. 科技视界. 2015(27):118.

作者简介

陈彦伟 男,硕士研究生,工程师。主要研究方向:民用飞机探测系统设计。E-mail: chenyanwei@comac.cc

Design and Verification of Civil Aircraft Bleed Air Overheat Detection

CHEN Yanwei *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210)

Abstract: The bleed air overheat detection system for civil aircraft was used to detect the leakage of bleed air duct and prevent continuous leakage of high temperature bleed air exhaust on the structure and equipment. The alarm set-point is usually set according to maximum ambient temperature around sensor. But the different alarm set-points can also be set according to the detection requirement. During the stage of system design, the alarm set-point was set according to the theoretical calculation of ambient temperature. In this paper a new calculation method is established by testing the ambient temperature and correcting the sensor's theoretical maximum ambient temperature so as to verify the rationality of the alarm set-point.

Keywords: bleed air; detection; alarm set-point; verification

* Corresponding author. E-mail: chenyanwei@comac.cc