

# 飞机燃油箱惰化特性影响因素的试验分析

孙毅刚, 官欣, 刘兵飞\*

中国民航大学航空工程学院, 天津 300300

**摘要** 飞机燃油箱起火或爆炸是导致飞机失事的主要原因之一, 在民用飞机燃油箱惰化系统使用过程中, 能否实现最优惰化效率是广受关注的热点问题之一。为了研究不同影响因素对飞机燃油箱惰化特性的影响, 研制了一套飞机燃油箱惰化试验装置, 模拟飞机燃油箱冲洗惰化过程, 探究了不同进气流量、浓度以及进气口位置对飞机燃油箱惰化系统惰化特性的影响情况。

**关键词** 油箱防爆; 机载惰化系统; 富氮气体

燃油箱爆炸作为典型的飞机事故之一, 造成的损伤是灾难性的<sup>[1]</sup>。自 1959 年以来, 全世界发生了 18 起运输类飞机燃油箱爆炸事故, 共造成 542 人遇难<sup>[2]</sup>。所以油箱的防火抑爆能力尤为重要。控制火焰传递和阻碍燃烧是飞机燃油箱防火抑爆最主要的技术途径。根据其不同的工作原理主要分为两大类: 第一类是被动式<sup>[3]</sup>, 通过在油箱中填充网状泡沫和网状金属丝防爆材料对燃烧或爆炸后的火焰传递进行抑制, 以减少燃烧造成的损失; 第二类是主动式<sup>[4]</sup>, 通过向油箱中注入惰性气体控制油箱气相空间的氧浓度以阻碍燃烧, 其中惰性气体主要有  $N_2$ 、 $CO_2$  和哈龙 1301 等。已有民机燃油惰化系统

大都分为如下 3 种主动式惰化形式<sup>[5]</sup>: 燃油催化惰化技术、分子筛式机载制氮惰化及中空纤维膜惰化技术。由于体积小、重量轻、耗气量少、可靠性高及对水蒸气不够敏感等优点, 当前民用飞机大都装配了具有先进膜分离技术的机载制氮系统, 对于一些未装配的老机型也会逐步加装该系统<sup>[6]</sup>。

对于中空纤维膜惰化技术研究, 自 20 世纪 70 年代逐渐展开, 80 年代后应用于军机, 当前的研究主要集中于以下 3 部分: 首先是针对中空纤维膜分离特性的研究, 包括中空纤维膜组件的惰性气体产生机理<sup>[7-8]</sup>、参数控制技术<sup>[9-11]</sup>以及对膜组件分离过程建立数学模型求解或进行仿真分析的研究

收稿日期: 2021-08-17; 修回日期: 2023-01-10

基金项目: 天津市自然科学基金项目(21JCYBJC00750); 中国科学院重点部署项目(KFZD-SW-435)

作者简介: 孙毅刚, 教授, 研究方向为航空电子设备, 电子信箱: ygsun@cauc.edu.cn; 刘兵飞(通信作者), 教授, 研究方向为飞机结构构件的疲劳损伤分析等, 电子信箱: bingfeiliu2@126.com

引用格式: 孙毅刚, 官欣, 刘兵飞. 飞机燃油箱惰化特性影响因素的试验分析[J]. 科技导报, 2023, 41(4): 83-96; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2023.04.010

等<sup>[12-14]</sup>;其次是惰性气体在油箱中的分配技术方向的研究,包括洗涤和冲洗惰化的选择<sup>[15]</sup>、气体分配采用单流还是双流甚至三流模式的探究<sup>[16]</sup>;还有油箱内氧体积分数的工程方法<sup>[17-19]</sup>和计算流体力学(CFD)方法的研究<sup>[20-25]</sup>,包括不同参数惰性气体、不同载油率和燃油类型对单舱、多舱油箱惰化效果的探究和优化。

研究表明,不同的引起方式、气体流量、流速以及进气口位置等对燃油惰化效果的影响很大,尤其是进气口位置的改变,对燃油惰化效率的影响是不可忽视的,而当前的研究大都针对中空纤维膜分离性能的理论研究和实验研究,对不同参数对膜分离性能的影响展开讨论,而对油箱进行冲洗的实验结果的研究和讨论,尤其是针对不同气体流量、流速和进气口位置对燃油惰化效率的影响研究还未见报道。鉴于此,本研究根据中空纤维膜惰化技术和已有燃油惰化系统的结构布局,设计并研制飞机燃油箱惰化试验台,讨论不同引起流量、浓度以及不同进气口位置对燃油箱惰化效果的影响,为国产大飞机惰化系统的进一步研制和应用提供技术支撑。

## 1 飞机燃油惰化装置的设计和研制

### 1.1 惰化系统试验装置设计

飞机燃油箱惰化系统的设计原理如图1所示,惰化系统试验台实物如图2所示。整个系统分为3个子系统:引气处理系统、空气分离系统和氧浓度控制系统。

引气处理系统如图2蓝色区域所示。为了防止气源出口温度或压力超出设备承受范围,在空压机出口处连接了温度传感器和压力传感器,用于监控空压机出口气体参数,同时2个传感器采用RS485进行输出,输出的信号可以控制后面截止阀的关断;采用两位两通电气换向阀作为截止阀,阀芯位置通过传感器输出的数据控制,具体是通过电磁阀连接在换向阀上,当有信号输入电磁阀时,电信号控制电磁阀的阀芯移动,一直连接这气源的电磁阀将压力气体传到换向阀中调整换向阀的阀芯位置最终使换向阀完成超温超压截止阀的作用;通

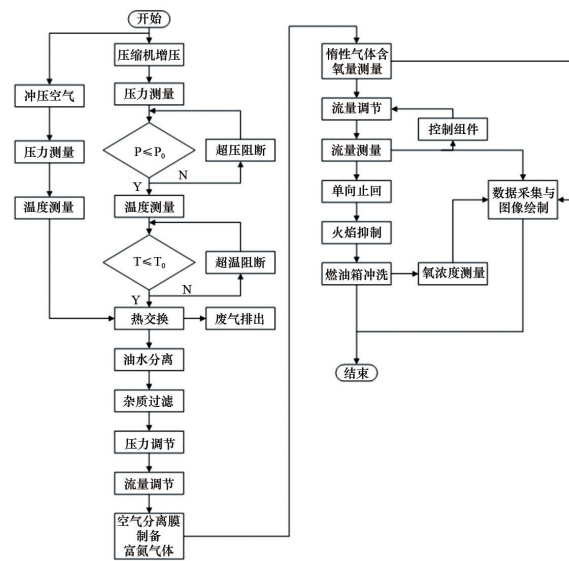


图1 惰化系统设计原理

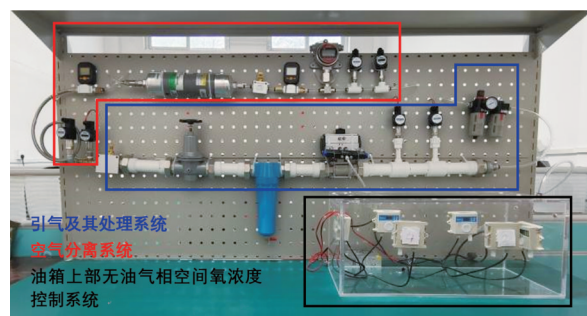


图2 惰化系统试验台实物

过截止阀保证气源气体处于合适的温度和压力范围后,压缩空气流入了惰化系统中。再设计串联臭氧转换器、气动二联件(减压阀和油水分离器)、过滤器、换热器和节流阀,分别起到去除可使膜性能衰退的臭氧、对空压机提供的压缩气体进行干燥并调节压力、过滤杂质、调节温度和调节流量的作用。

空气分离系统的核心是用于制备氮气的中空纤维膜组件,该膜组件从苏州擎邦公司购置。氧浓度控制系统的作用是将气源输出的气体处理成符合膜组件要求工作环境气体参数的压缩气体,并在空气分离系统装置入口处接入流量、温度、压力传感器以监测膜组件各个工作阶段进气口的气体参数。所以,首先在膜组件出口处设置各式各样的传感器包括流量、压力、温度传感器及可以承受一定压缩气体压力的氧浓度传感器,同时膜组件的出口

也需要一个节流阀代替实际中的双流量控制阀,可以起到调整流量模式的作用,同时通过流量的调节可以控制出口富氮气体的浓度,流量越小输出富氮气体氮气的浓度就越大。

对于油箱,使用了一个由亚克力板制成的长方体,四周开有多个螺纹孔,平时用堵头堵上,在有不同进、出气口的需求时,螺纹孔连接气动快速接头插入气管通入制备出的惰性气体来模拟油箱的惰化。为了探究油箱内部不同位置的氧浓度以衡量惰化效果,油箱内部不同位置安装了6个氧浓度传感器来读取附近区域的氧浓度。该氧浓度传感器也和上述所有传感器一样,通过实验台上变压器得到的24 V直流电供电,同时带有RS485信号输出,油箱实物图如图2黑色标注框所示。

## 1.2 实验装置的参数设计

### 1.2.1 对于引气及其处理系统各项参数的设计

引气及其处理系统由空气压缩机和油水分离器、过滤器、减压阀、换热器组成,其作用是模拟飞机客舱引气,并对气体进行预处理,使其符合中空纤维膜组件的使用要求;从厂家购置的空气分离膜组件的最高承受压力超过1.5 MPa,最高承受温度为60℃,进气口需要除水过滤直径大于1 μm的杂质,实验装置中油箱体积为63 dm<sup>3</sup>,根据体积置换次数(VTE)为1.4~1.6,需要约100 L的惰性气体可以将油箱完全惰化,若惰化时间为10 min,每分钟需要10 L的富氮气体(NEA)流量,考虑到空气分离膜的分离效率一般为25%~33%,则需要30~40 L/min的流量,由于制造出的NEA气体浓度和膜组件进口的压力有很大的关系,所以,必须保持空气压缩机的储气罐内有足够的压力供于稳定制造低氧浓度的NEA,同时,空气分离膜组件的进口需要保持压力为0.4~0.5 MPa。

对于空气压缩机的选取,为了模拟波音787飞机的座舱引气系统,本实验通过采用外接一台空气压缩机作为气源。由于上述空气分离膜组件的特殊结构组成及工作特性,要求进入膜组件的气体无水、无油、无杂质,因此本方案选用一台无油静音的空气压缩机作为气源。根据上述系统需求的流量、压力并结合实际过程因为其电机存在过温保护和

过压保护的空压机内部的保护机制,空压机不可能一直工作,经过试验选取出额定流量为360 L/min、可以提供0.8 MPa的压缩空气及其储气罐容量为100 L的无油静音空气压缩机(图3),可以满足试验需求,并且空气压缩机自身具备过压保护和过温保护能力,无需外接保护装置。



图3 无油静音型空气压缩机

对于油水分离器减压阀的选取,根据需求流量和接头大小选取了气源处理装置,选用亚德客BFC40001气动二联件(图4),可实现气源的压力调节,同时过滤气体中的杂质颗粒及水分,保证进入空气分离膜组件气体的纯净度,延长空气分离膜组件的使用寿命。压力调节范围0.05~0.85 MPa,过滤精度40 μm,采取压差排水4分PT螺纹连接。



图4 气动二联件

### 1.2.2 对于空气分离系统各项参数的设计

空气分离系统由中空纤维膜组件和流量控制阀、传感器组成,其作用是将空气中的氮气和氧气

分离用以制备富氮气体。中空纤维膜根据气体在 高分子膜中渗透率的不同可以实现气体的分离,在膜组件出口处设置流量、压力、温度传感器及可以承受一定压缩气体压力的氧浓度传感器,同时在膜组件的出口处设置节流阀用以调整流量模式,通过流量的调节控制出口处富氮气体的浓度。

对于中空纤维膜组件选取,选用苏州擎邦机械有限公司的 PRISM 膜分离器,其外壳材质为铝合金以减轻重量。PRISM 膜分离器是由多束半渗透薄膜微小的中空纤维丝组成,每个分离器含有数以万计的纤维丝以提供最大限度的分离面积。当混合气体通过高分子膜时,由于渗透率的不同可以达到混合气体分离的目的。根据流量需求选取了 PA3010 型膜分离器,其最大入口允许压力为 1.5 MPa,温度适用范围为  $-10\sim 60^{\circ}\text{C}$ ,其分离效率根据不同进出口参数在 39%~63%,进出口接口均为 NPT 3/8 内螺纹。

对于传感器的选取,温度传感器选用 CWDZ11 通用型温度变送器,采用 PT100 作为温度信号测量元件,其具有体积小、重量轻的特点,具备抗干扰、过载、温度漂移小、稳定性高、测量精度高等优势,温度量程为  $-50\sim 100^{\circ}\text{C}$ ,适用于气体的温度测量,输出方式提供液晶显示器(LCD)现场显示,同时可通过 RS485 通信接口由上位机查询输出数据。

压力传感器选用 CYYZ11 系列通用型压力变送器,可以根据型号不同进行绝压、负压和表压的测量,适用于气体的压力测量。该型号压力变送器采用不锈钢隔离膜片的 OEM 压力传感器作为信号测量元件,具有抗干扰、过载和抗冲击能力强、温度漂移小、稳定性高、测量精度高等优势。压力量程为  $-100\sim 100\text{ MPa}$ ,输出方式为 LCD 现场显示,同时可通过 RS485 通信接口由上位机查询输出数据。

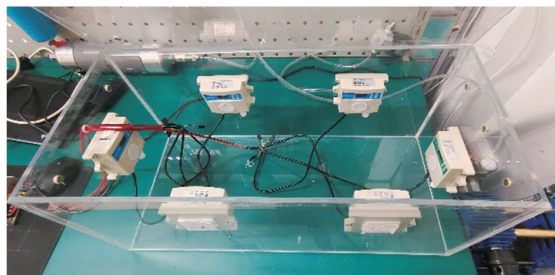
流量传感器选用 MEMS 气体质量流量计, MF5700 系列气体质量流量计计量精度高,灵敏度高,能够对极小的始动流量进行测量,支持多种气体的测量,量程为  $5\sim 200\text{ L/min}$ 。输出方式提供 LCD 现场显示,同时可通过 RS485 通信接口由上位机查询输出数据。

气体含量传感器分为 2 种。第 1 种是管道式,

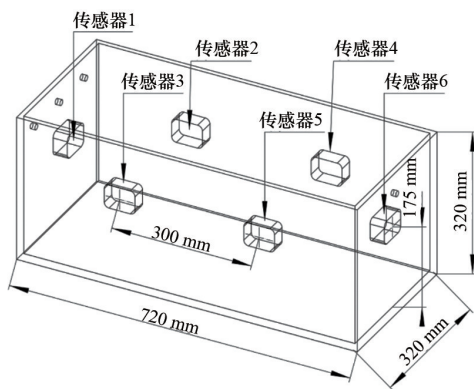
连接在三通接头上测量管道内部流体氧浓度,可以承受一定的气体压力,本实验采用 ND-T100 氧气气体探测器用以富氮气体的含氧量选用,检测量程为 0~30%,适用温度范围  $-40\sim 70^{\circ}\text{C}$ ,同时具备 LCD 数显与 RS485 信号输出能力。第 2 种是壁挂式,用于油箱内部氧气浓度测量,选用 PR300OLED-O2-N01-25VOL2 壁挂式 OLED 显示型氧气浓度传感器,测量范围 0~25%,该传感器装配有 OLED 显示屏,可实时显示当前氧气浓度值,同时具备 RS485 信号输出能力。2 种传感器均可以通过 485 转 USB 模块上传到上位机软件实现氧浓度值的实时监控。

### 1.2.3 油箱上部无油气相空间氧浓度控制系统各项参数的设计

油箱上部无油气相空间氧浓度控制系统主要由实验油箱、冲洗管路和氧气浓度测量装置组成。对于实验油箱的设计,本实验中油箱尺寸设计为  $700\text{ mm}\times 300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$ 。油箱中内壁不同位置放置了 6 个氧浓度传感器分布编号为 1~6 号以对油箱内部的氧浓度进行监测,其布置和编号如图 5 所示。设计传感器的下沿高度略高于 46% 载油率



(a) 油箱内部氧浓度传感器的位置分布实物



(b) 油箱内部氧浓度传感器的位置分布三维透视

图 5 油箱内部氧浓度传感器的位置分布

油箱的液面高度,在靠近进出口的位置设计了2个传感器测量进出口附近空间的氧气浓度,然后分别在油箱左右两侧大约三等分位置设计了4个氧浓度传感器。这样的平面布置可以探究非对称位置进气口对于油箱两侧气相空间惰化效果的影响,也可以探究油箱内冲洗前后端空间惰化效果的差异,6个传感器相对平均地布置在油箱空间内部,其数据平均值可以相对更加精确地表达油箱内的平均氧浓度。

燃油箱体外观呈长方体,由8 mm厚不同尺寸的透明亚克力板黏合而成,内部可设计为由亚克力板构成隔舱排布,箱体上方及侧方开有多个相同尺寸的螺纹孔作为燃油箱的进气口以及排气口,实验过程中闲置的孔位使用铜堵头封塞,使用的孔位通过2-10型气动快速接头与惰性气体制备子系统出口相连接。燃油箱内安装数个壁挂式氧气浓度传感器,用以检测燃油箱内部的氧气浓度分布情况。

对于冲洗惰性气体参数的选取,需要考虑本实验中油箱尺寸、冲洗惰化时间20 min以内、实验设备空气压缩机的功率(2台功率为1600 W的电机),保证获得稳定浓度和足够流量NEA的同时不使空压机出现过压保护和过温保护、中空纤维膜实验测试的分离效率39%~63%。经过试验,设定氮气浓度为88%、流量为20 L/min的NEA作为大流量低浓度的富氮冲洗气体;氮气浓度为93%、流量为10 L/min的NEA作为小流量高浓度的富氮冲洗气体对油箱的气相空间进行惰化。

为了模拟民用飞机对飞机中央油箱的冲洗惰化过程,本研究首先建立了中央油箱按一定体积比例缩小的实验模型,用以模拟无隔舱的中央油箱。实际飞行情况中指定惰化时间内的冲洗总流量正比于燃油箱的体积,所以实验中的冲洗总流量是根据上述缩小比例通过实际飞机油箱体积与实验油箱体积的比值换算得出,试验台搭建参考了波音787采用的座舱引气这一方式,试验台的中空空压机可以模拟实际飞机中的气源,由中空纤维膜制备出的冲洗气体的浓度和实际情况基本一样。实验模型可以为惰性气体流量、浓度的选取提供一定的参考,也为中央油箱中惰性气体喷口位置的优化及探

究油箱中的惰化死角位置提供了一定的参考。

### 1.3 实验数据与理论预测结果的比较

为了验证本研究实验测试结果的正确性,将实验测试结果与文献[21]中的理论计算结果进行比较,以地面冲洗流量需求为例,对理论结果进行归纳如下。

在建立理论模型前,假设条件如下。

1) 富氮气体、油箱气相空间中的氧气、氮气、燃油蒸汽等均视为理想气体;2) 恢复气液传质平衡状态所需时间远小于计算步长;3) 计算步长内,各种气体充分混合,混合气体各处温度、压力、密度等状态参数相同;4) 混合后的气体按气体所占的摩尔分数比成比例排出;5) 富氮气体和气相空间、燃油的温度相同;6) 将惰化标准氧浓度设定为12%(CAAC的标准是从海平面至3048 m,氧浓度不超过12%;3048 m至12192 m,氧浓度从12%线性增加到14.5%)。

在以上假设条件下,建立地面惰化阶段的油箱冲洗惰化流量需求计算模型。飞机处于地面惰化阶段,由于高度不变,外界大气压力不变,所以理论分析中不考虑压力的变化对气体浓度的影响。设定状态1与状态2,两状态之间相差时间为设定的计算步长记为 $\Delta t$ ,单位为s,在此计算步长内,进行数值积分,根据质量守恒定律可得

$$m_{o,1} + Q_{Mg} K_o \Delta t = m_{o,2} + m_{o,3} \quad (1)$$

$$m_{N,1} + Q_{Mg} K_N \Delta t = m_{N,2} + m_{N,3} \quad (2)$$

式中, $m_{o,1}$ 、 $m_{N,1}$ 分别表示状态1气相空间中的氧气和氮气质量, $m_{o,2}$ 、 $m_{N,2}$ 分别表示状态2气相空间中的氧气和氮气质量, $m_{o,3}$ 、 $m_{N,3}$ 分别表示排出油箱外的氧气和氮气质量, $Q_{Mg}$ 表示充入惰性气体的流量,单位为kg/s, $K_o$ 表示充入惰性气体的氧体积分数, $K_N$ 表示充入惰性气体的氮体积分数。

根据理想气体状态方程可得

$$m_{o,1} = \frac{p_{o,1} V}{RT} M_o = n_{o,1} M_o, m_{N,1} = \frac{p_{N,1} V}{RT} M_N = n_{N,1} M_N \quad (3)$$

$$m_{o,2} = \frac{p_{o,2} V}{RT} M_o = n_{o,2} M_o, m_{N,2} = \frac{p_{N,2} V}{RT} M_N = n_{N,2} M_N \quad (4)$$

$$Q_{Mg} K_O dt = \frac{dp_o V}{RT} M_O = dn_o M_O, \quad (5)$$

$$Q_{Mg} K_N dt = \frac{dp_N V}{RT} M_N = dn_N M_N$$

$$m_{o,3} = \frac{dp_{o,3} V}{RT} M_O = dn_{o,3} M_O, \quad (6)$$

$$m_{N,3} = \frac{dp_{N,3} V}{RT} M_N = dn_{N,3} M_N$$

式中,  $p_{o,1}$ 、 $p_{N,1}$ 、 $p_{o,2}$ 、 $p_{N,2}$  分别表示状态 1 和状态 2 下气相空间氧气和氮气分压,  $p_{o,3}$  和  $p_{N,3}$  分别表示排出油箱外氧气和氮气的分压,  $V$  表示油箱气相空间体积,  $M_O$  和  $M_N$  分别表示氧气和氮气的摩尔质量,  $R$  为理想气体常数, 单位为  $J/(mol \cdot K)$ ,  $T$  表示理想气体的热力学温度, 单位为  $K$ 。

将式(3)、(4)、(5)、(6)分别代入式(1)和式(2)中, 可得物质的量守恒方程和压力守恒方程

$$n_{o,1} + dn_o = n_{o,2} + dn_{o,3} \quad (7)$$

$$n_{N,1} + dn_N = n_{N,2} + dn_{N,3} \quad (8)$$

$$p_{o,1} + dp_o = p_{o,2} + dp_{o,3} \quad (9)$$

$$p_{N,1} + dp_N = p_{N,2} + dp_{N,3} \quad (10)$$

式中,  $n_{o,1}$ 、 $n_{N,1}$  分别表示状态 1 气相空间中的氧气和氮气物质的量,  $n_{o,2}$ 、 $n_{N,2}$  分别表示状态 2 气相空间中的氧气和氮气物质的量,  $n_{o,3}$ 、 $n_{N,3}$  分别表示两状态间排出氧气和氮气的物质的量。

忽略混合气体中二氧化碳等少量气体成分, 气相空间中气体总压与分压的关系为

$$p_{t,1} = p_{o,1} + p_{N,1} + p_v \quad (11)$$

$$p_{t,2} = p_{o,2} + p_{N,2} + p_v \quad (12)$$

式中,  $p_{t,1}$  和  $p_{t,2}$  分别表示指定温度下状态 1 和状态 2 油箱内的总压,  $p_v$  表示油箱气相空间内除氧气和氮气之外其余各类少量气体的分压。

根据地面惰化时的特点, 油箱外界大气压力不变, 可得

$$p_{t,1} = p_{t,2} = p_t \quad (13)$$

联立式(9)~(13)可得

$$p_{o,1} + p_{N,1} = p_{o,2} + p_{N,2} \quad (14)$$

$$dp_o + dp_N = dp_{o,3} + dp_{N,3} \quad (15)$$

结合理想气体状态方程可得

$$n_{o,1} + n_{N,1} = n_{o,2} + n_{N,2} \quad (16)$$

$$dn_o + dn_N = dn_{o,3} + dn_{N,3} \quad (17)$$

根据气体排出摩尔数之比与气体分压之比相同, 也与气体摩尔数之比相同, 得

$$\frac{n_{o,2}}{n_{N,2}} = \frac{dn_{o,3}}{dn_{N,3}} \quad (18)$$

联立式(17)和式(18)可解得排出气体的物质的量为

$$dn_{o,3} = c_2 (dn_o + dn_N) \quad (19)$$

$$dn_{N,3} = (1 - c_2) (dn_o + dn_N) \quad (20)$$

式中,  $c_2$  表示状态 2 的氧气浓度。

状态 1 的氧气浓度表示为  $c_1$ , 二者的关系分别为

$$c_1 = \frac{n_{o,1}}{n_{o,1} + n_{N,1}} \quad (21)$$

$$c_2 = \frac{n_{o,2}}{n_{o,2} + n_{N,2}} \quad (22)$$

$\Delta t$  时间内油箱的氧浓度变化  $\Delta c$  为

$$\Delta c = c_2 - c_1 = \frac{n_{o,2}}{n_{o,2} + n_{N,2}} - \frac{n_{o,1}}{n_{o,1} + n_{N,1}} \quad (23)$$

联立式(1)、(3)、(4)、(5)、(6)可得

$$n_{o,2} = n_{o,1} + \frac{Q_{Mg} K_O \Delta t}{M_O} - dn_{o,3} \quad (24)$$

将式(16)和式(24)代入式(23)中, 联立式(5)可得

$$c_2 - c_1 = \frac{(1 - c_2) Q_{Mg} K_O M_N \Delta t - c_2 Q_{Mg} K_N M_O \Delta t}{(n_{o,1} + n_{N,1}) M_O M_N} \quad (25)$$

解式(25)可得状态 2 氧浓度  $c_2$  为

$$c_2 = \frac{Q_{Mg} K_O M_N \Delta t + c_1 (n_{o,1} + n_{N,1}) M_O M_N}{(n_{o,1} + n_{N,1}) M_O M_N + Q_{Mg} \Delta t (K_O M_N + K_N M_O)} \quad (26)$$

根据式(26)可以迭代出地面惰化阶段的理论计算数据。公式(26)可得出在时间间隔  $\Delta t$  的 2 个状态中, 1 状态冲入指定流量惰性气体后状态 2 的氧浓度。图 6 中理论计算数据是在油箱气相空间初始氧浓度即  $c_1$  为 0.21 的情况下, 根据试验油箱的体积换算出初始状态下试验油箱中氧气和氮气物质的量即  $n_{o,1}$  和  $n_{N,1}$  分别为 0.53 mol 和 2.26 mol,  $M_O$  和  $M_N$  表示氧气和氮气摩尔质量分别为 0.032 kg/mol 和 0.028 kg/mol。  $K_O$  表示冲入惰性气体的氧体积分

数,在图6(a)中为0.12,(b)中为0.07; $K_N$ 表示冲入惰性气体的氮体积分数,在图6(a)中为0.88,(b)中为0.93。 $Q_{Mg}$ 表示冲入惰性气体的流量,经过单位换算,在图6(a)中为 $4.238e^{-5}$  kg/s,(b)中为 $2.104e^{-5}$  kg/s。上述参数的值确定后,设定两状态时间间隔 $\Delta t$ 即进行迭代计算中的时间步长为1 s,在状态2的氧浓度即 $c_2$ 小于0.12时停止迭代计算,如此便可得到图6中的理论计算数据,即以指定流量、浓度

的惰性气体冲洗一定时间后油箱内的平均氧浓度。

图6表明使用氧浓度为12%流量为20 L/min的惰性气体冲洗实验装置中的油箱时,其内部平均氧体积分数的变化。其中,实线表示依据上述理论,在设定参数的惰性气体冲洗时油箱内部的氧浓度变化情况;虚线表示实验测试数据,数据为油箱内部6个氧浓度传感器的平均值以模拟油箱内部平均氧体积分数。

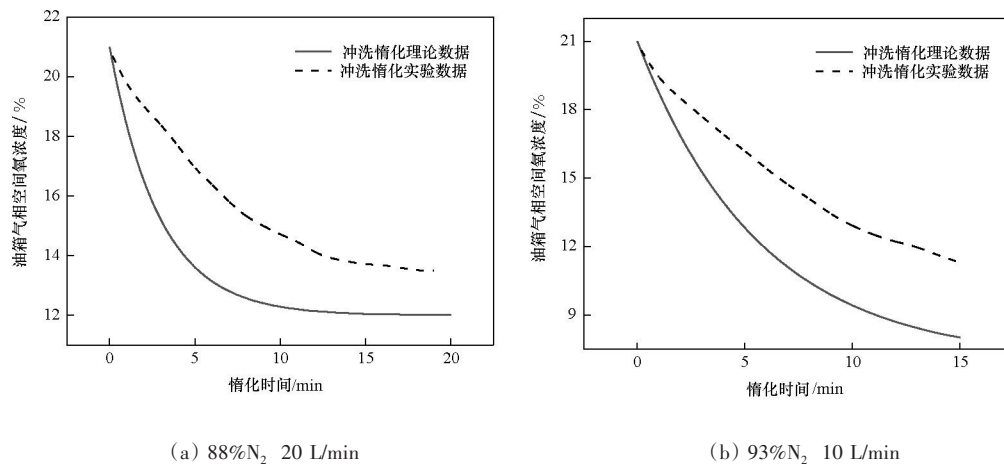


图6 冲洗理论和实验测试比较

实验测试数据中存在一些跳跃点,实验中氧浓度传感器测得的数据无法平滑下降的原因是由于试验台中使用的空压机储气罐容积为100 L,不足以储存一次实验过程中所需的全部压缩空气,又因为空压机存在过温保护使得在实验过程中空压机不能一直处于工作状态,所以每次实验中,当储气罐中的压力低于一定数值时,需要启动空压机对储气罐进行打压。虽然有减压阀的存在,但是当启动空压机进行打压时,压力仍然会有明显的波动。中空纤维分离膜的分离效率受压力影响明显,在打压后膜出口的流量会小幅度增加,且氧气浓度会有一定的下降,这时再通过手动调节节流阀使得制备的惰性气体的流量和浓度恢复到设定值。在每次启动空压机打压和调节节流阀的过程中,由于流量和浓度的小幅度变化,使得传感器记录的数据出现跳跃和波动。更加接近真实情况的实验平台搭建和更加精确的数据测试方案预计可以通过加装真空环境箱和伺服阀实现。

理论与实验结果产生误差的原因有2个方面。一方面是目前所有油箱冲洗理论均假设冲入的气体与油箱内原有的气体均匀混合,排出的是油箱上部气相空间中惰性气体和原有气体均匀混合后的气体,而实验测试和飞行真实情况中,充入的气体无法与原有气体均匀混合且排出的气体为油箱上部气相空间中吹入惰性气体和原有气体未均匀混合的气体,所以在冲入气体未和原有气体均匀混合的真实情况下,实验中的冲洗效果必然不如理论计算中的效果,体现在实验中传感器测得的氧浓度值高于理论计算中的氧浓度值。另一方面是实验所用油箱始终通过通气孔与外界大气联通,会有氧浓度较高的外界大气进入油箱,而理论计算中未考虑从通气口回流的氧浓度更高的气体对油箱内部氧浓度的影响,即理论计算中通入足够流量的惰性气体后,油箱内部的氧浓度可以无限接近吹入惰性气体的氧浓度,而在真实实验中,无论吹入多少流量的惰性气体,其内部氧浓度无法无限接近惰性气体

的氧浓度,导致实验结果比理论结果偏高,但其总体变化趋势一致,可证明实验结果的可靠性。

### 2 实验测试与结果讨论

在油箱的上部和侧壁一共设计了6个不同位置的进气口如图7所示,出气口在4号进气口的对侧,其大小均为2分螺纹孔;在使用一个进气口时,其他进气口均用堵头缠绕生料带堵住,防止漏气等原因影响实验效果。

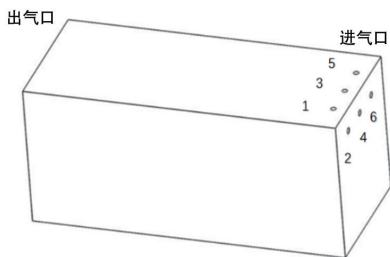


图7 油箱进气口的位置分布

#### 2.1 不同进气口对油箱惰化效果的影响

图8为大流量低浓度NEA在不同传感器位置处测得的惰化数据分布图,可以得到不同冲洗口对油箱内某一个位置的惰化效果,综合衡量出不同进

气口冲洗油箱内部的最优惰化空间和惰化死角。

由图8(a)可看出不同冲洗口对冲洗上端1号传感器附近气相空间的惰化效果,首先分析从油箱上部吹入和侧壁吹入的区别:从1、3、5号冲洗口吹入NEA的惰化效果比从同位置的侧面吹入效果更好,即在相同惰化气体参数和时间可以将1号传感器周围的氧浓度降得更低,从3号进气口冲洗的效果比4号冲洗效果好,由于从3号冲洗口进气对1号传感器的惰化效果明显优于其他进气口,4号冲洗口进气对1号传感器的惰化效果又明显不如其他进气口,可以推测其原因为从上部吹入的NEA刚好吹到1号传感器探头附近,反之从侧面吹入的NEA不能有效吹到几乎冲洗口负方向的1号传感器。再分析从两侧和从中间进气的区别,除了从中上部惰化的效果最好外,从两侧进气的惰化效果略优于从中间进气。上部冲洗口优于侧面冲洗口及两边冲洗口优于中间冲洗口的原因推测为:由于出气口设置在油箱另一端侧壁的中央位置,所以从中间进气的气体容易直接经由油箱中部排出,未对油箱四周进行足够的惰化,同时存在上述提及的惰化死角问题,从左右侧进气、中央排气可以增加气体流动轨迹的复杂程度,可以更好地对油箱四周进行惰化。

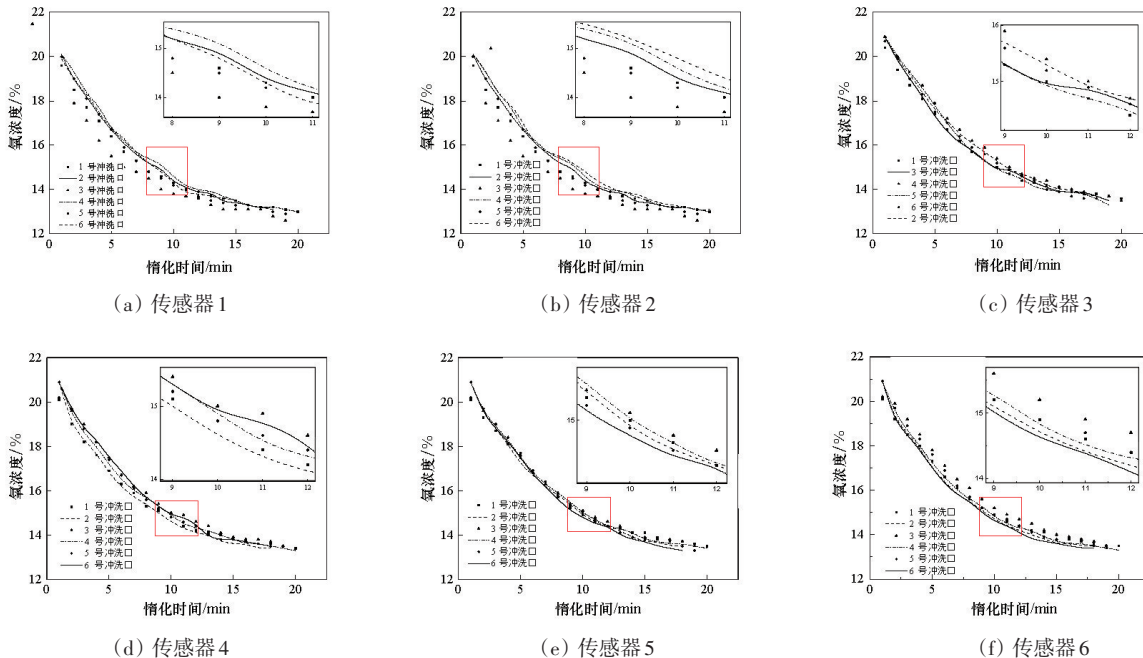


图8 大流量低浓度NEA在不同传感器位置处测得的惰化数据

由图8(b)可看出2号传感器附近气相空间的惰化效果,从3号冲洗口吹入的效果最好,从6号冲洗口惰化效果最差,上部的1、3、5进气口的惰化效果优于侧面进气口。其原因推测为:由于排气口在对侧侧壁面的中间,从侧面中间冲洗气流只经过最简单的中间流经,相较于可以产生更复杂流迹的中间上方进口冲洗,其惰化效果不如后者;从上方吹入时,从传感器位置同侧的进气口吹入可以更快地惰化油箱内同侧气相空间,体现在2号进气口优于6号进气口。

由图8(c)可看出3号传感器附近气相空间的惰化效果,其规律和图8(b)类似:部分时间3号冲洗口冲洗效果最好;从距离传感器更近的上部6号冲洗口吹入的效果优于2号冲洗口;上部的1、3、5进气口的惰化效果优于侧面进气口。

由图8(d)可看出4号传感器附近气相空间的惰化效果,传感器同侧的1、2号冲洗口惰化效果最好,推测原因为和传感器同侧的上部和侧壁冲洗口可以更快地惰化油箱内同侧的气相空间,3号冲洗口的惰化效果最差。由图8(e)可看出,其惰化规律基本和图8(d)一致,传感器气相空间同侧的5、6

号冲洗口惰化效果最好;从油箱中部冲洗的3、4号冲洗口的惰化效果较差,其中3号冲洗口的惰化效果最差。

由图8(f)可看出对于油箱出气口处的6号氧浓度传感器附近的气相空间而言,侧壁的2、6号冲洗口的惰化效果最好,3个油箱上部的冲洗口惰化效果均不如侧壁冲洗口,且中部的3号冲洗口的惰化效果最差。分析原因为出气口相较于油箱体积很小,出口会形成涡流从而影响到出口附近空间的惰化效果。

图9为使用小流量高浓度NEA对实验油箱进行惰化在不同传感器位置处测得的惰化数据分布图。由图9(a)可看出1号传感器附近气相空间的惰化效果,首先分析上部吹入和侧壁吹入的区别:所有传感器数据均表明相同的进气口位置从上方吹入的效果优于从侧壁吹入。再分析从两侧和从中间进气的区别,除了从中上部惰化的效果最好外,从两侧进气的惰化效果略优于从中间进气,其原因推测为:由于出气口设置在油箱另一端侧壁的中心位置,所以从中间进气的体容易直接经由油箱中部排出,未对油箱四周进行足够的惰化,同时

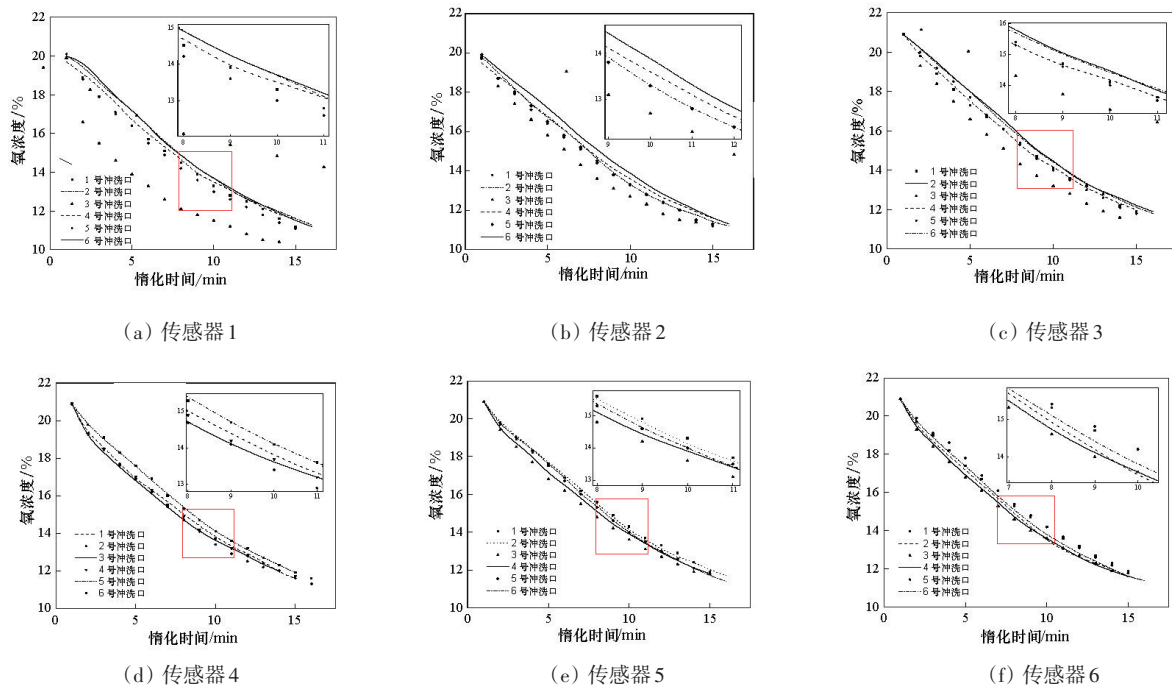


图9 小流量高浓度NEA在不同传感器位置处测得的惰化数据

存在上述提及的惰化死角问题,从左右侧进气中央排气可以增加气体流动轨迹复杂程度,可以更好地对油箱四周进行惰化。

由图9(b)可看出2号传感器附近气相空间的惰化效果,不同位置进气的6组数据中,油箱上部进气口冲洗效果均优于侧壁冲洗口,前者均比后者提前约1 min将气相空间氧浓度惰化到12%,其中3号冲洗口惰化效果最好,靠近传感器的1、2号冲洗口冲洗效果次之。其原因可能为:排气口在对侧侧壁面的中间,从侧壁中间冲洗气流只经过最简单的中间流经,相较于可以产生更复杂流迹的从中间上方进口冲洗,同时从上部进气口向下冲洗的气体可以更好地冲洗到下方密度更大的富氧气体,侧壁进气冲洗的富氮气体不容易冲洗到油箱气相空间的下方,所以上部进气口冲洗效果优于侧壁进气口。

由图9(c)可看出油箱上部进气口冲洗的惰化效果优于侧壁进气口,其中3号冲洗口惰化效果最好;更靠近3号传感器的5号冲洗口惰化效果优于剩下冲洗口惰化效果。

由图9(d)可看出对于4号传感器附近的气相空间惰化效果最好的是2、3号进气口,在惰化时间为10 min时其氧浓度分别降到了13.4%和13.6%,远离4号传感器的5、6号进气口惰化效果最差且几乎一样,在惰化10 min后氧浓度为14.1%,其原因推测为远离进气口的油箱内气相空间内气流流动不如靠近进气口油箱内气相空间气体流动的剧烈,进而惰化缓慢。由此可得,若进气口不在油箱中间,则油箱冲洗后端与冲洗口异侧的气相空间有形成惰化死角的可能。由图9(e)可看出,其惰化规律与图9(d)相似,远离5号传感器的1、2号冲洗口惰化效果最差。

由图9(f)可看出对于油箱出气口附近的气相空间位于中间位置的3、4号进气口的惰化效果最好,在惰化10 min后将氧浓度降为了13.6%,但是测得的氧浓度数据低并不一定代表油箱气相空间的平均氧体积分数低,可能因为进气口和出气口都在油箱中部导致气流没有冲洗到油箱壁面及角落附近,传感器测得的是经过油箱中间流迹且氧浓度低于油箱内平均氧浓度汇聚在出气口的富氮气体

的氧浓度,而非从中部进气口进入的惰性气体已经将油箱的平均氧浓度降到传感器的数值。其余冲洗口针对出口附近气相空间的惰化效果较差且两两对应,同时位于侧壁的2、6号冲洗口惰化效果优于位于上部的1、5号冲洗口,其原因推测为从上部冲洗口进入的气体在油箱出口处产生了大的涡流影响了出口处的惰化效果,其规律与图8(f)一致。

## 2.2 油箱内不同位置的惰化效果的实验

如图10为使用大流量低浓度NEA通过不同位置进气口冲洗时不同传感器位置处测得的惰化数据分布图,可以体现出油箱内各传感器附近气相空间的惰化效果。

由图10(a)可看出由1号进气口对油箱内部气相空间进行冲洗时,其中距离冲洗口最近的1、2号传感器附近气相空间惰化效果最好,与进气口位置同侧的4号传感器附近气相空间惰化效果其次,与进气口位置异侧的3、5号传感器附近气相空间的惰化效果最差。由图10(b)可看出由2号进气口对油箱内部气相空间进行冲洗时,不同传感器附近气相空间的惰化效果规律和图10(a)一致。可以得出,无论从上端还是侧面冲洗,距离冲洗口同侧的气相空间惰化效果优于异侧空间的惰化效果,冲洗前端的惰化效果优于冲洗后端的惰化效果。

由图10(c)可看出从3号冲洗口进行冲洗惰化时,油箱前端中间1号传感器附近气相空间惰化效果最好,惰化10 min后氧浓度为13.8%,因为冲洗口正对着1号传感器探头前气相空间进行冲洗,油箱前端左右气相空间的惰化效果其次,而2号和3号传感器数据有一定的差值,由于惰化前两传感器初始数据便有一定的误差,所以推测为氧浓度传感器的误差,虽有误差但是其惰化效果仍然在其他数据之间,所以仍旧可以反映其惰化效果的规律。惰化效果最差的油箱出口处的气相空间,6号传感器在惰化10 min后氧浓度为15.2%,而油箱油箱后端的左右气相空间的惰化效果次之且对称,原因推测为后端冲洗气体的氧浓度有所提升所以惰化效果减弱。

由图10(d)可看出4号冲洗口的惰化规律基本与3号冲洗口一致,依旧是最靠近进气口的1号传

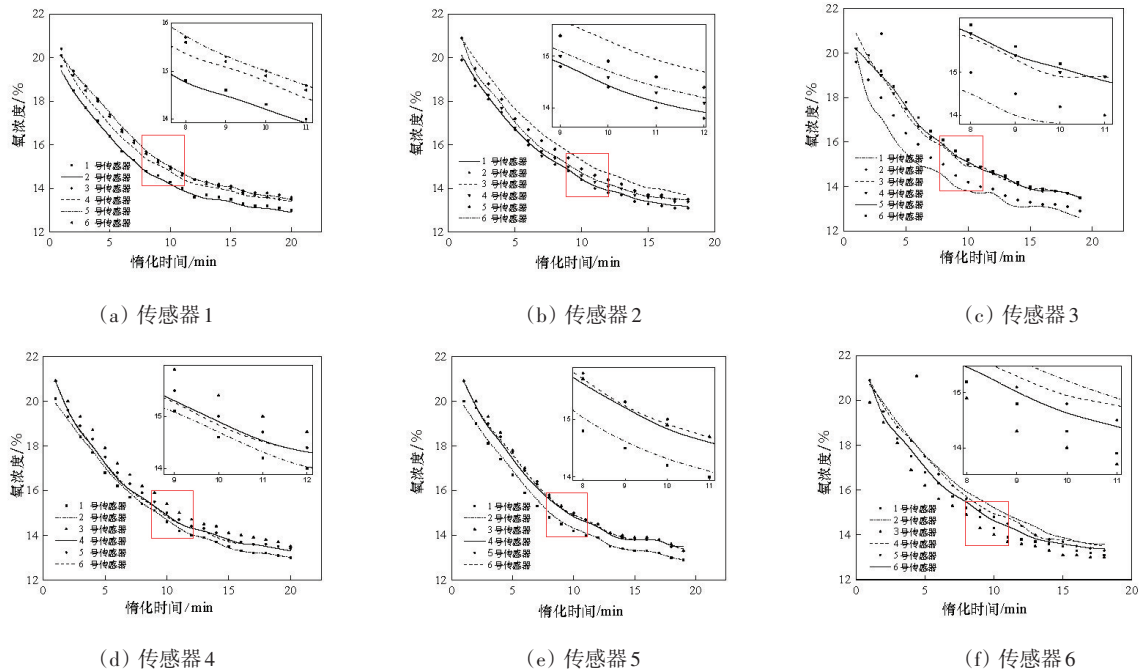


图10 大流量低浓度NEA采用不同冲洗口测得的惰化数据

感器附近气相空间惰化效果最好,油箱前端2号惰化效果其次,距离入口次远的4、5号传感器位置惰化效果最差,惰化规律唯一不同的在于出口处惰化效果较好,其原因推测为从4号侧壁冲洗口冲洗时,在对侧出口产生的涡流对惰化效果的影响小于3号冲洗口。

由图10(e)可看出从5号冲洗口冲洗时,最靠近进气口的1号传感器处气相空间的惰化效果最好;同侧3、5号传感器测得的数据优于异侧4号传感器;最远处的出口处惰化效果最差,推测可能原因有二:一是NEA经过油箱前端浓度最高,冲洗到最靠近出口的6号传感器附近时,其氧浓度已经有所升高,惰化效果不如前端;二是最靠近出口的位置受到出口处与外界相通的高氧浓度的大气影响,会持续冲弱惰化效果,其规律和1号冲洗口一致。

由图10(f)可看出由6号进气口对油箱内部气相空间进行冲洗时油箱内各位置的氧浓度变化,其中距离冲洗口最近的1、3号传感器附近气相空间惰化效果最好,出气口位置处的6号传感器附近气相空间惰化效果其次,推测为所有惰性气体无论流经均汇集于此从出口排出,其惰化流量大于油箱两

侧所以惰化效果更好;由于1号传感器附近氧浓度低于出口6号传感器附近可得油箱靠近进气口的气相空间惰化效果更好,2号传感器处惰化效果最不好,推测为惰化死角,与进气口位置异侧的4号传感器附近气相空间的惰化效果也不如其他空间区域,其规律和2号冲洗口一致。

图11为使用小流量高浓度NEA通过不同位置进气口冲洗时,不同传感器位置处测得的惰化数据分布图,可以体现出油箱内各传感器附近气相空间的惰化效果。

由图11(a)可看出从油箱1号冲洗口冲洗时,惰化效果最好的是离进气口最近的气相空间,在惰化10 min后1、2号传感器监测的氧浓度为13.3%,惰化效果最差的是进气口对角处即油箱冲洗异侧后端的气相空间,在惰化10 min后5、6号传感器监测的氧浓度为14.3%和14.2%,冲洗口对侧5号传感器附近气相空间惰化效果较差原因推测为惰化流量低于进气口出气口附近气相空间,且惰化气体经过油箱前端的冲洗惰化后再用来惰化该区域时,其含氧量较高,无法高效降低空间内氧浓度;出口处6号传感器附近气相空间虽然冲洗流量大,但是

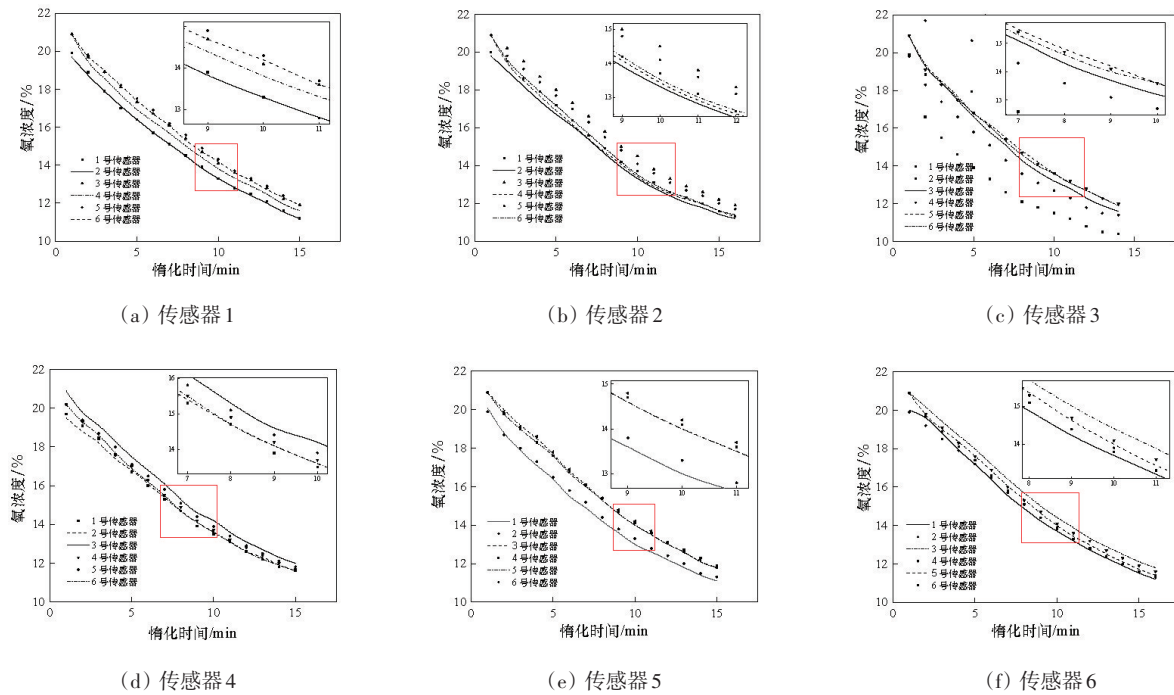


图 11 小流量高浓度NEA采用不同冲洗口测得的惰化数据

冲洗气体的含氧量较高且与外界大气相通,同时出口处产生的涡流对惰化效果有一定的影响,所以惰化效果不如油箱内其他气相空间。

由图 11(b)可看出从油箱侧壁 2 号进气口冲洗时,油箱内部各个位置惰化效果最好的是与 2 号进气口同侧的气相空间,油箱出气口处气相空间惰化效果次之。进气口另一侧气相空间的惰化效果较差。其原因推测为:冲洗口一侧的气相空间在冲洗时得到了充分的惰化,同时大量惰性气体在排除前汇聚在油箱出气口附近,且出口处产生的涡流对惰化影响小于位于油箱上部的冲洗口产生的涡流,从而此处气相空间惰化效果较好。

由图 11(c)可看出从油箱上部中间的 3 号冲洗口进行冲洗惰化时,惰化效果最好的是 1 号传感器附近的气相空间,冲洗前端 2、3 号传感器附近气相空间惰化效果其次,冲洗后端惰化效果较差,油箱前后端的左、右气相空间的冲洗效果对称。由图 11(d)可得,从油箱上部侧面的 4 号冲洗口进行冲洗惰化时,依旧满足最靠近进气口的 1 号传感器处惰化效果最好,而聚集所有惰化流量的出口处惰化效果次之,油箱冲洗前端惰化效果优于冲洗后端。

由图 11(e)、(f)可看出 1、2 号传感器的数值始终低于其他传感器,是因为传感器误差使得初始值低于其他传感器,在前文探究不同冲洗口对相同传感器附近空间惰化效果的影响中,该误差不对试验结果分析造成影响。冲洗后端同侧的惰化效果优于异侧,从侧面冲洗时出口处惰化效果优于冲洗后端,从上部冲洗口冲洗时出口处惰化效果最差。其原因分析同上述图 11(a)、(b)。

### 3 结论

本研究根据中空纤维分离膜惰化技术和已有燃油惰化系统的结构布局,搭建了一种飞机燃油箱惰化系统地面试验平台。通过在试验中改变惰性气体流量、浓度以及进气口的位置,探究其对飞机燃油箱惰化系统惰化特性的影响情况,试验测试结果如下。

1) 试验平台膜组件制备出的小流量高浓度和大流量低浓度的 2 种惰性气体,小流量高浓度的惰性气体能更快地将相同初始场中的氧浓度降低到指定标准。

2) 出气口附近气相空间的惰化效果受进气口位置影响较大,当进气口位于油箱侧壁时出气口附近惰化效果较好,当进气口位于油箱上部时其出气口处气相空间惰化效果较差。

3) 冲洗口位于油箱两侧时的冲洗惰化效果优于充气口位于油箱中间位置;距离冲洗口越近的气相空间的惰化效果好;对于油箱冲洗前端气相空间的惰化效果,3号冲洗口的效果最佳。

### 参考文献(References)

- [1] Abramowitz A, Boris P. Characterization of an oxygen/nitrogen permeable membrane system[R]. New York: FAA, 1996.
- [2] 雷延生, 王澍. 基于FAA适航要求的飞机燃油箱防爆技术研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2011(3): 23-27.
- [3] 闫红敏. 军用飞机燃油箱的氮气惰化特性研究[D]. 沈阳: 沈阳航空工业学院, 2006.
- [4] 刘小芳, 刘卫华. 飞机供氧和燃油箱惰化技术概况[J]. 北华航天工业学院学报, 2008(3): 4-7.
- [5] 冯诗愚, 刘冠男, 江荣杰, 等. 飞机燃油箱机载惰化技术研究现状与发展趋势[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 616-625.
- [6] CCAR-25-R4 中国民用航空规章第25部-运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民航总局, 2011.
- [7] 蒋东升, 孙兵, 刘文彪, 等. 膜分离器及其机载应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S1): 168-172.
- [8] 刘小芳, 刘卫华, 钱国诚, 等. 机载中空纤维膜富氮性能实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 976-980.
- [9] 黄雪飞. 膜制氮技术在民用飞机油箱防火防爆上的应用与发展[C]//飞机机电系统理论与实践——第二届民用飞机机电系统国际论坛论文集. 北京: 中国航空学会, 2015: 191-194.
- [10] 邵垒, 刘卫华, 冯诗愚, 等. 机载空分装置富氮气体流量及影响因素[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1): 141-146.
- [11] 薛勇, 刘卫华, 高秀峰, 等. 机载惰化系统中空纤维膜分离性能的实验研究[J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(3): 107-111.
- [12] 蔡琰, 林贵平, 曾宇, 等. 中空纤维膜机载制氮装置的数学建模分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2100-2107.
- [13] 冯诗愚, 卢吉, 刘卫华, 等. 机载制氮系统中空纤维膜分离特性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1332-1339.
- [14] Katoh T, Tokumura M, Yoshikawa H, et al. Dynamic simulation of multicomponent gas separation by hollowfiber membrane module: Nonideal mixing flows in permeate and residue sides using the tanks-in-series model[J]. Separation and Purification Technology, 2011, 76(3): 362-372.
- [15] 汪明明, 冯诗愚, 蒋军昌, 等. 飞机燃油箱冲洗与洗涤惰化技术比较分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(5): 614-619.
- [16] 黄雪飞, 刘文怡, 冯诗愚, 等. 单流和双流模式对燃油箱冲洗惰化过程影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(4): 435-441.
- [17] Cavage W, Bowman T. Modeling in-flight inert gas distribution in a 747 center wing fuel tank[J]. Immunology Letters, 2005, 1(2): 61-65.
- [18] Buns M, Cavage W. Ground and flight testing of a Boeing 737 center wing fuel tank inerted with nitrogen enriched air[R]. New York: FAA, 2001.
- [19] Michael B, William M C, Richard H, et al. Flight-testing of the FAA Onboard inert gas generation system on an airbus A320[C]//International Fire and Cabin Safety Research Conference 2004. Lisbon, Portugal: Federal Aviation Administration, 2004:15-18.
- [20] 黄光容. 燃油箱惰化系统的数值研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2011.
- [21] 魏树壮. XX型飞机燃油箱惰化系统设计与仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [22] 张声奇, 王学德, 王志伟, 等. 多隔舱燃油箱惰化流场的数值模拟与分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 838-843.
- [23] 鹿世化. 油箱惰化空间浓度场模拟和气流优化的理论与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [24] Shao L, Liu W H, Li C Y, et al. Experimental comparison between aircraft fuel tank inerting processes using NEA and MIG[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(7): 1515-1524.
- [25] Feng S Y, Li C Y, Peng X T, et al. Digital holography interferometry for measuring the mass diffusion coefficients of  $N_2$  in RP-3 and RP-5 jet fuels[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(8):1093-1099.

## Experimental analysis on influencing factors of aircraft fuel tank inerting characteristics

SUN Yigang, GUAN Xin, LIU Bingfei\*

School of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjing 300300, China

**Abstract** The fire or explosion of the aircraft fuel system is one of the main causes of aircraft crash. It is necessary to carry out theoretical and experimental researches on the fire and explosion protection capabilities of aircraft fuel tanks. The fuel inerting system has been developed in recent years. In the use of civil aircraft fuel tank inerting system, whether the optimal inerting efficiency can be achieved is one of the hot issues widely concerned. In order to study the influence of different factors on the inerting characteristics of the fuel tank, a set of aircraft fuel inerting test device was designed and developed firstly to simulate the washing inerting process of the aircraft fuel tank, and then the influence of different inlet flow, concentration and inlet position on the inerting characteristics of the aircraft fuel tank inerting system was explored. The research can provide theoretical guidance and technical support for the further development and application of domestic civil aircraft fuel inerting devices.

**Keywords** explosion-proof of the fuel tank; fuel tank inerting system; nitrogen-enriched air ●



(责任编辑 王丽娜)