

文章编号:1674-8190(2021)02-150-07

民用飞机的大气数据模块功能性分析

李建苏,陈才扣

(扬州大学 信息工程学院,扬州 225127)

摘要:目前,国内外对于民用飞机大气数据系统的研究多集中于大气数据计算机和皮托管气动特性方面,而鲜有关于大气数据模块对大气数据系统提供有效数据的研究。为了研究大气数据模块对民用飞机压力管路和数据精度的影响,以机上管路和高度参数建立模型,对大气数据惯性基准系统中大气数据模块的组成结构、工作性能进行分析,得到CRJ200、G450和G550三种机型的大气测试数据,并找到造成不同误差范围的原因。结果表明:装有大气数据模块的G450和G550机型能够有效提高飞机的渗漏精度,实时反映民用飞机的大气数据信息;大气数据模块的使用对管道变形、渗漏以及数据精度等问题有重大改善,可为民用飞机大气数据系统设计提供参考。

关键词:民用飞机;大气数据;精度;误差;性能

中图分类号: V241

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.02.18

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Functional Analysis of Air Data Modules for Civil Aircraft

LI Jiansu, CHEN Caikou

(School of Information Engineering, Yangzhou University, Yangzhou 225127, China)

Abstract: At present, the research of the civil aircraft atmospheric data system in academic circles mostly focuses on the atmospheric data computer and the aerodynamic characteristics of pitot tube, however, there is little research on the effective data provided by the atmospheric data system in the specific atmospheric data module. The influence of atmospheric data module on the pressure pipeline and data precision of civil aircraft is studied in this paper. The structure and performance of the atmospheric data module in the atmospheric data inertial reference system are analyzed, the atmospheric test data on the three different types of aircraft (CRJ200, G450 and G550) are obtained, and the reason of the different error range is found out. By comparing the measured data of three different types of aircraft, it is concluded that G450 and G550 with air data module can improve the leakage accuracy of aircraft and reflect the air data of civil aircraft in real time. It is found that the analysis of atmospheric data module can greatly improve the problems of pipeline deformation, leakage and data precision, which can provide reference for the design of civil flight atmospheric data system.

Key words: civil aircraft; air data; accuracy; error; performance

收稿日期: 2020-05-25; 修回日期: 2020-09-26

基金项目: 国家自然科学基金(60875004)

通信作者: 李建苏, www.lulifang@qq.com

引用格式: 李建苏, 陈才扣. 民用飞机的大气数据模块功能性分析[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 150-156.

LI Jiansu, CHEN Caikou. Functional analysis of air data modules for civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 150-156. (in Chinese)

0 引言

大气数据系统 (Air Data System, 简称 ADS)^[1-3] 是一个非常重要的信号源, 为自动飞行控制系统、通讯导航系统、飞行驾驶仪表显示、飞行警告系统等提供静压、动压、总温、高度、空速等不可或缺的参数信息。飞机大气数据信息的精确性和集成化对飞行的经济性和安全性起着重要的作用。

在国外, 美国的霍尼韦尔公司是较早研究大气数据模块 (Air Data Model, 简称 ADM) 符合 RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum)^[4] 降低垂直间隔最小值要求的; 波音公司、空客公司在此方面都有丰富且系统的经验积累。2006 年, K. Wise^[5] 对 X-45A 无人机的攻角/测滑角测量可靠性和容错性等问题进行了深入细致的研究, 并提出基于飞行控制数据和大气数据系统参数的攻角/侧滑角测量方法; 2015 年, M. B. Rhudy 等^[6] 在不依赖飞行气动模型和压力传感器的情况下, 创造性地采用 GPS 组合风速测量传感器的方法实现了真空速估计的计算方法; 2017 年, D. Karlgaard 等^[7] 提出了估计大气密度和压力的虚拟计算方法。

多年来, 我国一直密切关注 ADS 的发展情况, 并进行了不断尝试和探索。目前, 国内的研究主要集中于大气数据计算机理论和数值模拟方面。熊亮等^[8] 的研究发现, 大气数据传感器的雷达散射面积及红外辐射强度是影响探测距离的主要因素, 并分析了大气数据传感器表面温度及表面积对飞行器红外隐身性能的影响; 宋东等^[9] 利用大气数据推算飞行参数的方法分析得到大气数据计算原理和公式, 构建了大气数据计算机仿真模型并设计实现了大气数据计算机的仿真系统; 魏明明^[10] 采用测量不确定度法 (GUM) 和蒙特卡洛法 (MCM) 对皮托管测量风速值的不确定度进行评定, 结果表明, GUM 方法适用于皮托管进行风速测量时的不确定度, 该方法求得的不确定度的偏差率较小, 因此, 可以在应用时根据实际情况决定是否修正; 张朋等^[11] 从三个方面深入研究了提高大气数据系统精度的途径: 大气数据计算模型、基于 BP 神经网络的压力测量温度误差补偿方法、一种计算型静压源误差补偿方法, 证明了其大气数据系统能很好地满足飞机的使用要求; 张鹏等^[12] 针对机载大气数据系统静压源误差问题, 首先对

影响静压源误差的各要素进行分析并提出相应的修正方案, 大气静压测量值的精度也因此提高, 为其他工程中响应的优化提供了参考方法; 钱国宁^[13] 针对静压源误差问题, 从工程实践的角度出发, 分析了影响静压源误差的因素以及误差的修正方法; 王晓璐等^[14] 研究了测压点分布对嵌入式大气数据传感系统计算精度的影响, 发现沿圆周方向增加测压点数量, 可提高嵌入式大气数据传感系统 (FADS) 的测量精度, 但存在门槛值, 而在测压点数量相同的情况下, 增大圆锥角可明显提高 FADS 的测量精度。

目前大多数文献针对民用飞机大气数据系统的研究集中于大气数据计算机和皮托管气动特性方面, 而具体的 ADM 对 ADS 的有效数据的相关研究甚少。因此, 本文在高度模型的框架下, 依据 CRJ200、G450 和 G550 三种机型的管路布局 and 实际高度模型, 测量大气数据模块的高度范围并对其进行分析比较, 以期发现 ADM 对 ADS 的作用。

1 大气数据模块结构

ADM 内部主要由全/静压传感器、温度传感器、f/D 转换器、数据微处理器等组成。全/静压传感器中的模拟信号通过 f/D 转换器转换为数字信号, 然后传送给大气数据惯性基准系统 (Air Data Inertial Reference System, 简称 ADIRS) 进行处理, 最终成为民用飞机飞行环境和其他系统使用的数据, 如图 1 所示。

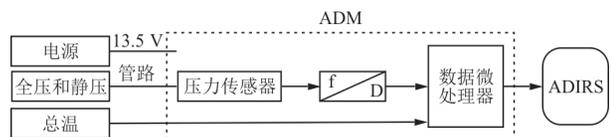


图 1 大气数据模块结构

Fig. 1 Air data module structure

1.1 压力传感器

压力传感器主要有电容式、压阻式和压频振膜式三种, 现代飞机广泛使用压频振膜式传感器。压频振膜式传感器又称频率式传感器^[15-17], 它可以直接将压力信号转换成频率信号。频率式传感器中有一个空腔, 利用空腔顶端做成的膜片称为压力膜片。在压力膜片的支架上放置一个振荡膜

片,振荡膜片的自然振荡频率的函数用压力负载来表示。当实际气室压力等于标准气室压力时,说明振荡膜片没有受到压力作用,即固有频率由膜片振荡表示;反之,实际压力的变化将引起膜片的振荡频率变化。当该膜片振荡受到压力 p 作用而发生变形时,膜片将会产生谐振变化,压力 p 将根据谐振频率 f 的变化而发生变化,由于静挠度是由振荡膜片受力所产生的,振荡膜片的中心静挠度 W_p 与振荡频率 f 的关系式为

$$f = f_0 \left[1 + c_1 \left(\frac{W_p}{h} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

膜片的中心静挠度 W_p 与压力 p 的关系为

$$\frac{W_p}{h} + \left(\frac{W_p}{h} \right)^3 = \frac{3(1-\mu^2)}{16} \cdot \frac{r^4}{Eh^4} \cdot p \quad (2)$$

式中: c_1 为膜片尺寸大小; c 为与材料有关的常数; r 为膜片的半径; h 为膜片厚度; μ 为泊松比。

由此推出压力和频率的关系如下:

$$\frac{f^2}{f_0^2} - 1 + c_1 \left(\frac{f^2}{f_0^2} - 1 \right)^3 = \frac{3(1-\mu^2)}{16} \cdot \frac{r^4}{Eh^4} \cdot p \quad (3)$$

膜片振荡频率拾取器将感受到的飞机外的实际压力信号转换的频率变化量输出到转换器中,转换器将输出数字信号,这些数字信号又被传送到微处理器进行计算修正。

1.2 f/D 转换器

飞机全/静压管通过感受飞行环境而得到模拟信号,又将模拟信号进行输入,转换成频率,再把这些中间量转换成数字信号,才能输入到ADIRS进行计算。现代飞机使用的转换器是中间量为频率的f/D转换器。它包括输入通道(输入电路、放大整形电路)、标准时间间隔脉冲发生器和带有缓冲器的计数器等部分。用初值为零的计数器计算标准时间间隔内输入频率脉冲的个数,输入的频率与计数器的数码成正比,即:

$$N_0 = T_0 \cdot f \quad (4)$$

式中: T_0 为标准时间(由标准时间间隔发生器所规定); N_0 为计数器的计数值; f 为被转换的频率量。

计数值 N_0 和标准时间间隔发生器 T_0 决定转

换的频率 f 所产生的误差值。被测频率可能存在 ± 1 个脉冲的误差,这是由于数字测量的断续性所导致的。为了减小误差,提高脉冲的测量精确度,必须首先在单位时间内计量脉冲个数 N_0 ,其次必须保证 T_0 更加稳定。频率是通过测量平均周期值得来的,并且所测量的周期数在数据刷新时间内是最多的,相应地提高了数据精度。f/D转换器具有抗干扰能力强,稳定性好等优点,可实现高精度模数转换。因此这种转换器能够满足大气数据信号由模拟量向数字量的精确转化,并将转化后的数据信号输出到数据微处理器。

1.3 数据微处理器

数据微处理器由PCB电路板以及各种芯片和电路元器件组成,外形尺寸 $3\text{ cm} \times 5\text{ cm}$,PCB安装孔距 $2.5\text{ cm} \times 4.5\text{ cm}$,PCB安装孔径 $\phi 3.2\text{ mm}$,PCB电路板厚度 1.6 mm 。微处理器具有体积小、重量轻、耗电少等优点,这种设计在民用飞机的使用中能够减轻飞机的重量,有利于提高飞机的稳定性和安全性。ADM微处理器通过ARINC429接收f/D转换器输来的全/静压管路的数字信号,按预定好的处理程序对数字信号进行运算处理和修正,得出有效、准确的数据信号输出到ADIRS,便于感受飞行环境,并为飞机的其他系统提供使用数据。

2 ADM的设计工作原理

ADM设计至少包含三套大气数据模块单元ADMU(Air Data Model Unit),三套大气数据模块单元可通用互换,数据的更新频率可调节,体积小、功耗低,工作温度范围宽,ADM对接收到的模拟信号通过f/D转换器进行转换,转换成数字信号,利用微处理器进行修正、整合、传送,然后通过ARINC429总线传送到至少一台ADIRS,出于不同机型的冗余设计差异考虑,每台ADIRS的数据接口必须拥有3个以上的通道(现代大众机型基本装有3个ADM),至少提供3条ADM数据总线输入来接收ADM的数据。数据输入总线后,ADIRS经过一系列计算,将输出气压高度、指示空速(IAS)、马赫数(Ma)、升降速度等数据,它既能作为飞机驾驶舱的指示仪表,指示出飞机的高度偏差、指示空速(IAS)、马赫数(Ma)、升降速度等;又

可作为其他系统的信号传感器使用,为飞机发动机、自动飞行控制系统(AFCS)、空中交通管制(ATC)、飞行驾驶仪(F/P)、警告系统等系统输送信号。

3 民用飞机大气数据系统布局

CRJ200机型大气数据系统布局如图2所示。全/静压皮托管接收到的模拟信号通过气源管路直接送到数字式大气数据计算机(Digital Air Data Computer,简称DADC),总温探头接收到的温度信号通过ARINC429总线直接送到DADC。G450、G550机型大气数据系统布局如图3所示,全压/静压皮托管接收到的模拟信号通过气源管路送到ADM,总温探头接收到的温度信号通过ARINC429总线送到ADM,ADM再通过ARINC429总线送到ADIRS,ADM尽可能紧靠全/静压探头安装并固定在飞机水平面上,高于全压、静压源的位置,靠近蒙皮,便于接收全/静压探头的数据。



图2 CRJ200机型大气数据系统布局

Fig. 2 Layout of air data system for CRJ200 aircraft



图3 G450、G550机型大气数据系统布局

Fig. 3 Layout of G450 and G550 air data system

对比图2和图3,可以看出:G450、G550机型大气数据系统减少了管路的布局,节省了机上的空间,也大幅降低了由管路引起的渗漏误差。

4 大气数据信息分析

4.1 飞机的相对高度分析

民用飞机大气数据通过静压、全压传感器以及总温传感器等测量元件来测量大气静压、全压以及空气中大气总温,然后利用所测量的大气参数(密度、温度和压力)和飞行参数的特定关系进行精确计算,得到飞行高度、空速等参数。具体过程如图1所示。

主飞行显示器(Primary Flight Display,简称PFD)左边高度带遵循的工作原理是以动静压压力传感器来感受空气中大气压强的变化情况,并以此为依据对飞机的飞行高度变化做出判断。在计算PFD高度带的高度变化值时,必须要在飞机侧壁上按压选择一个基准参考面,旋转按钮选定的气压基准面不同,相应的,得到的高度值也不同,若旋转按钮得到选定标准气压(即大气压力等于29.92 inHg, $T=15^{\circ}\text{C}$)为基准参考面,PFD高度带的高度显示为标准气压高度;若以旋转选定机场的标准气压高度(简称场压)为基准参考面,PFD高度带的高度显示为相对于该机场的相对高度;若以旋转选定修正的海平面气压为基准参考面,PFD高度带的高度显示为指示绝对高度。

另外,在计算前,规定民用航空飞机以亚声速飞行,即飞机的 Ma 小于1.0,且飞机在空中空速管、静压管周围无空气扰动影响。

在流体中,压强随高度的变化率:

$$\frac{dp}{dh} = -\rho g \quad (5)$$

大气的物理参数(密度、温度和压力)的关系服从完全气体的状态方程。

$$p = \rho RT \quad (6)$$

将式(6)代入式(5)得出飞机气压高度随大气压强变化的微分关系式:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{RT} dh \quad (7)$$

气压高度随大气层中每一层温度线性变化函数为

$$T_H = T_h + \sigma(H - H_G) \quad (8)$$

式中: T_H 为空气温度下限值; H_G 为重力势高度; σ 为气压高度方向上温度的变化率($\sigma = \frac{dT}{dH}$)。

根据国际标准大气表,大气的密度和压力随着高度的增加都在减小。温度的变化却比较复杂,在11 km以下的对流层,每上升1 km,温度下降279.65 K(6.5 $^{\circ}\text{C}$)。在平流层的底部(11 km $<h\leq 20$ km),大气的温度为常值为-216.650 K(-56.50 $^{\circ}\text{C}$),在平流层的上部,温度又开始回升。可以得到大气温度(高度-2~20 km)的计算公式为

$$T = \begin{cases} 288.150 - 0.0065h & (-2 \text{ km} \leq h \leq 11 \text{ km}) \\ 216.650 & (11 \text{ km} < h \leq 20 \text{ km}) \end{cases} \quad (9)$$

对式(7)积分,然后将式(8)代入,再减去机场

$$H = \begin{cases} \frac{T_1}{\sigma} \left[\ln \left(\frac{P_s}{P_0} \right)^{\frac{-R\sigma}{g}} - \ln \left(\frac{P_2}{P_0} \right)^{\frac{-R\sigma}{g}} \right] \\ 11\,000 - \frac{RT_1}{g} \ln \frac{P_s}{P_{h1}} - \frac{T_2}{\sigma} \left(\frac{P_s}{P_0} \right)^{\frac{-R\sigma}{g}} \end{cases}$$

式中: T_2 为大气在标准海平面的温度; σ 为温度梯度; T_1 为高度 11 km 处的大气温度; P_0 为大气在标准海平面中的压力; R 为气体常数; P_{h1} 为高度 11 km 处的大气压力; P_s 为飞机静压; P_2 为当地场压。

伯努利方程数学表达式为

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho v^2 = p_0 = \text{常数} \quad (11)$$

式中: $\frac{1}{2} \rho v^2$ 为飞机动压, 其中 ρ 为空气的密度; v 为流体的运动速度; p 为飞机静压, 在静止的空气中, 静压等于飞机周围的大气压力; p_0 为飞机总压, 即静压、动压之和。

4.2 DADC 与 ADIRS 的数据测试对比

CRJ200 机型应用的是 DADC, G450 和 G550 机型应用的是 ADIRS。三种机型的大气数据如表 1~表 3 所示。在 0~15 km 高度测试且高度误差值在 ± 25 m 范围内, G450 和 G550 机型更能够提高飞机的渗漏精度, 实时反映飞机的大气数据信息。它既能作为机组人员的指示显示仪表, 又可作为其他系统的信号源。

表 1 G450 机型飞机左右 ADM 大气测试数据与基准数据对比

Table 1 G450 aircraft ADM air test data and baseline data comparison

全/静压测试仪显示高度值/ft	PFD 上的容差值/ft	ADM1 的实测值/ft	ADM2 的实测值/ft
0	-30~30	3	1
1 000	970~1030	1 005	1 000
5 000	4 967.5~5 032.5	5 010	5 000
10 000	9 965~10 035	10 000	10 000
15 000	14 960~15 040	15 010	15 000
20 000	19 955~20 045	20 005	20 000
25 000	14 950~25 050	25 010	25 000
30 000	29 945~30 055	30 005	30 000
35 000	34 935~35 065	35 010	35 000
40 000	39 925~40 075	40 005	40 000
45 000	44 915~45 085	45 010	45 000
50 000	49 905~50 095	50 000	50 000

标高, 得到相对气压高度计算公式为

$$(P_s \geq 226.99h \text{ Pa})$$

$$(55.293h \text{ Pa} \leq P_s < 226.99h \text{ Pa})$$

(10)

表 2 G550 机型飞机左右 ADM 大气测试数据与基准数据对比

Table 2 G550 aircraft ADM air test data and baseline data comparison

全/静压测试仪显示高度值/ft	PFD 上的容差值/ft	ADM1 的实测值/ft	ADM2 的实测值/ft
0	-30~30	1	1
1 000	970~1030	1 000	1 000
5 000	4 967.5~5 032.5	5 010	5 000
10 000	9 965~10 035	10 000	10 000
15 000	14 960~15 040	15 010	15 000
20 000	19 955~20 045	20 005	20 000
25 000	14 950~25 050	25 010	25 000
30 000	29 945~30 055	30 010	30 000
35 000	34 935~35 065	35 010	35 000
40 000	39 925~40 075	40 005	40 000
45 000	44 915~45 085	45 010	45 000

表 3 CRJ200 机型飞机左右 ADC 大气测试数据与基准数据对比

Table 3 CRJ200 aircraft ADC air test data and baseline data comparison

全/静压测试仪显示高度值/ft	PFD 上的高度容差值/ft	左侧 PFD 上的高度实测值/ft	右侧 PFD 上的高度实测值/ft
4 000	3 973~4 027	3 980	4 003
10 000	9 970~10 030	9 994	10 010
16 000	15 970~16 035	15 990	15 990
22 000	21 970~22 035	21 986	21 990
29 000	28 970~29 035	28 982	28 982
33 000	32 970~33 035	32 981	32 985
37 000	36 970~37 035	36 976	36 988
41 000	40 970~41 035	40 971	40 975

飞机在飞行时需要考虑 RVSM 区域的空气扰动影响, 尤其是静压源扰动的影响, 静压源误差影响到各飞行参数的计算。 $Ma=0.6$ 时, 不同迎角的静压源误差校正如表 4 所示。

表4 不同迎角的静压源误差校正值($Ma=0.6$)
Table 4 error correction of static pressure source at different angles of attack ($Ma=0.6$)

飞机迎角/(°)	测量静压/Pa	$\Delta p_t/p_a$ 校正前百分比	静压源误差校正后/Pa	$\Delta p_t/p_a$ 校正后百分比
-4	15 852	-2.79	16 293	-0.40
-2	15 927	-2.88	16 236	-0.01
0	15 965	-2.65	16 290	-0.67
2	15 930	-2.86	16 446	0.28
4	15 857	-3.31	16 463	0.39
6	15 668	-4.46	16 471	0.43
8	15 473	-5.65	16 491	0.55

静压源误差表达式为

$$\Delta p_t/p_a = f_1(Ma) + f_2(Ma) f_3(\alpha_L) \quad (12)$$

静压源误差(SSE)主要取决于马赫数、静压孔安装位置、机型、迎角、襟翼和起落架的位置。

由于各机型飞机的函数值不同,静压源误差校正(SSEC)的规律亦不同,故当同样的ADC安装在不同机型的飞机上时,需改变对应表格的数据。因此要用试验测定各马赫数和迎角情况下的SSE值,并列出一个表格。模拟式大气数据计算机(AADC)通过机电设备实现误差补偿,而DADC利用软件的查表方法对静压源误差进行补偿。通过SSEC方法进行校正可以消除静压源扰动,校正后的飞行数据会通过ADIRS或DADC进行进一步处理,最后得到精确的大气数据信息。

5 结 论

(1) 通过对比三种机型的管路布局,发现装有大气数据模块的G450和G550机型更能提高飞机的渗漏精度,实时反映民用飞机的大气数据信息;装有ADM的机型用ARNIC429取代了传统管路,一方面节省了机上安装空间,另一方面,压力管路引起的渗漏等问题也得到了改善。

(2) 通过三种机型对高度变化的数据对比,发现ADIRS中大气数据模块(ADM)有利于提高飞机信息数据传输的准确性,为民用飞机提高ADS的数据精度指明了方向,从而降低飞机的故障率,使飞行更加安全、快捷。

本文从民用飞机的实际应用出发,从机型的实测数据和压力管路布局两个方面展开,为ADM

的研究和发展提供了思考。ADM是现代民用飞机发展到高精度集成化大气数据的重要模块,是随着航空电子设备向综合化、标准化、数字化和多功能方向发展的主要趋势。未来将会在商用干线客机、国产支线客机、商用公务机乃至通航飞机上得到广泛的推广和应用。

参考文献

- [1] LATIF A, MASUD J, SHEIKH S R, et al. Robust design of an aerodynamic compensation pitot-static tube for supersonic aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(1): 163-169.
- [2] PANG L P, QIN Y, LIU D, et al. Thermal comfort assessment in civil aircraft cabins [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 210-216.
- [3] ZHENG C, LU Y, HE Z. Improved algorithms for flush air data sensing system [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(4): 334-339.
- [4] ELLSWORTH J C, WHITMORE S A. Simulation of a flush air-data system for trans atmospheric vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 2008, 45(4): 716-732.
- [5] WISE K. Flight testing of the X-45A J-UCAS computational alpha-beta system [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: AIAA, 2006: 1-14.
- [6] RHUDY M B, FRAVOLINI M L, GU Y, et al. Aircraft model-independent airspeed estimation without pitot tube measurements [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(3): 1980-1995.
- [7] KARLGAARD D, SCHOENENBERGER M. Planetary probe entry atmosphere estimation using synthetic air data system [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Grapevine, Texas: AIAA, 2017: 1-16.
- [8] 熊亮, 周毅, 田勇, 等. 大气数据传感器对飞行器隐身性能影响分析 [J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(s1): 9-15.
XIONG Liang, ZHOU Yi, TIAN Yong, et al. Analysis of air data sensor on stealth performance affects for aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(s1): 9-15. (in Chinese)
- [9] 宋东, 叶浩, 周宇晗. 大气数据计算机仿真系统设计与可信度分析 [J]. 计算机仿真, 2009, 26(1): 65-69.
SONG Dong, YE Hao, ZHOU Yuhan. Design and credibility analysis of air data computer simulation system [J]. Computer Simulation, 2009, 26(1): 65-69. (in Chinese)
- [10] 魏明明. 皮托管测量风速时GUM评定不确定度的偏差修正 [J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(6): 146-154.
WEI Mingming. Deviation correction of GUM evaluation uncertainty in the wind speed measurement by pitot tube [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(6):

- 146-154. (in Chinese)
- [11] 张朋, 陈明, 秦波. 某型飞机大气数据系统设计[J]. 火力与指挥控制, 2009, 34(8): 162-166.
ZHANG Peng, CHEN Ming, QIN Bo. Design of atmosphere data system of a plane[J]. Fire Control & Command Control, 2009, 34(8): 162-166. (in Chinese)
- [12] 张鹏, 何培. 机载大气数据系统静压源误差修正方法研究[J]. 控制工程, 2014, 21(6): 802-806.
ZHANG Peng, HE Pei. Correction method for static source error of airborne air data system[J]. Control Engineering of China, 2014, 21(6): 802-806. (in Chinese)
- [13] 钱国宁. 静压源误差修正及其在大气数据计算机的应用[J]. 航空学报, 1989(4): 171-179.
QIAN Guoning. Static source error correction and application in air data computer[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989(4): 171-179. (in Chinese)
- [14] 王晓璐, 刘战合, 苗楠, 等. 测压点分布对嵌入式大气数据传感系统计算精度的影响研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(4): 592-598.
WANG Xiaolu, LIU Zhanhe, MIAO Nan, et al. Research on orifices distribution effects on accuracy of flush air data sensing system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(4): 592-598. (in Chinese)
- [15] 汪发亮. 智能探头式大气数据传感器的应用研究[J]. 测控技术, 2016, 35(7): 4-8.
WANG Faliang. Application research on smart probe air data sensor[J]. Measurement & Control Technology, 2016, 35(7): 4-8. (in Chinese)
- [16] 常丽敏, 齐兴龙, 董庆伟. 基于硅谐振压力传感器的大气数据系统的实现[J]. 计算机测量与控制, 2008, 16(12): 1999-2002.
CHANG Limin, QI Xinglong, DONG Qingwei. Realization of air data computer system based on silicon resonant pressure sensor[J]. Computer Measurement & Control, 2008, 16(12): 1999-2002. (in Chinese)
- [17] 郑谔, 秦永元. 大气数据-惯性组合导航系统[J]. 航空学报, 1987(3): 211-215.
ZHENG E, QIN Yongyuan. Atmospheric data-inertial integrated navigation system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987(3): 211-215. (in Chinese)

作者简介:

李建苏(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:控制工程。

陈才扣(1967—),男,博士,教授。主要研究方向:模式识别、机械学习。

(编辑:马文静)

(上接第 142 页)

- [18] 秦淋. 层次分析法在商用飞机供应商选择中的研究与实践[J]. 民用飞机设计与研究, 2016(3): 80-84.
QIN Lin. Research and realization of analytic hierarchy process in supplier selection for commercial aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2016(3): 80-84. (in Chinese)
- [19] 潘炳城. M(中国)公司的供应商管理优化研究[D]. 上海: 上海外国语大学, 2020.
PAN Bingcheng. Optimization study of M (China) Company's supplier management[D]. Shanghai: Shanghai International Studies University, 2020. (in Chinese)
- [20] 李沁逸. 汽车零部件供应商选择及其应用研究[D]. 长沙: 长沙理工大学, 2013.
LI Qinyi. The research on supplier of vehicle parts selection and its application[D]. Changsha: Changsha University of Science & Technology, 2013. (in Chinese)
- [21] 吴小欢. AHP理论中关于判断矩阵一致性问题研究[D]. 南宁: 广西大学, 2006.
WU Xiaohuan. Research on the consistency problem of AHP [D]. Nanning: Guangxi University, 2006. (in Chinese)

作者简介:

黄艳(1996—),女,硕士研究生。主要研究方向:产品安全与仿真、持续适航管理。

蔡景(1976—),男,博士,副教授。主要研究方向:产品安全与仿真、持续适航管理、四性管理。

代定强(1997—),男,硕士研究生。主要研究方向:产品安全与仿真、持续适航管理。

李海亮(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:产品安全与仿真、持续适航管理。

(编辑:丛艳娟)