

# 通风失效后民用飞机 EE 舱温度计算研究

## Temperature Calculation of Civil Aircraft EE Bay After Ventilation Failed

袁建新 刘 牧 / Yuan Jianxin Liu Mu  
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘 要:

建立了 EE 舱通风失效状态下温度计算模型, 计算了热天巡航状态下通风失效后 EE 舱空气温度变化。针对通风失效后一段时间内 EE 舱空气超温的情况, 提出了通风失效后可关断部分不影响飞行安全的电子设备以降低进入 EE 舱的热流、利用飞机内外压差产生的排气冷却备份、降低绝热层热阻等设计和操作措施的建议。

**关键词:** EE 舱; 温度计算; 通风失效; 民用飞机

**中图分类号:** V245.3

**文献标识码:** A

[Abstract] The temperature calculation model of civil Aircraft EE bay under the ventilation failure is established in this paper. The temperature transformation of EE bay after ventilation failure at the ISA+25 °C cruise condition is present. For air temperature of EE bay exceeding the limit, three proposals of design or operation are provided as follow: shut off the avionics that have no impact on the flight safety, make use of the pressure difference to extract the hot air overboard providing backup ventilation, or reduce the conduction thermal resistance of the insulation of EE bay.

[Key words] EE bay; temperature calculation; ventilation failure; civil aircraft

## 0 引言

民用飞机电子设备一般集中布置于 EE 舱, 通风系统一般用风扇抽吸地板下空气作为冷媒对 EE 舱电子设备冷却, 同时用另一风扇收集热空气并排到飞机排气活门附近, 最终排出机外, 使电子设备在寿命周期内正常运行以保证飞行安全。当通风系统失效之后, EE 舱空气温度将上升, 若不采取合适的设计或者操作措施, 可能影响电子设备的可靠性, 甚至可能导致设备失效影响飞行安全。计算通风系统失效后 EE 舱空气温度的变化, 将有助于飞机级层面确定通风失效后对飞机安全的影响, 确定重要设备的环境适应性要求, 同时针对通风失效后一段时间内 EE 舱空气超温的情况, 确定设计和操作措施。

## 1 传热数学模型

### 1.1 基本假设

- (1) EE 舱有均匀的速度场和温度场;
- (2) EE 舱内结构与电子设备可用一集中质量代替, 其温度  $t_m$  只受舱温的影响且是均匀的;
- (3) EE 舱内空气的各物性参数不随温度变化;
- (4) 与 EE 舱相邻的客舱或驾驶舱、货舱及外界环境的温度保持恒定;
- (5) 不考虑由于自然对流引起的 EE 舱和其它区域之间气流流动, 即假设 EE 舱和其它区域之间无空气流动。

### 1.2 EE 舱热流计算

#### 1.2.1 流入 EE 舱的热流

在通风系统失效后, EE 舱温度一般高于相邻区

域的温度,流入 EE 舱的热流仅为电子设备散热  $Q_e$ 。

### 1.2.2 流出 EE 舱的热流

(1) 通过围护结构壁面传出 EE 舱的热流  $Q_w$

在通风失效情况下,EE 舱温度一般高于相邻区域的温度,传热方向为从 EE 舱通过围护结构壁面向相邻区域传热,包括:通过地板(带地毯)向上方的驾驶舱或者客舱传热、通过货舱隔板向货舱传热,以及通过蒙皮(带绝热层)向机外传热。通过壁面传出 EE 舱的热流可以表达为:

$$Q_w = Q_{wc} + Q_{wb} + Q_{ws} \quad (1)$$

式中, $Q_{wc}$ 为通过地板(地毯)传到客舱或者驾驶舱的热流, $Q_{wb}$ 为通过货舱隔板传到相邻货舱的热流, $Q_{ws}$ 为通过蒙皮(绝热层)传到外界环境的热流。 $Q_{wc}$ 、 $Q_{wb}$ 和  $Q_{ws}$ 可表达为:

$$Q_{wc} = U_c A_c (t_{EE} - t_c) \quad (2)$$

$$Q_{wb} = U_b A_b (t_{EE} - t_b) \quad (3)$$

$$Q_{ws} = U_s A_s (t_{EE} - t_s) \quad (4)$$

式中, $U_c$ 为通过地板(地毯)的单位面积传热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m^2)$ ;  $U_b$ 为通过货舱隔板的单位面积传热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m^2)$ ;  $U_s$ 为通过蒙皮(绝热层)的单位面积传热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m^2)$ ;  $A_c$ 为地板(地毯)传热面积, $m^2$ ;  $A_b$ 为货舱隔板传热, $m^2$ ;  $A_s$ 为蒙皮(绝热层)传热面积, $m^2$ ;  $t_{EE}$ 为 EE 舱空气温度, $^{\circ}C$ ;  $t_c$ 为客舱或者驾驶舱内温度, $^{\circ}C$ ;  $t_b$ 为货舱温度, $^{\circ}C$ ;  $t_s$ 为蒙皮温度, $^{\circ}C$ 。

(2) 传给 EE 舱内的集中质量的热流  $Q_m$

$$Q_m = h_{EE} A_m (t_{EE} - t_m) \quad (5)$$

式中, $h_{EE}$ 为 EE 舱内壁面的对流换热系数,假设 EE 舱内空气与各壁面的对流换热系数相同, $W/(^{\circ}C \cdot m^2)$ ;  $A_m$ 为集中质量与 EE 舱内空气的对流换热面积, $m^2$ ;  $t_m$ 为集中质量的温度, $^{\circ}C$ 。

(3) 舱内空气储热速率  $Q_a$

$$Q_a = M_a c_p \frac{dt_{EE}}{d\tau} \quad (6)$$

式中, $M_a$ 为 EE 舱内空气质量, $kg$ ;  $c_p$ 为 EE 舱内空气定压比热容,取值  $1005J/(^{\circ}C \cdot kg)$ ;  $\tau$ 为时间, $s$ 。

### 1.2.3 热平衡方程

以 EE 舱内空气为对象的热平衡方程:

$$Q_e - Q_w - Q_m = Q_a \quad (7)$$

将式(1)~式(6)代入式(7)可得:

$$Q_e - U_c A_c (t_{EE} - t_c) - U_b A_b (t_{EE} - t_b) - U_s A_s (t_{EE} - t_s) -$$

$$h_{EE} A_m (t_{EE} - t_m) = M_a c_p \frac{dt_{EE}}{d\tau} \quad (8)$$

以集中质量为对象的热平衡微分方程为:

$$h_{EE} A_m (t_{EE} - t_m) = M c_m \frac{dt_m}{d\tau} \quad (9)$$

单位面积传热系数  $U$  用式(10)~式(12)计算。假设蒙皮材料是铝合金,其厚度一般在  $2mm$  左右,可忽略蒙皮导热热阻。

$$U_c = \frac{1}{\frac{1}{h_{EE}} + \frac{\delta_c}{\lambda_c} + \frac{1}{h_c}} \quad (10)$$

$$U_b = \frac{1}{\frac{1}{h_{EE}} + \frac{\delta_b}{\lambda_b} + \frac{1}{h_b}} \quad (11)$$

$$U_s = \frac{1}{\frac{1}{h_{EE}} + \frac{\delta_s}{\lambda_s}} \quad (12)$$

式中, $h_c$ 为客舱或驾驶舱空气与地板(地毯)对流换热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m^2)$ ;  $h_b$ 为货舱空气与货舱隔板对流换热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m^2)$ ;  $\delta_c$ 为地板(地毯)厚度, $m$ ;  $\delta_b$ 为货舱隔板厚度, $m$ ;  $\delta_s$ 为绝热层厚度, $m$ ;  $\lambda_c$ 为地板(地毯)导热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m)$ ;  $\lambda_b$ 为货舱隔板导热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m)$ ;  $\lambda_s$ 为绝热层导热系数, $W/(^{\circ}C \cdot m)$ 。

其中,蒙皮温度可用式(13)进行计算。

$$t_s = (t_a + 273.15) (1 + Pr^{0.33} \frac{k-1}{2} Ma^2) - 273.15 \quad (13)$$

式中, $t_a$ 为外界环境温度, $^{\circ}C$ ;  $Ma$ 为飞行马赫数; $k$ 为空气绝热指数,取  $k = 1.4$ ;  $Pr$ 为普朗特数。

EE 舱内壁面对流换热系数  $h_{EE}$ ,客舱或驾驶舱空气与地板(地毯)对流换热系数  $h_c$ ,以及货舱空气与货舱隔板对流换热系数  $h_b$ 可用式(14)计算。

$$h = (11.34 + 5.84v) \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad (14)$$

式中, $v$ 为 EE 舱、客舱或驾驶舱、或者货舱内空气流速, $m/s$ ;  $\rho$ 为舱内空气密度, $kg/m^3$ ;  $\rho_0$ 为海平面标准大气空气密度,取为  $1.225kg/m^3$ ;将式(10)~式(14)代入式(8)和式(9),联立(8)和(9)可解出通风系统失效后 EE 舱空气的温度。

## 2 热天巡航通风失效后 EE 舱温度计算结果与分析

### 2.1 EE 舱温度环境要求

民用飞机 EE 舱内电子设备一般按照 DO160 相关环境要求进行设计和试验,规定的增压舱内设备最高的持续工作(超过 30min)环境温度为 70℃。当 EE 舱环境温度超过 70℃后,电子设备可能失效。

### 2.2 计算输入

对飞机在热天巡航状态下 (ISA + 25℃, 39 800ft, 0.8) 通风系统失效后 EE 舱温度进行计算分析。

EE 舱内电子设备散热  $Q_e$  为 4kW。EE 舱围护结构壁面的参数见表 1,计算中忽略了铝合金机身蒙皮和客舱底板的导热热阻。飞机舱内的空气参数见表 2。飞机巡航速度为 0.8Ma,巡航高度为 39 800ft,机外环境温度为 -31.5℃。

EE 舱内空气体积 5.9 m<sup>3</sup>。EE 舱内集中质量为 200kg,比热容为 881 J/(℃·kg),集中质量传热面积 7m<sup>2</sup>。

EE 舱空气初始温度为 46℃,集中质量初始温度为 60℃。

表 1 EE 舱围护结构参数

| 名称     | 厚度 $\delta/m$ | 导热系数 $\lambda/W/(\text{℃}\cdot\text{m})$ | 面积 $A/m^2$ |
|--------|---------------|--|------------|
| 地板上的地毯 | 0.05          | 0.029                                    | 7.44       |
| 货舱隔板   | 0.01          | 0.03                                     | 3.13       |
| 蒙皮内绝热层 | 0.05          | 0.05                                     | 10.76      |

表 2 飞机舱内空气的参数

| 名称     | 空气密度 $\rho/kg/m^3$ | 气流速度 $v/m/s$ | 空气温度 /℃ |
|--------|--------------------|--------------|---------|
| EE 舱   | 0.886              | 0.2          | 待求解     |
| 驾驶舱或客舱 | 0.886              | 0.3          | 24      |
| 货舱     | 0.825              | 0.3          | 20      |

### 2.3 结果分析

根据上文建立的传热数学模型和输入,利用 Matlab/Simulink 建立了动态仿真模型。计算得到通风系统失效 30min 内 EE 舱空气温度和集中质量的温度变化,如图 1 所示。

由图 1 可以看出,通风系统失效后,由于空气热容较小,EE 舱空气温度迅速上升,在 2.5min 内达到 70℃,已经超过电子设备正常工作的温度。失效 3min 后达到 79℃左右,由于通过维护结构的热流增

大,EE 舱空气温度开始缓慢线性上升,在 30min 内 EE 舱空气温度已经超过 86℃,且仍处于缓慢上升中。由于集中质量具有较大的热容,前 1min 左右温度基本不变,随后基本保持线性上升趋势,上升较慢。2h 后 EE 舱空气温度超过 100℃。

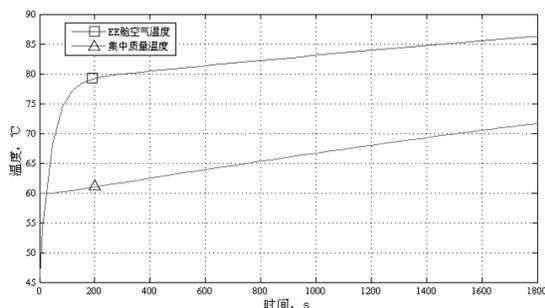


图 1 通风系统失效后 30min 内 EE 舱空气和集中质量的温度

该状态下的 EE 舱环境温度已经超过电子设备能正常工作的环境温度,可能导致部分设备失效,进而影响飞行安全。

## 3 相关措施

### 3.1 降低电子设备散热

通风系统失效后,可关断 EE 舱中部分不影响飞行安全的电子设备,降低 EE 舱内电子设备的总散热量。若其它计算输入与 2.2 节一致,将电子设备散热由 4kW 降低到 2.3kW,计算得到的 EE 舱空气温度和集中质量温度结果如图 2 所示。从图中可以看出,降低 EE 舱内电子设备散热之后,EE 舱空气和集中质量的温度变化趋势和 2.3 节一致,但是通风系统失效后 2h 内 EE 舱空气温度为 68.8℃,未超过 70℃。

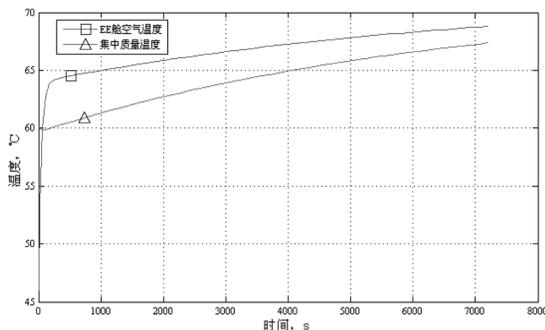


图 2 降低电子设备散热时 EE 舱空气温度和集中质量温度

### 3.2 利用飞机内外压差排气冷却备份

飞行中飞机内外存在压差,可在 EE 舱排气管 (下转第 92 页)

参考文献:

[1] 王立新. 适航性条例、飞行品质、规范和设计准则[J]. 飞行力学, 2000, 6: 1-4.  
[2] 陆中, 等. 民用飞机适航符合性验证方法与程序研究[J]. 航空标准化与质量, 2007, 4: 6-9.  
[3] 钟强. NASA、FAA 携手进行航空航天领域合作[J]. 国际航空, 1998, 12: 19.  
[4] J. Marwitz. A forecast and verification experiment for super-cooled large drops (SLD) [R]. AIAA96-0931.  
[5] R. J. Shaw etc. The NASA aircraft icing research program [R]. N88-15803.  
[6] J. J. Reinmann. NASA's aircraft icing technology program [R]. N91-20120.  
[7] E. Kreeger. Overview of icing research at NASA Glenn [R]. N20130011558.  
[8] T. H. Bond. Overview of SLD engineering tools development

[R]. AIAA2003-386.  
[9] T. P. Ratvasky. NASA/FAA tailplane icing program overview [R]. AIAA-99-0370.  
[10] 王春生, 刘友丹. 美国和欧洲适航当局民用运输机“潜在适航审查项目”介绍[J]. 航空标准化与质量, 2006, 1: 50-53.  
[11] Jose. A. R. . Contributions of Transonic Dynamics Tunnel testing to airplane flutter clearance [R]. AIAA 2000-1768.  
[12] 杨新滢. 尾流对飞行影响的研究 [J]. 空中交通管理, 2003, 1: 25-28.  
[13] E. Bechhoefer. Aging aircraft 2005 [C]//The 8th joint NASA/FAA/DoD conference on aging aircraft.  
[14] 中国民用航空局. CCAR25-R4 中国民用航空规章第25部: 运输机类飞机适航标准 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.  
[15] FAA. FAR25-airworthiness standards; transport category airplanes [S]. US: Federal Aviation Agency, 2008. 7.

(上接第 62 页)

路上引出支管连通机外, 利用内外压差抽吸 EE 舱内热空气排出机外, 此时客舱地板下空气通过 EE 舱围护结构间隙进入 EE 舱, 进入的空气温度设为 30℃。若其它计算输入与 2.2 节一致, 排气流量为 180kg/h, 计算得到的 EE 舱空气温度和集中质量温度结果如图 3 所示。从图中可看出, 当利用飞机内外压差排气备份之后, EE 舱空气和集中质量的温度变化趋势与 2.3 节一致, 但是通风系统失效后 2h 内 EE 舱空气温度为 66.6℃, 未超过 70℃。采用飞机内外压差排气冷却备份时, 需要考虑对座舱压力调节系统的影响。

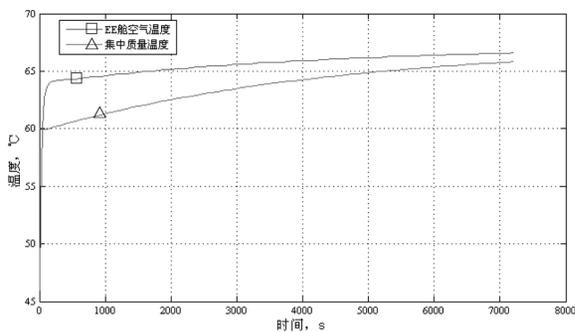


图 3 利用飞机内外压差排气时 EE 舱空气温度和集中质量温度

### 3.3 降低绝热层的导热热阻

在可以预见的状态下, EE 舱都是通过维护结构向外散热, 基于传热考虑可采用低导热热阻的绝热层, 增强 EE 舱的散热。若其它计算输入与 2.2 节一致, 将绝热层厚度降低为 2.2 节的 1/5, 计算得到的 EE 舱空气温度和集中质量温度结果如图 4 所示。由图 4 可看出, 通风系统失效后 2h 内 EE 舱空气最高温度为 67.53℃。降低绝热层的导热热阻需

评估对舱内噪声的影响和防止绝热层内表面结露。

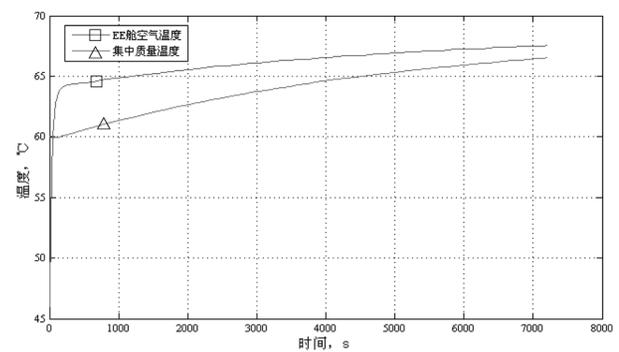


图 4 降低绝热层厚度时 EE 舱空气温度和集中质量温度

## 4 结论

本文根据热力学和传热学理论, 建立了 EE 舱传热和温度计算模型, 计算了通风系统失效后 EE 舱空气温度。提出了 EE 舱通风失效后, 可采取如下设计或者操作措施来控制 EE 舱温度的上升:

- (1) 关断部分不影响飞行安全的电子设备, 降低 EE 舱电子设备总散热;
- (2) 利用飞机内外压差排气作为备份, 抽吸 EE 舱内热空气排出机外;
- (3) 降低 EE 舱绝热层导热热阻。

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] 《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.  
[3] 杨世铭. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.