

## 飞行数据测量用精密压力传感器

Larry Bashaw 和 Peter Nussbaum



本技术提示简要地说明了将压力测量法用于和将压力测量法用于飞机飞行数据测量设备上的基本原理，以及在选择作此用途的压力传感器时，应予以考虑的因素。



现代的飞行数据仪表和组件，都具有测量飞机飞行和导航有关的众多重要参数的基本或后备能力。这些参数包括飞行高度、飞行速度、马赫数、垂直变化率、地面速度和空气密度，后者对确定起飞负荷十分重要。需用以提供这些参数的两种基本压力测量是静(表压)空气压和飞机穿过空气时所产生的空气压，称之为 *pilot pressure* (飞行压力)。这些测量与温度读数和飞行数据计算机的修正系数相结合，利用变化不定错综复杂的算法规则和察看表格的办法计算出有关的数据。

对于飞行数据仪表，计算能力一般不会成为问题。可随时提供花费不多而功效强大的硅微处理器和储存芯片，并可提供高性能设计所需的关键构件。相反地，倒是信号处理领域里存在着对飞行数据设计人员的挑战，要求他们所涉及的系统足够稳定而牢固，能承受飞行时所遇到的辐射和感应的电磁发射频谱考验。例如，闪电对飞机电器系统的打击可引发数十万伏的尖峰信号，飞行数据仪表必须能经得起它们的考验。

但是，整个飞行数据仪表设计的最大挑战可能还在于选择好准确而可靠的压力传感器。这种传感器必须能提供稳定、高精度的测量能力，具有高清晰度，其装置的主要部分要能在长时间内有准备地暴露

在极端环境下，经受大量的极端气温、湿度变化、冰、各种航空液压油、污物和不利于高精作业的各种因素的考验。压力传感器在这些条件下必须能准确而可靠地运作，而且，其价格还必须合理，使其在市场上有竞争力。毫无问题，传感器是最花钱的单个部件，因此，也是确定生产成本时的主要考虑因素。鉴别压力传感器是否具有既准确又可靠，而且价格又有吸引力的综合优势，这是设计人员的主要任务所在。霍尼韦尔的精密压力传感器 (PPT) 能很好解决飞行数据的使用要求问题，它以极具竞争力的价格提供了准确、稳定/可靠的数字输出式的高价值产品。

将压力测量用于飞行数据参数

### 高度

通常都知道，地球大气层中空气的单位面积力就是大气压力，它一成不变地随着离开地面距离的增加而减少。海平面以上高度与空气压力的关系按下列等式确定：

$$d(\log_e P) = -(gW_M/RT) dZ \quad (1)$$

在此等式中，P 是自由气流静压，g 是重力加速， $W_M$  是空气的分子重量，R 是通用的气体常数，T 是绝对温度，Z 是海平面以上的几何高度。发表于《物理化学手册》和《美国标准大气压，1976(2)》的《美国标准大气压表》对压力与高度的比值提供有完善的数据表列，飞行数据设计人员可将其装进仪表存储器中。这些数据考虑到了重力加速度变化情况 and 列入表内的“位势”H。可与几何高度有明显的区别。例如，在 16km 处，几何和位势高度间的区别是 40m。表 1 展示了高度/压力表节录。

既然表压随当地的天气条件而变化，因此，有些高度测量由静压读出确定。压力高度的基础是 29.92inHg(英寸汞柱)标准海平面压力的高度。经气压计修正的气压高度也称为气压计高度，它是当地气压计压力为基础。

将静止气压转换成高度会带来一些现实的挑战。在飞机穿过空气时，与静止空气测量有关的误差，会由端口和与将压力传感器用在环境大气层上有关的飞机机身上的“plumbing”(液压系统管路)引发。SSEC(静态源误差修正)涉及到为修正这些与液压系统管路有关的误差，由制造商提供的某架飞机的每个变量因素。

也必须测量温度，以将静压读数准确地转换成高度。此项工作由总温度探测器完成，温度探测器所完成的测量也必须经过修正，去掉飞机移动造成的影响。

### 飞行速度

和高度情况一样，用压力传感器测量飞行速度，这是再明白不过的事。伯努利(Bernoulli)的用于可压缩流量的总压力公式为我们提供了飞行速度和亚音速的“冲击压力”间的关系式

$$q_c = P \{ (1 + ((\gamma - 1)/2\gamma)(\rho/p)V^2) \exp(\gamma/\gamma - 1) - 1 \}$$

和超音速的“冲击压力”间的关系式:

$$q_c = ((1+\gamma)/2) (V/a)^2 \rho \left[ \frac{(\gamma + 1)^2}{4\gamma - 2(\gamma - 1)(a/v)^2} \right] \exp(1/\gamma - 1) - \rho$$

在这些等式里， $q_c$ 是冲击压力  $P_T - P$ ，由装到前指向皮托管的传感器测量， $V$ 是实际飞行速度， $\gamma$ 是在恒压情况下空气比热与在等容积情况下的特定热之比， $P$ 是周围空气的质量密度，“ $a$ ”是周围空气中的音速。

高度	重力加速度	压力表高度	数量密度	微粒速度	相撞频率	平均自由行程	分子重量	温度	压力	密度	音速	动粘度	运动粘度	导热率	
Z(m) H(m)	g(m/s <sup>2</sup> )	H <sub>p</sub> (m)	n(m <sup>-3</sup> )	V(m/s <sup>1</sup> )	V(S <sup>1</sup> )	L(m)	M(kg/kmol)	T(K)	P(mb)	P(kg/m <sup>3</sup> )	C(m/s)	μ (N·s/m <sup>2</sup> )	η (m <sup>2</sup> /s)	(J/msK)	
4500	4497	9.7928	7589.7	1.6156(+25)	435.05	4.1602(+9)	1.0457(-7)	28.964	258.921	5.7752(+2)	7.7704(-1)	322.57	1.6448(-5)	2.1167(-5)	2.3028(-5)
5000	4996	9.7912	7495.7	1.5312(+25)	432.31	3.9180(+9)	1.1034(-7)	28.964	255.676	5.4048(+2)	7.3643(-1)	320.55	1.6282(-5)	2.2110(-5)	2.2765(-5)
5500	5495	9.7897	7401.8	1.4502(+25)	429.56	3.6871(+9)	1.1650(-7)	28.964	252.431	5.0539(+2)	6.9747(-1)	318.50	1.6116(-5)	2.3107(-5)	2.2500(-5)
6000	5994	9.7882	7307.8	1.3725(+25)	426.79	3.4671(+9)	1.2310(-7)	28.964	249.187	4.7217(+2)	6.6011(-1)	316.45	1.5949(-5)	2.4161(-5)	2.2236(-5)
6500	6493	9.7866	7213.8	1.2980(+25)	424.00	3.2577(+9)	1.3016(-7)	28.964	245.943	4.4075(+2)	6.6431(-1)	314.39	1.5781(-5)	2.5278(-5)	2.1970(-5)
7000	6992	9.7851	7119.8	1.2267(+25)	421.20	3.0584(+9)	1.3772(-7)	28.964	242.700	4.1105(+2)	5.9002(-1)	312.31	1.5612(-5)	2.6461(-5)	2.1703(-5)
7500	7491	9.7836	7025.8	1.1585(+25)	418.37	2.8689(+9)	1.4583(-7)	28.964	239.457	3.8299(+2)	5.5719(-1)	310.21	1.5442(-5)	2.7714(-5)	2.1436(-5)
8000	7990	9.7820	6931.7	1.0932(+25)	415.53	2.6888(+9)	1.5454(-7)	28.964	236.215	3.5651(+2)	5.2579(-1)	308.11	1.5271(-5)	2.9044(-5)	2.1168(-5)
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•

表 1-高度与压力表，节录自“美国标准大气压”

用以计算每小时英里的校准飞行速 Vc 值的英寸水柱冲击力 q <sub>c</sub>										
校准速飞行, Vc mph	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
100	.363029	.370347	.377736	.385239	.392785	.400406	.408111	.415888	.423736	.451639
110	.439637	.447433	.455874	.464097	.472391	.480772	.489213	.497731	.506328	.515008
120	.525742	.532566	.541464	.550443	.559480	.568606	.577797	.587070	.596414	.605837
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•

表 2-飞行速度与冲击压力，摘录自美国国家航空与航天管理局 D-822 技术备忘录。

美国国家航空与航天管理局 (NASA) 技术备忘录 D-822 号, 对用以计算每小时英里和节约飞行速度值的英寸水柱和每平方英尺 / 磅的冲击压力, 提供了扩展的计算列表。表 2 展示了这些列表的简短节录。

飞行速度的压力测量类似于高度, 可有几种测量方法, 要考虑到误差源。例如, 飞行速度指示器是按标准海平面条件校准, 其测到的飞行速度为真飞行速度。压力和密度在其它条件下就不同, 一定要利用从“经校准的”飞行速度产生出实际飞行速度的修正因素:

$$V = V_c (f/f_0) \sqrt{\rho_0/\rho}$$

在此等式中,  $V$  是实际飞行速度,  $V_c$  是校准飞行速度,  $f$  和  $f_0$  分别是实际读点和海平面上的压缩系数,  $P$  和  $P_0$  是实际读点和海平面上的空气质量密度。

为飞行数据仪表选择压力传感器

选择用于现代飞行数据仪表等压力传感器时, 要求设计人员考虑到: 测量仪表等参数规格, 传感器的系统接口以及传感器适用于飞机所处的环境条件的情况。

### 准确性

飞行数据仪表用于各型飞机, 商用和军用, 从大型商用运输机到小型普通航空和实验用直升机, UAVs 和其它航空器。也有基本和备用飞行数据系统之分。要列表细分所有这些可能性的精确规格不是本提示的探讨范围, 但简要地探讨一下这些要求中的若干项还是有用的。

SAE 对基本飞行数据计算机精确度(3)的最低性能标准作了规定, 按室温测量。在 50,000 英尺时, 允许的容差为  $\pm 25$  英尺, 换算成 0.010psi (0.020 英寸汞柱)。对一个 17psi 的满刻度传感器讲, 这是满刻度的 0.059%。在 5,000 英尺时, 允许的容差为  $\pm 25$  英尺, 相当精确度是 0.012psi (0.024 英寸汞柱), 或 17psi 的 0.068%。

请注意, SAE 标准规定了高度测量中允许的总误差。此误差安排必须在基本传感器精度、剩余的未坐标正当 SSEC 和信号处理误差之间分配, 并要考虑到这些参数的时间变化或漂移情况(见下面, “长期稳定性”)。因此, 理性的飞行数据压力传感器应有比上述传感器更高的精确度, 要以假定系统的其它部分, 并不是无误差的为根据。

飞行数据仪表的新兴标准被称为“缩小了的垂直分离测量”, RVSM)。此标准允许在飞行良好的飞机航线上有更高的飞机密度, 例如, 在美国和欧洲间谍

北大西洋上空。RVSM 的要求需要有更严格的容限范围。例如, 在 50,000 英尺, RVSM 的容限为  $\pm 50$  英尺, 要求有更高传感器的精度。

选择能支持最低进精度标准的压力传感器, 当然是飞行数据仪表设计的前提条件。付出几千美金去购买一高精度传感器也是可能的, 但是, 以合理的成本获得必需的精度就提供一具有竞争性的价格。

### 测量的清晰度、线性度

有保证压力测量绝对精确的足够的分辨率, 是对传感器的基本要求。对于提供有 0.05% 精度的传感器, 具有小于 10 倍的分辨率 0.005%, 或者更佳, 这就是标准的“经验法则”。

对垂直速度的计算也需有最小的分辨率。SAE AS8002(3)对测量垂直速度的传感器, 规定了 0.003 英寸汞柱的阈值。这是 17psi 满刻度传感器的 0.0087%。

用数字输出作垂直速度测量的另一个重要考虑就是传感器的“局部线性度”。线性度规格典型地是指传感器的整个工作范围的, 从最低压力到最高压力。垂直速度测量要求短时间的高度变化, 产生一致的压力读数的增量, 因为, 这些读数被不断地被平均并被外推到上升或下降速度。在传感器有一令人满意的线性度, 并在其误差范围内运行时, 数字化误差可能造成局部的非线性度, 这可能引起垂直速度的不正确外推。此概念见示于图 1a 和 1b。在霍尼韦尔 PPT 中, 数字化算法已有明确规定, 以保证有足够的局部线性度来满足垂直速度的精度要求。

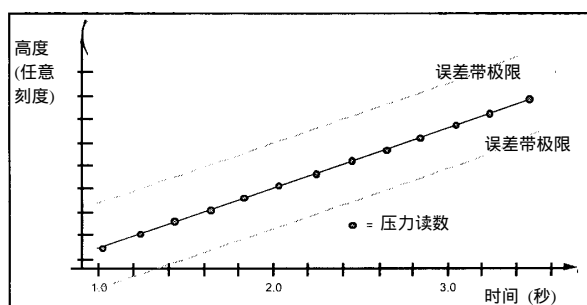


图 1a-垂直速度测量的理想线性压力曲线

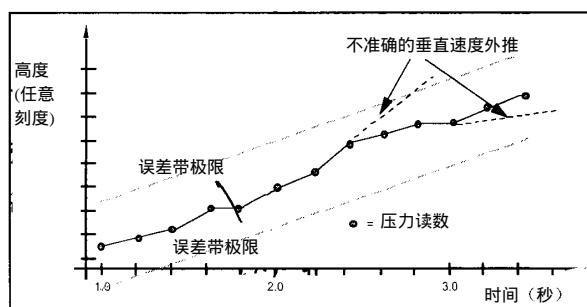


图 1b-局部非线性度造成垂直速度测定误差, 甚至其分辨率和绝对精度仍在规格范围内。

## 长期的稳定性

稳定性要参考随着时间的迁移精度变化的情况。标准情况下，长期稳定以其每年满刻漂移的百分比定义。低漂移率与小的“时间零点”(Time ZERO)误差同样重要。虽然不稳定的传感器完全不可能引起故障，因为，大部分要求严格的飞机系统都有备份设备，而且反复进行交叉检查，但是，不稳定的传感器还是会造成额外的维护成本，“停飞”(on the ground)时间过长，令人不能接受并增加了驾驶员的工作负荷。

选择要传感器时，需按整个系统性能规定的每年精度漂移情况作出评估。也希望能了解评估漂移情况时所处的环境条件。

## 电气接口

如先前所述，可提供同时具有高性能、低成本的微处理器和储存器，这为仪表设计人员提供了数字化飞行数据计算机的构件。但是，传感器界主要仍然还是用模拟输出信号，并且需作模拟到数字的转换。象霍尼韦尔 PPT 具有直接数字输出的传感器恰有若干优点：

- 在模拟信号转换成数字信号时，其精度不受任何损失。由模拟到数字的转换器具有温度、电压和其它的环境敏感性，他们会降低信号质量。 $\pm 0.02\%$  或更多的转换误差是可能的，即使经仔细设计的也会如此。
- 标准 ASCII 十进制格式中的数字输出，简化了接入处理信号的设备所需的编程接口。
- 某些数字输出式传感器，如 PPT，允许选择数字输出的压力单位，例如 Hg, psi, 毫巴等等。这就减少了转换测量数据的下游处理。

## 与环境相容性

设计一种飞行数据测量仪表，使其能长年可靠地工作，这是对系统设计人员的一项主要挑战。联邦航空管理局和若干专业机构已发布有关标准和指南，应参考这些规定，以了解设计指南、测试以及表明一项令人满意的设计需加以展示的各项条件。(见“参考文献”)。飞行数据仪表设计测试结果要提交联邦航空管理局(FAA)，并通过“技术标准指令”(TSO)机构批

准，然后，生产商才能先飞机制造商出售产品。航空无线电技术委员会，RTCA)提供两份有关机载设备设计和鉴定的文件。文件 RTCA 628-95/SC 180-047 号，“机载电子硬件的设计保证指南”说明了设计的指导原则。文件 RTCA/DO-160C “机载设备的环境条件和测试程序”规定了测试程序以及需用以展示还合于机载环境的有关条件。必须加以评估的每一项都包括在 DO-160C 的有关章节中的条件列表，其范围十分广泛：

温度和高度  
磁效应  
温度变化  
功率输入  
湿度  
电压尖峰信号  
震动  
音频传导敏感度  
振动  
感应信号敏感度  
防爆  
射频敏感度  
防水  
射频能量辐射  
液体敏感度  
受闪电感应的瞬时敏感度  
沙尘  
闪电的直接影响  
耐霉性  
结冰  
盐喷

## 结论

下列诸点总结了本提示中提出的若干关键信息：

- 过压力测量获取重要的飞机导航和飞行参数是理所当然的。与许多设计遇到的挑战一样，“最困难的是细节部分”。必须注意飞机飞过大气层所造成的误差，其物理结构，因高度和温度而产生的关键性物理参数，如空气密度、空气可压缩性和重力。
- 可提供既强有力，成本又低的微处理器和储存器，已减轻了设计高性能飞行数据计算机必需的信号处理装置的负担。



图 2-霍尼韦尔精密型压力传感器。可按绝对压力，表压和压差型式供货，适用于高度、航速和其它飞行数据测量要求的压力范围。

- 即使遇到微处理器提供的复杂数字信号处理，飞行数据仪表的性能仍受压力传感器特性曲线强

有力地控制；具有基本的精确度和分辨率，有长期的稳定性；在飞行中遇到的环境条件范围内都能保持其工作可靠。

- 数字输出式压力传感器，其它方面都是相同的，它提供有更高的性能和更容易与飞行数据仪表成为一体化。
- 对今天的飞行数据仪表设计者的最大挑战，在于设计出一种高性能、可靠，并有相当特色的仪表，这种仪表能以对市场有吸引力的价格作为有利可图的销售。焦点又重新集中在此压力传感器上。此种传感器必须集有很高的价值—高性能和有吸引力的完美结合。今天，霍尼韦尔精密压力传感器（图 2），正飞翔在主要厂家生产的航空数据仪表中。它提供了航空电子工程师们正寻找的符合飞行数据要求的成本效果完美结合的解决办法。