

文章编号:1674-8190(2018)04-592-07

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

王晓璐^{1,2}, 刘战合^{1,2}, 苗楠^{1,2}, 王菁^{1,2}

(1. 郑州航空工业管理学院 航空工程学院, 郑州 450046)

(2. 河南省通用航空工程技术研究中心 总体设计部, 郑州 450046)

摘要: 测压点是嵌入式大气数据传感(FADS)系统的数据来源,其分布形式直接影响到系统测量精度。基于牛顿模型和滤波算法建立 FADS 计算模型;以球形机头为例,设定飞行剖面的马赫数范围为 4.30~15.79,高度范围为 25~70 km;得出测压点圆周角、圆锥角和非对称分布下大气参数的计算误差。结果表明:沿圆周方向增加测压点数量,可提高 FADS 系统测量精度,但存在门限值,超过此门限值效果有限;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;测压点的非对称分布则对测量精度没有影响。

关键词: 嵌入式大气数据传感系统;测压点;圆周角影响;圆锥角影响

中图分类号: V221⁺.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.04.018

Research on Orifices Distribution Effects on Accuracy of Flush Air Data Sensing System

Wang Xiaolu^{1,2}, Liu Zhanhe^{1,2}, Miao Nan^{1,2}, Wang Jing^{1,2}

(1. School of Aeronautical Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China)

(2. General Design Department, General Aviation Engineering Research Center of He'nan Province, Zhengzhou 450046, China)

Abstract: Being the data source of flush air data sensing(FADS) system, the distribution of orifices had direct effects on the accuracy of FADS system. Numerical computations based on Newton model and filtering algorithm are conducted. For Spherical aircraft head as an example, virtual flight path covering Mach number 4.30~15.79, height 25~70 kilometers is defined. Spherical nose is presented for FADS orifices arrangement. Results of clock angle effect, cone angle effect and asymmetric distribution effect are presented and analyzed. Computational results show that increasing the number of pressure points along the circumference can improve the measurement accuracy of the FADS system. However, there is a threshold value. When the number of pressure points is the same, increasing the cone angle can significantly improve the measurement accuracy of FADS. The asymmetric distribution of the orifices has no effect on the measurement accuracies.

Key words: flush air data sensing system; orifices; clock angle effect; cone angle effect

0 引言

对于现代飞行器,其飞行时的大气数据精度对于预测和评估飞行性能、对其进行控制和制导以及飞行之后的分析是非常重要的。完整的大气数据状态可以通过 4 个参数加以描述,即马赫数、迎角、侧滑角、气压高度或自由流静压。

收稿日期:2017-12-14; 修回日期:2018-03-08

基金项目:航空科学基金(2016ZA55001,2014ZA55001)

河南省科技攻关计划(182102210444)

郑州航空工业管理学院青年骨干教师资助项目(2015-21)

通信作者:王晓璐, wangxl@zua.edu.cn

传统的方法是采用伸出飞行器机体的空速管、探针和风向标等测量得到总压、静压、总温、迎角和侧滑角。但是,随着飞行器飞行速度和性能指标的演变,传统的大气数据测量系统已不能满足新型飞行器的特殊要求。这些新型飞行器主要包括再入时热环境极为恶劣的高超声速飞行器、要求 RCS 较小的隐形飞行器等。尤其对于可超过失速飞行区飞行的高性能飞行器,其在大迎角飞行时,气动特性极为复杂,会出现机翼摇晃、上仰、机头侧偏、过失速和尾旋等现象,此时传统的探针式大气数据传感器可能出现较严重的失真。

对于此类飞行器,由于其对测量系统的外形、曲率以及飞行器前部整体外形有较高的要求,必须采用新的大气数据系统。

嵌入式大气数据传感(Flush Air Data Sensing,简称 FADS)系统是一种较为先进的飞行参数测量方式。它通过在飞行器表面特定区域(一般为头部和前体附近)布置测压孔测量飞行器表面来流压力,而后根据气动模型分析得到飞行参数。

本文基于牛顿模型和滤波算法建立 FADS 参数计算模型;并以球形机头为例,研究测压点数量和分布圆周角、圆锥角等对系统计算精度的影响。

1 FADS 测压点分布和相关研究进展

美国在研制 X-15 的基础上,首先给出 FADS 的概念,并设计了航天飞机再入阶段大气数据测量系统(Shuttle Entry Air Data System,简称 SEADS)^[1]。该系统中测压孔的布置示意图如图 1 所示,共包括 20 个测压点,其中 14 个主要测压点位于机头前端,6 个辅助测压点位于头罩段后端。

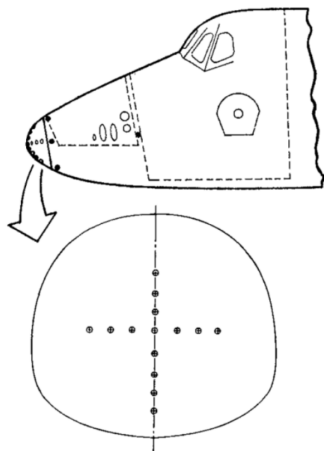


图 1 SEADS 模型中 FADS 测压点布置示意图
Fig. 1 Orifice configuration in SEADS model

FADS 还被应用于 X-33^[2],X-43A^[3-4] 和 HY-FLEX^[5] 等型号。目前对测压点的分布研究通常融合在 FADS 算法中,这些算法主要有三种:加权最小二乘法(滤波法)、简化的三点法、神经网络模型法。研究者们针对上述三种方法和相关应用情况开展了一系列的研究^[6-12]。

姚宗信等^[13]以模糊逻辑理论为基础,提出了一种针对 FADS 中测压点位置的优化设计方法。传感器在最优和次最优两个位置上测量静压的误差比较如图 2 所示。给出了位置优化的准则,并结合算例分析了优化结果,结果显示,优化方法合理有效。

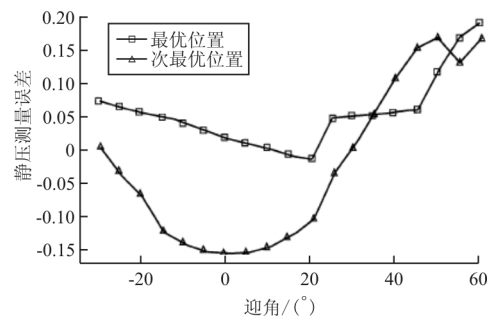


图 2 传感器在最优和次最优两个位置上测量静压的误差比较

Fig. 2 Error comparison of static pressures measured on optimal and suboptimal positions

王岩等^[14]提出了一种分布式的 FADS,该系统中测压点的分布形式如图 3 所示。

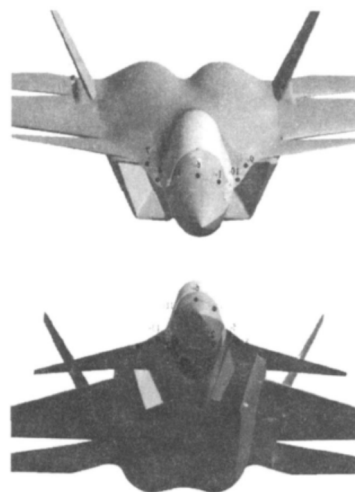


图 3 分布式 FADS 中测压点的分布
Fig. 3 Orifices in a distributed FADS

基于 CFD 技术进行了算法设计,采用非物理

映射的方法建立各测压点压力和基本大气参数的关系,算法中对14个传感器的数据进行采样,并引入了表决机制。CFD计算中数值模拟了 $Ma=0.2$ 到 $Ma=1.5$,包含纵向和横向特性计算共332个状态点,基于以上数据库对算法进行了仿真验证和结果分析,效果良好。

沈国清等^[15]从应用的角度出发,研究了各类误差对FADS精度的影响,包括气动导管延时误差、粘滞作用误差、热流逸误差、初始压力孔位置误差等,给出了各类误差的数学模型,并进行了仿真计算。

A. Srivastava等^[16]以水面舰艇模型为对象,研究了FADS的应用。针对风洞实验的数据,使用时序函数近似方法对测压点数据进行处理,以求出风速和风向角。最大风速和最大风向角分别为42.7 m/s和 8° 时,平均风速测量误差为0.09 m/s,平均风向角测量误差为 0.7° 。J. F. Quindlen等^[17]则将FADS应用于太阳能小型无人机。使用神经网络模型对5个测压点的数据进行处理,可得到飞行时的空速、迎角和侧滑角信息。R. J. Lawrence等^[18]也将FADS应用于小型融合体布局无人机,在两侧机翼前缘和两侧翼梢小翼前缘共设置16个测压点。使用神经网络模型对测量数据进行处理。测量结果获得了飞行试验数据的验证,表明FADS同样适用于低速飞机。

已有的研究主要针对气动计算模型和滤波算法,对测压点的关注相对较少。考虑到测压点为FADS系统提供数据输入,因此其数量和分布形式也将对系统测量精度产生影响。

2 气动计算模型

定义激波后总压 P_t 、自由来流静压 P_∞ 、迎角 α 和侧滑角 β 作为气动状态量,引入气动矢量 \mathbf{X} ^[1]:

$$\mathbf{X} = \begin{pmatrix} P_t \\ P_\infty \\ \alpha \\ \beta \end{pmatrix} \quad (1)$$

若定义飞行器头部为简化球体,且其上点 i 的位置可由圆锥角 η_i 和圆周角 ζ_i 表示(如图4所示),则飞行器头部每个测压点处的压力可表示为 \mathbf{X} 、 ζ_i 和 η_i 的函数:

$$P_t = F(\mathbf{X}; \eta_i, \zeta_i) \quad (2)$$

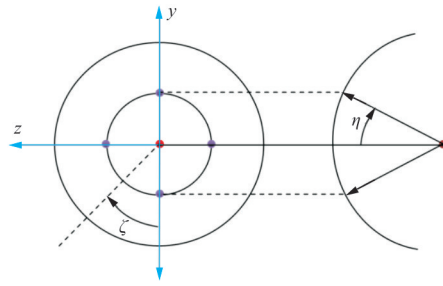


图4 圆周角和圆锥角的定义

Fig. 4 Definition of cone and clock angles

基于牛顿模型,给出方程(2)的显式表达式:

$$P_i = (P_t - P_\infty) \cdot \cos^2 \theta_i + P_\infty, M_\infty \gg 1 \quad (3)$$

θ_i 为入射角,即自由来流速度矢量与第 i 个测压点处单位矢量的夹角,且有式(4)^[1]

$$\cos \theta_i = \cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \eta_i + \sin \beta \cdot \sin \eta_i \cdot \cos \zeta_i + \sin \alpha \cdot \cos \beta \cdot \sin \eta_i \cdot \cos \zeta_i \quad (4)$$

估算出气动矢量后,可由Rayleigh-Pitot方程^[1]计算得到马赫数:

$$\frac{P_\infty}{P_t} = \left[\frac{2}{(\gamma + 1) \cdot M_\infty^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \cdot \left[\frac{2 \cdot \gamma \cdot M_\infty^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

并可据此得到动压:

$$q_\infty = \frac{\gamma}{2} \cdot P_t \cdot R \cdot M_\infty^2 \quad (6)$$

式中: γ 为比热比。计算时假设 γ 为常数,后续研究中将对其进行修正,以尽量减小对测量精度的不利影响。

3 估算方法

气动矢量的估算可由滤波算法得到。若用 $f_i(\mathbf{X})$ 表示第 i 个测压点的压力与气动状态矢量的函数,则第 i 个测压点处的压力测量值为

$$P_i = f_i(\mathbf{X}) + \epsilon_i \quad (7)$$

式中: ϵ_i 为测量压力的误差,假定其平均值为0。

若在 t 时刻,进行 n 次压力测量,定义下述矢量:

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} P_1 \\ P_2 \\ \vdots \\ P_n \end{pmatrix} \quad (8)$$

$$f = \begin{pmatrix} f_1(\mathbf{X}) \\ f_2(\mathbf{X}) \\ \vdots \\ f_n(\mathbf{X}) \end{pmatrix} \quad (9)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{pmatrix} \quad (10)$$

则压力测量矢量 \mathbf{P} 和状态矢量 \mathbf{X} 的关系可由方程(11)^[1]给出:

$$\mathbf{P} = f(\mathbf{X}) + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (11)$$

f 为 \mathbf{X} 的非线性函数。对方程(11)做线性化处理,得到的近似方程为

$$\mathbf{P} = f(\mathbf{X}_0) + \left(\frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}} \right)_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_0} \cdot \Delta \mathbf{X} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (12)$$

式中: \mathbf{X}_0 为初始点的状态矢量预测值; $\Delta \mathbf{X}$ 为增量,即 $\mathbf{X} - \mathbf{X}_0$ 。

为便于表述,定义敏感度矩阵 \mathbf{H} 为

$$\mathbf{H} = \left(\frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}} \right)_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_0} \quad (13)$$

并定义残差矢量

$$\mathbf{y} = \mathbf{P} - f(\mathbf{X}_0) \quad (14)$$

其中, \mathbf{H} 为 $n \times 4$ 的矩阵,可由矢量函数做微分得到。方程(12)可写为如下形式

$$\mathbf{y} = \mathbf{H} \cdot \Delta \mathbf{X} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (15)$$

增量 $\Delta \mathbf{X}$ 的最优线性最小无偏估计可由方程(16)^[1,5]得到:

$$\Delta \mathbf{X} = (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{S}^{-1} \cdot \mathbf{H})^{-1} \cdot \mathbf{H}^T \cdot \mathbf{S}^{-1} \cdot \mathbf{y} \quad (16)$$

其中 \mathbf{S} 为测量误差的协方差矩阵,即:

$$\mathbf{S} = E(\boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\varepsilon}^T) = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \sigma_n^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

假定测量误差是不相关的,若定义权系数矩阵 $\mathbf{W} = \mathbf{S}^{-1}$,则方程(14)变为加权最小方差形式。

计算出 $\Delta \mathbf{X}$ 后,可更新 \mathbf{X}_0 ^[1,5]:

$$\mathbf{X}_0 = \mathbf{X}_0 + \Delta \mathbf{X} \quad (18)$$

重复方程(13)~方程(18),直到残差矢量满足收敛条件为止。

4 计算方法验证及算例

4.1 计算方法验证

在球形机头上布置测压点,圆锥角和圆周角的

定义如图 4 所示。

由于需考虑 FADS 系统的压力测量误差,本文各算例中均假定各测压点的测量数值服从正态分布,其标准差满足 $3 \cdot \sigma = 0.5\% \cdot P_i$ (其中 P_i 为各点的压力测量值)。对于图 5 所示 9 个测压点(圆锥角为 50° ,圆周角为 $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ, 315^\circ, 360^\circ$),上述模型计算得到的各参数在整个飞行剖面下的误差分布如图 6 所示。

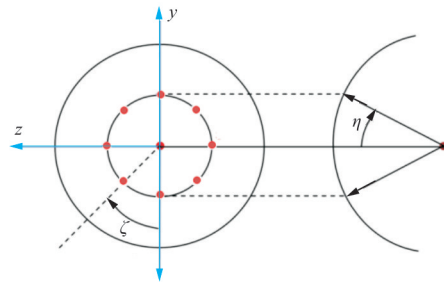
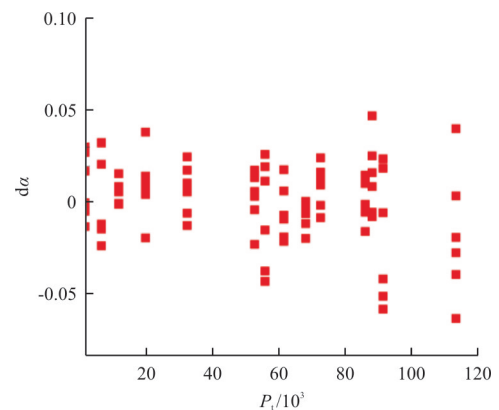
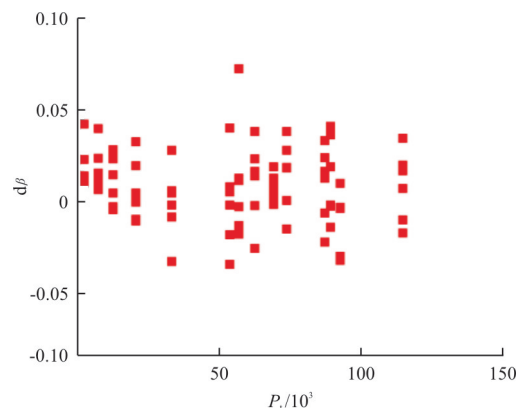


图 5 9 个测压点分布($\gamma=50^\circ$)

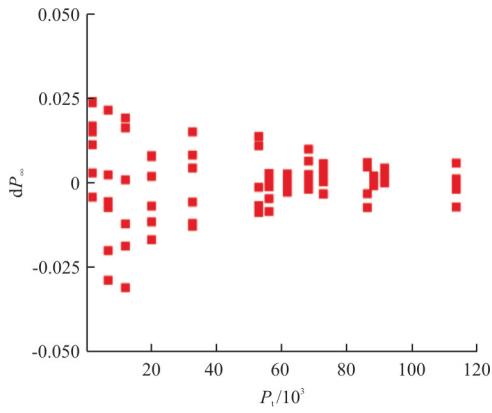
Fig. 5 9-point distribution (cone angles equal 50°)



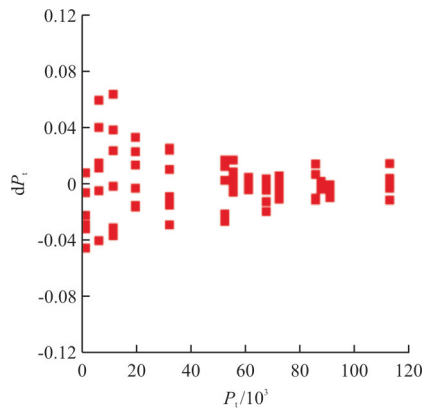
(a) 迎角



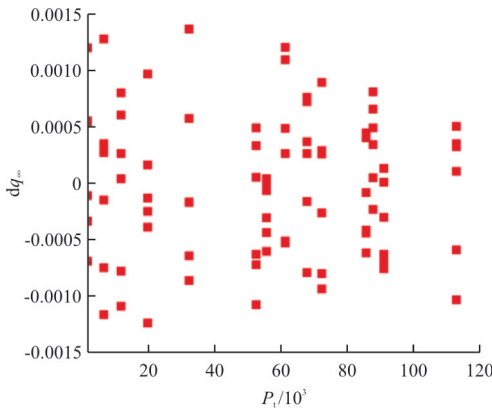
(b) 侧滑角



(c) 自由来流静压



(d) 激波后总压



(e) 自由来流动压

图 6 9 个测压点各参数在整个飞行剖面下的误差分布
Fig. 6 Precision of aerodynamic parameters in the flight path for 9-point distribution

从图 6 可以看出:除个别点外,迎角和侧滑角的误差基本在 5%之内,自由来流静压和动压的误差更小,只有激波后总压的误差略大,但多数数据误差在 5%之内。这表明牛顿法和滤波法相结合,基本可以满足工程设计的需要。

4.2 飞行剖面

目前可供参考的数据偏少,借鉴美国航天飞机和日本 HYFLEX 项目经验,提出的飞行剖面如表 1 所示。

表 1 飞行剖面
Table 1 Virtual flight path

H/km	Ma	P_t/Pa	P_∞/Pa	$\alpha/(\text{°})$	$\beta/(\text{°})$
70	15.79	1 678.41	5.22	50.00	15.00
60	15.33	6 654.55	21.96	48.00	15.00
55	14.72	11 883.50	42.53	46.00	15.00
50	13.96	20 055.04	79.78	44.00	15.00
45	13.03	32 662.60	149.10	42.00	15.00
40	11.97	53 105.38	287.14	40.00	15.00
35	10.80	86 558.02	574.60	38.00	15.00
35	9.60	68 447.25	574.60	36.00	10.00
30	8.58	114 013.42	1 197.03	34.00	10.00
30	7.70	91 933.35	1 197.03	32.00	10.00
30	6.86	73 083.88	1 197.03	30.00	10.00
30	6.01	56 224.30	1 197.03	28.00	10.00
25	5.16	88 575.83	2 549.22	26.00	10.00
25	4.30	61 877.50	2 549.22	24.00	10.00

4.3 圆周角分布的影响

圆锥角为 30°时,不同圆周角分布的具体形式如表 2 所示,对应的参数测量误差(篇幅所限,各参数误差分布图不再给出)如表 3 所示。圆锥角为 40°和 50°时的情况与 30°时的类似。

表 2 测压点的圆周角分布
Table 2 Distribution for clock angle effect

编号	个数	圆周角/(°)
A1	5	0~360,间距 90
A2	9	0~360,间距 45
A3	13	0~360,间距 30
A4	19	0~360,间距 20
A5	37	0~360,间距 10

表 3 圆周角分布对 FADS 测量精度的影响
Table 3 Clock angle effects on FADS accuracies

编号	$\alpha/(\text{°}),\beta/(\text{°})$	测量精度	
		P_t, q_∞	M_∞, P_∞
A1	0.20,0.20	0.4%,0.4%	40%,50%
A2	0.15,0.15	0.25%,0.25%	25%,40%
A3	0.15,0.15	0.25%,0.2%	15%,40%
A4	0.15,0.10	0.2%,0.15%	15%,30%
A5	0.10,0.10	0.2%,0.15%	10%,20%

从表 3 可以看出:沿圆周方向增加测压点数量可提高 FADS 测量精度;但是,即使总点数为 37 时, M_∞ 和 P_∞ 的测量精度也仅达到 10% 和 20%,这表明仅沿圆周方向增加测压点数量存在一定的局限性。

4.4 圆锥角分布的影响

不同圆锥角分布的具体形式如表 4 所示,对应的参数测量误差如表 5 所示。点数为 13 时的情况与 5 点和 9 点时的类似。

表 4 测压点的圆锥角分布
Table 4 Distribution for cone angle effects

编号	圆锥角/(°)	点数	圆周角/(°)
B1	30	5	0~360,间距 90
B2	40	5	0~360,间距 90
B3	50	5	0~360,间距 90
B4	30	9	0~360,间距 45
B5	40	9	0~360,间距 45
B6	50	9	0~360,间距 45

表 5 圆锥角分布对 FADS 测量精度的影响
Table 5 Cone angle effects on FADS Accuracies

编号	$\alpha/(^\circ),\beta/(^\circ)$	测量精度	
		P_1, q_∞	M_∞, P_∞
B1	0.20,0.20	0.4%,0.4%	40%,50%
B2	0.10,0.10	0.25%,0.25%	10%,15%
B3	0.10,0.10	0.20%,0.20%	5%,10%
B4	0.15,0.15	0.25%,0.25%	25%,40%
B5	0.10,0.10	0.20%,0.20%	10%,15%
B6	0.10,0.10	0.15%,0.15%	5%,10%

从表 5 可以看出: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。

对不同圆锥角的组合影响开展研究。测压点的分布形式如表 6 所示,对应的参数测量误差如表 7 所示。

表 6 测压点的圆锥角组合分布
Table 6 Distribution for cone angle combination effects

编号	圆锥角/(°)	点数	圆周角/(°)
B7	30,40	9	0~360,间距 90
B8	40,50	9	0~360,间距 90
B9	30,50	9	0~360,间距 90

表 7 圆锥角组合分布对 FADS 测量精度的影响
Table 7 Cone angle combination effects on FADS accuracies

编号	$\alpha/(^\circ),\beta/(^\circ)$	测量精度	
		P_1, q_∞	M_∞, P_∞
B7	0.1,0.1	0.2%,0.2%	15%,25%
B8	0.1,0.1	0.2%,0.15%	5%,5%
B9	0.1,0.1	0.2%,0.2%	5%,10%

从表 5 和表 7 可以看出:不同圆锥角组合下的测量精度介于两个圆锥角单独情况之间。例如,圆锥角为 30°和 40°组合时的 B7,其精度介于单独 30°的 B4 和单独 40°的 B5 之间。与上述圆周角的情况类似,增大圆锥角也存在一定的局限性:由 B5~B9 结果可见, α 和 β 的测量精度几乎没有改善。

从表 7 可以看出:当圆锥角为 40°和 50°组合,且测压点数量为 9 时,各参数的误差均小于 5%。

还需指出,对于本文给出的飞行剖面,测压点的圆锥角应不小于 50°。这是因为圆锥角增大时,正激波后的膨胀波将随着圆锥角增大而增强,使机头及其附近静压下降。若降低后的静压值接近自由来流静压 P_∞ ,则有利于根据测压点静压值估算出 P_∞ 。

4.5 非对称性的影响

考虑非对称性的测压点分布形式如表 8 所示,对应的参数测量误差如表 9 所示。

表 8 测压点的非对称分布
Table 8 Asymmetric distribution

编号	圆锥角/(°)	点数	圆周角/(°)
C1	30	9	0~360,间距 45
C2	30	9	0,90,180,270,360,120,150,210,240
C3	30	9	0,90,180,270,360,30,60,300,330
C4	50	9	0~360,间距 45
C5	50	9	0,90,180,270,360,120,150,210,240
C6	50	9	0,90,180,270,360,30,60,300,330

表 9 非对称分布对 FADS 测量精度的影响
Table 9 Asymmetric distribution effects on FADS accuracies

编号	$\alpha/(^\circ),\beta/(^\circ)$	测量精度	
		P_1, q_∞	M_∞, P_∞
C1	0.15,0.15	0.25%,0.25%	25%,40%
C2	0.10,0.15	0.30%,0.30%	30%,40%
C3	0.15,0.15	0.30%,0.30%	25%,40%
C4	0.10,0.10	0.15%,0.15%	5%,10%
C5	0.10,0.15	0.30%,0.30%	15%,40%
C6	0.10,0.10	0.15%,0.15%	5%,10%

从表9可以看出:测压点的上述非对称分布,没有起到改善测量精度的作用。

5 结 论

(1) 沿圆周方向增加测压点数量,可提高FADS系统测量精度,但存在门槛值,超过门槛值后,改善效果欠佳。

(2) 增大测压点圆锥角可明显提高FADS系统测量精度。

(3) FADS系统对 M_∞ 和 P_∞ 的测量精度要低于 α 、 β 、 P_t 和 q_∞ 。主要原因是 P_∞ 和各测压点处的压力值相差较大。

参考文献

- [1] Pruet C D, Wolf H, Heck M L, et al. An innovative air data system for the space shuttle orbiter-data analysis techniques[R]. AIAA-81-2455, 1981.
- [2] Whitmore S A, Cobleigh B R, Jr Haering E A. Design and calibration of the X-33 flush airdata sensing(FADS) system [R]. AIAA-98-0201, 1998.
- [3] Baumann E, Pahle J W, Davis M C, et al. The X-43A flush airdata sensing system flight test results[R]. AIAA-2008-6570, 2008.
- [4] Ellsworth J C. An analytical explanation for the X-43A flush air data sensing system pressure mismatch between flight and theory[R]. AIAA-2010-4964, 2010.
- [5] Takaki R, Takizawa M. ADS measurement of HYFLEX (Hypersonic flight experiment) [R]. AIAA-97-0193, 1997.
- [6] Crowther W J, Lamont P J. A neural network approach to the calibration of a flush air data system[J]. The Aeronautical Journal, 2001, 105(1044): 85-95.
- [7] 郑成军, 陆宇平, 高璐. BP网络在嵌入式大气数据传感系统中的应用[J]. 测控技术, 2006, 25(6): 9-12.
Zheng Chengjun, Lu Yuping, Gao Lu. Application of back propagation in flush air data sensing system[J]. Measurement and Control Technology, 2006, 25(6): 9-12. (in Chinese)
- [8] 宋秀毅, 陆宇平. 飞翼飞行器嵌入式大气数据传感系统算法研究[J]. 传感器与微系统, 2008, 27(4): 12-14, 17.
Song Xiuyi, Lu Yuping. Research on algorithm in flush air data sensing system of flying wing vehicle[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2008, 27(4): 12-14, 17. (in Chinese)
- [9] 方习高, 陆宇平. 嵌入式大气数据传感系统的求解算法研究[J]. 计算机测量与控制, 2008, 16(3): 398-400.
Fang Xigao, Lu Yuping. Research on algorithms of flush airdata sensing system [J]. Computer Measurement and Control, 2008, 16(3): 398-400. (in Chinese)
- [10] Whitmore S A, Ellsworth J C. Simulation of a flush air-data system for transatmospheric vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(4): 716-732.
- [11] 柏楠, 时光峰, 苑景春, 等. 嵌入式大气数据传感技术研究[J]. 飞航导弹, 2010(8): 79-85.
Bo Nan, Shi Zhaofeng, Yuan Jingchun, et al. Research on flush air data system technologies[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(8): 79-85. (in Chinese)
- [12] 孟博, 李荣冰, 刘建业, 等. 基于神经网络的类乘波体飞行器FADS算法研究[J]. 航空计算技术, 2011, 41(2): 16-20.
Meng Bo, Li Rongbing, Liu Jianye, et al. Research on algorithm of quasi-waverider vehicle FADS based on neural network[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(2): 16-20. (in Chinese)
- [13] 姚宗信, 梁大开, 李明. 基于模糊逻辑的嵌入式飞机大气数据传感器测量位置优化设计[J]. 计量学报, 2004, 25(3): 257-261.
Yao Zongxin, Liang Dakai, Li Ming. Optimizing design of measuring position of flush air data sensor installed on aircraft based on fuzzy logic [J]. Acta Metrologica Sinica, 2004, 25(3): 257-261. (in Chinese)
- [14] 王岩, 郑伟. 分布嵌入式大气数据系统算法的初步研究[J]. 飞机设计, 2008, 28(6): 5-11, 26.
Wang Yan, Zheng Wei. Elementary study on the distributed flush air data system arithmetic [J]. Aircraft Design, 2008, 28(6): 5-11, 26. (in Chinese)
- [15] 沈国清, 陆宇平, 徐志晖. 嵌入式大气数据传感系统误差分析[J]. 传感器与微系统, 2012, 31(6): 62-65.
Shen Guoqing, Lu Yuping, Xu Zhihui. Error analysis on flush air data sensitive system [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2012, 31(6): 62-65. (in Chinese)
- [16] Srivastava A, Meade A J, Long K R. Learning air data parameters for flush air data sensing systems [J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2012, 9(3): 110-124.
- [17] Quindlen J F, Langelaan J W. Flush air data sensing for soaring-capable UAVs [R]. AIAA-2013-1153, 2013.
- [18] Laurence R J, Argrow B M. Flight results from a small UAS distributed flush airdata system [R]. AIAA-2017-4476, 2017.

作者简介:

王晓璐(1982—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、空气动力学。

刘战合(1977—),男,博士,讲师。主要研究方向:飞行器隐身设计、薄膜沉积工艺。

苗楠(1991—),女,博士,讲师。主要研究方向:计算流体力学。

王菁(1991—),女,硕士,助教。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:赵毓梅)