

飞机环控系统管路设计研究与探讨

刘刚*, 刘卫, 张鹤林

中航工业航空机电系统综合航空科技重点实验室, 江苏 南京 211106

摘 要: 以某大型在研水陆两栖飞机为例, 针对气源和空调系统管路分系统的设计工作中所涉及到的阻力计算等问题, 进行了综合讨论。分析了管路系统设计中的布局走向、流阻计算、热应力补偿、管道安装固定等问题, 并以该型飞机的具体情况为例, 设计了管道通路, 计算了管网系统的阻力, 确定了系统设计满足要求; 进行了管道热应力补偿的计算, 确定了管道所需安装的补偿器数量。文中的设计原则和计算公式, 具有一定的通用性, 可供飞机环控管路设计者参考。

关键词: 环控系统; 管道设计; 流阻; 热应力补偿; 水陆两栖飞机; 空调系统; 引气系统

中图分类号: V245.3

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2014) 04-0013-06

飞机环境控制系统作为重要的机载系统之一, 承担着为机上人员提供舒适空气环境的任务。环控系统通过控制机舱内空气的温度、湿度、流速、压力等参数, 向机组人员和乘客提供足够舒适的生存和工作环境。

在飞机环控系统设计中, 需考虑管路走向、管径、热应力补偿、固定及密封等工程实际问题, 本文根据某型水陆两栖飞机气源和空调系统的设计经验, 对管路系统设计工作中的走向布局、管路规格的计算、管路连接固定、应力补偿以及阻力校核等问题进行了总结研究。

1 布局走向

飞机结构复杂, 系统众多, 空间非常狭窄。一般来说, 环控系统的管路排布, 是按照总体单位在飞机总体设计初期给出的管路布线图进行的。总体室在分配空间时, 通常是优先分配好其他系统, 再排布环控管线, 这导致管线弯头较多、阻力大、后期加工工艺性很差、安装困难等问题, 不利于环控系统功能的实现。造成这种现象的原因, 一是因为在众多的机载系统中, 相较于其他系统, 如操纵、燃油、液压、电气等系统, 环控系统往往不被重视, 被总体单位置于最后再作安排; 二是总体单位无法像环控专业工作者那样了解环控系统管路的细节要求。为解决这个问题, 环控系统的设计者应当参与飞机初期设计, 向总体单位提出环控管路的原则性要求,

协助总体单位排布管线。

环控管路在排布走向时, 应遵循以下原则:

(1) 尽量使管路走向平直、少弯头, 这样可以最大可能地减小管网的总压损失, 在不可避免要使用弯管的地方, 也应当尽量采用较大的弯管半径和较小的弯曲角度: 弯管半径一般在管道直径的1~1.5倍之间, 弯曲角度不大90°。

(2) 管路尽量靠近承力结构排布, 管路的固定支架, 一般就近连接在飞机结构上, 以减小其尺寸, 提高支架强度并减轻系统重量。飞机上常用的可供支架连接的结构有框、桁条等。按照相关标准要求, 环控管道每500mm长度上应有至少一个支架。环控管路遍及飞机全身, 长度可达上百米, 需要布置的支架数量巨大。在设计初期, 管路系统设计者应当同总体单位协调管道固定事宜, 尽早确定固定位置, 避免出现某一段管道无处固定的问题。

(3) 高温管路应避免对温度敏感的系统或结构, 并留有一定的距离。该问题集中在引气管路上, 在高温高压作用下, 管路会产生径向膨胀, 再加之飞机振动的影响, 为避免管道与附近结构发生碰撞, 需留有足够的安全距离, 一般认为不小于100mm; 高温管路虽然包覆绝热材料, 但绝热层外表面温度依然较高。以某型飞机为例, 不锈钢管道内空气温度为250℃时, 绝热层表面温度约为150℃, 距离绝热层外表面25.4mm处的空气温度也在120℃左右。因此, 在排布引气高

收稿日期: 2013-12-03 录用日期: 2014-02-21

*通讯作者. Tel.: 18651862647 E-mail: hnu.liugang@163.com

引用格式: LIU Gang, LIU Wei, ZHANG Helin. Discussion on piping design in aircraft environmental control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(04): 13-18. 刘刚, 刘卫, 张鹤林. 飞机环控系统管路设计研究与探讨[J]. 航空科学技术, 2014, 25(04): 13-18.

温管路时,应和对温度敏感的易燃易爆结构、物体等,留有足够的距离。

图1为某大型水陆两栖飞机环控系统管路走向布局图。

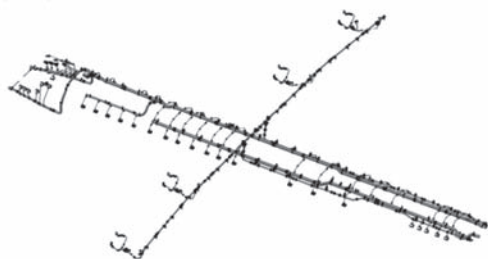


图1 某型飞机环控系统管路布置图

Fig.1 Piping layout for a certain type of aircraft environmental control system

2 管路流阻

管路系统的阻力主要包括沿程阻力和局部阻力。沿程损失又叫摩擦阻力,由空气分子与管壁的摩擦以及空气分子之间的相对运动引起,是分子间动量互换的结果,本质上由流体的粘性引起;局部阻力损失由空气流向的改变引起,主要出现在弯管、渐(突)扩渐(突)缩、分支、流体流经节流装置等处^[1]。

对环控系统而言,管路流阻问题主要体现在空调系统中。对某一特定型号的空气循环制冷系统而言,出口空气的设计压力值已经确定,为保证飞机座舱供气,管路系统的压力损失不得高于系统所允许的最大压降。

管路系统的总压损失,主要与管路途径、长度和弯管数量、弯管角度有关。

等截面圆直管道的沿程损失可按式(1)计算^[2]。

$$\Delta P = \lambda \frac{l}{D} \frac{\rho_{in} v_{in}^2}{2} \quad (1)$$

式中, ΔP 为沿程阻力损失,单位Pa;

λ 为沿程阻力系数;

l 为管道长度,单位m;

D 为管道通径,单位m;

ρ_{in} 为管道进口空气密度,单位kg/m³;

v_{in} 为管道进口空气流速,单位m/s。

变换式(1),可以得到等截面直管段管径的计算公式。

$$D = \lambda \frac{l}{2} \frac{\rho_{in} v_{in}^2}{\Delta P} \quad (2)$$

考虑到导管的扩张、收缩、转弯等局部阻力损失因素,并根据设计和工程经验,总结得到了以下计算导管直径的半经验公式^[2]。

$$D = 0.0386 \left(\eta \frac{\theta_{in} q^{1.8}}{\delta^2} l \frac{\rho_{in}}{\Delta P} \right)^{0.208} \quad (3)$$

$$\delta = \frac{\rho_{in}}{101320} \quad (4)$$

$$\theta_{in} = \frac{T_{in}}{288} \quad (5)$$

式中, η 为导管压力损失修正系数,对空调系统,取1.5;

q 为导管内空气的质量流量,单位kg/s;

T_{in} 为导管进口空气热力学温度,单位K。

在空调系统管路设计中,通过公式(3)得到管道通径后,将该数值作为空气分配的主管道的通径,并根据系统各分配支路的流量和支管内空气流速等参数计算得到支管的管径。然后根据管路模型,按照公式(1)计算管路沿程损失,并查表得到各处弯管阻力系数、计算求得各处局部损失,最后得到管系总压损失,与系统要求比较,校核管路系统阻力是否满足系统要求。如果不满足,可通过增大管道通径,减少弯管数量等措施调整,调整后需要重新校核系统阻力损失,直至满足要求。

下面以某大型水陆两栖飞机为例,简要说明计算过程。

某型飞机空调系统由两套空气循环制冷装置组成,分别负责给驾驶舱、通舱前端及通舱后端供气。单套制冷包设计流量为1500kg/h,出口压力为104⁺³₀ kPa(绝对压强),出口温度为12℃,出口管道通径为136mm,系统最小允许压降为2.675kPa。由理想气体状态方程计算得到制冷系统出口空气密度为1.274kg/m³,由出口流量和出口通径计算得到空气流速为22.6m/s,测量三维数模得到空调系统管道长度为25m。将上述参数带入式(3)中,求得允许最小管径为Φ120.26mm。考虑到系统管路中安装的单向及调节活门等形成的阻力,并借鉴其他飞机上相近环控系统的设计经验,最后确定采用Φ152.4mm(Φ6')和Φ101.6mm(Φ4')的管道作为供气主管道、Φ31.75mm(Φ1.25')的管道作为分配支管的初步方案。确定管道走向和管道规格后,依据空气管路沿程阻力损失公式,并查相应弯管阻力系数表,最后校核管网阻力为1.5kPa,符合系统设计要求。

3 管路热应力补偿

飞机引气系统管路为高温高压管路,以某型飞机为例,其引气管路内空气温度约为250℃,压力约为340kPa(绝对压强)。在该种工作载荷下,管路会因高温引起热膨胀变形。按照胡克定律,当导管沿轴向热膨胀量为 ΔL 时,管道轴向应力为^[3]:

$$\sigma = E \frac{\Delta L}{L} \quad (6)$$

式中, E 为管道材料的弹性模量,单位MPa,对一般钢管,取 2×10^5 MPa;

L 为管道长度,单位mm;

ΔL 为管道伸缩量,单位mm。
管道伸缩量,按照热力学定律,由式(7)^[4]确定。
$$\Delta L = \alpha \Delta t \cdot L \tag{7}$$
式中, α 为导管线性热膨胀系数, 对一般碳素钢, 取 $11.7 \times 10^{-6} \text{m/m} \cdot ^\circ\text{C}$;
 Δt 为管道温度变化, 单位 $^\circ\text{C}$ 。
结合式(6)和式(7)得到,管道应力为:
$$\sigma = 24 \Delta t \tag{8}$$

由此可见,在不安装补偿器的情况下,管道承受的应力非常大,这部分力除作用在管道自身之外,还将传递给机体结构,为保证导管和飞机的安全,必须对引气管道进行热应力补偿。

对引气管路的补偿方法有自然补偿法及补偿器补偿法两种。自然补偿法利用刚性较小的金属弯管的挠性变形来吸收两端直管部分的变形,主要分为“L”形、“Z”形及“U”形补偿方式^[5,6]。由于飞机空间狭小,采用自然补偿的方式几乎不可能。所以在飞机引气管路上,主要采用补偿器补偿的方式。常见的补偿器主要有套管式、球形和波纹管式。

套管式补偿器有单向和双向两种形式,如图2和图3所示。套管补偿器的构造是:活动套管插入到壳体内,为保证套管和壳体之间的密封,在壳体和套管空隙间填充浸油石棉或石棉铅丝盘根,用填料盖和管道法兰间的螺栓来调节压紧力^[7]。

套管式补偿器补偿能力大,一般可达250~400mm。但是补偿器补偿时会在轴向产生较大推力,填料需要经常更换和检修,且安装套管式补偿器的管道对管道支座的设计和安装都有较高要求,不适用于飞机管路补偿设计。

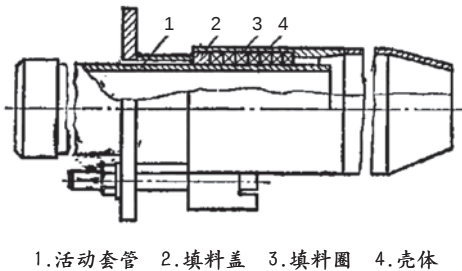


图2 单向套管式补偿器结构图
Fig.2 Structure of unidirectional casing compensation

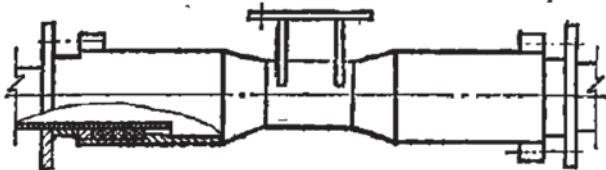


图3 双向套管式补偿器
Fig.3 Bidirectional casing compensation

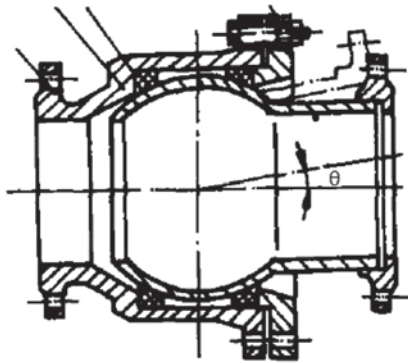


图4 球形补偿器结构图
Fig.4 Structure of spherical compensation

图4为球形补偿器结构图。球形补偿器在以球体和壳体的中心线为轴的 θ 角圆锥体范围内可以自由转动。球形补偿器就是利用角折屈吸收管道线膨胀或收缩的。图5为典型的球补补偿形式^[8]。可以看出,这种形式利用管道的横向位移来吸收管道的轴向伸缩,因此需要较大的管道横向空间,也不适用于飞机导管补偿。

波纹管补偿器利用波纹管的伸缩能力吸收两端导管的伸缩变形,其结构图如图6所示^[9]。波纹管补偿器的优点是重量轻、体积小、密封性好、不易泄露,但缺点是补偿量较小,补偿时对管道固支架产生推力,因此对管道固定支架要求较高。飞机引气管道热应力变形主要为轴向变形,波纹管补偿器可以满足管道轴向补偿要求,且对管道安装空间没有太高要求,因此飞机上多采用波纹管补偿器的方法进行管道应力补偿。

图7为某型飞机引气子系统中使用的波纹管补偿器在管

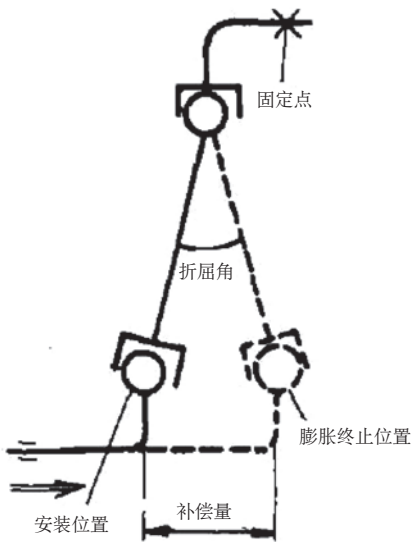


图5 球形补偿器典型补偿示意
Fig.5 Schematic of typical spherical compensator

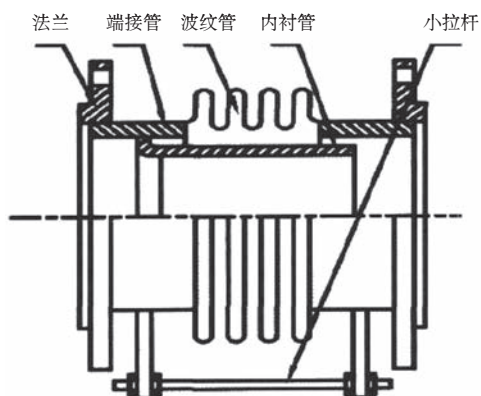


图6 法兰式波纹补偿器

Fig.6 Flange corrugated compensator

道上的安装示意。补偿器两端为球头接口,属于柔性接头,有利于管道安装时的横向微调。与补偿器相连的两段管道接头端焊接喇叭口,与补偿器的球头形成线接触。球头和喇叭口的连接示意图见图8。

对于波纹补偿器在引气系统管道上的布置数量,可以先按照式(7)计算管道总变形量,再除以选定的波纹补偿器单件补偿量得到。以某大型水陆两栖飞机为例,引气管道材料为不锈钢,在20~300℃温度变化范围内其线膨胀系数为 $14.97 \times 10^{-6} \text{m/m} \cdot ^\circ\text{C}$ 。引气系统机身段总长度约为34.5m,机翼段总长度约为19.5m,引气系统不工作时,室温取25℃,管道



图7 波纹补偿器安装示意

Fig.7 Installation indication of iorrugated iompensator

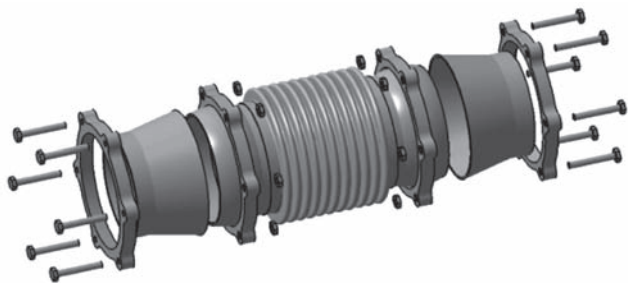


图8 波纹补偿器连接示意图

Fig.8 Connection indication of corrugated compensator

工作时温度取为250℃。按照式(7)计算,得到机身段引气管道总伸长量为116.2mm,机翼段管道总伸长量为65.7mm。飞机上选用的波纹补偿器单件额定补偿量为10mm,因此,机身段需要布置的补偿器数量为:

$$N = \frac{116.2}{10} = 11.62 \quad (9)$$

规整后取12。

机翼段需要布置的补偿器个数为:

$$M = \frac{65.7}{10} = 6.57 \quad (10)$$

规整后取7。

在补偿器的位置排布上,对于飞机引气管,因空气流动速度快,可忽略空气沿管道长度方向上的温降,认为温度均匀分布在管路中。因此,没有特殊要求的情况下,补偿器可均匀布置在管路中。

4 管路固定

环控系统管路的固定,对空调系统管路和引气系统管路要区别讨论。空调系统管路内空气压力与环境压力差别不大,管路承压较小,且管内空气温度不高。因此,空调系统管路的固定不需要考虑变形,只要支架具有足够的支撑强度,满足对管路的支撑和在飞机振动、机动过载下的强度要求即可。图9为某型飞机空调系统管路中使用的固定支架。卡箍把用于和飞机结构连接的角片与管道箍紧,连接角片上端通过铆钉,固定到飞机结构,如框、桁条等上。在满足强度要求的前提下,空调系统管路支架设计力求形式简单、重量最小。在支架的位置布置上,在没有特殊要求的情况下,一般可以每500mm距离上布置一个支架。

引气系统管路固定支架的设计,需要考虑管路的热应力伸缩,支架既要能支撑管路、限制管路在横向方向上的串

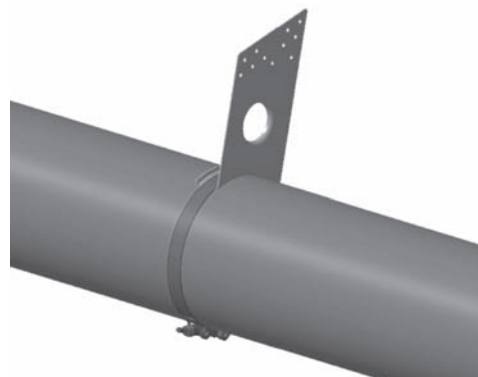
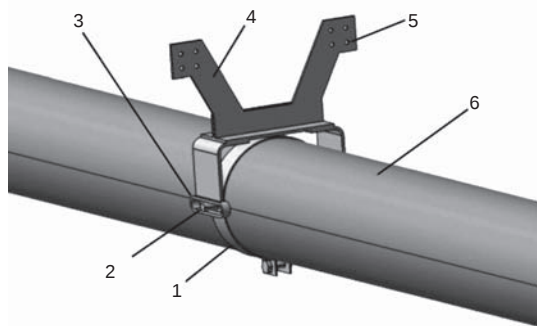


图9 空调导管支架安装图

Fig.9 Installation indication of air-conditioning tube bracket



1.卡带 2.导向杆 3.导向槽 4.连接角片 5.铆钉孔 6.管道

图10 导向支架在管道上的安装

Fig.10 Installation indication of guide bracket on tube

动,又要允许管路在热应力伸缩下沿其轴向的自由移动。工程中,采用固定支架和导向支架结合的方式固定引气系统管路。图10为某型飞机引气系统管路中采用的导向支架。该型导向支架主要包括卡带和导向槽、连接角片,卡带上两侧有导向杆,安装时导向杆插入导向槽中,再将管路用卡带卡紧,导向槽具有一定的长度,允许管路在热应力变形时,卡带随着管路一起沿导向槽方向移动。

高温引气系统管路上,除了活动导向支架外,还要布置固定支架。固定支架是引气系统管路主要的撑力结构,用于承担管路热应力变形引起的推力、补偿器伸缩引起的弹力以及活动支架上传来的摩擦力及相应力矩,限制管路在任何方向上的移动,因此对固定支架的强度要求也较高。

在引气系统管路上,补偿器、活动导向支架和固定支架三者的位置关系,一般需要满足以下原则^[10]:

(1) 两个固定支架之间只允许存在一个波纹补偿器。

(2) 导管上以下位置处必须布置固定支架:导管盲端、管分支处(如三通)、导管变径处、导管转弯处。

(3) 导向支架与波纹补偿器的距离应符合以下要求:波纹补偿器外第一个导向支架与补偿器的距离 $L_1=4D$,第二个导向支架与第一个导向支架距离 $L_2=14D$ 。其中, D 为导管直径。其余导向支架之间的距离按照如下公式计算^[11]:

$$L = 1.57 \sqrt{\frac{EI}{PA + K\Delta L}} \quad (11)$$

式中, E 为管道材料弹性模量,单位MPa;

I 为管道惯性矩,单位MPa;

P 为管道内空气压力,单位MPa;

A 为波纹管有效面积,单位 mm^2 ;

K 为波纹管刚度,单位N/mm;

ΔL 为波纹管伸缩量,单位mm。

5 管路穿结构处的固定及密封

环控管路在飞机上不可避免地需要在某些特定位置处穿过飞机结构,如框、防火墙、蒙皮等,因此需要在上述结构上开孔,以使导管顺利穿过,确定开孔尺寸时,需要考虑导管两端接头的尺寸并留有一定的余量,还应考虑管道在开孔处固定及开孔的密封问题,该问题在本文中不再进行详细阐述。

6 结论

本文就飞机环境控制系统管路子系统设计五个方面的问题进行了简要叙述,就其中阻力计算、应力补偿和管道固定问题,以某型飞机为例进行了适当计算,阐述了飞机环控管路系统设计中通用的原则和一般方法。得到了以下结论:

(1) 为降低管网阻力,飞机环控系统管线排布时应当减小弯曲角度,增大弯曲半径;同时,管线与飞机结构距离要适当,以满足安全距离及固定支撑的需要。

(2) 一些学者提出的圆管阻力经验公式,具有一定的参考价值,可计算得到最小管径。但对于含有多种规格管道的系统,则需要结合相似系统中的现有经验先行设定各规格尺寸,并依据管道阻力计算的理论公式进行阻力校核,直到满足系统设计要求。

(3) 飞机引气系统中最适宜的热应力补偿方式为波纹管补偿。

管路系统设计中,阻力计算和热应力补偿是最为核心的两大问题。本文仅做了理论计算,在后续研究中,可对管路系统进行仿真运算,并与理论计算结果对比,从而改进系统设计。

AST

参考文献

- [1] 华绍曾,杨学宁.实用流体阻力手册[M].北京:国防工业出版社,1985.
HUA Shaozeng, YANG Xuening. Practical Handbook of Fluid Resistance[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1985. (in Chinese)
- [2] 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.
SHOU Rongzhong, HE Huishan. Aircraft Environmental Control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004. (in Chinese)
- [3] 王振国.应用波纹补偿器的热管道固定支架受力计算[J].管道技术与设备,1997(3):4-8.
WANG Zhenguo. Calculation of corrugated compensator used on heat Tube[J]. Pipeline Technology and Equipment, 1997(3):4-8. (in Chinese)

- [4] 吴蕾.浅谈波纹管补偿器的选用[J].能源技术,2003(10):215-220.
WU Lei. Introduction to selection of corrugated tube compensator[J]. Energy Technology, 2003 (10):215-220. (in Chinese)
- [5] 施红.飞机空气导管安全性设计与泄露探测技术研究[D].博士学位论文.南京:南京航空航天大学,2013.
SHI Hong. Aircraft air duct security design and leak detection technology research[D]. Ph.D Thesis. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)
- [6] 朱守文.热力管线设计中轴向型和横向型波纹补偿器的选用比较[J].安徽建筑,2002 (2):94-96.
ZHU Shouwen. Contrast of axis and horizontal corrugated compensators in thermal pipeline design[J].Anhui Construction, 2002 (2): 94-96. (in Chinese)
- [7] 黄泽淦.管道补偿器的选择和计算方法[J].油气储运,1983(4):26-38.
HUANG Zegan. Selection and calculation methods of pipeline compensator[J].Storage and Transportation of Oil and Gas,1983 (4): 26-38. (in Chinese)
- [8] 黄纯茂.球形补偿器在热力管道上的安装和使用[J].机械制造,1997(9):29-31.
HUANG Chunmao. Installation and usage of spherical compensator on heat pipe[J]. Mechanical Manufacturing,1997(9):29-31. (in Chinese)
- [9] 杨志军.浅谈波纹管补偿器在热力管中的应用[J].天津冶金,2008 (3):47-50.
YANG Zhijun. Introduction of corrugated compensator used in heat tube[J]. Tianjin Metallurgy, 2008 (3):47-50. (in Chinese)
- [10] 刘贵廷,霍尚龙.采暖管道补偿器的选用[J].建筑热能通风空调,2011:61-63.
LIU Guiting, Huo ShangLong. Selection of compensator used in heating pipe[J].Architectural Ventilation and Air Conditioning Heat, 2011:61-63. (in Chinese)
- [11] 苏文红.波纹补偿器在热力管中的应用[J].管件与设备,2001 (4):19-20.
SU Wengong. Application of corrugated compensator in heat tube[J]. Pipe And Equipment, 2001 (4):19-20. (in Chinese)

作者简介

刘刚(1986—) 男,硕士,工程师,主要研究方向:空气循环制冷系统,结构强度分析及系统管路设计。

Tel: 18651862647 E-mail: hnu.liugang@163.com

刘卫(1980—) 男,学士,高级工程师,主要研究方向:空气循环制冷系统,蒸发循环制冷系统。

Tel: 13915967036 E-mail: liuw_424@sohu.com

张鹤林(1978—) 男,学士,高级工程师,主要研究方向:空气循环制冷系统,蒸发循环制冷系统。

Tel: 13951648242 E-mail: 296916840@qq.com

Discussion on Piping Design in Aircraft Environmental Control System

LIU Gang*, LIU Wei, ZHANG Helin

Key Laboratory of Aviation Technology of AVIC Electromechanical Systems, Nanjing 211106, China

Abstract: Based on one large amphibious aircraft, some problems of tube design in air-bleed and air-conditioning system were discussed, such as resistance calculation. Pipe layout, flow resistance calculation, hot stress compensation and pipe installation were analyzed. Take the large amphibious aircraft as example, its pipe diameter was designed, the resistance of the tube system was calculated, which proved the design satisfy design requirements. Its hot stress was calculated, determined the number of stainless steel bellows compensator. The design principle and calculation formula this paper provides, has certain versatility, provides a reference for environmental control systems designers.

Key Words: environmental control systems; pipe design; flow resistance; hot stress compensation; amphibious aircraft; air-conditioning system; air-bleed system

Received: 2013-12-03 Accepted: 2014-02-21

* Corresponding author. Tel.: 18651862647 E-mail: hnu.liugang@163.com