

基于空气绝热的飞机空气导管绝热设计

施红^{1,2}, 蒋彦龙², 蔡玉飞², 彭莹², 王合旭²

(1. 江苏科技大学 能源与动力工程学院, 江苏 镇江 212003;

2. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 在分析现有飞机泄漏探测系统性能的基础上,提出了一种基于多层绝热的飞机空气导管泄漏探测结构. 推导了该种多层绝热的工程计算方法,并对不同管径的导管进行了绝热层设计计算. 其次,为了验证该计算方法的准确性,搭建了高温压力管道空气绝热试验平台,获得了不同温度下空气绝热层的外表面温度. 同时,采用数值分析方法进一步考察了导流洞数量及导流洞直径对绝热设计计算的影响. 最后,根据导流洞对绝热设计的影响进行了结构优化. 研究表明:该结构与传统的泄漏探测系统相比具有对泄漏的高温气流具有快速导流作用,保证泄漏探测系统能及时探测到泄漏信号并作出报警响应;绝热层外表面温度的计算值比试验值偏大,最大误差为23.08%. 随着导流洞孔径和个数的增加,绝热层外表面的平均温度减少,并且导流洞个数的增加对绝热层外表面温度的影响较大. 该研究结果为飞机空气导管的国产化提供参考依据.

关 键 词: 绝热设计; 泄漏探测系统; 空气导管; 空气绝热; 导流洞

中图分类号: V229.5

文献标志码: A

Insulation design of aircraft pneumatic duct system based on air insulation

SHI Hong^{1,2}, JIANG Yan-long², CAI Yu-fei²,

PENG Yin², WANG He-xu²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang Jiangsu 212003, China;

2. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the study of the performance of existing duct leakage detection system of commercial aircraft, an improved leakage detection system based on multilayer insulation design method was proposed. Also, the calculation method of multilayer insulation design was derived with engineering calculation method and the calculation of the insulation with different diameters was conducted. Meanwhile, in order to testify the accuracy of the method, the leakage detection experiment platform was built, and the outside surface temperature of air insulation in different air temperatures was obtained. Also, the influences of the number and the diameter of the diversion channel on the insulation calculation were investigated by numerical simulation. Finally, an optimized structure of the air detection system was proposed. The results show that the improved leakage detection system with quick diversion performance is superior to the traditional leakage detection system since the leakage signal can be detected in time and the alarm system can react quickly. Besides, the outside

surface temperature of the insulation is averagely 23.08 percent larger than that of test, and decreases with the diameter and the number of the diversion channel. Also, as the number of the diversion channel increases, the influence of the diversion channel is more remarkable. This work could be helpful to domestic design of China's civil-aircraft ducting system.

Key words: insulation design; leakage detection system; pneumatic duct; air insulation; diversion channel

飞机空气导管系统作为飞机的生命线,是飞机空气管理系统的重要组成部分,其主要作用是向座舱、飞机防冰及发动机起动等提供气源,同时也为燃油箱、液压系统、饮用水系统增压^[1].它穿过机翼、发动机吊挂、机身等多个区域,其安全性和可靠性不仅影响飞机空气管理系统功能的实现,也会给周围其他系统带来安全隐患,故此空气导管设计成为飞机空气管理系统设计的关键技术之一^[2-5].飞机空气导管的绝热设计是飞机空气导管安全性设计的基本内容,其设计不仅跟导管周围设备的工作温度有关,同时也受其他系统诸如导管泄漏系统等结构设计的影响.目前飞机常用的绝热方式主要是固体材料绝热,其绝热效果较好,然而现有的飞机泄漏探测系统还存在对小泄漏量响应慢、泄漏定位能力不强等情况^[6-9],据此本文提出了基于空气层和固体层复合绝热的飞机空气导管绝热方式,该结构与传统的高温管路绝热层相比减轻了原有管道绝热层质量;而且空气绝热层对泄漏的高温气流具有导流作用,快速引向探测线,保证泄漏探测系统能及时探测到泄漏信号并作出报警响应.在分析上述新型绝热结构的基础上,本文推导了飞机空气导管多层绝热设计的计算方法,同时搭建了空气层绝热试验台,对上述计算方法进行了试验验证,并考察了导流洞参数对工程计算的影响.该研究结果为飞机空气导管的泄漏探测技术提供了有力的技术参考.

1 改进的飞机空气导管的绝热方式

1.1 飞机空气导管泄漏探测系统

图 1 为现有某型飞机的空气导管泄漏探测系统布置图.

如图 1 所示,飞机引气泄漏探测传感元件(探测线)的布置是沿着飞机热空气管道,安装在发动机、辅助动力装置、后设备舱、机身、机翼等地方.引气泄漏探测传感元件的作用是当飞机引气管路发生泄漏的时候,传感元件给计算机一个信号,通过显示系统,警告机组人员对相应的管路系统做

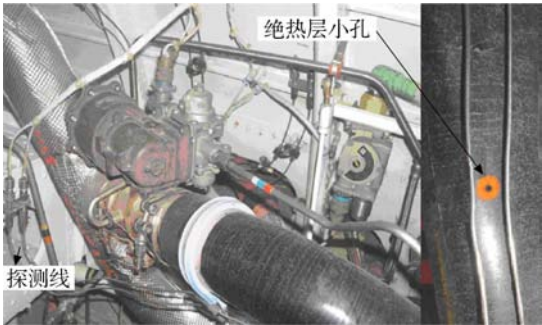


图 1 某型飞机的空气导管泄漏探测系统布置图
Fig.1 Schematic of the leakage detection system of a certain aircraft pneumatic duct system

出隔离,或者采取相应的措施,保证飞机引气管道附近的设备不被泄漏的热空气损坏.引气管道是合金组成的金属管道,金属管道外层包裹着一层绝缘保护材料,绝缘保护材料的管壁上,每隔一段距离有一个导流孔,当引气管道发生泄漏的时候,泄漏的热空气就从导流孔流出,流向飞机引气泄漏探测传感元件.为了防止系统的误报警,飞机的引气泄漏探测传感元件采用双环路平行安装,传感元件的走向沿着热空气管道,被带绝缘扣的卡子固定在管道表面,位置正对着小孔,一旦发生引气泄漏,热空气从小孔中吹出,传感元件探测到高温,传输信号给引气泄漏控制计算机,计算机通过数据处理报告给引气泄漏警告系统,此时,飞行员要做出相应的判断与处置措施^[10-16].

然而,飞机上服役的高温空气导管泄漏监测系统存在以下问题:①误报警率高,现有的探测系统布置在整个管道系统的上方,同时在管道绝热层上设置了导流洞,当飞机发生振动或管道发生位移变形时,探测线位置易靠近导流洞而发生误报警;②小泄漏量下的识别能力差,当系统产生小泄漏量时,由于泄漏气流在流动过程中的能量衰减较快,因此现有的探测系统对小流量泄漏的捕捉能力较差,尽管小泄漏对下游子系统的性能或者周围环境的影响较小,但是若是该小泄漏是由管道裂纹或破裂引起,那么可能在飞行过程中由于飞行工况的改变而瞬间引起较为严重的安全事

故;③系统响应时间慢,空气导管的管路泄漏探测系统是现代飞机火警探测系统的重要组成部分,根据 FAA(美国联邦航空管理局)的条例规定,货舱内火警,过热探测系统必须在较短的时间内向机组成员发出报警,然而现有的探测系统布置在导管上方 2.54~5 cm(1~2 in)的距离,并且泄漏气流在传递过程中能量衰减较大,探测系统只有在被泄漏气流加热一段时间后才会进行响应。

因此基于上述情况,本文提出了一种新型的绝热结构以改进飞机空气导管探测系统性能。

1.2 空气导管探测系统的改进

图 2 为改进的飞机空气导管探测系统图。

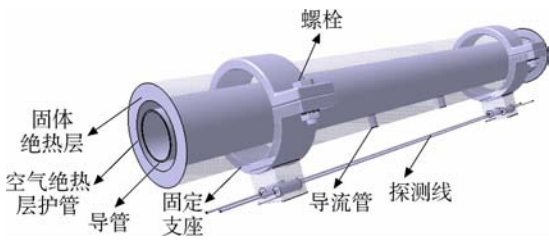


图 2 改进的飞机空气导管探测系统示意图

Fig. 2 Improved leakage detection system of the aircraft pneumatic duct system

如图 2 所示,与原有的探测系统相比,现有的探测系统在固体绝热层的内侧增加了空气绝热层。该设计不仅给泄露探测增加了有利的气流通道同时也具有一定的绝热效果,能减少固体绝热层的厚度即在取得相同的保温效果下该方式能减少相应的飞机质量,同时具有一定的防火作用。导流洞置于空气导管的下方,能减少自然对流引起的误报警。当然在空气绝热满足设计要求的情况下可采用单纯的空气绝热。

上述结构给泄漏探测系统带来有利影响的同时使得原有的结构复杂化,从而使得空气导管的绝热设计计算更加复杂。其主要体现在两个方面:①空气层中的传热现象主要有自然对流和辐射换热,相对于单一的固体导热要复杂。②改进的飞机空气导管泄漏探测系统其绝热方式为复合绝热并且与传统的复合绝热相区别的是其绝热层上布置有一定数量的导流洞。

2 飞机空气导管的绝热设计计算

改进的飞机空气导管绝热方式主要为空气层和固体层复合绝热,对于空气绝热层的设计计算一般可采用工程计算方法。飞机空气导管的绝热

方式主要为空气层和固体层混合绝热,空气层的作用不仅在于减少绝热层的质量,减少火灾的风险,同时对提高泄漏探测系统的效率具有显著的意义。空气层的传热过程与固体材料层的传热机制不同,固体材料层内是以导热方式传递热量,而在空气层中,主要以对流和辐射耦合的方式进行热交换。图 3 为多层绝热设计的布置图。

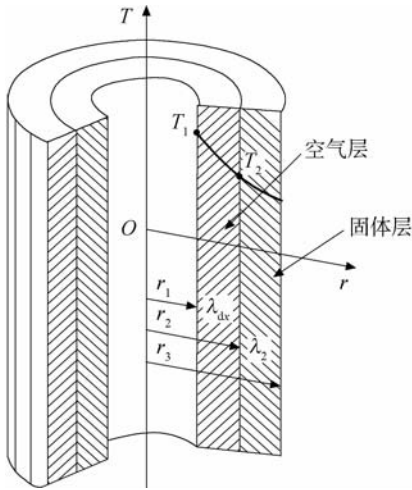


图 3 多层绝热设计布置图

Fig. 3 Layout of multilayer insulation design

如图 3 所示,管道外第 1 层为空气层绝热,第 2 次层固体绝热层。绝热层厚度设计方法主要有最大允许热损失法和表面温度法。而对于空气导管来说,RTCA-DO-160 规定绝热层外表面的温度不能超过 204℃,同时 FAA 规定飞机火警系统报警温度为 124℃,因此本文采用的为最大表面温度法,并基于安全性考虑最大外表面温度设计值为 124℃。

2.1 空气层热阻公式推导

如图 2 所示,空气层是导管和导管护管两层不同直径的同心管形成的环形空间。导管的外径为 d_1 ,外表面温度为 t_1 ,表面发射率为 ϵ_1 ;空气绝热层护管的外径为 d_2 ,外表面温度为 t_2 。空气层当量导热系数反映空气层中空气的对流和辐射两种换热方式的综合换热特性,稳态条件下其表达式如下:

$$\lambda_{dx} = \epsilon_k \lambda_a + \alpha_f \tag{1}$$

式中 λ_{dx} 为空气层当量导热系数, λ_a 为空气层的导热系数, ϵ_k 为空气自然对流的附加系数, α_f 为折算辐射传热系数。

1) 空气层导热系数 λ_a

导热系数随着空气本身的温度变化而变化,

通常在热工计算时采用以夹层内部定性温度值来确定夹层空气的导热系数. 这一定性温度一般取两界面的平均温度.

$$t_m = \frac{t_1 + t_2}{2}$$

(2)

2) 自然对流的附加系数 ϵ_k

空气层对流换热计算相当复杂,俄罗斯学者提出了可用普朗特准则数 Pr 和格拉晓夫数 Gr 为自变量构造函数以修正导热项来计算对流换热量的方法. 构造修正函数 $\epsilon_k = f(Gr, Pr)$, $\epsilon_k \lambda$ 为空气层对流换热的当量导热系数

$$Pr = \frac{\nu}{a}$$

(3)

$$Gr = \frac{gl^3 \beta \Delta t}{\nu^3}$$

(4)

$$GrPr = \frac{g\beta}{\nu a} \cdot \Delta t \cdot l^3$$

(5)

式中 ν 为运动黏度, a 为热扩散率, β 为容积膨胀系数, Δt 为温差, l 为特征长度, $l = (d_1 + d_2)/2$.

根据准则关系式 $GrPrL^3$ 的值所在的范围,针对如图 2 所示的横向布置的水平空气导管空气对流换热的附加系数 ϵ_k 使用以下关系式^[17-18].

当 $10^4 < GrPrL^3 < 10^7$ 时

$$\epsilon_k = 0.062(GrPrL^3)^{1/3}$$

(6)

当 $10^7 < GrPrL^3 < 10^{10}$ 时

$$\epsilon_k = 0.22(GrPrL^3)^{1/4}$$

(7)

当 $GrPrL^3 < 10^4$ 时

$$\epsilon_k \approx 1$$

(8)

式中 L 为计算的空间定形尺寸.

$$L = \frac{\pi d_1/2 + \delta}{d_1 + \delta}$$

(9)

式中 δ 为空气层的间隙宽度.

3) 折算辐射传热系数 α_f

环形空间内的辐射换热可采用无限长同心圆筒壁面的辐射换热公式,导管外表面和护管内表面认为漫射表面,则 α_f 表示为

$$\alpha_f = \frac{\sigma A_1 (t_1^4 - t_2^4)}{1/\epsilon_1 + (A_1/A_2)(1/\epsilon_2 - 1)} \frac{\ln\left(\frac{d_2}{d_1}\right)}{2\pi(t_1 - t_2)}$$

(10)

式中 σ 为斯忒藩-波耳兹曼常量, A_1 为导管外表面面积, A_2 为护管内表面面积, ϵ_1 为导管的表面黑度,取值为 0.09, ϵ_2 为护管内表面的黑度,取值为 0.09.

2.2 空气层厚度确定

空气层绝热层护管直径的选取主要取决于探

测系统对空气层厚度的需要. 一般在飞机管道设计中,管道尺寸的选取均采用标准化管径,同时为了避免绝热层整体尺寸过大,护管选用比管道内径大 2.54 cm(1 in)的管径即空气层厚度为 12.7 mm.

2.3 绝热层厚度计算

飞机空气导管绝热层最外层包含两个传热现象:绝热层外表面与环境的对流换热以及绝热层外表面与舱体内壁的辐射换热(舱体内壁面积远大于绝热层外表面的面积). 因此,根据能量守恒定理可知

$$\frac{2\pi l_z(t_1 - t_3)}{\ln(d_2/d_1)/\lambda_{dx} + \ln(d_3/d_2)/\lambda_2} =$$

$$h\pi d_3 l_z(t_3 - t_{out}) + \pi d_3 l_z \epsilon \sigma (t_3^4 - t_{wall}^4)$$

(11)

式中 d_1 为管道外径; d_2 为空气层的外径; d_3 为固体绝热层外径; t_1 为导管温度; t_2 为空气层外表面温度; t_3 为固体绝热层外表面温度; t_{out} 为绝热层外周围空气温度; h 为绝热层外表面向周围环境的放热系数,根据文献[17],本文在设计时 h 取值为 $8.414 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{C})$; l_z 为管道长度; ϵ 为绝热层外表面的吸收率,一般绝热层外表面会涂有防辐射涂层,本文的取值为 0.1; t_{wall} 为货舱内壁面的温度.

2.4 计算流程与结果

固体绝热层材料选用的是 Johns Manville 公司生产的航空管道绝热材料,密度为 $9.6 \text{ kg}/\text{m}^3$,导热系数为 $0.036 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C})$,则绝热层的设计参数如下表 1 所示. 绝热层设计计算流程图如图 4.

表 1 绝热层设计参数
Table 1 Design parameters of insulation

参数	数值
$t_1/^\circ\text{C}$	260
$t_3/^\circ\text{C}$	124
$t_{out}/^\circ\text{C}$	80
$t_{wall}/^\circ\text{C}$	80
$\lambda_2/(\text{W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C}))$	0.036
$h/(\text{W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C}))$	8.414

如图 5 为不同空气绝热层厚度下随管径变化的固体绝热层厚度.

如图 5 所示,固体绝热层的厚度随着管径的增加而增加,同时随着空气绝热层厚度的增加而

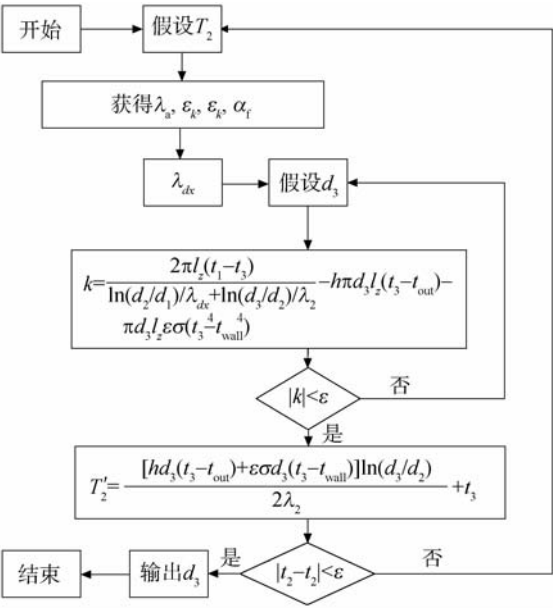


图 4 绝热层设计计算流程图

Fig. 4 Calculation flow chart of insulation design

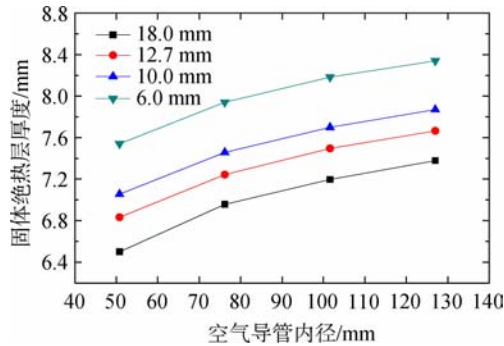


图 5 不同空气绝热层厚度下随管径变化的固体绝热层厚度曲线

Fig. 5 Thickness of solid insulation varied with the diameter of the duct in different thickness of air insulation

减少。且不同管径下，空气绝热层厚度从 6.0 mm 变化到 18.0 mm 过程中，其固体绝热层厚度的减少幅度几乎一致。

3 试验验证

3.1 试验台的搭建

由上述绝热层设计计算可知，对于空气层的热阻计算主要采用了工程计算方法，同时本文搭建了试验平台对此计算进一步进行分析论证。管道泄漏探测试验台由 6 个部分组成：空压机、加热器、试验主管道、空气绝热层、数据监控系统、阀门。试验台连接示意图如图 6 所示。

如图 6 所示，从大型空压机中引入压力空气，经过加热炉被加热成高温压力空气，送入试验主管道中，管内气体的压力通过调节试验主管道后的阀门开度来控制，管内气体温度通过加热炉控制柜来控制。图 7 为试验台装置布置图，试验中，空气绝热层的护管上布置一定数量的导流孔用以泄漏探测的需要，导流孔 4 个，直径为 12.7 mm，如图 8 所示。

如图 7 所示，试验主管道的总长为 2.5 m，直径为 50.8 mm；绝热层的护管总长为 1.5 m，直径为 76.2 mm，空气绝热层两侧岩棉和 704 胶混合进行密封(密封处称为空气绝热层挡板)。

试验步骤如下：

1) 布置贴片式温度传感器于空气绝热层的外表面偏离导流洞的地方，如图 8 所示的 A-A 和 B-B 剖面处。绝热层外表面的平均温度为 8 个测点(如图 8 所示在剖面 1, 2, 3, 4 测点)的平均值。打开引气阀门，使其流量达到 250 kg/h；打开加热炉，控制管内温度为 155℃，调节试验主管道上的阀门，使管内静压达到 0.3 MPa；

2) 测量空气绝热层外表面的温度，通过多次测量取平均值；

3) 通过加热炉控制柜的设置，调节管内温度分别为 173, 201, 222℃，待空气绝热层外表面温度稳定后，记录空气绝热层外表面的温度；

4) 关闭加热炉，待管内气流稳定到环境温度

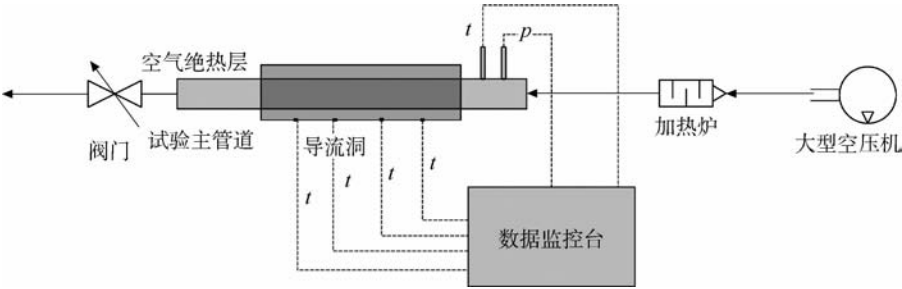


图 6 试验台连接示意图

Fig. 6 Connection schematic of experiment platform

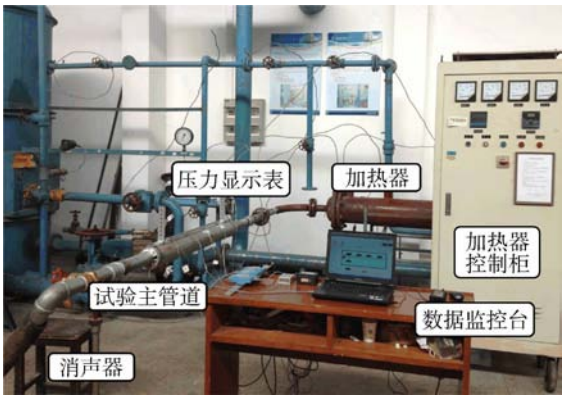


图 7 试验台装置布置图
Fig. 7 Layout of experiment platform

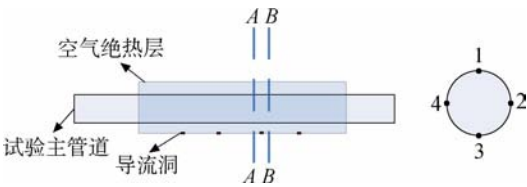


图 8 试验台温度测点布置图
Fig. 8 Temperature measuring point location of experiment platform

(试验的环境温度为 34℃)时,关闭引气阀门。

3.2 试验结果

对于试验过程同时还采用了上述的工程计算方法获得了空气层护管外表面的温度. 其中,护管的辐射吸收率取值为 0.3,房间内表面温度为 34℃.

则对空气绝热层的外表面温度 T_2 的设计计算结果与试验结果对比如下:

由图 9 可知,绝热层外表面温度的计算值比

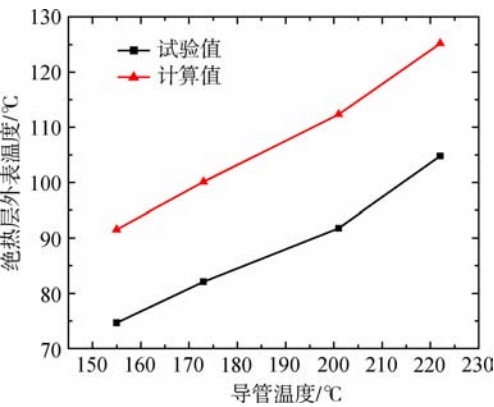


图 9 绝热层外表面温度随着导管温度的变化
Fig. 9 Outside surface temperature of the insulation varied with the temperature of duct

试验值偏大,最大误差在 23.08%。造成该计算误差的原因主要有:①计算中假设管道无限长,而试验测量中的绝热层长度和导管内径的比值为 20,两者模型有一定的差距;②在工程计算中导管的发射率并非管道实际的发射率;③计算模型跟试验模型的区别还在于试验模型存在导流孔,改变了空气绝热层内的气流温度分布情况. ④工程计算中空气层换热计算方法引起的计算误差。

4 影响因素分析

由上述分析可知,导流洞的设置对空气绝热层的绝热效果具有一定的影响. 因此,本文进一步考察了在单纯空气绝热情况下导流洞的孔径与导流洞的数量对空气绝热层绝热效果的影响. 由于在导流洞参数变化过程中,绝热层平均温度值受测点的位置影响较大,为了定量的分析导流洞对绝热层设计的影响,本文主要采用数值仿真的方法。

4.1 物理模型

物理模型包括空气导管、空气绝热层护管、护管上的导流孔以及管道周围空气,如图 10 所示。

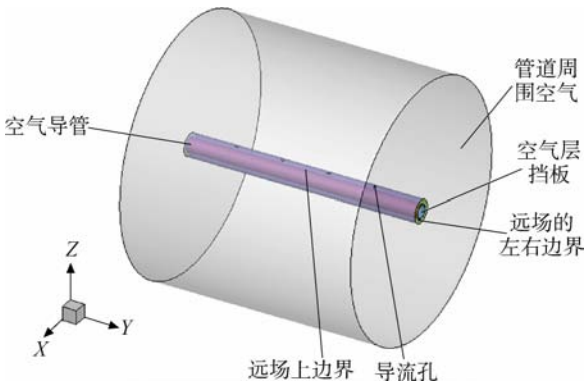


图 10 空气层绝热层数值模拟的物理模型
Fig. 10 Physical model of the air insulation in simulation

如图 10 所示,空气导管的直径为 50.8 mm,护管直径为 76.2 mm. 采用的边界条件为:温度为 155℃ (428 K),环境温度为 37℃ (310 K),远场为压力边界,空气层挡板的边界为周期性边界。

值得指出的是,上述试验主要是为了论证绝热计算方法的正确性而未设置固体绝热层,所以就不存在图 2 所示的导流管,因此为了保持一致性,在数值模拟中未考虑导流管的存在。

4.2 网格划分

基于 ANSYS ICEM 先进的网格软件平台,

采用结构化网格技术对导流孔周围以及导管壁面网格进行了划分和加密,物理模型的网格划分如图 11 所示.

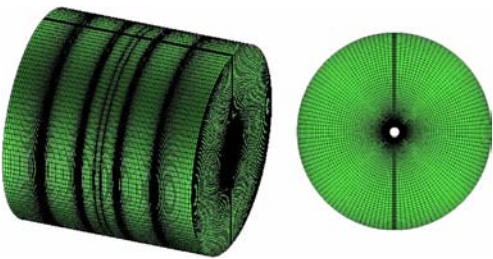


图 11 模型网格图
Fig. 11 Grid of the model

同时,对上述网格进行独立性验证,本文对 4 个导流洞的工况最后采用的网格数量为 1326956.

4.3 结果分析

数值仿真主要采用 FLUENT 软件,上述物理问题中的主要传热现象有:空气层护管与导管的辐射换热以及空气绝热层中的自然对流.辐射模型采用“surface to surface”模型,自然对流为瞬态计算,并且采用 QUICK(quadratic upwind interpolation of convective kinematics)离散格式,压力速度耦合采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)算法.

图 12 为导流洞数量为 2 个时空气绝热层外表面温度随着导流孔的直径变化情况.图 13 为导流孔孔径为 10 mm 时空气绝热层外表面温度随着导流孔数量的变化情况.

如图 12 所示,随着导流洞孔径的增加,绝热层外表面的平均温度 t_2 减少.如图 13 所示,随着

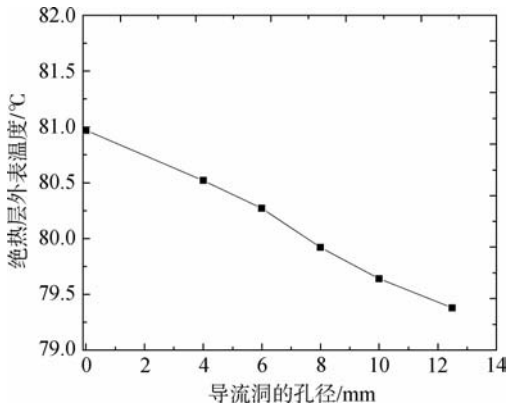


图 12 绝热层外表面温度随着导流洞孔径的变化
Fig. 12 Outside surface temperature of the insulation varied with the diameter of diversion channel

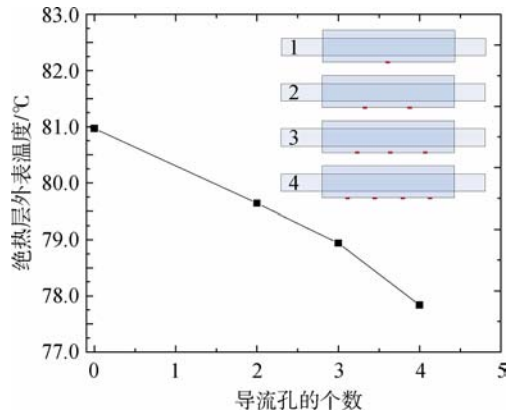


图 13 绝热层外表面温度随着导流洞数量的变化
Fig. 13 Outside surface temperature of the insulation varied with the number of diversion channel

导流洞个数的增加,绝热层外表面的平均温度 t_2 减少.产生上述现象的主要原因是导流洞的设置使得导流洞外的冷空气进入到空气绝热层中,影响了导流洞附近的温度分布,如图 14 所示.同时导流洞的孔径对绝热层外表面的平均温度影响相对较小,而在同一长度的导管上增加导流洞的数量对平均温度的影响相对较大.

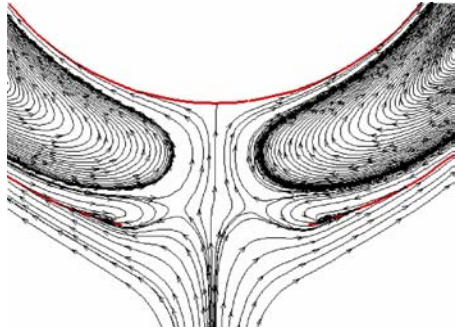


图 14 导流洞附近的流线图
Fig. 14 Streamline around the diversion hole

为了进一步的阐述导流洞的参数对绝热层平均温度的影响机理,将导流孔数量为 2 个时称为工况 1(导流洞孔径 18 mm),将不设置导流洞时称为工况 2.

图 15 为工况 1 下导流洞所在的垂直平面 C-C 的温度分布图.图 16 为工况 1 下导流洞附近的温度分布图.

图 17 为工况 2 下如工况 1 中导流洞所在位置的垂直平面 D-D 的温度分布图.图 18 为工况 2 下如工况 1 中导流洞所在位置附近的温度分布图,即图 10 中沿着 Z 轴向下的俯视图.

如图 15 和图 17 对比可知,导流洞的设置使得导流洞下方的冷空气进入到空气绝热层中,影

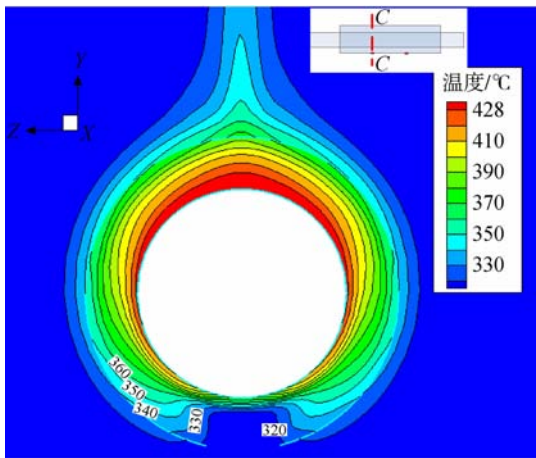


图 15 工况 1 下导流洞所在的垂直平面的温度分布图
Fig. 15 Temperature distribution in the vertical plane of the diversion hole in case 1

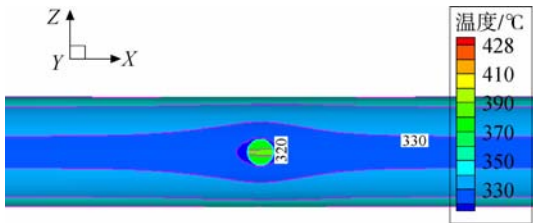


图 16 工况 1 下导流洞附近的温度分布图
Fig. 16 Temperature distribution around the diversion hole in case 1

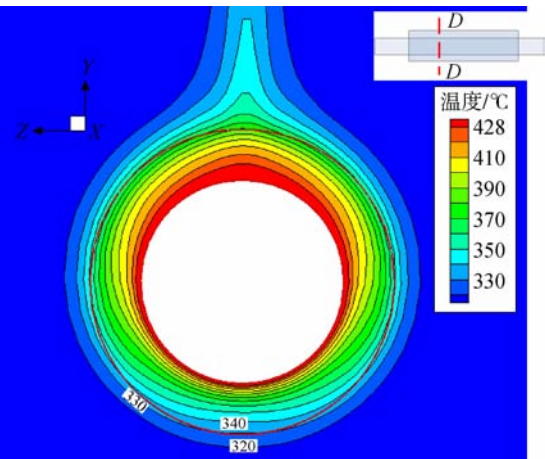


图 17 工况 2 下如工况 1 中导流洞所在的垂直平面的温度分布图
Fig. 17 Temperature distribution in the vertical plane of the diversion hole as in case 1 in case 2

响了导流洞附近空气绝热层的温度分布. 如图 16 和图 18 对比可知,导流洞的影响区域主要是导流洞附近以及整个空气绝热层护管的底部,其对护

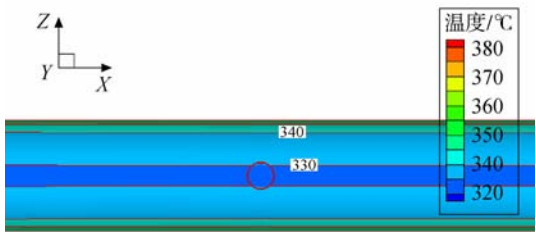


图 18 工况 2 下如工况 1 中导流洞所在位置附近的温度分布图
Fig. 18 Temperature distribution around the diversion hole as in case 1 in case 2

管上部的温度分布影响相对较小. 然而由于导流洞的面积相对于整个管道的面积较少,因此导流洞孔径的变化对空气绝热层外表面的影响相对较小. 而导流洞数量的增加较大幅度的改变了导流洞下方进入空气层中的冷空气量及流场的改变,因此导流洞数量的增加会对空气绝热层外表面产生一定程度的影响. 所以当仅采用空气绝热时,由于泄漏探测系统的需要而设置导流洞时因考虑其对绝热性能的影响. 同时,在飞机空气导管的绝热设计计算时,若采用本文中的工程计算方法时,导流洞的设置对其影响不可忽视. 值得指出的是,当采用空气、固体材料复合绝热时,由于存在如图 2 所示的导流管,因此上述导流洞的影响会有所减弱.

5 优化的空气导管探测系统

为了减少导流洞对绝热设计的影响,本文对空气导管探测系统进行优化.
图 19 为优化的飞机空气导管探测系统图.

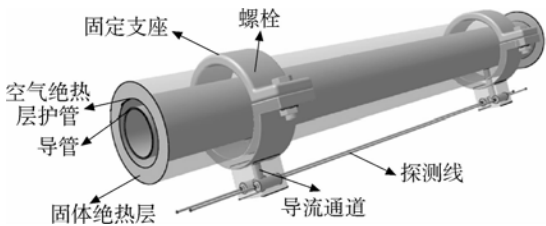


图 19 优化的的飞机空气导管探测系统示意图
Fig. 19 Optimized leakage detection system of the aircraft pneumatic duct system

该设计能将管道泄漏的气体直接导流到热敏探测线上,增强的系统的响应能力,并减少泄漏气流卷吸周围空气而产生的压力和温度损失.

6 结 论

本文针对现有的飞机空气导管泄漏探测系统

的缺陷,提出了一种新型的绝热结构以改进飞机空气导管探测系统性能.其次,推导了该种多层绝热的工程计算方法,并对不同管径的导管进行了绝热层设计计算.同时,为了验证该计算方法的准确性,论文搭建了高温压力管道空气绝热试验平台,获得了不同温度下空气绝热层的外表面温度.同时,本文采用了数值分析方法进一步对导流洞参数对空气绝热层外表面温度的影响进行定性和定量的分析.最后,根据导流洞对绝热设计的影响,本文对改进的泄漏探测系统进行了优化设计.研究表明:①采用文中的工程计算方法时,绝热层外表面温度的计算值比试验值偏大,最大误差在 23.08%.②随着导流洞孔径的增加,绝热层外表面的平均温度减少.③随着导流洞个数的增加,绝热层外表面的平均温度减少,并且导流洞数量的设置对绝热层外表面温度的影响较大.④优化后的泄漏探测系统,能避免导流洞对绝热设计的影响,同时直接将泄漏的热气流导流到探测线上,能有效的减少探测响应时间.该研究结果对飞机空气导管的国产化提供参考依据.

参考文献:

[1] 程立嘉,程晓忠,左彦声.大型客机空气管理系统现状与发展趋势[J].航空科学技术,2008(3):7-8.
CHENG Lijia,CHENG Xiaozhong,ZUO Yansheng. Status and tendency of large aircraft's air management system [J]. Aeronautical Science and Technology, 2008(3): 7-8. (in Chinese)

[2] Baptista C A R P,Barboza M J R,Adib A M L,et al. High temperature cyclic pressurization of titanium ducts for use in aircraft pneumatic systems[J]. Materials & Design, 2009,30(5):1503-1510.

[3] Adib A M L,Baptista C A R P,Barboza M J R,et al. Aircraft engine bleed system tubes:material and failure mode analysis[J]. Engineering Failure Analysis, 2007, 14(8): 1605-1617.

[4] Barter S A. Examination of aircraft bleed-air duct corrosion [J]. Praktische Metallographie,1993,30(3):146-154.

[5] Lynch S P,Hole B,Pasang T. Failures of welded titanium aircraft ducts [J]. Engineering Failure Analysis, 1995, 2(4):257-273.

[6] 于艳红.飞机过热探测环路故障定位方法研究[D].天津:天津民航学院,2004.
YU Yanhong. Research on fault location of aircraft over-heat detection loops[D]. Tianjin:Civil Aviation University of China,2004. (in Chinese)

[7] 赵海志.飞机引气泄漏探测传感元件的故障定位研究[D].西安:西安电子科技大学,2012.
ZHAO Haizhi. Research on fault location of aircraft bleed air leak detection sensing elements[D]. Xi'an:Xidian University,2012. (in Chinese)

[8] 李丽.民用发动机短舱火警探测器温度特性地面试验研究[J].航空科学技术,2012(3):34-36.
LI Li. Ground experimental study on fire detector temperature performance of engine nacelle[J]. Aeronautics Science & Technology,2012(3):34-36. (in Chinese)

[9] Brake D E,Stearns S V,Ronsky N D. Enhanced pipeline leak detection using airborne differential absorption LIDAR[C]// Proceedings of the 7th International Pipeline Conference IPC2008-64650. Calgary, Alberta, Canada: IPC,2008:941-948.

[10] 蒋彦龙,潘家辰,王合旭,等.管道过热位置探测系统及方法:中国,201310181552.2[P].2013-05-16.

[11] 蒋彦龙,施红,王瑜,等.飞机高温高压导管中高温气体泄漏探测系统及方法:中国,201110027440.2[P].2011-08-24.

[12] 蒋彦龙,王合旭,潘家辰,等.可恢复式空气导管路泄漏探测装置及方法:中国,201310218421.7[P].2013-08-28.

[13] 施红.飞机高温压力空气管道泄漏探测系统:中国,201410024259.X[P].2014-05-07.

[14] Sivaiah A. Innovative bracket design concepts for the installation of aircraft systems [J]. Journal of Aerospace Technology and Management,2012,4(3):289-295.

[15] SHI Xudong,ZHENG Jianzhong,JING Tao,et al. Design of aircraft cable intelligent fault diagnosis and location system based on time domain reflection[C]// Proceedings of 2010 8th World Congress on Intelligent Control and Automation. Jinan:IEEE,2010:5856-5860.

[16] 潘家辰,蒋彦龙,施红,等.高温压力管道过热探测与试验研究[J].南京航空航天大学学报,2014,46(4):618-624.
PAN Jiachen,JIANG Yanlong,SHI Hong,et al. Over heat detection for high temperature and pneumatic duct and its experimental analysis[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(4): 618-624. (in Chinese)

[17] 那威.真空复合保温管道的传热特性及地下管道的热力分析[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2007.
NA Wei. Thermal properties of preinsulated pipeline with vacuum layer and thermal analysis of buried pipeline[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)

[18] 张礼贵.管线绝热层厚度计算方法集粹[J].石油化工设计,2004,21(1):30-34.
ZHANG Ligui. Calculation methods of thermal insulation layer thickness[J]. Petrochemical Design,2004,21(1):30-34. (in Chinese)

(编辑:秦理曼)