

# 飞机空气导管泄漏特性的试验研究及数值模拟

王合旭 蒋彦龙 施 红 韩建军

南京航空航天大学,南京,210016

**摘要:**在研究国内外现有空气导管泄漏探测系统的基础上,搭建了管道泄漏探测试验台,并结合 FLUENT 三维泄漏流场的数值模拟,研究了不同导流洞大小、绝热层厚度及泄漏位置情况对泄漏探测性能的影响。试验结果与 FLUENT 计算结果表明:绝热层导流洞孔径及绝热层厚度的增大均能一定程度地增强感温线捕捉泄漏信号的效果;泄漏位置也会影响探测性能。给出了小孔泄漏流量的计算方法。研究结论可为国内飞机空气导管的相关研究工作提供参考。

**关键词:**高温压力管道;泄漏探测;试验;数值模拟

**中图分类号:**V211.3

**DOI:**10.3969/j.issn.1004-132X.2015.09.010

## Experiment and Numerical Simulation on Leakage Characteristics of Aircraft Duct

Wang Hexu Jiang Yanlong Shi Hong Han Jianjun

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016

**Abstract:**Based on the study of the duct overheat detector of commercial and domestic aircraft in existing combined with the three-dimension flow field simulation of the leakage by FLUENT, the overheat detection experimental platform was built, the influences of the deflector size, thickness of the insulation and the leakage position on the detection performance were investigated by experiments. By analyzing the test results and FLUENT results, it is found that, the increasing of the deflector size and the insulation thickness will both increase the ability to capture leaking signals; the leakage position will affect the detection performance too, at the same time, the computing method of flow rate of eye-let leak is derived. The conclusion can provide technical reference for the related work upon ducts of domestic aircraft.

**Key words:** high-temperature pressure piping; leakage detection; experiment; numerical simulation

### 0 引言

空气管理系统是飞机的重要机载系统之一,

它主要包括引气、座舱压力调节、座舱温度调节、防冰以及为满足地面环境控制要求而设计的辅助动力装置等子系统,各子系统之间通过空气导管

收稿日期:2013-12-01

[10] Albizuria J, Fernandes M H, Garitaonandia I, et al. An Active System of Reduction of Vibrations in a Centerless Grinding Machine Using Piezoelectric Actuators[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2007, 47:1607-1614.

[11] Inasaki I, Karpuschewski B, Lee H S. Grinding Chatter -Origin and Suppression[J]. CIRP Annals—Manufacturing Technology, 2001, 50(2):515-534.

[12] 邹吉才, 张飞虎. ELID 磨削砂轮表面氧化膜力学性能[J]. 纳米技术与精密工程, 2010, 8(5):447-451.

Kuai Jicai, Zhang Feihu. Mechanical Properties of Oxide Film on ELID Grinding Wheel Surface[J]. Nanotechnology and Precision Engineering, 2010, 8(5):447-451.

[13] Fathima K, Rahman M, Senthil Kumar A, et al. Modeling of Ultra-precision ELID Grinding[J].

Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2007, 129:296-302.

[14] 杨黎健, 任成祖, 靳新民. ELID 磨削砂轮表面氧化膜状态的表征[J]. 工具技术, 2011(6):40-43.

Yang Lijian, Ren Chengzu, Jin Xinmin. State Characterizing of Oxide Layer on Surface of ELID Grinding Wheel[J]. Tool Engineering, 2011(6):40-43.

(编辑 苏卫国)

**作者简介:**李秦峰,男,1987年生。首都航天机械公司总装事业部工程师。研究方向为精密制造与装配。任成祖,男,1962年生。天津大学天津市先进制造技术与装备重点实验室教授、博士研究生导师。张 斌,男,1984年生。首都航天机械公司总装事业部工程师。李德成,男,1973年生。首都航天机械公司总装事业部高级工程师。陈晓峰,男,1977年生。首都航天机械公司总装事业部高级工程师。

进行互联。因此可以说,空气导管是飞机的生命线,其安全性关系到整个空气管理系统功能的实现<sup>[1]</sup>。

在飞机空气导管正常运行过程中,由于管道的腐蚀、外力作用等因素产生的管道泄漏现象会给管道周围的结构和部件带来安全隐患,若能及时地发现并维修则能预防更大的泄漏或事故。针对可能出现的泄漏情况,世界上许多国家都开展了管道泄漏的检测和定位研究,尝试了许多新方法和新技术,取得了许多较显著的研究成果,并在工程实践中得到了一定程度的应用<sup>[2-8]</sup>。本文对管道泄漏特性进行了模拟试验及仿真计算,得出的结论可为国内相关研究工作提供参考。

## 1 飞机空气导管泄漏探测系统

### 1.1 泄漏探测系统布置

空气导管的管道泄漏探测系统已成为现代飞机火警探测系统的重要组成部分,目前的民航客机如波音 737、MD-90、A319、A320、A340 等型号的客机都有相应的空气导管泄漏探测系统,其典型布置如图 1 所示。

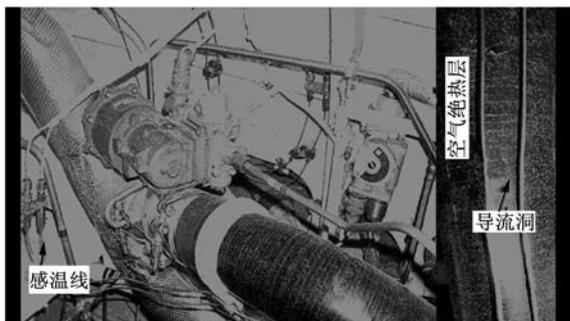


图 1 典型飞机空气导管管路泄漏探测系统

### 1.2 探测系统的工作原理及流程

探测系统的核心元件为感温器。目前飞机上用于管道泄漏探测的感温器主要是电阻式感温线,其构造如图 2 所示。

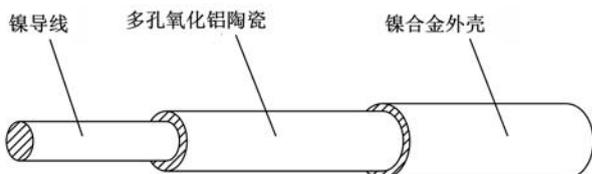


图 2 感温线构造示意图

电阻式感温线利用浸过低熔点共晶盐的电阻随温度变化的特性而工作,它包括一根内部镍导线和镍金属外壳,以及夹在中间的多孔氧化铝陶瓷。探测系统工作时,感温线合金外壳与内导线接入探测环路中,正常温度下,陶瓷电阻视为无穷大,环路断路;发生泄漏时,高温气体经绝热层上

的导流洞弥散,感应到温度变化的感温线段的内部陶瓷电阻阻值会突然下降,合金外壳与内导线接通,探测环路产生电流信号,进而监控系统会给出泄漏警报。图 3 给出了感温线工作的等效电路图。当所监控的管路系统没有泄漏时,A、B 两端由陶瓷电阻阻断;当任何一段感温线感应到泄漏高温气体时,A、B 两端的电路就会接通,监控系统会给出泄漏警报。

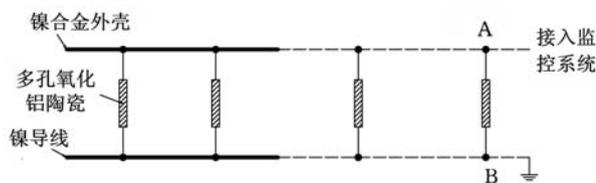


图 3 感温线工作等效电路图

### 1.3 探测系统的问题及不足

当前国内外飞机空气导管泄漏探测技术的主要问题在于探测系统的泄漏信号捕捉效果不理想,其原因是探测系统布置不合理导致泄漏发生时探测环路不能及时探测到高温并反馈报警信号。本文就该问题对探测系统进行了试验模拟及理论研究,本文所指的探测系统主要包括导流洞、空气绝热层、泄漏孔、感温线等。

## 2 泄漏探测性能试验

本文模拟空气导管的泄漏现象,搭建管道泄漏试验台来对空气导管泄漏特性进行研究,试验的目的主要是验证不同绝热层导流洞大小、绝热层厚度及泄漏位置情况对泄漏探测性能的影响,以期获得探测系统合理的布置方式以保证感温线所在的位置能准确及时地捕捉到泄漏信号。

### 2.1 试验装置与系统

试验系统主要包括空压机、电控加热炉、试验主管道、空气绝热层、管压调节阀。试验连接示意图和试验装置布置图见图 4 和图 5。如图 4 所示,试验操作时,气体经由空压机引进,通过电控加热炉加热,送入试验主管道中,通过调节试验主

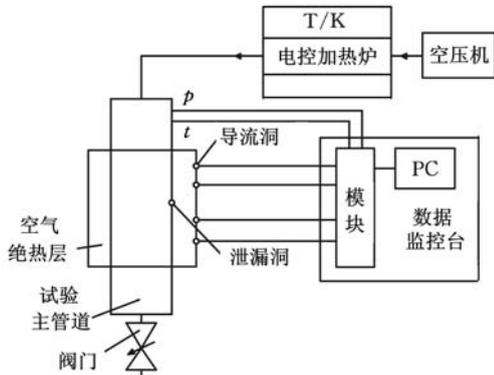


图 4 试验连接示意图

管道后阀门的开度来控制管内气体压力。试验中,试验主管道上开有小孔形式的泄漏孔,空气绝热层外的护管上有一定数量的导流洞用以进行泄漏探测。试验主管长 2.5 m,内径为 100 mm,空气绝热层厚度为 12.7 mm,绝热层的护管长 1.5 m,空气绝热层两侧通过岩棉和 704 胶混合进行密封(密封处在后文中称为挡板)。

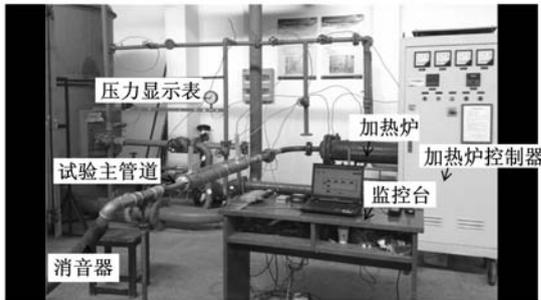


图 5 试验装置布置图

试验中除图 5 中描述的主要部件外还有试验数据采集装置、传感器等设备。

## 2.2 数据采集系统

数据采集系统包括传感器、数据采集硬件和数据采集软件三部分。传感器将采集到的信息传给数据采集模块,采集模块再与用户编好的数据采集软件建立实时通信,最后将实时的特性数据显示给用户,供用户分析。

其中,传感器选用 PT123FB 的压力传感器和 PT100 的铂电阻温度传感器;数据采集硬件选用 ADAM-4015、ADAM-4561 和 ADAM-4018+ 等系列通信模块;试验数据采集软件采用北京亚控自动化软件科技有限公司的工业自动化通用软件“组态王”,该软件具有丰富的绘图工具、庞大的图形库,且支持多媒体,支持 ODBC 数据库,满足用户对软件的二次开发要求。

## 2.3 试验过程

试验中通过在主管道上设置小孔来模拟泄漏现象,小孔开在管道长度中央部分;绝热层采用空气绝热,其外表面护管设置一定数量的导流洞,护管两端实施密封处理。考虑到现有飞机泄漏探测系统多为双环路布置<sup>[9-10]</sup>,两探测环路的间隔一般为 25.4 mm(即偏离导流洞 12.7 mm),感温线设置在管道上方 12.7~25.4 mm 的位置,因此,试验取偏移导流洞 12.7 mm 处的两个测点来考察感温线处泄漏温度的分布规律;为了做对比试验,另取导流洞正上方 3 个测点进行温度测量。两处导流洞共 10 个测点的布置示意图见图 6,其中测点 4、5、9、10 位置对应实际感温线所处位置。试验步骤如下:

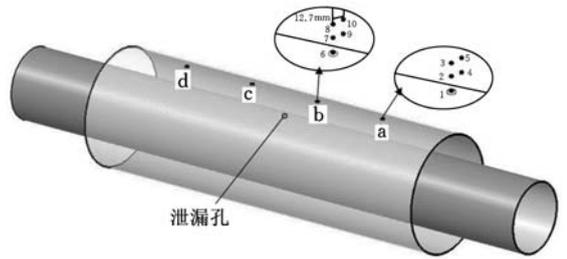


图 6 测试点布置示意图

(1)运行空压机,开启引气阀门供气,控制流量到 250 kg/h;启动电控加热炉加热气体,控制管内温度到 170℃。调节试验主管道后阀门开度,控制管内静压到 0.3 MPa。

(2)监测导流洞 a、b(测点 1~10 处)的温度,测点温度值通过多次测量取平均值获得。

(3)改变导流洞孔径的大小,记录不同孔径下导流洞 a、b(测点 1~10 处)的温度。

(4)改变绝热层护管的直径,记录不同绝热层厚度下导流洞 a、b(测点 1~10 处)的温度。

(5)改变泄漏孔与绝热层护管的相对位置,记录不同泄漏位置下导流洞 a、b(测点 1~10 处)的温度。

(6)关闭电控加热炉,待管内气体温度降至环境温度后关闭引气阀门,停止空压机运行。

## 3 泄漏探测数值模拟

### 3.1 模型结构与网格

为了更加形象深入地了解试验现象,本文对管道泄漏进行了 FLUENT 数值模拟。模型结构和网格划分如图 7 和图 8 所示,在 ICEM 软件中对泄漏孔周围、导流洞周围以及壁面处的网格进行了局部加密处理。

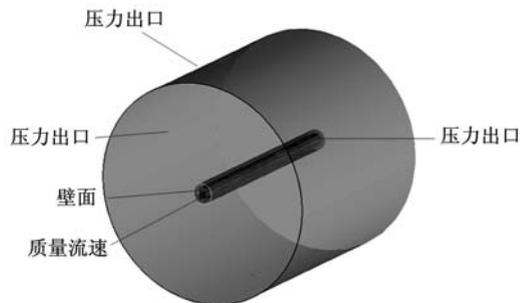


图 7 泄漏模型结构及边界示意

### 3.2 FLUENT 设置及后处理

设置基于压力的三维定常流动求解器,采用标准  $k-\epsilon$  方程;设置理想气体为研究对象,管道钢材热导率取 50 W/(m·K);边界条件为,设置压力出口 101 325 Pa,壁面设置绝热,质量流速为 0.077 kg/s。

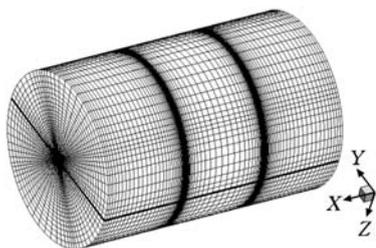


图 8 模型的网格划分

为了清晰地了解测量位置上的温度情况,对温度场进行了切面,如图 9 所示。其中 X 方向做两个切面以对比不同位置切面的温度分布。

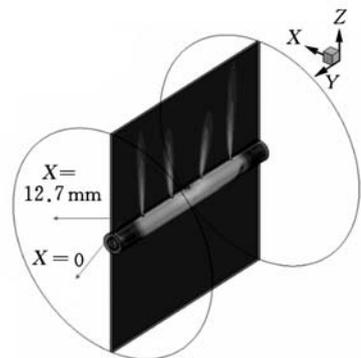


图 9 温度场的切面处理

管内温度为 170 °C 时不同切面的温度场分布如图 10、图 11 所示。由图 10 可知,靠近泄漏孔位置的两个导流洞气流发生侧向偏移,远离泄漏孔位置的两个导流洞气流基本垂直向上,并且温度沿气流上升方向衰减。由图 11 可知, X = 12.7 mm 剖面导流洞上方的温度场较 X = 0 剖面低很多。

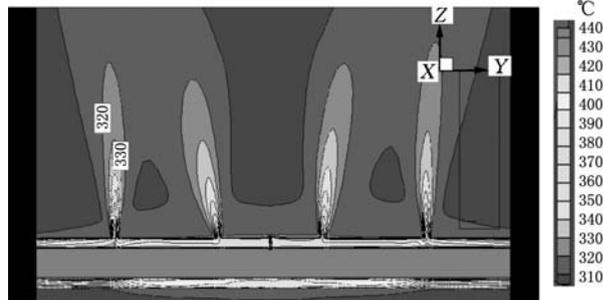


图 10 170 °C 下 X=0 剖面的温度分布

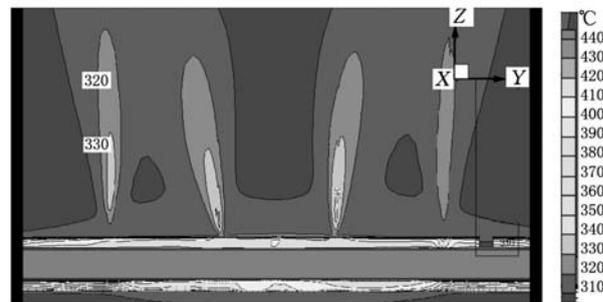


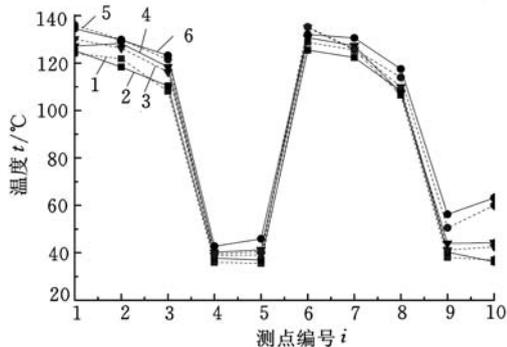
图 11 170 °C 下 X=12.7 mm 剖面的温度分布

### 3.3 数值模拟结果与试验数据对比分析

分别对不同导流洞大小、不同绝热层厚度以及不同泄漏位置下导流洞 a、b(图 6)10 个测点处的温度值进行分析,以期获得压力管道泄漏的温度规律以及感温线合理的布置方案,从而满足探测系统的要求。

#### 3.3.1 导流洞直径对测点温度的影响

由图 12 可知,导流洞 a 和 b 在 10 个不同测点处的试验值和计算值的最大误差为 14%。导流洞直径  $d$  的大小对导流洞 a 和 b 在图 6 所示 1、2、3 三处正上方位置的温度影响较小,其主要原因是正上方的三个位置处于泄漏气体的核心区域,导流洞大小的改变只是改变了该核心区域的范围并未改变核心区域的温度,而正上方的 3 个测量位置处于导流洞附近,扩散的泄漏气体的能量衰减速度较小。测量点 9、10 受导流洞大小的影响较大。由于飞机空气导管双环路布置的要求,感温线处于偏移导流洞 12.7 mm 的位置,因此,由上述分析可知,导流洞要尽可能大一些,当然,其大小要同时兼顾无泄漏时感温线的温度不超过探测温度以防止误报警。

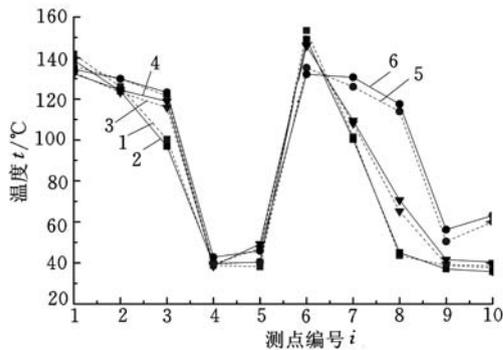


- 1. 计算值( $d=4$  mm) 2. 试验值( $d=4$  mm)
- 3. 计算值( $d=8$  mm) 4. 试验值( $d=8$  mm)
- 5. 计算值( $d=12.7$  mm) 6. 试验值( $d=12.7$  mm)

图 12 不同导流洞直径  $d$  下各测量点的温度分布

#### 3.3.2 空气绝热层厚度对测点温度的影响

由图 13 可知,导流洞 a 和 b 在 10 个不同测量位置处的试验值和数值计算值最大误差为 13%。空气绝热层厚度  $\delta$  对导流洞 a 在图 6 所示 1、2、3、4、5 这 5 处位置的温度比对导流洞 b 相同位置的温度影响要小。随着绝热层厚度的增大,测量点 7、8、9 和 10 的温度升高,且升幅较大。由上述分析可知,尤其是在接近泄漏位置处的导流洞上方区域,绝热层厚度越大区域温度越高。因此,在设计时,可增大绝热层的厚度来增强探测系统的探测效果。当然,空气绝热层的厚度设计还应考虑安装等要求。



1. 计算值( $\delta=6\text{ mm}$ ) 2. 试验值( $\delta=6\text{ mm}$ )  
3. 计算值( $\delta=8\text{ mm}$ ) 4. 试验值( $\delta=8\text{ mm}$ )  
5. 计算值( $\delta=12.7\text{ mm}$ ) 6. 试验值( $\delta=12.7\text{ mm}$ )

图 13 不同绝热层厚度  $\delta$  下各测量点的温度分布

### 3.3.3 不同泄漏位置对测点温度的影响

设泄漏孔中心距挡板的距离为  $L$ , 如图 14 所示, 试验取  $L$  分别为 500 mm、300 mm、100 mm, 则 3 种情况下的温度结果如图 15 所示。

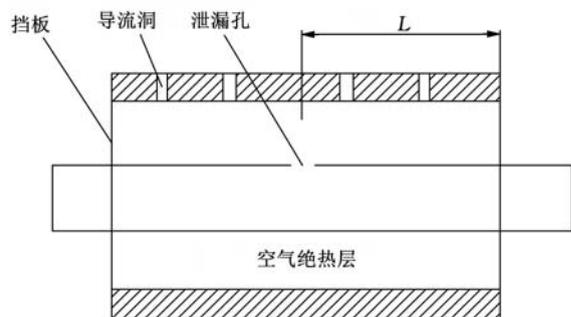
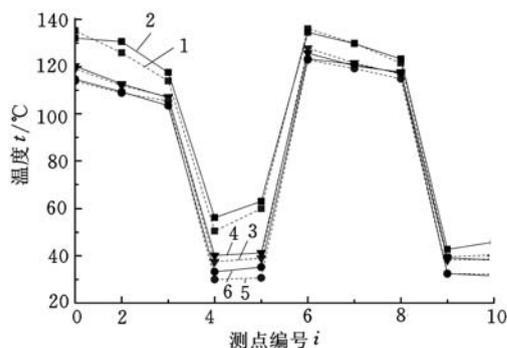


图 14 泄漏孔位置变化示意图



1. 计算值( $L=500\text{ mm}$ ) 2. 试验值( $L=500\text{ mm}$ )  
3. 计算值( $L=300\text{ mm}$ ) 4. 试验值( $L=300\text{ mm}$ )  
5. 计算值( $L=100\text{ mm}$ ) 6. 试验值( $L=100\text{ mm}$ )

图 15 不同泄漏位置下各测量点的温度

如图 15 所示, 导流洞 a 和 b 的 10 个不同测量位置的试验值和计算值最大误差为 15%。不同泄漏位置引起的泄漏对  $X=12.7\text{ mm}$  的剖面温度影响较大, 并且泄漏位置越靠近挡板, 测量点 4、5、9、10 的温度越低。其主要原因是, 对于上述布置方式, 泄漏孔越靠近挡板, 泄漏的气流衰减的能量越大。因此, 在设计时应考虑挡板设置对泄漏信号捕捉效果的影响, 充分保证任一点的泄漏

都能反馈出报警信号。

需要指出的是, 在上述分析过程中, 试验值和 FLUENT 理论计算值存在一定的误差。误差的来源主要有以下几个方面: ①在数值模拟时, 挡板是完全密封的, 然而在试验过程中, 存在一定量的微小泄漏; ②在泄漏孔和导流洞的打孔过程中, 孔的中心存在一定的偏差; ③试验中温度测量尽管采用多次测量取平均值的方法, 但仍有一定的人为误差, 包括测量点高度的定位误差等。

## 4 泄漏流量计算模型

除上述影响因素之外, 管道本身的泄漏情况包括泄漏流量大小、泄漏气体特征等都会影响探测效果, 本文针对小孔泄漏流量的计算给出了数学模型推导。

考虑图 16 所示的气体泄漏模型, 管内气体绝对压力、气体温度、气体密度分别为  $p_1$ 、 $t_1$ 、 $\rho_1$ , 管外气体绝对压力、气体温度、气体密度分别为  $p_2$ 、 $t_2$ 、 $\rho_2$ , 气体由小孔泄漏。

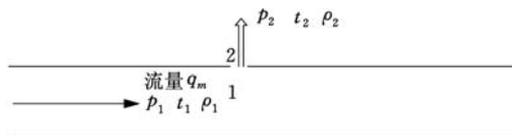


图 16 管内气体泄漏模型

如图 16 所示, 点 1 处于管内流体区域且在泄漏口的垂直下方, 点 2 处于泄漏口正中间。为了推导小孔泄漏的流量计算公式, 作如下假设: ①管内为等温流动, 泄漏处做等熵流动; ②模型为一维流动模型<sup>[11-12]</sup>。

气体的一维流动欧拉方程为

$$\frac{dp}{\rho} + u du = 0 \quad (1)$$

式中,  $p$  为空气绝对压力;  $\rho$  为空气密度;  $u$  为断面气流的平均速度。

假设泄漏为等熵过程, 因此有

$$\frac{p}{\rho^k} = C \quad (2)$$

式中,  $k$  为空气的等熵指数, 取值 1.4;  $C$  为常量。

空气看作理想气体, 所以

$$\frac{p}{\rho} = \frac{ZRT}{M} \quad (3)$$

式中,  $R$  为气体常数, 取  $8.314\text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$ ;  $T$  为气体温度;  $Z$  为压缩因子;  $M$  为气体的分子量。

将式(2)和式(3)代入式(1)并在点 1 和点 2 积分, 整理可得

$$\frac{u_2^2 - u_1^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{ZRT_1}{M} \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (4)$$

式中,  $u_2$  为点 2 在泄漏面的平均流速;  $u_1$  为点 1 在管内沿

泄漏面垂直方向的流速。

一般情况下,  $u_1$  比  $u_2$  小很多, 可以忽略不计, 因此式(4)可简化为

$$u_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{ZRT_1}{M} \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (5)$$

则泄漏口流体的质量流量为

$$q_m = C_0 A p_3 u_3 \quad (6)$$

式中,  $C_0$  为流量系数, 对于小孔该系数为 1.0;  $A$  为泄漏处面积。

联立式(1)~式(6)可得到如下表达式:

$$q_m = C_0 A p_1 \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{M}{ZRT_1} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (7)$$

孔口处气体泄漏的速度取决于气体在孔口处是临界流还是非临界流。考虑飞机空气导管路泄漏多数属于临界流, 因此式(7)可整理成

$$q_m = C_0 A p_1 \sqrt{\frac{M}{ZRT_1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k}}} \quad (8)$$

由此可见, 在飞机空气导管发生泄漏时, 泄漏部位面积、管道气体温度及压力都会影响泄漏流量, 进而会对探测系统的探测效果产生影响。

## 5 结论

本文通过搭建管道泄漏试验台, 考察不同导流洞大小、绝热层厚度及泄漏位置时各测量点的温度变化情况, 结合 Fluent 数值模拟, 得出如下结论:

(1) 绝热层导流洞孔径的增大可以一定程度地增强感温线捕捉泄漏信号的效果, 但孔径过大会导致热流动损失加大以及出现误报警的情况, 设计时应综合考量。

(2) 绝热层厚度的增大可以一定程度地增强感温线捕捉泄漏信号的效果, 但过厚的绝热层会带来管道安装布置上的不便, 设计时应综合考量。

(3) 泄漏发生在越靠近挡板的位置, 则感温线捕捉到泄漏信号的概率越低。

(4) 导流洞正上方区域温度明显高于偏移 12.7 mm 处剖面的温度, 实际探测系统布置时可减小感温线间隔, 使其尽可能地靠近导流洞中轴线。

(5) 泄漏空气温度的迅速衰减是泄漏信号捕捉不到的主要原因, 实际探测系统布置时可在导流洞外设置引流装置, 使泄漏空气直接喷射到感温线上, 减少空气温度损耗, 从而增强泄漏信号捕捉效果。

## 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. Present Situation and the Development Trend of the Large Aircraft Air Management System[J]. Aerospace Science and Technology, 2008(3): 7-8.

[2] Toru K, Hiromu K, Satoshi M. Application of Probabilistic Safety Assessment to the Pipe Rupture Incident at Hamaoka Unit-1[J]. Journal of Nuclear Science and Technology, 2004, 41(1): 77-85.

[3] Gerald P, Markus H, Lang R W. Lifetime and Safety Assessment of PE Pressure Pipes Based on Fracture Mechanics Fatigue Tests [C]//Annual Technical Conference ANTEC. Chicago, 2007: 2876-2879.

[4] 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.

[5] 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.

[6] 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 Test Research of Civil Engine Nacelle Fire Detector Temperature Characteristic[J]. Aerospace Science and Technology, 2012(3): 34-36.

[7] Brake D E, Steven S V, Dary R N. Enhanced Pipeline Leak Detection Using Airborne Differential Absorption LIDAR [C]//Proceedings of the Biennial International Pipeline Conference, Langfang, China, 2008: 941-948.

[8] Liou C P. Pipeline Leak Detection and Location [C]//Pipeline Design and Installation: Proceedings of the International Conference, Shenzhen, 1990: 255-269.

[9] 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]. 2011-01-26.

[10] Leslie F, Arnaud A. Bleed Leak Detection System: US, US7155961B2 [P]. 2007-11-10.

[11] NASA. CRJ700/900 SRM (Structural Repair Manual) Bombardier Inc [M]. Revision 16. Houston: NASA Press, 2000.

[12] NASA. CRJ700/900 FIM (Fault Isolation Manual) Bombardier Inc [M]. Revision 18. Houston: NASA Press, 2008.

(编辑 苏卫国)

作者简介: 王合旭, 男, 1991 年生。南京航空航天大学航空宇航学院硕士研究生。主要研究方向为飞机空气导管泄漏探测。  
蒋彦龙, 男, 1977 年生。南京航空航天大学航空宇航学院教授、博士研究生导师。  
施红, 女, 1984 年生。南京航空航天大学航空宇航学院博士。  
韩建军, 男, 1988 年生。南京航空航天大学航空宇航学院硕士研究生。