

飞行试验总静压参数现场校准技术研究

白雪, 唐宁, 黎玮

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要: 某型试验机由于一体化改装状态限制, 总静压传感器拆卸困难, 难以实现实验室校准, 通过对总静压参数测试、校准原理以及现场环境下的误差影响关键因素开展研究提出一种新的现场原位校准方法以解决该问题; 为验证该方法在飞行试验数据测试工作中的准确及实用性, 在该型试验机地面试验现场采用提出的在线校准方案进行校准, 结果表明, 校准数据线性度高, 经过校准后的传感器基本误差优于 0.1%; 经过飞行试验工程验证, 该校准方案可满足飞行试验测试数据精度要求, 为机载参数校准工作的流程和精度优化提供一种新思路。

关键词: 机载测试; 总静压; 高度差修正; 校准

Research on Field Calibration Technology of Total Static Pressure Parameters in Flight Test

Bai Xue, Tang Ning, Li Wei

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Due to the limitation of integrated modification, the total static pressure sensor is difficult to disassemble, which makes it difficult to achieve laboratory calibration. A study on the key factors of total static pressure parameter test, calibration principle and error in the field environment was carried out, and a new on-site calibration method was proposed to solve this problem. In order to verify the accuracy and practicability of the method in the flight test data test, the on-line calibration scheme was used to calibrate the ground test site of the test machine. The results show that the calibration data has high linearity and the basic error of the calibrated sensor is better than 0.1%. After verification by flight test engineering, the calibration scheme can meet the accuracy requirements of flight test data, and provides a new idea for the process and accuracy optimization of airborne parameter calibration.

Keywords: airborne test; total static pressure; height difference correction; calibration

0 引言

气压高度、空速和马赫数等作为飞行控制系统的关键测试参数, 是计算飞行器空气动力学的重要数据, 也是航程推算的重要依据^[1]。它们不仅为飞行器的指示仪表提供示数, 供飞行员判读, 还为飞行自动控制系统、惯性导航系统和空中交通管制系统提供输入信号, 确保飞行任务顺利完成。飞行器的飞行高度、空速、马赫数均为基于总压、静压参数的计算参数。总压、静压参数是高度、空速、马赫数准确测量的关键环节。

为了精确地得到飞行速度和高度, 必须正确地引入及测试飞行流场中的总压和静压。在国内外的机载测试中, 将空速管作为重要的大气数据传感器^[2-3], 利用飞行器与大气之间的作用力及飞行器的位置来测量飞行时的大气静压和总压, 再利用伯努利全静压方程换算得到飞机飞行的高度和速度。

总静压参数的测试精度不仅关系着飞行安全, 也直接影响着飞行试验多个科目的试飞质量, 定期对其校准是测试精度的重要保证。目前机载测试校准的方法是将空速管

后端的传感器拆卸回实验室, 使用标准压力控制器进行实验室校准。目前越来越多的试验机采用一体化改装, 由于试验机状态限制, 传感器一经加装, 拆卸困难, 难以实现实验室校准。本文针对某型一体化改装试验机的测试校准需求, 通过研究总静压参数的测试原理, 提出一种现场校准方法, 对该方法的误差进行分析控制并投入试验应用。在缩短试飞停机等待时间, 提升校准效率的同时, 提高了校准的原位性, 为试飞测试校准技术的发展提供新思路。

1 总静压参数测试原理

空速管是飞行试验中使用最为广泛的总静压测试方法, 一般将空速管安装在机头顶端的对称轴线处、机翼前方或者垂直尾翼等飞行器机身外较少受到气流影响的地方。空速管有一个正对迎面气流开口的总压管和侧面有若干个圆形小孔的静压管组成, 静压管和总压管内的压力分别由导管引入到压力传感器壳体内^[4]。

1.1 静压测试原理及误差分析

静压传感器感受飞行器周围的真实大气静压 P_s , 并输出与之相对应的电信号。由于飞机所处流场中, 空速管对气流的阻滞和气流流过静压孔表面时的加速, 在空速管前后一定距离内和空速管周围的静压都与自由流的真实静压 P_s 不相等。静压管引入的指示静压 P_{si} 与真实静压 P_s 的差

收稿日期: 2019-10-08; 修回日期: 2019-10-28。

作者简介: 白雪(1989-), 女, 陕西延安人, 硕士, 主要从事机载测试校准方向的研究。

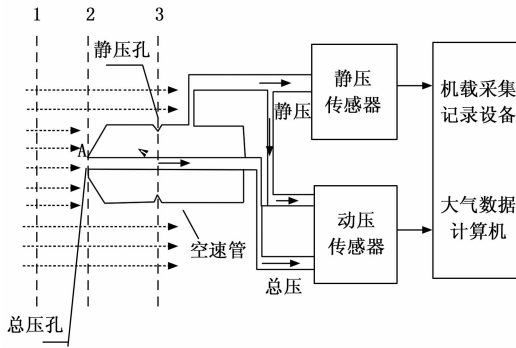


图1 空速管测试动静压原理

值即为静压误差 ΔP_s 。

不考虑空速管的形状、结构、安装位置以及迎角所引起的测试误差,当 $Ma \leq 1$ 且认为无总压误差时,静压相对误差为:

$$\frac{\Delta P_s}{P_s} = -\frac{1.4Ma^2}{1+0.2Ma^2} \cdot \frac{\Delta Ma}{Ma} \quad (1)$$

当 $Ma \geq 1$ 时:

$$\frac{\Delta P_s}{P_s} = -\left(\frac{4.0}{5.6Ma^2 - 0.8} - 2\right) \cdot \frac{\Delta Ma}{Ma} \quad (2)$$

1.2 总压测试原理及误差分析

迎面气流流经总压管时,因总压孔直径很小,在入口处出现停滞,气流减速,所有动能的减小全部变为压力势能。总压孔入口处的压力为气流全阻滞压力,其值与总压 P 相等,包括大气静压和流速转换的动压 P_D ,在飞行试验中亚音速状态下,认为空气不可压缩,其流动过程是等密的且密度为 ρ 则:

$$P = P_s + P_D = P_s + \frac{\rho V^2}{2} \quad (3)$$

在不考虑迎角和侧滑角的情况下,亚声速飞行时总压管感受的总压可认为是自由流的总压, Ma 数的影响较小。超声速飞行时,在总压管的前端将产生一脱体正激波,总压管感受的压力是激波后的气流压力 P_1 ,它低于激波前的自由流压力:

$$P_1 = 1.2Ma^2 P_s \left(\frac{5.76Ma^2}{5.6Ma^2 - 0.8}\right)^{2.5} \quad Ma \geq 1 \quad (4)$$

总压测试误差为:

$$\frac{\Delta P}{P} = \frac{1.2Ma^2 \left(\frac{5.76Ma^2}{5.6Ma^2 - 0.8}\right)^{2.5}}{(1+0.2Ma^2)^{3.5}} - 1 \quad Ma \geq 1 \quad (5)$$

2 总静压传感器校准原理

2.1 总静压传感器的测试原理

飞行试验中,总静压参数的测试是通过机载系统前端的总静压传感器来实现的。目前,型号试飞工程应用中的总静压传感器是集成了一个绝对压力传感器(静压传感器)和一个压差传感器(动压传感器)的组合式传感器^[5]。

由总静压测试原理可知,总压等于静压与动压之和。当从飞机的空速管中引出总静压后分别接入传感器的动压口和静压口。其中静压口连接组合传感器内的绝对压力传

感器测试系统静压,动压口连接壳体内部的压差传感器,测试总压和静压之差,即实现了动压的测量。在飞行的任一时刻,传感器的动压和静压之和即为当时的总压,这就是总静压传感器的基本测试原理。

目前,飞行试验中最常用的总静压传感器为 GGS-2A 型,具有非线性误差补偿和温度漂移补偿的高精度模拟式硅压阻传感器。在机载测试中,总静压传感器与采集器、记录器连接,构成总静压参数机载测试系统。传感器输出的模拟量经过采集器内的模数转换电路,转换为编码范围 0~65535 的数字量,供系统采集记录。在飞行试验机载测试中,被测物理量与记录的数字量码值之间具有一定的对应关系,即通过测试校准工作得到的参数校准曲线。

机载测试校准中,通过校准过程,建立输入物理量和输出数字量之间的对应关系,通过最小二乘拟合法得到校准曲线^[6]。校准曲线作为参数测试量值传递以及飞行事后数据处理的译码依据,实现压力值的获取。最终,将测量得到的大气静压和总压经过一定的数据解算,得到气压高度和飞行表速这两个核心基本参数。

2.2 实验室校准方法

测试校准是在规定条件下,为了确定测试仪器或者测试系统所指示的测试参量的量值与对应标准所计算的理论量值之间对应关系的一系列操作。它关系到测试对象实际技术指标与设计技术指标的对应程度,是飞行试验中的重要技术环节之一。

飞行试验的机载测试校准工作,不是针对传感器单独开展的,而是面向由传感器、采集器、记录器等设备构成的整个系统展开的。总静压参数测试系统按照 Q/FY.J02.52.1-2013《试飞参数测试系统校准——总则》和 Q/FY.J02.52.5-2013《试飞参数测试系统校准——高度、速度》执行。依据测试校准标准,系统实验室校准在环境温度(18~28)°C,相对湿度小于 80%,气压(86~106)kPa 的环境下开展,选用经过上级计量部门检定且在有效期内的标准器具,由具有专业资质的人员进行操作。

总静压参数的测试校准与压力传感器校准的流程基本相同。需要配置一台计量有效期内且技术指标满足要求的标准压力控制器,一台安装了地面检查软件可进行数字量码值实时监控记录的笔记本电脑以及一台高精度数字电压表实现传感器模拟量输出的监控和记录。整个实验室校准系统按照标准压力源、被校总静压测试系统以及输出显示装置的顺序依次连接。由标准压力源提供基准压力,依据传感器测试范围,合理选择校准点并确定测试校准循环次数。待系统预热及稳定后,依据校准点依次加压,每个校准点等到系统输出稳定后记录数字量码值。通过最小二乘法将所有校准点的输入量与输出量拟合,得到校准曲线,同时可对校准数据进行运算得到系统测试基本误差。

总静压传感器内部的两个传感器的测试是相对独立的,所以总压测试系统和静压测试系统需分开分别校准,得到动压校准曲线和静压校准曲线。

3 现场校准方案研究

3.1 校准方案

某型试验机由于一体化改装状态限制，总静压传感器拆卸困难，难以实现实验室校准，需在不拆卸传感器的情况下进行“原位”校准。压力传感器在线校准首要进行的工作便是现场压力源的选取^[7]，试验现场的空速管检查仪是一种可以控制管路压力的气压源，但其精度较低，不能满足飞行试验测试校准的精度需求，且试验机于外场执行飞行任务，将实验室标准压力源运送至现场难度大，成本高，因此，本文采用现场的空速管检查仪与先校的高精度标准压力传感器组合，进行现场校准标准压力源控制^[8]。

现场校准方案如图 2 所示，地面试验时，空速管检查仪与高精度压力传感器通过皮管和专用夹具与距离地面约 3 米高的空速管连接。静压传感器校准时，将 K1、K2 打开，K3 关闭；动压传感器校准时，关闭 K2，打开 K1 和 K3。

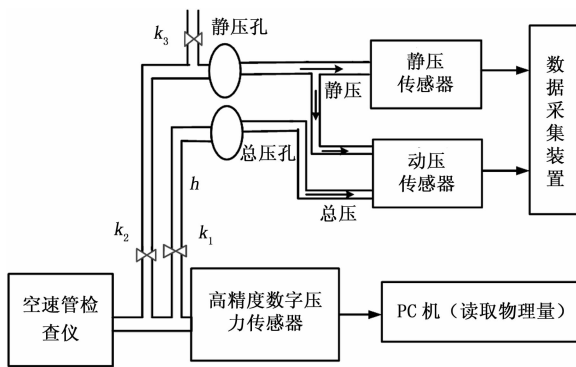


图 2 总静压参数在线校准方案

3.2 方案误差分析

在实验室内对总静压传感器进行校准时，由于被校传感器与压力标准器之间的高度可控在很小的范围内，且由于气体介质的密度相对较小，因此由高度引入的误差可忽略不计。但在现场校准中，由于校准环境限制，被校总静压传感器的感压点与高精度标准压力传感器的参考平面的垂直高度一般为 2 至 4 米不等（随机型而不同），因此需计算出由高度差引入的校准误差，并做出修正。

如图 2 所示，标准压力参考平面的压力为 P_0 ，高度为 y_0 ；待校准传感器感压点的压力为 P_1 ，高度为 y_1 ，则有：

$$\Delta p = p_0 - p_1 = -\rho g(y_0 - y_1) \quad (6)$$

其中： ρ 为管路内气体密度， g 为当地标准大气压力， h 为标准压力参考平面与感压点的垂直距离^[9]。对于可压缩流体，管路内气体密度 ρ 是随高度变化的，对于理想气体，则有：

$$dp = -\frac{\rho g}{RT} dy \quad (7)$$

式中， R 是气体常数且 $R = 287.06 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{k})$ ， T 是绝对温度，对于等温气体，积分上式，可得：

$$\ln = \frac{p_0}{p_1} = -\frac{g}{RT}(y_0 - y_1) \quad (8)$$

$$p_0 = p_1 e^{-\left(\frac{g}{RT}\right)(y_0 - y_1)} \quad (9)$$

由式可知，等温大气层的压力随高度的增加呈指数规律下降。由于 JJG860-2015《压力传感器静态检定规程》无明确相关规定，可依据 JJG875-2005《数字压力计检定规程》中的有关条目，因工作介质高度差引入的附加误差达到被校仪器最大允许误差的 1/10 时，则需要对高度差的修正^[10]。

某型试验机的在线校准，在温度 28℃，大气压力 96.68 kPa，重力加速度 9.8035 m/s² 的环境下开展，依据试验机状态，标准压力参考平面与传感器感压点的垂直高度约为 3.2 米。通过式 (9) 计算 $p_1 = 0.9996 p_0$ ，即在每个校准点，由于高度差影响，将造成 0.04% 的标准压力偏差。由于机上加装的总静压传感器测试精度为千分之一，因此对高度差进行修正对确保测试校准的准确度具有重要意义。

4 现场校准结果

4.1 数据分析

在某型试验机在线校准现场，依据试飞测试参数校准标准 Q/FY.J02.52.1-2013，在测压范围内选取 m ($m \geq 9$) 个校准点，正反循环两次，分别对总静压参数进行校准^[11]。静压的测量是通过绝对压力传感器实现的；而总压是通过压差传感器（动压传感器）实现的，保持动压传感器的静压端通大气（96.68 kPa），总压端输入高于大气压力的相对压力，实现动压测量。依据图 2 所示的校准方案，得到动静压参数的校准数据如表 1 和表 2 而所示。

表 1 静压参数校准数据

物理量 (m)	物理量 (kPa)	H 修正 (kPa)	码值 1	码值 2	码值 3	码值 4
14000	14.1	14.09436	1065	1068	1064	1066
12000	19.3	19.29228	4770	4778	4768	4773
9000	30.7	30.68772	12872	12874	12871	12880
7000	41.1	41.08356	20268	20271	20262	20270
5000	54.0	53.97840	29431	29435	29425	29434
3000	70.1	70.07196	40872	40877	40865	40875
1000	89.9	89.86404	54930	54936	54926	54932
500	95.5	95.46180	58897	58899	58891	58895
200	98.9	98.86044	61292	61298	61288	61294
-100	102.5	102.45900	63832	63840	63831	63838

表 2 动压参数校准数据

物理量 (km/h)	物理量 (kPa)	H 修正 (kPa)	码值 1	码值 2	码值 3	码值 4
0	0	-0.038672	1259	1262	1260	1263
100	0.473	0.4341388	2160	2164	2159	2165
200	1.903	1.8635668	4803	4805	4807	4806
300	4.318	4.2776008	9337	9340	9335	9342
400	7.766	7.7242216	15755	15758	15754	15759
500	12.3	12.2564080	24225	24230	24227	24231
600	18.1	18.054088	35002	35009	35003	35010
700	25.1	25.051288	48034	48041	48035	48044
800	33.6	33.547888	63836	63845	63837	63847

将校准得到的数据点 $(t_m n_m)$, 其中 M 为校准点序号, I 为循环次数, $M \geq 9, I \geq 4$. 计算各校准点测量结果的平均值 $(t_m n_m)$, 依据式 (10) ~ 式 (13), 使用最小二乘法拟合校准曲线^[12].

$$(y, n) = A + B(x, t) \tag{10}$$

其中:

$$A = \frac{\sum t_m^2 \sum n_m - \sum t_m \sum t_m n_m}{\Delta} \tag{11}$$

$$B = \frac{M \sum t_m n_m - \sum t_m \sum n_m}{\Delta} \tag{12}$$

$$\Delta = M \sum t_m^2 - (\sum t_m)^2 \tag{13}$$

按此方法分别拟合静压参数的校准曲线和动压参数校准曲线。得到的两条校准曲线如图 3 所示, 依据 JJG860—2015《压力传感器静态检定规程》对总静压传感器的基本误差进行算, 得到动压传感器的基本误差为 0.08%: 静压传感器的基本误差为 0.06%: 经过校准后的传感器技术指标以及系统稳定性均满足飞行试验测试需求。

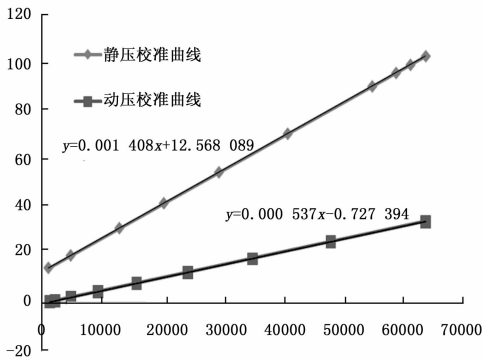


图3 动静压传感器校准曲线

4.2 飞行应用

试验机上加装的机载总静压传感器经过现场在线校准后, 投入飞行试验应用。总静压传感器与采集器、记录器构成机载测试系统, 实现全链路测试。它与原机的总静压参数系统独立。选取某架次的飞行试验实测数据, 将经过现场校准后的传感器的测试数据与原机传感器(检定有效期内)的测试数据进行比对。在整个飞行过程中, 飞机爬升至某一高度处, 完成两个设定的机动动作后平稳下降, 整个动作过程中, 被校传感器与原机传感器输出的数据趋势完全重合。过程测量中, 速度数据在大机动动作发生时偏差最大, 最大偏差 0.09%, 高度数据重合性较好, 最大偏差仅 0.01%。被校传感器与原机传感器测试数据的重合和分离, 为试验机机动特性的鉴定和验证提供数据支撑。

5 结束语

本文基于理论研究和误差分析, 得到一种总静压参数现场校准方法。该方法合理解决了现场校准过程中由高度差引入物理量偏差的问题。在某型机的地面试验现场, 采用本文提出的现场校准方法对总静压参数进行校准, 经过

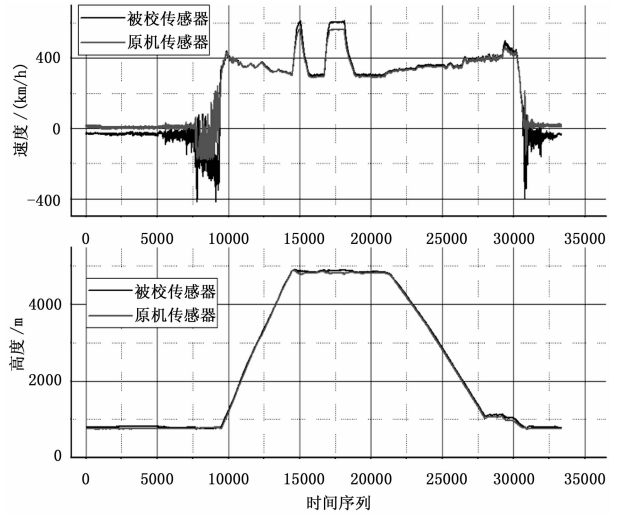


图4 飞行试验高度速度参数实测数据

校准后的动压传感器的基本误差为 0.08%: 静压传感器基本误差为 0.06%: 均满足飞行试验测试需求。经过校准的传感器投入飞行试验, 将其数据与原机传感器输出进行对比, 为试验机性能验证与鉴定提供数据支撑。现场校准方法为某些因改装状态限制而无法拆卸的传感器实施校准提供新手段, 为试飞参数测试校准技术的发展提供新思路。

参考文献:

- [1] 樊尚春, 吕俊芳, 张庆荣. 航空测试系统 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [2] Jäckel R, Gutiérrez Urueta G L, Tapia Rodríguez F, et al. Numerical and experimental characterisation of an aeronautic Pitot probe [J]. The Aeronautical Journal, 2019, 123 (1264).
- [3] Airworthiness Directives; Rosemount Aerospace, Inc. Pitot Probes [J]. The Federal Register / FIND, 2018, 83 (028).
- [4] 陈功, 李秋捷. 民用飞机迎角传感器及静压探测器布局验证方法 [J]. 民用飞机设计与研究, 2016 (2): 75-77.
- [5] 姜宏伟, 袁朝辉. 数字补偿技术的低高度小速度传感器 [J]. 测控技术, 2007 (2): 5-8.
- [6] 李德仁, 袁修孝. 误差处理与可靠性理论 [M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2002.
- [7] 赵静, 李鑫武. 压力仪表现场校准环境影响因素试验研究 [J]. 计测技术, 2016, 36 (2): 38-41.
- [8] 田晓兵. 压力测量系统的现场校准技术 [J]. 电子测试, 2019 (6): 39-41.
- [9] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007.
- [10] 高颖, 崔坚, 李儒宽, 等. 某型发动机试车台气体压力扫描阀现场校准方法研究 [J]. 计量与测试技术, 2017, 44 (10): 95-98.
- [11] 徐士良. 数值分析与算法 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2007.
- [12] 白雪, 李卢丹, 孙娟萍. 机载热电偶冷端补偿及校准方法研究 [J]. 中国测试, 2017, 43 (9): 18-23.