

# 缝隙式机载真空压力调节活门的研制与设计<sup>\*</sup>

周跃飞

(中国民用航空飞行学院广汉分院, 广汉 618307)

**[摘要]** 针对 Cessna(塞斯纳)172R 飞机真空系统故障率高的现象,研究了现有机载真空压力调节活门的结构特点,为该机型的真空系统设计一种缝隙式真空压力调节活门,该活门可视情况及时地清除缝隙部位污物,从而降低真空系统的故障率,提高飞机的安全性。

**关键词:** 真空; 压力; 调节; 缝隙

## Development and Design of Slot Airborne Vacuum Pressure Regulating Valve

ZHOU Yuefei

(China Guanghan SUB-College, Civil Aviation Flight University, Guanghan 618307, China)

**[ABSTRACT]** According to the phenomenon of high rate fault in Cessna 172R vacuum system, we have studied the structural characteristics of the existing airborne vacuum pressure regulating valve, designed a slot vacuum pressure regulating valve, which could timely clear the dirt in slot, thereby could reduce the failure rate of the vacuum system, and improve the safety of the aircraft.

**Keywords:** Vacuum; Pressure; Regulating; Slot

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2016.07.069

飞机真空系统为轻型飞机的基本系统,该系统的作用是提供预定压力及流量的清洁气源来驱动机载陀螺仪表,一般由真空泵、压力调节活门、压力指示、警告组件及相关导管组成。飞机真空系统的工作受发动机控制,由于频繁及长时间工作,真空系统故障率一直较高。本文将为真空系统设计一种缝隙式真空压力调节活门,使其具备可视情况自动及时清除缝隙部位污物的实用特性,从而降低真空系统故障率,提高飞机安全性<sup>[1-2]</sup>。

### 1 飞机真空压力调节活门现状

结合 Cessna172R 飞机的真空压力调节活门的工作环境对其结构进行分析,可以初步判断该机型真空系统的故障率高发原因有两个:

(1)真空压力调节活门的工作环境恶劣,其安装位置位于驾驶舱仪表板后面的发动机防火墙上,该部位周边油渍较多,且工作人员长期在此活动,扬尘较多,导致真空压力调节活门的缝隙部位被尘埃和油气混合物封堵,从而失去调节功能。

(2)由于真空压力调节活门自身的设计缺陷,使得封堵的堵塞物不易被去除,只得重新更换真空压力调节活门。

### 2 缝隙式真空压力调节活门

鉴于上述原因,可为该型真空系统设计一种新型可视情况及时清除缝隙部位污物的真空压力调节阀,该阀门作为一独立构件,其工作原理为:通过固定在胶木上的弹簧与真空调节装置底座伸入的调节茎杆链接,被支撑托架托放在真空调节装置顶部,调节阀整体为一圆饼形构件,其一面为硬壳结构,通过另一环状物夹紧一韧性材料,在韧性材料的中央内外侧有两个等圆形胶木相互夹接,而在外侧的胶木中心还固定一鼓形弹簧,通过拉伸弹簧可带动胶木向外位移,松开弹簧,在韧性材料张力作用下,胶木又随韧性材料回到原来的平面<sup>[3-5]</sup>。

该调节活门的结构及内部剖视图如图 1 所示。

从图 1 可见,调节阀装有弹簧的一端向下,并将弹簧插入调节歧管内,使整个调节阀平放在真空调节装置的支撑托架上,通过旋入弹簧的调节茎杆将调节阀与整个真空调节装置连为一体。鼓形弹簧端头内径与

<sup>\*</sup> 基金项目:中国民用航空飞行学院科研基金项目(XM0877)。

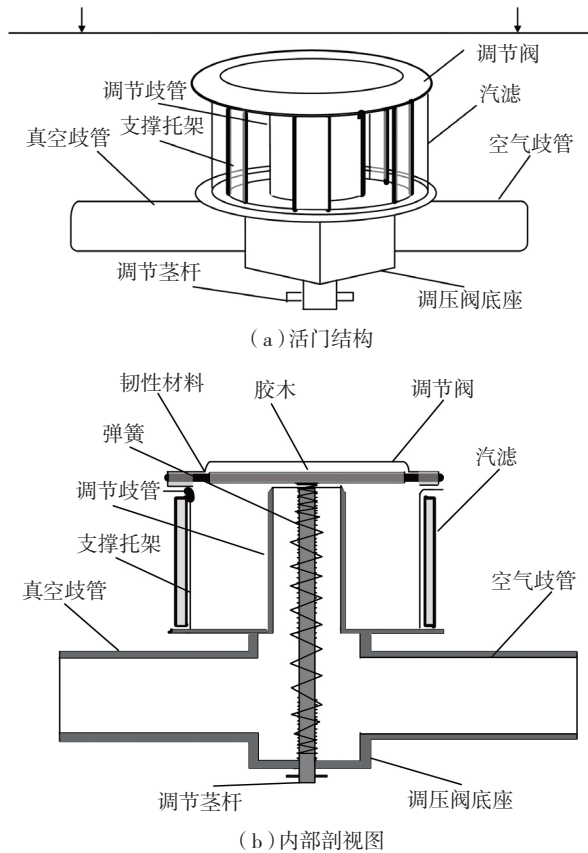


图1 真空压力调节活门结构及其剖视图

Fig.1 Vacuum pressure regulating valve structure and its cross-sectional view

调节茎杆相匹配,正好可以让调节茎杆旋入,但中部内径较大,调节茎杆不与其接触。调节茎杆旋入弹簧后一直上行,弹簧顺螺纹下行逐渐拉伸,带动圆形胶木下移贴紧调节歧管,弹簧越被拉伸,胶木与调节歧管贴的越紧,旁通进气越少,在空气歧管抽气量固定时,真空歧管内被抽吸的空气量增加,其真空度值就越大,反之越小。根据飞机真空系统的需要,弹簧的拉力在 18~26N 时,渗入胶木与调节歧管之间缝隙的调节空气量正好使真空调节器真空歧管内的真空度值达到设备需要的 114.3~139.7mmHg。

### 3 验证测试

#### 3.1 平台测试

该真空压力调节活门是为 Cessna172R 飞机设计安装的,已知该机机载真空泵(件号: rap215cc)为干式旋片真空泵。

根据旋片真空泵的几何抽速计算公式:

$$S = \frac{\pi Z n L K_v (D^2 - d^2)}{(25 \times 10^4)}$$

式中:  $S$  为抽气速率(L/s),  $Z$  为旋片数,  $n$  为转速(r/

min),  $L$  为泵腔长度(cm),  $D$  为泵腔直径(cm),  $d$  为转子直径(cm),  $K_v$  为容积利用系数(一般取 95%)。

当飞机螺旋桨的转速从 1000r/min 上升至额定转速 2100r/min 时,结合机载真空泵的技术参数,可以计算出真空泵的抽吸量变化范围为 1.11~2.33L/s,而在此转速范围内飞机操作手册要求真空系统的指示值为  $(127 \pm 12.7)$ mmHg,在抽吸量不断变化时,又要严格控制真空度,这就是真空压力调节活门的作用所在。

为验证真空调节活门在不同空气流量时的真空度,特将其连接于真空系统空气流量与压力测试平台,如图 2 所示。



图2 真空系统空气流量与压力测试平台

Fig.2 Vacuum system air flow and pressure test platform

真空泵工作时,空气从主汽滤被吸入,吹动陀螺仪转子叶轮,从真空压力调节活门的真空歧管流入,从空气歧管流出,设该气流为真空管路内的主气源  $A$ ,如图 3 所示。由于主气源  $A$  的存在,在调节歧管内产生负压,调节歧管和胶木的缝隙处由于内外压差的存在,有部分气流从缝隙处渗入调节歧管内,形成气流  $B$ ,气流  $B$  的大小与缝隙的开度及内外压差相关。最后,主气源  $A$  和气流  $B$  在空气歧管汇成气流  $C$  被真空泵抽出。在真空泵抽气量一定的时候,即气流  $C$  不变,如果气流  $B$  变大,那主气源  $A$  将变小,管路内真空度也将变小,因此气流  $B$  的大小决定了真空度的大小,所以将气流  $B$  称为调节气源  $B^{[6]}$ 。

通过在平台上的测试,模拟出发动机转速变化时真空泵抽吸的空气流量,然后记录在不同流量下真空度表的读数,绘制出图 4。通过图 4 可以看出,在真空泵抽吸流量  $C$  较小时(1.0L/s 以下),由于调压器内外压差较小,调压阀上的韧性材料还未被往下拉伸,胶木和调节歧管间的缝隙较大,调节气源  $B$  相对较大,因此真空度很低;

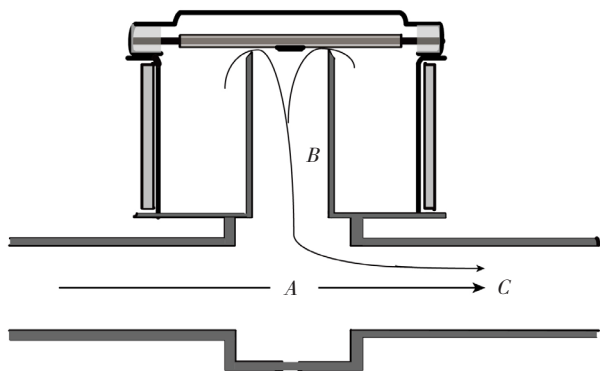


图3 气流流向示意图

Fig.3 Schematic diagram of air flow

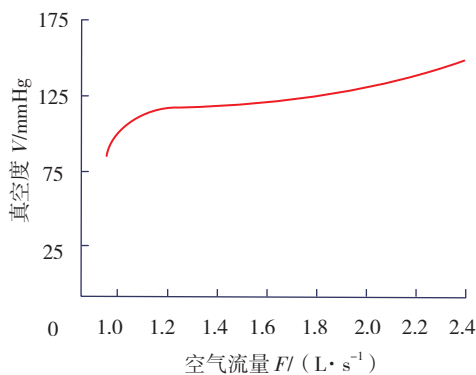


图4 空气流量与真空度关系

Fig.4 Relation of air flow and vacuum

当空气流量较大时(1.2~2.2L/s),随着真空泵抽吸量增大,调压器内外压差增大,胶木和调节歧管间的缝隙随着压差的增大而变小,从而控制调节气源 $B$ 的大小,使调压器真空歧管入口的真空度保持在125mmHg汞柱左右;当空气流量很大时(2.4L/s以上),由于真空度的增大,胶木和调节歧管间的缝隙变得很小,已无调节距离,调节气源 $B$ 为一恒定流量,所以真空度随着外界抽吸量的变大而变大<sup>[7]</sup>。

### 3.2 装机测试

为测试真空调压活门在飞机上的工作性能,将其安装于Cessna172R飞机上进行装机测试。机载环境相对于试验平台复杂很多,具有以下几个特点:

(1)机载真空泵性能是个变量,当机载的旋片式真空泵刮片磨短后,真空泵内部漏气率增加,将使真空泵性能变差,管路内真空度将变小。此时,通过调节茎杆顺时针旋转,弹簧被拉伸,固定弹簧的胶木被下拉,镶嵌在胶木边缘的韧性材料也被拉伸,当弹簧与韧性材料两者的力平衡时,胶木给调节歧管施加一恒定的压力,两者结合部的环状缝隙减小,从环状缝隙处流入的调节气源 $B$ 减小,在真空泵转速一定、抽吸能力不变的情况下,主气源 $A$ 的流量将增大,在歧管及其前端管路内的真空度将增大。同理,调节茎杆向反时针旋转时,管路内真

空度将下降。

(2)发动机转速是个变量,当发动机转速增加时(从1000r/min向上增加),随着转速的增加,真空泵的抽吸量变大,需要抽出更多的空气,此时气流 $A$ 受中央主气滤过滤速度限制,不能及时补充被真空泵抽出的空气,使得真空管路内真空度有增大趋势<sup>[8-9]</sup>。此时,在调压活门内部,由于胶木和调节歧管两者结合部的环状缝隙的存在,当调节歧管内外压差增加时,环状缝隙处流入的调节空气 $B$ 流量随之增大,主气源 $A$ 和调节气源 $B$ 叠加,可以补充气流 $A$ 流量的不足,避免管路内真空度上升。反之,当发动机转速下降时(从大转速向1000r/min降低),调节歧管内外压差逐渐减小,调节空气 $B$ 流量递减,让真空泵对真空管路保持预定的抽吸力,避免管路内真空度下降,此时调节活门的调节特性如图5(曲线1)所示。

(3)座舱空气洁净度较差,当真空压力调节活门工作较长时间后,其调节阀的胶木和调节歧管缝隙部位被尘埃和油气混合物封堵时,调节气源 $B$ 将减小甚至为零,真空泵所抽吸的空气大部分甚至全部来自于主气源 $A$ ,此时如果发动机转速变化而引起真空泵抽吸能力改变后,在系统管路内真空度必然变化,真空度的大小与发动机转速成正比,真空度的变化率与发动机转速的变化率成正比,而且缝隙堵塞越严重,变化越明显,此时真空调节活门失去调节能力,调节活门的调节特性如图5(曲线2)所示。

如果调节活门全开,真空泵所抽吸的空气几乎全为调节气源 $B$ ,此时的调节活门的调节特性如图5(曲线3)所示。

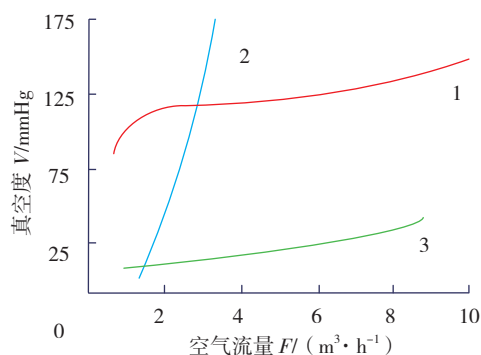


图5 装机测试性能曲线

Fig.5 Airplane test performance curve

## 4 结论

当真空调压活门被堵塞而影响真空度的调节能力后,以往的维护经验是直接更换一新的真空调节活门,因为AA2H3-2真空调节活门自身设计缺陷,堵塞物不

易清除且清除后效果不佳。本文设计的真空调节活门由于调节阀体自身为独立可拆卸部件,当缝隙部位被封堵时,可以拧动调节茎杆,将调节茎杆从弹簧里拧出,即可卸下阀体对附在胶木及调节歧管口的污物彻底清除,并结合发动机试车的参数,视情做相关的保养修理工作。最后将调节茎杆旋入弹簧里,预设相应拉力,即可得到需要的缝隙,整个真空调节活门又可重新投入工作,既减少维护工作量又提高了经济性。

### 参考文献

[1] 杜仲, 阎成鸿. 飞机真空泵故障模式分析[J]. 真空, 2011(5):16-19.  
 DU Zhong, YAN Chenghong. Analysis of trouble modes of aircraft vacuum pump[J]. *Vacuum*, 2011(5):16-19.

[2] 王飞只. 西门诺尔飞机真空泵使用寿命短原因分析及解决方法[J]. 装备制造, 2010(4):161-163.  
 WANG Feizhi. The reason and solution of the short life of the vacuum pump of simonoel aircraft[J]. *Equipment Manufacture*, 2010(4):161-163.

[3] 郭成超, 廖前进. 一种硬平面压力活门装置: 中国, 103603978A[P]. 2014-02-26.  
 GUO Chengchao, LIAO Qianjin. A hard plane pressure valve device: CN, 103603978A[P]. 2014-02-26.

[4] 卢文荣, 黄亮亮, 翁亚栋. 一种能调节真空度的装置: 中国, 103574049A[P]. 2014-02-12.  
 LU Wenrong, HUANG Liangliang, WENG Yadong. A device capable of adjusting the degree of vacuum: CN, 103574049A[P]. 2014-02-12.

[5] 张浩, 张楠. 一种压力真空度可调节的真空泵: 中国, 103671016A[P]. 2014-03-26.  
 ZHANG Hao, ZHANG Nan. A pressure vacuum adjustable vacuum pump: CN, 103671016A[P]. 2014-03-26.

[6] 练夏林, 何敏, 陈伟强, 等. 一种控制封闭腔体内气体压力的机电式通气活门: 中国, 103569370A[P]. 2014-02-12.  
 LIAN Xialin, HE Min, CHEN Weiqiang, et al. A closed control of gas pressure inside the cavity of the electromechanical valve: CN, 103569370A[P]. 2014-02-12.

[7] 谷俊. 航空发动机滑油系统高空通风活门空中特性研究[J]. 航空科学技术, 2013(1): 45-48.  
 GU Jun. Study of ventilation valve for aero-engine lubrication system in flight performance[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2013(1): 45-48.

[8] 黄可, 何宇廷, 魏鹏, 等. 某型飞机排油排气活门可靠性增长试验方法研究[J]. 机床与液压, 2010(19):141-143.  
 HUANG Ke, HE Yuting, WEI Peng, et al. Certain aircraft drain exhaust valve reliability growth testing methods[J]. *Machine Tool & Hydraulics*, 2010(19):141-143.

[9] 霍昱旭, 李玉忍, 宋颖慧. 飞机座舱压力气动调节系统的建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2014(1):36-40.  
 HUO Yuxu, LI Yuren, SONG Yinghui. Modeling and simulation of aircraft cabin pressure air conditioning system[J]. *Computer Simulation*, 2014(1): 36-40.

(责编 古京)

(上接第68页)  
 义应力的大小,当耳孔处的宽度改变为 52mm,或者厚度改变为 12mm 时,疲劳寿命可满足寿命目标。

### 参考文献

[1] 俞茂宏, YOSHIMINE M, 强洪夫, 等. 强度理论的发展和展望[J]. 工程力学, 2004, 21(6): 1-20.  
 YU Maohong, YOSHIMINE M, QIANG Hongfu, et al. Advance and prospects for strength theory[J]. *Engineering Mechanics*, 2004, 21(6): 1-20.

[2] 许占显. 用检测残余应力方法预报航空件突变断裂的可行性[J]. 航空制造技术, 2004(5): 69-72.  
 XU Zhanxian. Feasibility for predicting discontinuous fracture of aeronautical part by using the residual-stress detecting method[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2004(5): 69-72.

[3] 董彦民, 刘文斑, 杨超. 军用飞机结构耐久性设计的细节疲劳额定值方法[J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2357-2364.  
 DONG Yanmin, LIU Wenting, YANG Chao. Military aircraft durability design method based on detail fatigue rating[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(12): 2357-2364.

[4] 王远达, 梁永胜, 王宏伟. 飞机结构的耐久性与损伤容限设计[J]. 飞机设计, 2009, 29(1): 37-43.  
 WANG Yuanda, LIANG Yongsheng, WANG Hongwei. Design of durability and damage tolerance for aircraft structure[J]. *Aircraft Design*, 2009, 29(1): 37-43.

[5] 王磊, 刘文斑. 飞机结构疲劳关键部位损伤与可靠性评定技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(1): 84-87.  
 WANG Lei, LIU Wenting. Technology on evaluating damage and reliability of aircraft structure fatigue critical parts[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(1) 84-87.

[6] 高东宇, 林日新. 飞机机翼疲劳断裂过程的有限元分析[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2006, 11(3): 18-21  
 GAO Dongyu, LIN Rixin. Finite element analysis of aerofoil fatigue failure[J]. *Journal of Harbin University of Science and Technology*, 2006, 11(3): 18-21.

[7] 么森. 某型飞机前起后接头连接区疲劳寿命分析[J]. 科学技术与工程, 2007, 7(20): 5446-5449.  
 YAO Sen. Fatigue life analysis for the back joint joints of front undercarriage of an aircraft[J]. *Science Technology and Engineering*, 2007, 7(20): 5446-5449.

[8] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 9 册: 载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.  
 "Aircraft design manual" editorial board. *Plane design manual in book 9: load, strength and stiffness*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.

[9] 《工程材料实用手册》编辑委员会. 工程材料实用手册第 3 卷: 铝合金、镁合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.  
 "Engineering Materials and Practical" Editorial Board. *Engineering materials and practical manual in book 3: aluminium alloy and magnesium alloy*[M]. Beijing: Standards Press of China, 2002.

[10] 航空工业部科学技术委员会. 应力集中系数手册[M]. 北京: 高等教育出版社, 1990.  
 Aviation Industry Science and Technology Commission. *Stress intensity factors manual*[M]. Beijing: Higher Education Press, 1990.

(责编 古京)