

doi: 10.7690/bgzdh.2025.09.009

飞机环境控制系统传感器设置方法

张璇, 党晓民

(航空工业第一飞机设计研究院机电系统设计研究所, 西安 710089)

摘要: 为保证飞机环境控制系统安全性、可靠性、经济性和舒适性, 提出对传感器设置方法进行研究。通过分析国际上主流运输类飞机环境控制系统中常用传感器的位置、作用, 选取其中最具代表性的 Boeing737 飞机和 Airbus320 飞机进行对比研究, 结合环境控制系统相关适航标准的研究, 总结飞机环境控制系统传感器设置的通用方法, 并对其精度和量程范围作出说明。结果表明: 该研究可为飞机环境控制系统传感器的选取及设计提供参考。

关键词: 飞行器; 环境控制系统; 传感器; 设置方法

中图分类号: V245 **文献标志码:** A

Sensor Setting Method of Aircraft Environmental Control System

Zhang Xuan, Dang Xiaomin

(Institute of Electromechanical Systems Design, No. 1 Aircraft Design and
Research Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to ensure the safety, reliability, economy and comfort of aircraft environmental control system, the method of sensor installation is proposed. By analyzing the position and function of the commonly used sensors in the environmental control system of the mainstream transport aircraft in the world, the most representative Boeing737 aircraft and Airbus320 aircraft are selected for comparative study, and the general method of sensor setting in the environmental control system of aircraft is summarized in combination with the airworthiness standards related to the environmental control system. The accuracy and range of measurement are also described. The results show that the study can provide a reference for the selection and design of sensors in aircraft environmental control system.

Keywords: aircraft; environmental control system; sensor; setting method

0 引言

一般飞机环境控制系统是将引自飞机发动机压气机的高温高压气体经调温调压后供入座舱, 以满足其增压、通风和温度控制要求^[1]。为了确保机上乘员的舒适和飞机安全, 以及电子设备正常工作, 必须对飞机环境控制系统的各项性能指标进行测量、控制与安全监控; 因此, 传感器的选取及设计关系到飞机环境控制系统能否正常运行。

目前, 大多数民机的飞机环境控制系统使用的是空气循环式系统, 该系统由气源系统和空调系统组成, 主要由发动机引出的高温高压空气作为供给空气, 经由制冷组件调温调压得到冷空气, 再通过冷热空气混合获得座舱所需温度和压力的空气。环控系统中传感器的设置对系统运行与飞机安全起着非常重要的作用, 不同类型的飞机环控系统传感器设置有差异也有共同点, Boeing737 飞机和 Airbus320 飞机是国际上 2 种主流运输类飞机, 具有环控系统最常用的构型方式, 在传感器的布置上具有典型的

代表意义。笔者通过对比分析 2 种飞机环境控制系统的控制逻辑和安全保证, 结合相关传感器的技术特点及相关适航标准, 提出了一种适合各分系统的传感器设置通用方法, 并对其精度和量程范围给出指导性原则。

1 传感器设置对比

传感器是飞机环境控制系统中重要的检测与控制元件, 选型合理、安装正确、质量稳定是环境控制系统安全性、可靠性、经济性和舒适性的保证。图 1 和 2 分别是 Boeing737 飞机和 Airbus320 飞机环境控制系统原理, 其中标注了各分系统所使用的传感器类型及位置。以下将分别从气源系统、制冷加热系统和座舱温度控制系统 3 个子系统, 对其中使用到的传感器类型、位置、功能和工作过程进行详细对比。

1.1 气源系统

气源系统由发动机引气系统、辅助动力装置引

收稿日期: 2024-09-05; 修回日期: 2024-10-20

第一作者: 张璇(2000—), 女, 陕西人。

气系统和地面气源引气系统组成，其主要功能是为空调系统和其他用气系统提供适宜的空气，其工作原理是将来自引气源的高温高压空气经过调温调压

后，通过管路送到下游各个用气系统(如空调、环境防护、燃油惰化、液压油箱、发动机启动等)使用。气源系统传感器设置对比如表 1 所示。

表 1 气源系统传感器设置对比

类型	传感器	位置	功能	工作过程
B737	预冷器控制活门传感器	预冷器热边下游	控制预冷器热边出口的 空气温度	通过调节预冷器控制活门的开度来调节冷边空气流量，进而调节热边空气温度。当热边温度低于 199℃时，预冷器控制活门处于关闭状态，温度高于 227℃时处于开启状态
	压力传感器	预冷器热边下游	测量来自发动机热边的 引气压力	压力传感器是表压传感器，额定压力调节范围为 234~345 kPa
	450°F 温度传感器	预冷器热边下游	监测预冷器热边下游管 路的空气温度	控制压力调节关断活门降低引气流量，使空气温度不超过 450°F (232℃)
	过热开关	预冷器热边下游	为系统提供过热保护	当引气温度达到 232℃时，控制压力调节关断活门关小；当温度超过 254℃时，压力调节关断活门关闭
A320	热交换器热边出口温度传感器	预冷器热边下游	监测预冷器出口的管路 温度	将检测到的温度转换为电信号输送给引气监控计算机
	风扇空气活门控制自动恒温器	预冷器热边下游	保持引气温度	控制引气温度在 200±15℃，当超温时，风扇空气活门打开
	引气传输压力传感器	高压引气活门下下游	测量引气压力调节活门 与高压引气活门之间的 压力	当传输压力低于 159 kPa 超过 15 s 时告警
	引气调节压力传感器	压力调节活门下下游	测调节后的引气压力	当压力高于 393 kPa 超过 15 s 时告警

1.2 制冷加热系统

制冷加热系统主要实现流量和温度的调节，目前大多数战斗机和旅客机都使用空气循环制冷系统，主要由发动机引出的高温高压空气作为供给空气，

经由制冷组件调温调压得到冷空气，再通过冷热空气混合获得所需温度和压力的空气，供下游的其他子系统(如空气分配、座舱压力调节和电子设备冷却)使用。制冷加热系统传感器设置对比如表 2 所示。

表 2 制冷加热系统传感器设置对比

类型	传感器	位置	功能	工作原理
B737	压气机排气过热开关	压气机出口	监测压气机出口的空 气温度	当温度超过 199±6℃时，开关闭合，组件活门关闭
	涡轮进气过热开关	次级热交换器出口	监测从次级热交换器 到涡轮的空气温度	当涡轮进气温度为 99±6℃时，涡轮进气过热开关闭合，组件活门关闭
	35°F 温度传感器	水分离器内	防止水蒸气在水分离 器中结冰	通过热敏电阻阻值变化控制水分离器中温度约为 1.7℃
	组件排气过热开关	空调单向活门下下游	为管路提供过热保护	当温度超过 121℃时，相应的组件活门关闭，温度控制活门关闭，并向驾驶舱控制面板发送告警信号
	冲压空气温度传感器	压气机过热开关下 下游	控制压气机排气温度	通过对冲压空气进气调节板和排气口进行调节，保持压气机排气温度在 110℃
A320	压气机排气温度传感器	压气机出口	测量压气机出口的管 路温度	正常情况下不超过 180℃。在 180~215℃时，冲压进气口完全打开。在 215~260℃时，流量控制回路减少引气流量。在大于 260℃时发出超温告警，关闭组件
	组件排气压力传感器	涡轮出口	测量涡轮出口和座舱 之间的压力差	当检测到一定的压力差时，旁通活门打开，对涡轮出口、冷凝器和下游管路进行除冰
	水分离器温度传感器	水分离器入口	防止在环境温度过低 时结冰	水分离器出口温度限制在低限值至 70℃。低限值在飞行高度为地面至 6 700 m 之间为 5℃，6 700~8 500 m 之间为 0~5℃，8 500~12 000 m 之间为-30~0℃
	组件排气温度传感器	制冷组件出口	监测组件出口管路的 空气温度	温度控制范围为 2~70℃，当超过 95℃时告警，当温度控制活门的调节功能失效时，防冰活门打开，将空调制冷组件出口温度控制在 15℃

1.3 座舱温度控制系统

座舱区域温度控制由区域温度控制器调节配平空气的流量来实现，通过冷热空气混合获得所需温度和压力的空气。区域温度调节依靠配平系统以及

布置在座舱和通风管路中的传感器来实现。配平系统通常由配平空气压力调节活门、配平空气活门以及配平管路等组成。座舱温度控制系统传感器设置对比如表 3 所示。

表3 座舱温度控制系统传感器设置对比

类型	传感器	位置	功能	工作原理
B737	客舱温度预感器	主分配总管和顶部分配总管中	防止客舱温度波动过大，让人感觉更加舒适	当客舱温度接近设定温度或温度异常变化时，提前对混合活门进行控制
	座舱温度传感器	驾驶舱门进口和客舱前部	实现对座舱区域温度的分别控制	把温度的变化转换为电阻值的变化，控制器根据座舱温度需要调节温度控制活门的位置，从而调节座舱温度变化，并防止管路过热
	座舱管路温度限制器	主分配总管内	保护空调管路	选择的温度无法达到，使控制系统无法静定，出现控制失控现象时，中止不合理的控制
	座舱管路过热开关	主分配总管内	为管路提供过热保护	通常为开启状态，当温度达 88℃ 时，一个开关闭合，混合活门关闭热路；温度达到 121℃ 时另一个开关闭合，关闭组件活门
A320	客舱测温包	客舱温度传感器旁边	反映客舱区域平均温度	通过客舱测温包下游的风扇通风，以反映区域平均温度
	混合腔温度传感器	混合腔的两侧	测量混合腔的空气温度	将混合腔实际温度与所需温度进行比较，然后计算出所需要的组件出口温度
	座舱温度传感器	驾驶舱、前客舱和后客舱	实现对座舱区域温度的分别控制	正常情况下每个座舱温度限制在 18~30℃
	管路温度传感器	座舱供气管路内	测量管路内空气温度	当管路温度超过 88℃ 时，控制配平空气压力调节活门降低配平空气的压力，直到温度降到 70℃ 以下

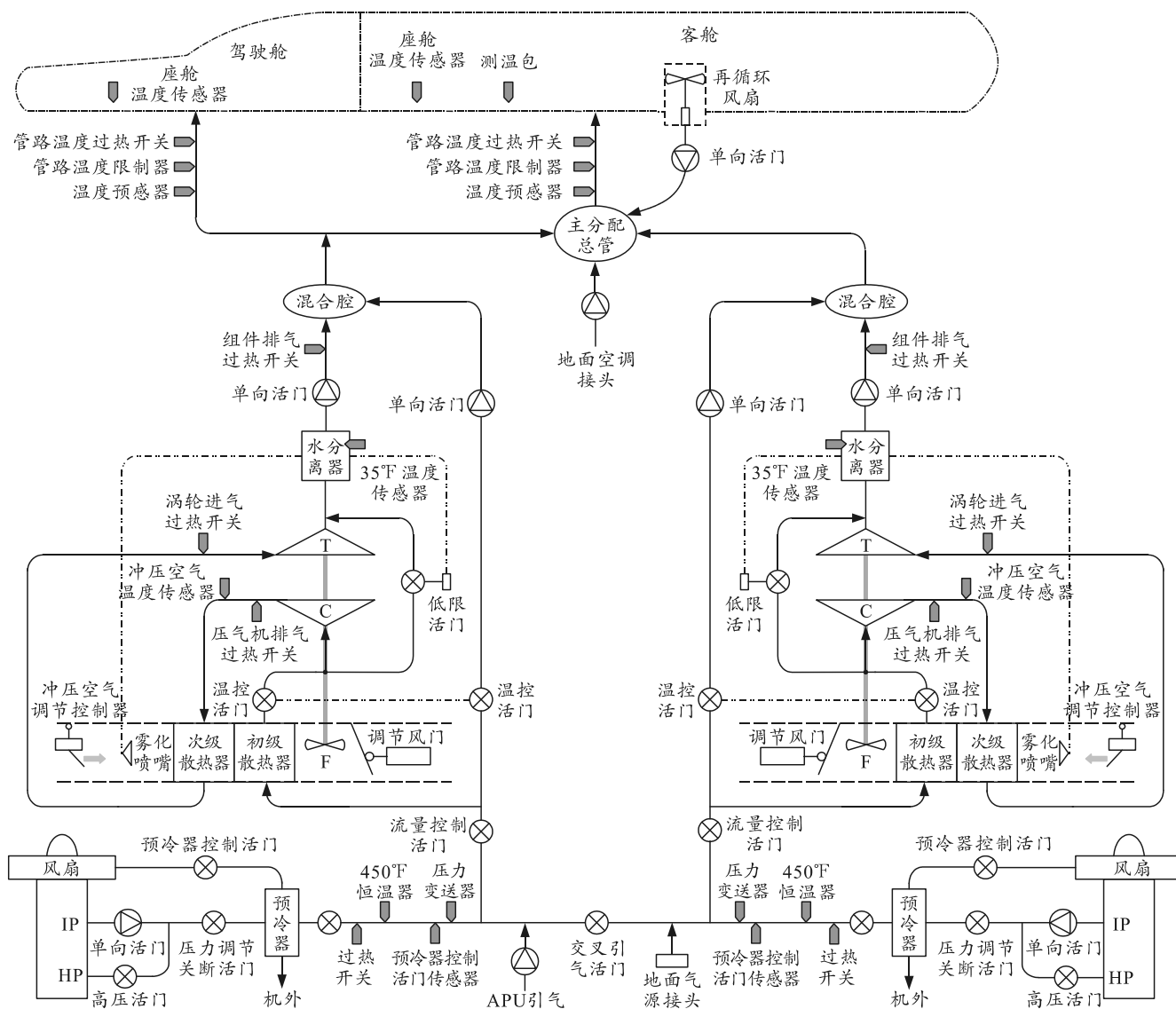


图 1 Boeing737 飞机环境控制系统原理

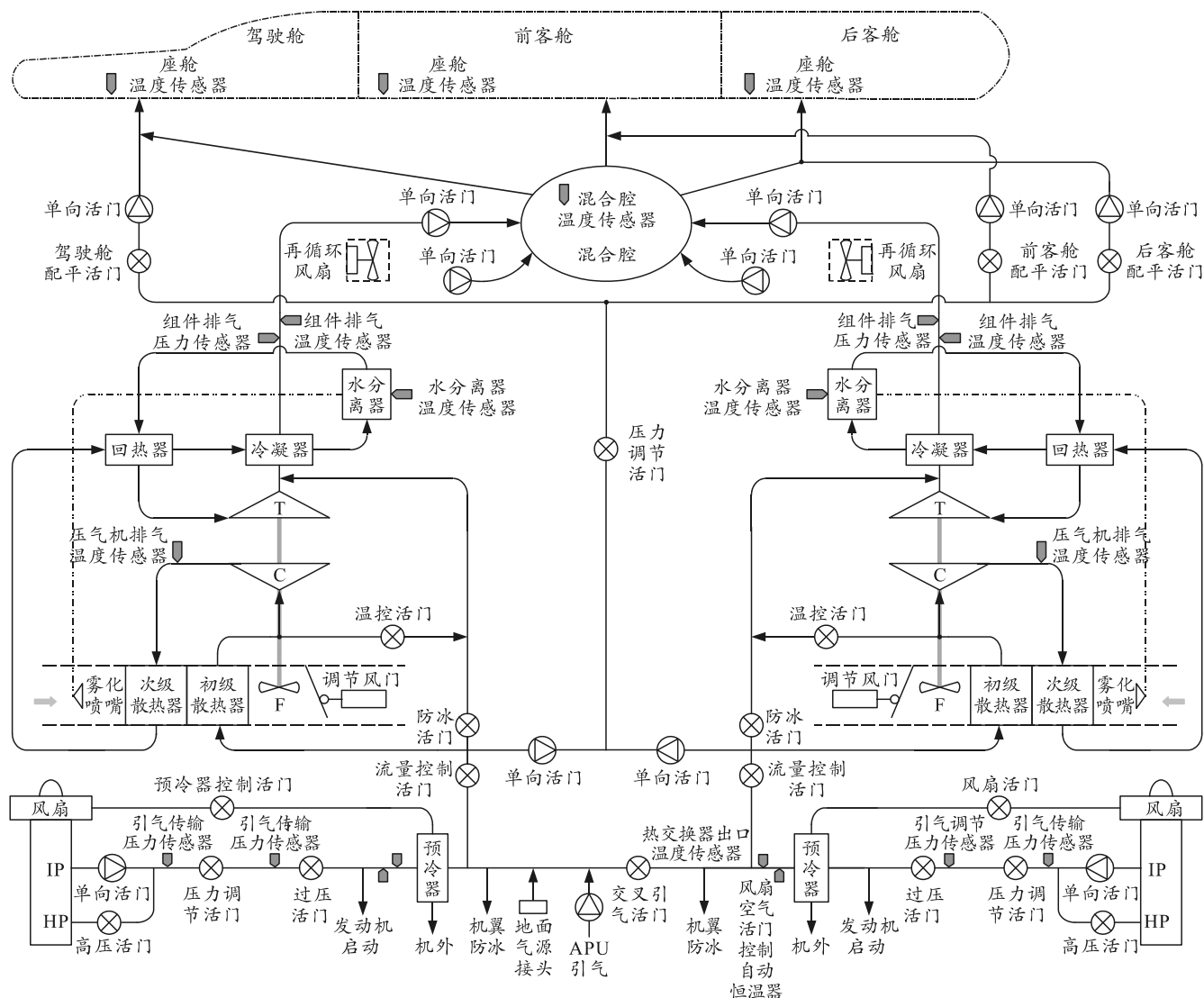


图 2 Airbus320 飞机环境控制系统原理

2 传感器设置原则

无论是军用飞机还是民用飞机, 战斗类飞机还是运输类飞机, 环境控制系统传感器都应当遵循系统安全性和可靠性的原则来进行设置。目前, 国内和国际上绝大部分飞机都采用来自发动机引气的空气循环制冷系统, 因此, 在高温高压环境中保障系统安全可靠, 以及避免冰堵等可能威胁到飞机正常运行的问题, 是设置传感器时必须考虑的前提。

2.1 气源系统

2.1.1 告警类传感器

根据发动机短舱管路结构设计和材料安全性原则,管路内的温度一般控制在 260 ℃ 左右,短时间内高低压引气转换换热有延迟时,温度可能达到 280 ℃,出于系统安全性考虑,260 ℃ 控制时间不能超过 30 s,280 ℃ 控制时间不能超过 3 s,这段时

间内的热量增加引起的管路温度变化不会导致系统出现安全故障。环控系统管路破裂的概率一般为 10^{-6} , 系统设计一般要求管路破裂概率为 10^{-9} , 所以需要 2 个活门根据温度传感器的信号进行关断。温度传感器失效概率为 10^{-5} , 一个传感器不能满足系统安全需求, 可能导致发生安全事故, 所以需要 一个用于温度告警的传感器, 一般使用气动温度传感器。

2.1.2 控制类传感器

发动机引气系统出口温度一般控制在 120~232 ℃ 范围内,大部分在 180 ℃ 左右,压力一般在 300 kPa 左右,最高不超过 450 kPa。如 Boeing 飞机的气源系统出口温度为 199~227 ℃, Airbus 飞机的气源系统出口温度为 185~215 ℃。引气管路从发动机舱到空调设备舱途经的区域一般有燃油等易

燃流系统和飞机电气设备的电线电缆等,所以需要限制对发动机引气的最高温度。气源系统出口最高温度不能超过 232 °C,即易燃流体自燃燃点温度。

由于气源系统所处环境为发动机舱的高温、高振动区域,普通热电阻传感器很难满足测温要求,现在飞机上一般使用的是铠装铂电阻传感器。国际上精度范围在 $\pm 7 \sim \pm 13$ °C之间,国内一般取 ± 10 °C,因为温度传感器敏感元件通常受很多绝热层、减震层的保护,如果控制精度过高,系统频繁动作会降低系统的可靠性,故偏差较大。

综上,在气源系统中,一般在预冷器出口设置一个温度传感器,控制温度范围在 120~232 °C,此处同步设置一个温度开关,防止高温气体损坏下游系统和部件。预冷器下游设置一个压力传感器,测量来自发动机的引气压力,再将压力信号转换为电信号,在压力过高或过低时告警。

2.2 制冷加热系统

以常见的三轮式高压除水制冷系统为例。

2.2.1 压气机出口

在压气机出口管路上设置一个铂电阻温度传感器,温度范围不超过 232 °C,控制精度 ± 2 °C,此处同步设置一个温度开关,控制精度在 $\pm 3 \sim \pm 5$ °C之间。

2.2.2 涡轮进气口

在涡轮进气口设置一个热开关,保障涡轮内部不结冰,防止涡轮结构被冰粒子损坏,保障系统可靠运行。涡轮出口温度为:

$$T_{ex} = T_{in} [1 - \eta_t (1 - \pi_t^{-0.286})] \quad (1)$$

式中: T_{in} 为涡轮入口温度; η_t 为涡轮的内效率; π_t 为涡轮膨胀比。

2.2.3 水分离器出口

在水分离器出口设置一个铂电阻温度传感器,温度范围为 $-100 \sim 100$ °C,控制精度 ± 1 °C。

2.2.4 组件排气管路

在组件排气管路设置一个铂电阻温度传感器,防止水或冰粒子对芯体的影响,温度范围为 $-100 \sim 100$ °C,控制精度为 ± 1 °C。此处还设置一个压力传感器,当检测到一定的压力差时,旁通活门打开,对涡轮出口、冷凝器和下游管路进行除冰。

2.3 座舱温度控制系统

根据座舱温度控制系统传感器一般分为混合腔温度传感器、管路温度传感器和座舱区域温度传感器,一般使用铂电阻温度传感器。

2.3.1 混合腔温度传感器

为了保障系统在极冷天和极热天地面停车时正常工作不告警,混合腔内和供气管路处的传感器温度范围设置在 $-55 \sim 100$ °C之间,控制精度为 ± 1 °C。

2.3.2 管路温度传感器

根据系统不同设计,还可以在管路温度传感器旁设置一个双金属温度开关,用于过热关断。此外也可以设置一个温度预感器,对座舱温度变化率进行控制,防止温度波动过大让乘员产生不适。

2.3.3 座舱区域温度传感器

驾驶舱和客舱的区域温度传感器温度范围在 $-55 \sim 70$ °C之间,控制精度为 ± 2 °C。在驾驶舱和客舱不同区域设置温度传感器,可用于实现对座舱区域温度的分别控制,这些温度传感器一般带风扇组件,通过自带风扇的通风以反映区域的平均温度,如果客舱较大,则每个舱段都要设置温度传感器,以满足机上乘员的温度需求。

3 传感器设置通用规律

由于发动机引气温度较高,目前战斗机不超过 526 °C,有的民机可达 596 °C,一旦气体管路破裂,就有可能造成飞机发动机引气管路附近的导线结构烧毁,所以在环境控制系统中高温高压的结构处,除了设置用于控制的传感器外,基于系统设计安全性考虑,还应设置用于温度告警和超温关断的传感器,一般使用气动温度传感器。

气动温度传感器的工作原理:封闭腔中充以惰性气体,气体膨胀和收缩以及由此产生的压力变化是温度的函数,因此可以用来进行温度测量与控制。其可靠性高,但精度低,零点易漂移,充气感压箱需要较长的时间吸收热量,与双金属温度传感器相比,反应时间较长,所以一般适用于单点温度控制或超温关断^[2]。

用于上下限告警的温度开关一般采用双金属温度传感器,它是固体膨胀式温度传感器的一种,由 2 种线膨胀系数相差很大的金属片贴合、焊接或铆接而成,由于金属受热时会产生形变,所以可以用

来测量温度。通常有平片、螺旋形等多种形状,为了提高测温的灵敏度,一般将金属片做成螺旋状。螺旋形一端固定,另一端与装有指针的细轴自由端连接。当温度产生变化时,双金属片会弯曲变形,自由端会带动细轴上的指针产生角度变化,在表盘上指示相应的温度。双金属温度传感器的测量范围一般为 $-80\sim 600\text{ }^{\circ}\text{C}$,允许的误差在量程的 1.5%左右,具有抗振动等环境适应性强、可靠性高的特点,但因迟滞现象严重和测量精度低的缺点限制,目前在飞机环境控制系统中已很少作为控制元件使用,一般仅用作上下限告警的温度开关^[3-4]。

对于可靠性较高的结构,应设置控制类传感器,飞机环境控制常用 Pt100, Pt1 000 铂电阻作为温度传感器材质,其物理、化学稳定性好,具有大而稳定的电阻温度系数和电阻率, $R-t$ 关系在使用温度范围内呈线性关系,按国际电工委员会(IEC)标准,在温度范围为 $-200\sim 850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 内,铂电阻的特性方程为^[3]:

在 $-200\sim 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内:

$$R_t = R_0[1 + At + Bt^2 + Ct^3(t - 100)]。 \quad (2)$$

在 $0\sim 850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内:

$$R_t = R_0[1 + At + Bt^2]。 \quad (3)$$

式中: R_t , R_0 为铂热电阻在 $t\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 0 时的电阻值; A , B , C 为常数,在国际温标(ITS-90)中, $A=3.900\ 83\times 10^{-3}\text{ }^{\circ}\text{C}$, $B=-5.775\times 10^{-7}\text{ }^{\circ}\text{C}^2$, $C=-4.183\times$

$10^{-12}\text{ }^{\circ}\text{C}^3$ 。

在座舱人员的区域应设置区域温度传感器、温度预感器等保障乘员舒适性的传感器,如在温度传感器旁设置风扇,通过风扇的通风以反映区域平均温度,当客舱温度接近设定温度或温度异常变化时,提前对混合活门进行控制,防止座舱温度波动过大,让人感觉更加舒适。

4 结束语

笔者通过对比分析国际上 2 种主流运输类飞机环境控制系统的控制逻辑和安全保证,结合相关传感器的技术特点及相关适航标准,提出了一种适合各分系统的传感器设置指导性原则,并对其精度和量程范围作出说明,以保证选型合理、安装正确、质量稳定。

参考文献:

- [1] 寿荣中,何慧嫻. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006: 2-3.
- [2] 党皓,朱耀国. 温度传感器在飞机环境控制系统中的应用研究[J]. 航空科学技术,2017(6): 79-82.
- [3] 岳明凯,宋业,赵洪志,等. 固定翼飞机易损性建模分析及软件设计[J]. 兵工自动化,2022,41(8): 15-19.
- [4] 徐鹏,刘建华,谢广明,等. 基于柔性摩擦纳米发电机的水下仿生胡须传感器研究[J]. 兵工自动化,2022,41(12): 20-24.