

某型大气数据传感器优化设计及其性能测试*

粟 强¹, 谭向军², 周 游², 杨德祥², 尹煜焯¹, 沈 星¹

(1. 南京航空航天大学航空学院 南京, 210016)

(2. 成都凯天电子股份有限公司 成都, 610091)

摘要 为实现直升机的全向测速和低速时精准测速, 基于伯努利原理, 设计了一种随动式大气数据传感器。采用正交试验方法设计了总静压受感器, 根据随动机构的性能目标完成并优化了驱动部件风标片体结构设计和布局设计。针对大气数据传感器压力输出值发生漂移的问题, 提出了一种数据在线修正方法, 并搭建传感器试验平台进行传感器性能及误差测试。试验结果表明, 该随动式速度矢量传感器能有效测量直升机的高低空速, 经在线修正后, 速度误差降低至 2% 以下。

关键词 大气数据传感器; 随动机构; 压力测量; 误差修正

中图分类号 TH824

引 言

由于常规空速管只能测量单方向上的速度^[1], 不能满足直升机的测速需求, 因此有必要研发一种新型的大气数据传感器解决上述问题。近年来, 直升机大气数据传感器发展形式多样。在流场测速方面, 发展了风杯式风速计、热线热膜风速计、相位多普勒技术和粒子成像速度场仪技术等, 但这些方法存在以下缺陷: ①只能用于特定流场和封闭区域的流体速度测量; ②只能测量速度的幅值, 不能测量速度的方向; ③测量数据为受旋翼扰动后的大气参数, 没有摆脱旋翼下洗流影响, 不适用于直升机测速。基于光学测量的大气数据系统也得到了快速发展^[2-3], 其原理是利用激光遇到大气中气溶胶后发生的米氏散射效应, 通过测量激光信号的多普勒频移进而测量速度。其缺点是: ①对光源有较高要求, 不适用于飞行包线中变化的大气情况; ②光学大气数据系统的功率、体积和重量均较大, 尚不足以实际应用。嵌入式大气数据传感器和虚拟大气数据传感器等测量空速的方法^[4]主要应用于高超声速飞行器和空间再入式飞行器, 尚处于研究验证的阶段。

为解决直升机测速问题, 笔者设计了一种随动式大气数据传感器, 特有的随动机构可使其在与来流方向不一致时自动对准来流, 精确测得相应的大气数据。

1 传感器结构设计

随动式大气数据传感器整体结构如图 1 所示, 主要由前端的总静压受感器、中部的随动机构、差压受感器和后方的支臂组成。总静压受感器是一种特殊设计且经过优化的皮托管, 用于测量气流的总压和静压等数据。随动机构由关节轴承和风标组成, 在气流作用下提供使总静压受感器偏转的力矩。差压受感器在表面上下左右方向各开一个孔, 用于测量来流在其表面不同位置的压强。支臂内部包含大气数据测量装置, 用于计算空速等大气参数。

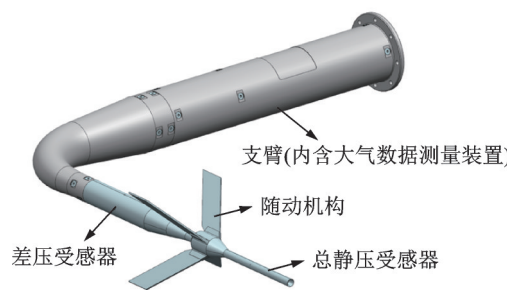


图 1 随动式大气数据传感器整体结构

Fig.1 The schematic diagram of atmospheric data sensor

随动式大气数据传感器的工作原理为: 当探头姿态不正对气流时, 4 片风标产生一个使探头绕关节轴承转动的力矩, 直到总静压受感器正对气流。总静压受感器准确测量气流的总压和静压, 差压受

* 国家自然科学基金资助项目(12111540251)

收稿日期: 2022-05-07; 修回日期: 2022-05-17

感器测量来流的方向,最后通过大气数据测量装置的算法求解飞行速度和方向。

1.1 总静压受感器设计及优化

总静压受感器是一根高精度皮托管,主要由总压气路和静压气路组成,内部包含用于防除冰的加热电路。测速原理基于流体的伯努利方程,基本形式为

$$\frac{1}{2}v^2 + \int \frac{dp}{\rho} + gz = H \quad (1)$$

其中: H 为伯努利常数; p 为流体压力; ρ 为流体密度; v 为流体速度; z 为流线上一点距离基准面的高度; g 为重力加速度。

对于理想流体,可简化为

$$\rho + \frac{1}{2}\rho v^2 = C \quad (2)$$

其中: C 为常数。

当马赫数(Ma) ≤ 0.3 时,飞行器对空气的影响很小,空气可近似认为是不可压缩的。

1.1.1 设计方案

当气流与皮托管轴线之间的夹角逐渐增大时,存在一个临界角度,若在此范围内皮托管的总压测量误差不超过规定值(一般取1%~2%),则这个临界角度内的范围称为皮托管的不敏感范围。随动探头的测量范围是随动范围与不敏感范围的和,所以其不敏感范围应尽可能大。比较几种总压开口形式和其对应的不敏感范围^[5-7],选用锥形入口圆柱管形作为皮托管的总压开口形式,不敏感范围在 $\pm 20^\circ$ 以上,该范围可在飞行包线内最大程度地保证总压测量精度。在实际使用中,若需要更大夹角范围的总压测量,则通过特定的软件算法进行修正。

1.1.2 参数优化

在锥形入口圆柱管式总压开口的设计方案中,影响皮托管测量精度的因素主要有5个,分别为总压开口锥度角、唇口厚度、外径、内径和静压孔轴向位置^[8-9]。总压开口设计参数如图2所示。

总静压受感器的优化属多参数优化问题。试验

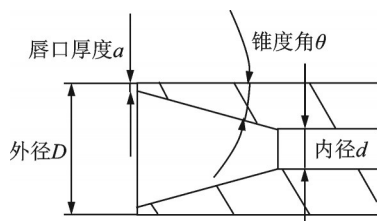


图2 总压开口设计参数

Fig.2 The parameter design of total pressure opening

设计是一种安排试验和分析试验数据的数理统计方法,常用于有多个影响因子的问题^[10-12]。从试验设计角度来讲,有全因子试验法和正交试验法。全因子试验法需要列举出所有因子的排列组合,虽然结果直观准确,但是当影响因子较多时,其次数呈指数式上升,工作量巨大。考虑到工程可行性,笔者采用正交试验法进行试验设计。

正交试验是研究多因素、多水平的一种设计方法,根据正交性从全面试验中挑选出部分有代表性的点进行试验,这些点具有“均匀分散,齐整可比”的特点。正交表是按正交性规则设计的表格,将各设计参数称为因子,每个因子值的组合叫做水平,用 L 作为正交表的代号,下标分别表示试验次数、水平、因子数。表1为本次优化使用的正交设计表。每个参数的水平具体数值根据经验和控制变量法确定,试验因子及水平如表2所示。

表1 正交设计表

Tab.1 The parameter of orthogonal design

编号	因子1	因子2	因子3	因子4	因子5
1	1	1	1	1	1
2	1	1	2	2	3
3	1	2	1	2	2
4	1	2	2	1	4
5	2	1	1	2	4
6	2	1	2	1	2
7	2	2	1	1	3
8	2	2	2	2	1

表2 试验因子及水平

Tab.2 Test code and level

水平	试验因子				
	总压开口锥度角/(°)	唇口厚度/mm	外径/mm	内径/mm	静压孔位置/mm
1	15	0.20	9	4	50
2	18	0.25	10	5	55
3	—	—	—	—	60
4	—	—	—	—	65

按照正交表中的参数建立皮托管模型,并用计算流体动力学(computational fluid dynamics,简称CFD)软件进行仿真。设置2种来流速度(低速20 m/s和高速70 m/s),来流攻角为 0° 和 20° ,共计4种来流,研究不同参数组合下皮托管的总压误差、静压误差和速度误差情况。采用直接对比法对试验结果进行分析,正交试验结果1~4如表3~6所示。

表 3 正交试验结果 1 (来流攻角为 0°, 速度为 20 m/s)

Tab.3 Results 1 of orthogonal test at 0° angle of attack and 20 m/s airflow velocity

方案编号	锥度角/(°)	唇口厚度/mm	外径/mm	内径/mm	静压孔距/mm	总压系数/%	静压系数/%	速度误差/%
1	15	0.20	9	4	50	-4.12	0	-2.08
2	15	0.20	10	5	60	-4.79	0.30	-2.58
3	15	0.25	9	5	55	-5.20	-0.09	-2.59
4	15	0.25	10	4	65	-4.36	0.26	-2.13
5	18	0.20	9	5	65	-4.52	0.07	-2.32
6	18	0.20	10	4	55	-4.67	0.12	-2.42
7	18	0.25	9	4	60	-5.18	-0.03	-2.61
8	18	0.25	10	5	50	-4.84	0.07	-2.48

表 4 正交试验结果 2 (来流攻角为 0°, 速度为 70 m/s)

Tab.4 Results 2 of orthogonal test at 0° angle of attack and 70 m/s airflow velocity

方案编号	锥度角/(°)	唇口厚度/mm	外径/mm	内径/mm	静压孔距/mm	总压系数/%	静压系数/%	速度误差/%
1	15	0.20	9	4	50	-2.32	0.33	-1.33
2	15	0.20	10	5	60	-2.68	0.77	-1.74
3	15	0.25	9	5	55	-2.77	0.26	-1.53
4	15	0.25	10	4	65	-2.91	0.72	-1.66
5	18	0.20	9	5	65	-2.37	0.54	-1.47
6	18	0.20	10	4	55	-2.59	0.47	-1.54
7	18	0.25	9	4	60	-2.99	0.25	-1.63
8	18	0.25	10	5	50	-2.83	0.43	-1.64

表 5 正交试验结果 3 (来流攻角为 20°, 速度为 20 m/s)

Tab.5 Results 3 of orthogonal test at 20° angle of attack and 20 m/s airflow velocity

方案编号	锥度角/(°)	唇口厚度/mm	外径/mm	内径/mm	静压孔距/mm	总压系数/%	静压系数/%	速度误差/%
1	15	0.20	9	4	50	-1.69	-9.38	3.77
2	15	0.20	10	5	60	-1.08	-9.76	4.25
3	15	0.25	9	5	55	-1.66	-9.37	3.78
4	15	0.25	10	4	65	-1.04	-9.62	4.20
5	18	0.20	9	5	65	-1.60	-9.37	3.81
6	18	0.20	10	4	55	-1.09	-9.60	4.17
7	18	0.25	9	4	60	-1.51	-9.53	3.93
8	18	0.25	10	5	50	-1.14	-9.59	4.14

表 6 正交试验结果 4 (来流攻角为 20°, 速度为 70 m/s)

Tab.6 Results 4 of orthogonal test at 20° angle of attack and 70 m/s airflow velocity

方案编号	锥度角/(°)	唇口厚度/mm	外径/mm	内径/mm	静压孔距/mm	总压系数/%	静压系数/%	速度误差/%
1	15	0.20	9	4	50	-1.38	-9.78	4.11
2	15	0.20	10	5	60	-0.63	-10.04	4.60
3	15	0.25	9	5	55	-0.94	-9.77	4.32
4	15	0.25	10	4	65	-0.58	-10.03	4.40
5	18	0.20	9	5	65	-1.35	-9.91	4.19
6	18	0.20	10	4	55	-0.64	-9.90	4.53
7	18	0.25	9	4	60	-0.95	-9.90	4.38
8	18	0.25	10	5	50	-0.71	-9.89	4.49

各方案在4种来流下的总压系数、静压系数和速度相对误差如图3~5所示。各方案的总压误差呈波动变化,4号方案的总压误差在来流有攻角时最小,来流无攻角时也相对较小。各方案的静压误差区别不大。测量速度方面,4号方案在来流有攻角时和无攻角时的测量速度误差都相对较小。可见,4号方案在正交试验方法的8种有代表性的组合方案中是最优的,故选用4号方案作为总静压受感器设计方案。优化后的设计参数为:总压开口锥度角为15°,唇口厚度为0.25 mm,外径为10 mm,内径为4 mm,静压孔位置为65 mm。

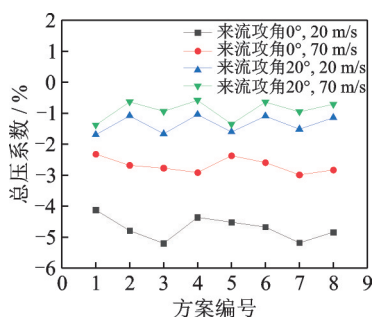


图3 总压系数

Fig.3 The total pressure coefficient

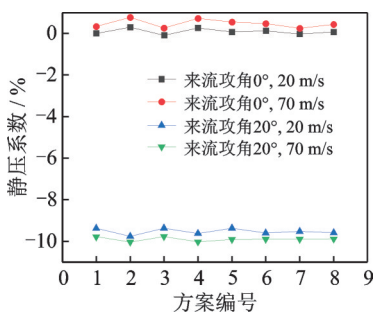


图4 静压系数

Fig.4 The static pressure coefficient

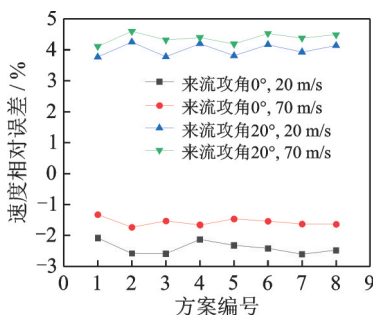


图5 速度相对误差

Fig.5 The relative error of speed

1.2 随动机构设计

1.2.1 随动元件设计

随动探头通过随动机构实现随动功能。图6所

示的随动机构主要由随动元件和风标组成。当来流超过一定速度时(称为随动临界速度),随动机构保证前方的总静压受感器可跟随来流转动;无来流时,随动机构保持稳定,不因自重转动。

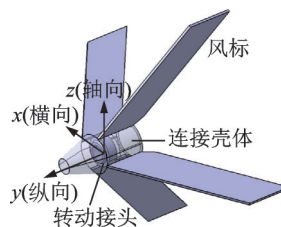


图6 随动机构

Fig.6 The schematic diagram of the servo mechanism

关节轴承作为随动元件,能够实现旋转、摆动、倾斜摆动等运动,具有结构紧凑、承载能力强、耐腐蚀、耐磨损和抗冲击等优点。常规关节轴承可做3个方向的转动:绕横向的俯仰、轴向的偏航以及绕纵向的滚转。在关节轴承两层之间加入轴销,限制其滚转运动。图7为笔者设计的3层关节轴承。每两层之间采用轴销进行连接,最外层轴承与连接壳体设计成一个整体,可以有效增大连接壳体的内径,保证气压管路和电路能够通过,避免卡滞情况。

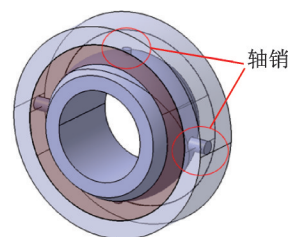


图7 设计的3层关节轴承

Fig.7 The schematic diagram of the bearing with three layers

设计关节轴承的摩擦因数在0.1~0.2之间^[13],计算得到摩擦力矩在0.8~1.6 N·mm之间。

$$M_f = \mu \frac{d}{2} F \quad (3)$$

其中: M_f 为摩擦力矩; μ 为摩擦因数; d 为轴承内径; F 为外载荷。

1.2.2 风标设计

风标设计涉及3个问题:①风标的气动力矩应尽可能大,以提高随动性能;②把探头重心置于随动元件处,起配平作用;③其强度和刚度满足要求。因此,风标设计可以描述为一个约束条件下的优化问题,约束条件为:①风标重力对随动元件处的力矩为定值;②强度和刚度满足要求,优化目标为风标的气动力矩最大,优化参数为风标外形。

风标平面形状如图8所示,主要参数包括底边长度 l ,高度 h ,后掠角 γ 以及厚度 t 。风标对探头重心的质量矩等于总静压受传感器的质量矩,即 $4\ 350\text{ g}\cdot\text{mm}$ 。风标由4片十字形分布的片体组成,片体之间无效的力矩相互抵消。每一片体的质量矩为 $4\ 350\text{ g}\cdot\text{mm}/4=1\ 087.5\text{ g}\cdot\text{mm}$ 。

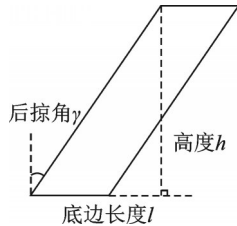


图8 风标平面形状

Fig.8 The plane of the weathervane

风标片体的重心位于对角线的交点,重心到转动中心的距离为

$$x = (l + h \tan \gamma) / 2 \quad (4)$$

其中: l 为底边长度; h 为高度; γ 为后掠角; t 为厚度。

风标片体对于旋转中心的质量矩为

$$M = mx = lht\rho \frac{l + h \tan \gamma}{2} = C \quad (5)$$

其中: ρ 为材料密度。

风标片体为薄板结构,厚度过小时,强度和刚度有限,容易变形;厚度过大,则会在前缘处造成气动分离现象,减小风标片体在来流中的气动力,降低其气动特性。为了减小变形,风标片体采用具有较高强度和刚度的不锈钢材料06Cr19Ni10,其密度为 $7.93\text{ g}/\text{cm}^3$,抗拉强度 $\sigma_b \geq 520\text{ MPa}$,条件屈服强度 $\sigma_{0.2} \geq 205\text{ MPa}$,伸长率 $\delta_5 \geq 40\%$,并具有耐磨损、耐低温和韧性好等特点。考虑到抗变形和薄片体的要求,风标片体的厚度 t 应在 $1.5\sim 12\text{ mm}$ 范围内,初步设为 1.6 mm 。

在厚度不变的情况下,将式(5)化简为

$$lh(l + h \tan \gamma) = C \quad (6)$$

由式(6)可知,后掠角增大,长和高的乘积减小,即面积减小。

在长和高不变的情况下,将式(5)化简为

$$t(A + B \tan \gamma) = C \quad (7)$$

其中: A, B, C 为常数。

由式(7)可知,后掠角增大,厚度减小,风标重心到转动中心的距离增大,导致质量减小,片体的体积减小,进而导致强度下降。

在厚度和后掠角不变的情况下,代入 $M = 1\ 087.5\text{ g}\cdot\text{mm}$, $t = 1.6\text{ mm}$, $\rho = 7.93\text{ g}/\text{cm}^3$,设后掠角 γ 分别为 $40^\circ, 45^\circ, 50^\circ$,得到不同后掠角时风标底边长度和高度的关系如图9所示。

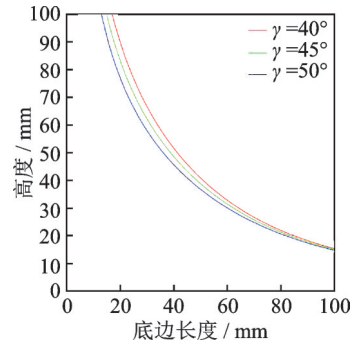
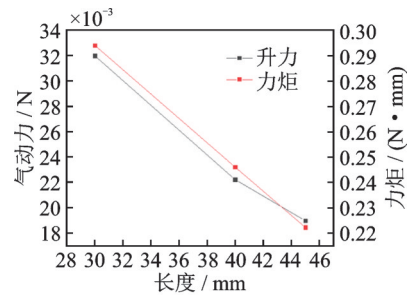


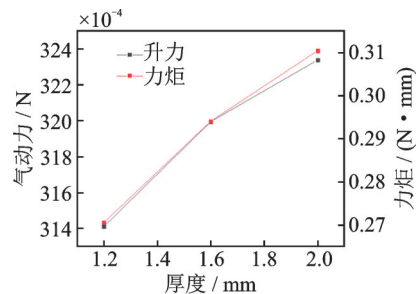
图9 不同后掠角时风标底边长度和高度的关系

Fig.9 The relationships between bottom length and height of the weathervane with different sweepback

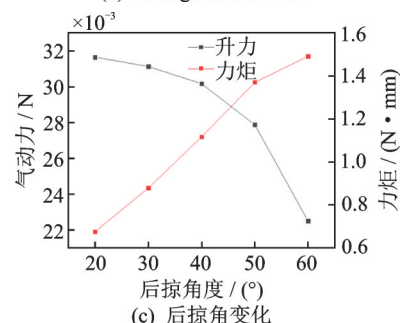
在满足风标片体质量矩不变的约束条件下,采用控制变量法研究各参数对气动力矩的影响。图10为气动力和气动力矩与各参数的关系。设来流攻角为 5° ,速度为 $10\text{ m}/\text{s}$ 。如图10(a)所示,长度增大 15% ,升力减小 40.69% ,力矩减小 24.4% 。如图10(b)所示,厚度增大 66.7% ,升力增加 2.88% ,力



(a) Change of length and height



(b) Change of thickness



(c) Change of sweep angle

图10 气动力和气动力矩与各参数的关系

Fig.10 The effects of the variation of sweepback on aerodynamic force and moment

矩增加14.74%。如图10(c)所示,后掠角增大200%,升力减小28.9%,力矩增加120.8%。

不同水平参数的气动力和气动力矩如图11所示。可见,长度变化对升力的影响最大,后掠角变化对力矩的影响最大。因此,单纯从气动设计的角度考虑,应尽量使用大后掠角、小底边长度的风标片体,但这样的片体容易变形,影响气动力矩。另外,过大的后掠角会使风标片体更容易失速,对来流角度的变化不够敏感。

受到气动载荷时,风标片体相当于一根悬臂梁,根部固定,外端自由,最大应变出现在根部处,最大变形出现在自由端。笔者研究不同后掠角时风标片体的变形情况,同时进行强度校核。设来流攻角为 70° ,速度为70 m/s,通过CFD仿真得到气动载荷,有限元仿真得到5种后掠角风标片体的变形分布和应力分布分别如图12,13所示。

最大变形量、最大应力-后掠角曲线如图14所示。由图可知:最大应力和变形量总体上都随着后掠角的增大而增大;最大应力较小,约为62.3 MPa,小于材料的屈服强度205 MPa,满足强度要求;风标变形明显影响其气动力的大小,在 40° 后掠角时,变

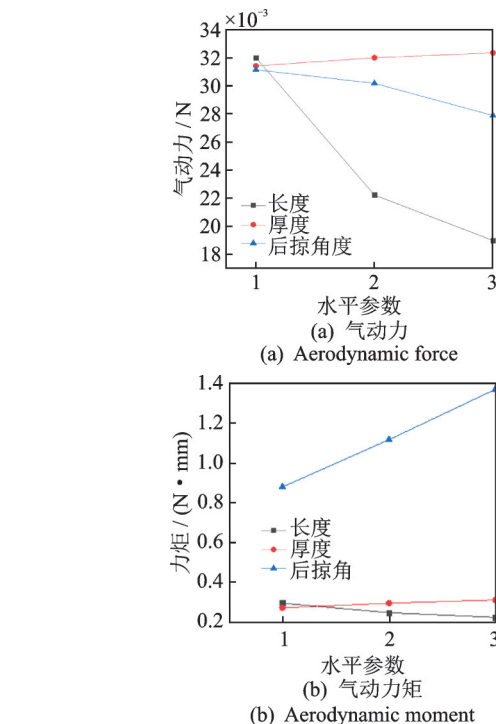


图11 不同水平参数的气动力和气动力矩

Fig.11 Aerodynamic force and moment with different parameters

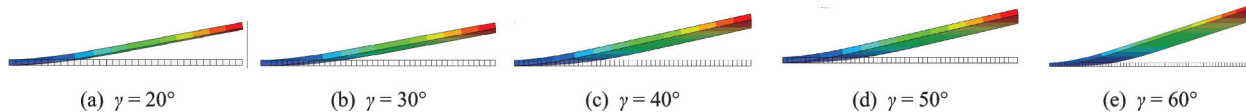


图12 5种后掠角风标片体的变形分布

Fig.12 Strain nephogram of the weathervane with different sweepback

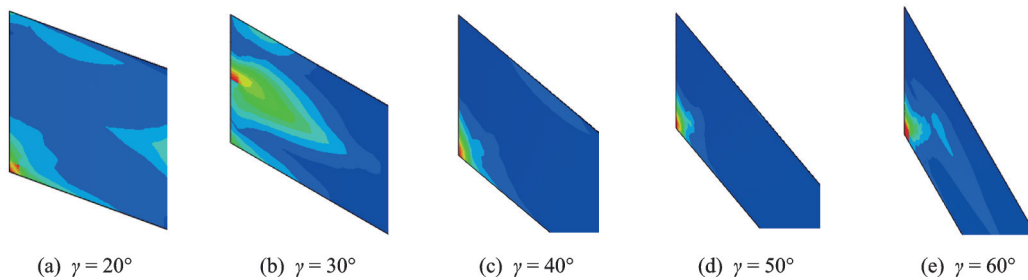


图13 5种后掠角风标片体的应力分布

Fig.13 Stress nephogram of the weathervane with different sweepback

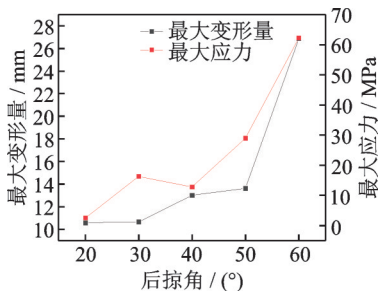


图14 最大变形量、最大应力-后掠角曲线

Fig.14 The effects of sweepback on maximum deflection and stress

形量最小且强度合格。

综合考虑,风标片体的设计参数如下: $t=1.6 \text{ mm}$, $\gamma=40^\circ$, $l=30 \text{ mm}$, $h=66.5 \text{ mm}$,其质量为25.31 g,重心位置为42.9 mm,质量矩为1 085.9 $\text{g} \cdot \text{mm}$,与目标质量矩1 087.5 $\text{g} \cdot \text{mm}$ 的误差值为1.6 $\text{g} \cdot \text{mm}$,相对误差系数为0.15%,满足设计要求。

2 大气数据处理及修正方法

根据气压压力测量原理,大气数据传感器能够计算得到飞机的飞行高度、速度、总温/静温和攻角

等参数^[14-15]。然而,硅压阻类大气数据传感器在服役一段时间后,大气参数会发生漂移,因此需对其进行修正。笔者提出一种大气数据处理及长期稳定的修正方法,该方法能有效降低大气数据漂移,同时避免传统方法拆装探头、维修等导致的时间消耗。

修正方法步骤如下:①外部加压设备对大气数据传感器压力口施加 p_1 的压力;②控制系统向大气数据传感器发送测试命令;③测量装置对 p_1 进行 n 次采集,采集时间小于 t ;④对采集数据进行测试系数修正,修正公式为 $p_{1z} = \sum_{i=1}^n p_{1i} / n$,其中: p_{1z} 为第1

点测试修正系数; p_{1i} 为 n 次采集中第 i 次压力采集值;⑤判断 p_{1z} 是否在标准压力范围(± 30 Pa)内;⑥如 p_{1z} 不在范围内,重复修正输出信号。持续 t 秒后,施加压力将外部标准加压设备 p_1 改成 p_2 。同理,重复上述步骤可获得第2点测试修正系数 p_{2F} 。

标定大气数据传感器后,经其处理的压力输出值(不考虑源误差修正)和外部施加压力之间的关系为

$$Y = X \quad (8)$$

其中: Y 为压力输出值; X 为外部施加压力。

尽管压力输出值会发生漂移,但仍与外部压力之间保持线性关系

$$Y = kX + b \quad (9)$$

其中: k, b 为常量系数。

对传感器施加2次压力,得到2点修正系数,通过下式修正输出压力,即可消除漂移带来的影响

$$p = \frac{(p_c - p_{1z})(p_2 - p_1)}{p_{2F} - p_{1z}} + p_1(p_2 - p_1) \quad (10)$$

其中: p 为数据装置修正后的压力; p_c 为经过大气数据传感器处理后的压力输出值。

3 性能测试及分析

3.1 试验设计

为验证本方案的可行性,笔者选用一款存在测量误差的动探头式大气数据传感器进行试验验证,该测量装置结构如图15所示。



图15 测量装置结构

Fig.15 Measuring device structure

将该传感器通过橡胶管与外部加压设备相连,通过测量空速对比验证本方案的有效性,试验平台如图16所示。该平台主要由适配箱及上位机组成。



图16 试验平台

Fig.16 The experimental platform

采用飞机上大气数据传感器测量的动压参数修正实例对试验进行说明。原始参数由内置式压差硅压传感器测量得到,通过外部标准加压设备对大气数据传感器进行标定。在传感器的静压口和动压口施加0 Pa的动压压力,飞机显示控制系统(上位机模拟)向传感器发送“第1点测试命令”,测试时间为1 s;将加压设备施加的动压压力值更改为 3×10^4 Pa,向传感器发送“第2点测试命令”,测试时间为1 s,将采集到的数据通过集成软件完成在线修正。

3.2 试验结果及分析

某大气数据传感器计算空速修正前后对比如表7所示,其中: v_s 为激励施加的标准空速; v_u 为修正前的大气数据传感器输出空速; v_r 为修正后的输出空速; $\Delta v_s / v_s$ 为其输出的空速误差。

表7 某大气数据传感器计算空速修正前后对比

Tab.7 The comparison of airspeed before and after correction

$v_s / (\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$	$v_u / (\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$	$v_r / (\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$	$\Delta v_s / v_s \times 100\%$	
			修正前	修正后
60	75.5	61.0	25.8	1.7
100	110.0	100.7	10.0	0.7
200	205.1	199.6	2.6	-0.2
300	303.4	300.3	1.1	0.1
400	402.5	400.1	0.6	0.03
500	501.9	500.0	0.4	0
600	601.6	600.0	0.3	0
700	701.3	700.0	0.2	0
800	801.1	800.0	0.1	0

试验结果表明,笔者提出的大气数据处理及修正方法的误差修正值更接近真实值。对于低空速值修正较明显,速度误差从25.8%下降到1.7%;对高

空速修正更精确,速度超过400 km/h后,速度误差接近于0。因此,该方法能够有效测量并修正大气数据,相比于传统拆卸检修的方式,效率有很大提升。

4 结 论

1) 随动式大气数据传感器采用锥形入口圆柱管的总压开口形式,优化后的设计参数为:总压开口锥度角为 15° ,唇口厚度为0.25 mm,外径为10 mm,内径为4 mm,静压孔位置为65 mm。

2) 随动式大气数据传感器使用3层关节轴承作为随动元件,以十字形布局,金属薄片作为风标,风标的底边长度对气动力的影响最大,后掠角对气动力矩的影响最大,优化后的设计方案为:厚度为1.6 mm,后掠角为 40° ,底边长度为30 mm,高度为66.5 mm。

3) 大气数据传感器的漂移误差通过笔者提出的方法修正后,误差大幅降低,低速误差从25.8%下降到1.7%,高空速(速度超过400 km/h)误差接近于0。

参 考 文 献

- [1] 高正. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 1-5.
- [2] ROGERS P. Compact radiation fringe velocimeter for measuring in three dimensions: US, US4506979 A [P]. 1985-03-26.
- [3] BOGUE R, JENTINK H. Optical air flow measurements in flight, NASA/TP2004-210735 [R]. [S. l.]: NASA Reference Publication, 2004.
- [4] ELLSWORTH J, WHITMORE S. Simulation of a flush air-data system for trans atmospheric vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 45 (4): 716-732.
- [5] ZHANG J, LI W, LIANG R, et al. Numerical and experimental research on pentagonal cross-section of the averaging pitot tube [J]. Measurement Science and Technology, 2017, 28(7): 1-12.
- [6] ISO 3966—2020 Measurement of fluid flow in closed conduits, velocity area method using pitot static tubes.
- [7] WILLIAM G. Measurement of aircraft speed and altitude [R]. [S. l.]: NASA Reference Publication, 1980.
- [8] 孙志强, 周子民, 张宏建, 等. 皮托管测量影响因素分析 I 检测杆与安装角的影响[J]. 传感技术学报, 2007, 20(3): 690-693.

SUN Zhiqiang, ZHOU Jiemin, ZHANG Hongjian, et al. On the influencing factors in a pitot tube measurement I influence of air horn and mounting angle [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2007, 20 (3): 690-693. (in Chinese)

- [9] 孙志强, 周子民, 张宏建, 等. 皮托管测量影响因素分析 II. 全压孔与静压孔的影响[J]. 传感技术学报, 2007, 20(4): 941-944.
SUN Zhiqiang, ZHOU Jiemin, ZHANG Hongjian, et al. On the influencing factors in a pitot tube measurement II. influence of total and static ports [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2007, 20 (4): 941-944. (in Chinese)
- [10] 姜永平. 低温风洞尾支杆压电减振系统设计及其工程应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- [11] SABARISH K, PAUL P. An experimental analysis on structural beam with Taguchi orthogonal array[J]. Materials Today: Proceedings, 2020, 22(3): 874-878.
- [12] TANG Y, LUO S, LI G, et al. Optimization of the thermal reliability of a four-tier die-stacked S₁P structure using finite element analysis and the Taguchi method [J]. Microelectronics Journal, 2018, 73: 18-23.
- [13] 胡宝根. 自润滑关节轴承仿真分析及衬垫材料摩擦性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [14] 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)
- [15] 王臻, 张彦军, 雷武涛, 等. 嵌入式大气数据传感系统研究进展[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 309-315.
WANG Zhen, ZHANG Yanjun, LEI Wutao, et al. Development of the flush air data sensing system [J]. Advance in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 309-315. (in Chinese)



第一作者简介: 粟强,男,1991年3月生,博士生。主要研究方向为民用固定翼飞机、直升机等飞行器大气数据系统的设计开发及大气数据探测技术。曾发表《基于LS-SVM的螺旋定量加料预测及试验研究》(《排灌机械工程学报》2016年第34卷第12期)等论文。

E-mail: 449609735@qq.com

通信作者简介: 沈星,男,1975年2月生,教授、博士生导师。主要研究方向为新型传感器、驱动器的设计测试及其在航空智能结构中的应用。

E-mail: shenx@nuaa.edu.cn