

# 民用飞机客舱舱门区域温度控制研究

## Research on the Temperature Control of the Cabin Door Area for Civil Aircraft

杨智 程湛 / Yang Zhi Chen Zhan

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘要:

对民用飞机客舱舱门区域温度控制进行了研究,建立了客舱舱门区域温度计算模型,并且提出了客舱舱门区域温度控制方法:即客舱舱门区域温度控制主要通过加热器来提高供入舱门区域的空气温度来实现;而舱门接触温度控制主要通过舱门结构梁与内饰板之间布置绝热层或增加内饰板的热阻来实现。同时为避免在某些工况下舱门加热器出口空气温度太高舱门区域加热器需设置自动关断逻辑。

**关键词:** 舱门区域; 温度控制; 民用飞机

[Abstract] The temperature control of cabin door area for civil aircraft is investigated, and the calculation model of cabin door area is established. The method of temperature control for cabin door area is also presented. It could be laid out a heater to improve the air temperature of cabin door area inlet for the temperature control of door area, and it could be laid out the insulation between structure and liner of the cabin door or enhanced the resistance of liner for the temperature control of door area. And at the same time, the logic of automatic shutting off has to be set in order to avoid that the outlet temperature of heater is too high in some operating condition.

[Key words] Door Area; Temperature Control; Civil Aircraft

## 0 引言

舒适性是民用飞机的评判标准之一,座舱温度是影响民用飞机舒适性的重要因素。民用飞机的客舱舱门分为登机门、服务门以及应急门,登机门与服务门区域布置有厨房与空乘座椅,该区域是空乘人员的主要活动区域,同时应急门由于座位空间较大是乘客优先选择的乘坐区域。而客舱舱门区域受外界环境温度影响较大,舱门区域温度无控制的情况下一般较低,同时舱门的接触温度由于冷桥作用更低。因此将客舱舱门区域温度以及舱门接触温度控制在合理范围内显得十分必要。

本文对民用飞机客舱舱门区域温度控制进行了研究,提出了舱门温度控制方法。

## 1 舱门区域温度控制目标

客舱舱门区域温度控制目标是控制舱门区域温度  $T_{area}$  接近  $24^{\circ}\text{C}$  以及舱门接触温度  $T_w > 0^{\circ}\text{C}$ 。

## 2 舱门区域温度计算模型

以客舱后登机门与后服务门为例,在舱门区域构建一个独立的空间,该空间热流主要由供入热气带来的热流、厨房排气带走的热流、通过舱门损失的热流以及与客舱区域之间的交换热流组成,由能量守恒关系得出式(1)。

$$Q_{in} = Q_{out} + 2Q_{door} + Q_{cabin} \quad (1)$$

供气带入的热流为:

$$Q_{in} = G_{in} c_p (T_{in} - T_{area}) \quad (2)$$

式中:  $G_{in}$  为供气流量,  $\text{kg/s}$ ;  $c_p$  为空气比热,  $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ;  $T_{in}$  为舱门区域供气温度,  $\text{K}$ ;  $T_{area}$  为舱门区域温度,  $\text{K}$ 。

排气带走的热流为:

$$Q_{out} = G_{out} c_p (T_{area} - T_{out}) \quad (3)$$

式中:  $G_{out}$  为出口流量,  $\text{kg/s}$ ;  $T_{out}$  为舱门区域排气温度,  $\text{K}$ ;

舱门区域与客舱区域之间的交换热流为:

$$Q_{cabin} = (G_{out} - G_{in})c_p(T_{area} - T_{cabin}) \quad (4)$$

式中： $T_{cabin}$ 为客舱区域温度，K。

通过舱门损失的热流为：

$$\begin{aligned} Q_{door} &= U_{door}A(T_w - T_{skin}) \\ &= U_{total}A(T_{area} - T_{skin}) \\ &= hA(T_{area} - T_w) \end{aligned} \quad (5)$$

式中： $T_w$ 为舱门接触温度，K；

$T_{skin}$ 为蒙皮温度，K。

$$T_{skin} = T_h \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right) \quad (6)$$

式中： $T_h$ 为外界环境温度，K； $Ma$ 为飞行马赫数； $k$ 为空气绝热指数， $k=1.4$ ；

$U_{door}$ 为舱门结构传热系数，

$$U_{door} = 1/R_{door} \quad (7)$$

$R_{door}$ 为舱门结构热阻；

$U_{total}$ 为舱门区域传热系数，

$$U_{total} = 1/(R_{door} + 1/h) \quad (8)$$

$h$ 为舱门区域舱内对流换热系数，

$$h = (11.34 + 5.8v_{area}) \sqrt{\frac{\rho_{area}}{\rho_0}} \quad (9)$$

$v$ 为舱内空气平均流速；

$\rho_{area}$ 为飞行高度下舱内空气密度；

$\rho_0$ 为海平面空气密度；

供气温度  $T_{in}$ 可由下式求得：

$$W = G_{in}c_p(T_{in} - T_{supply}) \quad (10)$$

式中： $W$ 为加热器功率；

$T_{supply}$ 为加热器进口温度。

联立方程组(1)~(10)可得到舱门区域温度与舱门接触温度。

### 3 舱门区域温度计算结果与分析

下面以客舱后服务门为例，采用上述计算模型计算客舱后服务门结构梁与内饰板之间布置绝热层与不布置绝热层两种情况时舱门区域温度与接触温度。计算采用参数如表1所示。

表1 计算采用参数列表

$H$ (ft)	35 000	$Ma$	0.7
$T_h$ ( $^{\circ}C$ )	-70	$T_{supply}$ ( $^{\circ}C$ )	24
$G_{in}$ (kg/s)	0.043	$G_{out}$ (kg/s)	0.06
$T_{cabin}$ ( $^{\circ}C$ )	23.6		

#### 3.1 舱门结构梁与内饰板之间无绝热层

舱门结构梁与内饰板之间未布置绝热层时，其

参数如表2所示。

表2 参数列表

$W$ (w)	1 000		
$U_{door}$	22.4	$U_{total}$	2.4

计算结果如表3所示。

表3 计算结果列表

$T_w$ ( $^{\circ}C$ )	-41.8	$T_{area}$ ( $^{\circ}C$ )	27
$Q_{door}$ (w)	314.6		

由表3可以看出，在客舱舱门结构梁与内饰板之间无绝热层时，加热器功率已可以补充客舱舱门区域热损失，而且舱门区域温度在合理范围内，但此时舱门接触温度远低于目标值，即舱门的结构梁与内饰板之间产生冷桥效应，从而导致舱门的接触温度太低。为避免该冷却效应，应在客舱舱门结构梁与内饰板之间布置绝热层或者增大舱门内饰板的热阻。

#### 3.2 舱门结构梁与内饰板之间有绝热层

根据表3计算结果，客舱舱门与结构梁布置绝热层后的参数如表4所示，同时降低加热器功率。

表4 参数列表

$W$ (w)	750		
$U_{door}$	1.9	$U_{door}$	1.35

计算结果如表5所示。

表5 计算结果列表

$T_w$ ( $^{\circ}C$ )	6.3	$T_{area}$ ( $^{\circ}C$ )	29.2
$Q_{door}$ (w)	182		

由表5可以看出，在客舱舱门结构梁与内饰板之间布置绝热层后，舱门接触温度达到目标值，同时加热器功率可以补充舱门区域热损失。

#### 3.3 舱门区域加热器开关控制

客舱舱门区域加热器的控制器一般布置在乘务员面板上，加热器的开关由空乘人员操作，空乘人员感觉舱门区域温度较低时可打开舱门区域加热器。但在某些系统失效状态下，加热器出口空气温度及供往舱门区域空气温度会较高。

在系统失效状态下(如再循环系统失效)客舱舱门结构梁与内饰板之间布置绝热层时，计算采用参数如表6所示，计算结果如表7所示。

表 6 计算采用参数列表

$H$ (ft)	35 000	$Ma$	0.7
$T_h$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	-70	$T_{\text{supply}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	44.6
$G_{\text{in}}$ (kg/s)	0.022	$G_{\text{out}}$ (kg/s)	0.06
$T_{\text{cabin}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	24		

表 7 计算结果列表

$T_w$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	9.3	$T_{\text{area}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	36.5
$T_{\text{in}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	78.9		

由表 7 可以看出,在系统失效状态下加热器出口空气温度已超过  $70^{\circ}\text{C}$ ,而 SAE-ARP85E 中规定空调系统出风口空气的温度不能超过  $70^{\circ}\text{C}$ 。为避免加热器出口空气温度太高,应在加热器的控制逻辑中设置如果加热器空气的出口温度到达  $70^{\circ}\text{C}$  时,加热器自动切断。这样避免了加热器出口空气温度太高对人员的伤害并有利于加热器的可靠性。

## 4 结论

本文对民用飞机客舱舱门区域的温度控制进

(上接第 20 页)

飞机的本体动力学模型是基础,反映飞机本体在各种舵面和油门输入下的飞机响应特性;电子飞行控制系统模型,在仿真过程中,对于同一个考核任务,通过对比仿真对比故障前后飞机的飞行参数变化,即可反映飞控系统故障对飞机飞行特性的影响规律和影响程度;驾驶员模型主要模拟实际飞行过程中飞行员的操纵过程,反映真实的飞行员行为特征;大气扰动是仿真过程中必须考虑的影响因素,且对于不同的概率等级,需考虑不同强度的大气扰动。

## 4 某型飞机采用 HQRM 方法评定的结果研究

该型飞机电子飞行控制系统的故障主要涉及操纵面松浮及卡阻、操纵面急偏、操纵面舵机增益调参故障等方面。结合大气扰动和飞行包线,通过仿真模型对该型飞机的俯仰轴、滚转轴及偏航轴的三轴操纵特性进行了评定。

验证结果表明:飞控系统故障后,结合一定的大气扰动、飞行包线,该型飞机的操纵品质均满足 FAR 操纵品质等级要求。

## 5 结论

针对该型飞机电子飞行控制系统故障,根据数字

行了研究,得出如下结论:

(1)客舱舱门区域接触温度的控制需舱门温度控制,主要通过向舱门区域供入热气来提高舱门区域温度,供入舱门区域的热气温度主要通过电加热器来实现。

(2)客舱舱门接触温度控制主要通过舱门结构梁与内饰板之间布置绝热层或增加内饰板的热阻来实现。

(3)客舱舱门区域加热器需设置自动关断逻辑。

### 参考文献:

- [1] 寿荣中,何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004.
- [2] SAE. ARP85E. Air Conditioning Systems For Subsonic Airplanes[S].
- [3] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 15 册:生命保障和环控系统[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [4] 杨世铭. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,1993.

虚拟仿真得到的适航符合性初步验证结果,对不同概率下的飞控系统故障指定具体的适航取证方案。

(1)对于组合概率大于和等于  $10^{-5}$  的情况,此类概率中的部分组合情况可采用对比分析说明的方法完成取证(当然首先还得与适航当局沟通,并达成一致意见后执行)。但其余的组合情况需飞行试验或者飞行模拟器试验来完成取证。对于需要通过飞行试验或者飞行模拟器试验完成的组合情况,需要指定具体的试飞或试验方案。

(2)对于组合概率介于  $10^{-5}$  和  $10^{-7}$  之间的情况,根据飞控系统故障设置的难易程度来决定是否采用飞行试验方法。

(3)对于组合概率介于  $10^{-7}$  和  $10^{-9}$  之间的情况,将根据故障的影响程度和前期仿真计算结果,确定采用试飞方法还是飞行模拟器试验方法完成取证。

(4)对于概率小于  $10^{-9}$  的情况,属于极不可能出现的,不进行适航验证。

### 参考文献:

- [1] Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes. AC 25-7A. 1998.3.31.
- [2] Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. CCAR-25-R3. 1985.12.31.