

# 一种适用锥头体的嵌入式大气数据传感系统改进校准算法

张勇<sup>1</sup>, 肖前贵<sup>1</sup>, 陆宇平<sup>2</sup>, 肖地波<sup>3</sup>, 刘燕斌<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学 无人机研究院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016;  
3. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

**摘要:** 嵌入式大气数据传感系统的空气动力学模型基于钝头体推导, 该模型是否适用于锥头体尚未得到证实; 对一典型锥头体进行了空气动力学模型适用性验证, 验证结果表明该空气动力学模型用于锥头体时动静压相对误差超过了 2.5%; 对此, 提出了一种适用于锥头体的改进校准算法, 并且进行了仿真验证; 仿真结果表明动静压相对误差小于 0.5%, 改进的校准算法有效消除了模型误差。

**关键词:** 嵌入式大气数据传感系统; 空气动力学模型; 锥头体; 校准算法

## A Modified Calibration Algorithm for Cone Forebodies of Flush Airdata Sensing System

Zhang Yong<sup>1</sup>, Xiao Qiangui<sup>1</sup>, Lu Yuping<sup>2</sup>, Xiao Dibo<sup>3</sup>, Liu Yanbin<sup>3</sup>

(1. Unmanned Aerial Vehicle Research Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. College of Automatic Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
3. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The aerodynamic model of Flush Airdata Sensing System is derived from blunt forebodies, but whether the model is suitable for cone forebodies does not be confirmed. The applicability of the aerodynamic model is verified for a typical cone forebody, and the verification results of the applicability demonstrate that the relative errors of the dynamic pressure and static pressure are more than 2.5% when the aerodynamic model is applied to cone forebody model. Therefore, a modified calibration algorithm for cone forebodies is proposed, and the corresponding validation of simulation is accomplished. Simulation results show that the relative errors of the dynamic pressure and static pressure are less than 0.5%, and the modified calibration algorithm eliminates the model errors effectively.

**Key words:** flush airdata sensing system; aerodynamic model; cone forebody; calibration algorithm

### 0 引言

嵌入式大气数据传感系统 (Flush Airdata Sensing System, FADS) 依靠分布在飞行器前端的压力传感器阵列来测量飞行器表面的压力, 并由压力分布间接获得飞行参数。FADS 在大迎角飞行、减小雷达反射面积、高超声速飞行等方面有着与传统大气数据测量系统无法比拟的优势<sup>[1]</sup>。在 FADS 的研究和应用上, 美国进行了大量的研究并取得大量成果, 并且被广泛应用于 X-33、X-34、X-31、X-38、X-43、F-18 等各型飞行器上。

国内的 FADS 研究起步较晚, 主要有南京航空航天大学陆宇平教授团队在 FADS 的理论研究方面取得了一些阶段性的成果: 方习高介绍了嵌入式大气数据传感系统及其主要的求解算法并且针对每种算法分别给出了其迎角、侧滑角和动压、静压的求解公式<sup>[2]</sup>; 郑成军在钝头体空气动力学模型的基础上提出了求解动、静压和修正参数的改进算法<sup>[3]</sup>; 郑守铎提出了利用卡方分析来检查测压点故障的方法<sup>[4]</sup>; 叶玮提出了一种

FADS/INS 组合测量迎角、侧滑角的方法<sup>[5]</sup>; 杨雨在 FADS/INS 组合方案中采用互补滤波技术大大提高了在 FADS 飞行器高机动飞行时的测量精度<sup>[6]</sup>。

目前, FADS 空气动力学模型是基于位势流和修正的牛顿模型解算模型推导而来<sup>[7]</sup>, 适用于钝头体。然而, 该空气动力学模型是否能够适用于锥头体并没有得到证实。因此, 需要证实该空气动力学模型是否能够适用于锥头体的大气数据解算。如果在锥头体上解算的大气数据误差不能满足设计要求, 那么有必要进行算法改进, 提出一种适用于锥头体的 FADS 大气数据解算算法。

### 1 FADS 的空气动力学模型

对于典型的钝头体, FADS 系统的表面压力分布公式<sup>[8]</sup>为:

$$p(\theta_i) = q_c (\cos^2 \theta_i + \epsilon \sin^2 \theta_i) + P_\infty \quad (1)$$

式中,  $p(\theta_i)$  为第  $i$  个测压孔的压力值,  $q_c$  为动压,  $P_\infty$  为静压,  $\theta_i$  为第  $i$  点的入射角 (该点的曲面法线方向与来流速度矢量的夹角),  $\epsilon$  为无量纲的形压系数。

由几何关系可知第  $i$  点的入射角  $\theta_i$  可由如下式子确定:

$$\begin{aligned} \cos \theta_i = & \cos \alpha_c \cos \beta_c \cos \lambda_i + \\ & \sin \beta_c \sin \varphi_i \sin \lambda_i + \\ & \sin \alpha_c \cos \beta_c \cos \varphi_i \sin \lambda_i \end{aligned} \quad (2)$$

式中,  $\alpha_c$ 、 $\beta_c$  分别为当地迎角和当地侧滑角, 由于气流流经飞行器时, 受到飞行器的影响, 使得测压孔处的迎角和侧滑角发生

收稿日期: 2014-01-15; 修回日期: 2014-03-05。

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费项目 (NS2014088); 江苏省普通高校研究生科研创新计划 (CXZZ13\_0169)。

作者简介: 张勇 (1986-), 男, 浙江衢州人, 工学硕士, 研究实习员, 主要从事飞行控制技术方向的研究。

了一个变化, 因此, 测压孔处测得的迎角和侧滑角是局部迎角和局部侧滑角, 即当地迎角和当地侧滑角;  $\varphi_i, \lambda_i$  分别为该点的圆周角和圆锥角。

形压系数  $\epsilon$  结合了位流模型和修正的牛顿流模型, 是综合考虑气流的压缩效应、气动外形等因素选取的, 它可以看成是当地迎角  $\alpha_e$ 、当地侧滑角  $\beta_e$  和马赫数  $M_\infty$  的函数, 即:

$$\epsilon = f(\alpha_e, \beta_e, M_\infty) \quad (3)$$

动静压之比与马赫数之间的关系根据普通的一维流体力学关系即可得到。

$$\frac{q_c}{P_\infty} = g(M_\infty) = \begin{cases} (1 + 0.2M_\infty^2)^{3.5} - 1 & (M_\infty \leq 1) \\ 166.92M_\infty^2 \left( \frac{M_\infty^2}{7M_\infty^2 - 1} \right)^{2.5} - 1 & (M_\infty > 1) \end{cases} \quad (4)$$

公式 (1) ~ (4) 建立了完整的 FADS 空气动力学模型。在该气动模型的基础上, 采用“三点法”迭代解出当地迎角  $\alpha_e$ 、当地侧滑角  $\beta_e$ 、动压  $q_c$ 、静压  $P_\infty$  和马赫数  $M_\infty$ , “三点法”的具体迭代过程参见文献 [8]。

### 2 校准算法

受飞行器本身对气流的影响 (主要是上洗和侧洗), 基于公式 (1) 的理论公式模型计算出来的迎角和侧滑角也是测压孔所处位置处的迎角和侧滑角 (即当地迎角  $\alpha_e$  和当地侧滑角  $\beta_e$ ), 该迎角和侧滑角并不是自由流的迎角和侧滑角。因此, 需要对迎角和侧滑角进行校准, 以得到真实自由流迎角  $\alpha$  和侧滑角  $\beta$ 。真实迎角  $\alpha$  与当地迎角  $\alpha_e$ 、真实侧滑角  $\beta$  与当地侧滑角  $\beta_e$  之间有如下关系<sup>[8-9]</sup>:

$$\begin{cases} \delta\alpha = \alpha_e - \alpha \\ \delta\beta = \beta_e - \beta \end{cases} \quad (5)$$

实验和研究表明, 无论是迎角修正量还是侧滑角修正量, 都与马赫数有关, 在某一马赫数时, 迎角修正量与侧滑角基本无关, 与迎角大致呈三次多项式曲线, 侧滑角修正量与迎角基本没有关系, 与侧滑角大致呈三次多项式曲线<sup>[8-9]</sup>。因此, 对迎角和侧滑角均采用三次多项式来拟合:

$$\begin{cases} \delta\alpha = A_0(M_\infty) + A_1(M_\infty)\alpha_e + A_2(M_\infty)\alpha_e^2 + A_3(M_\infty)\alpha_e^3 \\ \delta\beta = B_0(M_\infty) + B_1(M_\infty)\beta_e + B_2(M_\infty)\beta_e^2 + B_3(M_\infty)\beta_e^3 \end{cases} \quad (6)$$

其中多项式系数  $A_i(M_\infty), B_i(M_\infty)$  与马赫数相关。经多项式校准后迎角和侧滑角具有较高的精度<sup>[9]</sup>。

### 3 FADS 空气动力学模型对锥头体的适用性验证

选择一典型锥体飞行器, 其测压孔 1~5 按照图 1 布局。

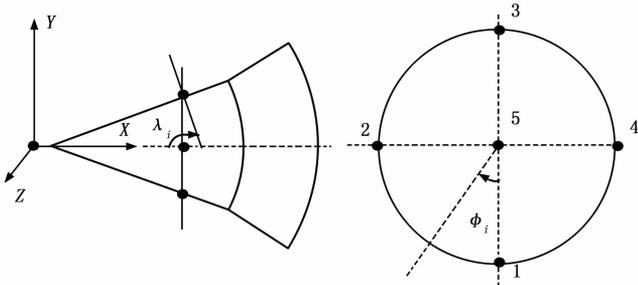


图 1 典型锥体模型测压孔布局

采用 CFD 的方法对流体流动进行数值模拟, 选取马赫数

$M_\infty = 2.5, 2.7, 3, 3.2$ , 真实迎角  $\alpha = -8^\circ \sim 8^\circ$ , 真实侧滑角  $\beta = -3^\circ \sim 3^\circ$  状态下的测压孔 1~5 压力。根据钝头体飞行器的 FADS 空气动力学模型, 采用“三点法”及校准算法可以得到迎角、侧滑角、动压、静压和马赫数。迎角和侧滑角经校准后具有较高的精度, 绝对误差在  $0.1^\circ$  以内。动压、静压的相对误差以及马赫数绝对误差分别图 2、图 3 和图 4 所示。

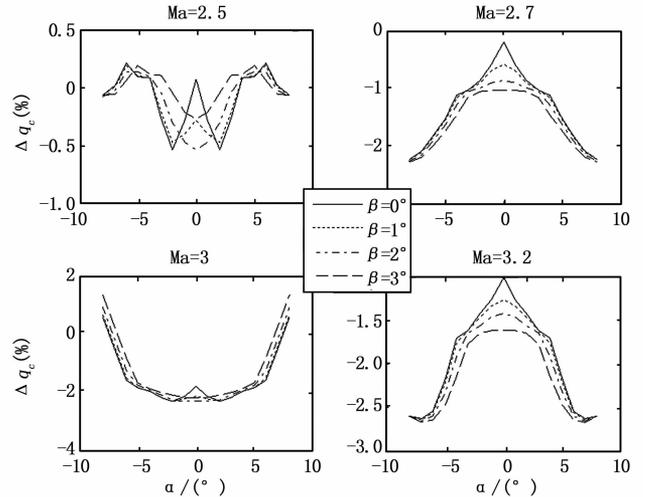


图 2 动压误差

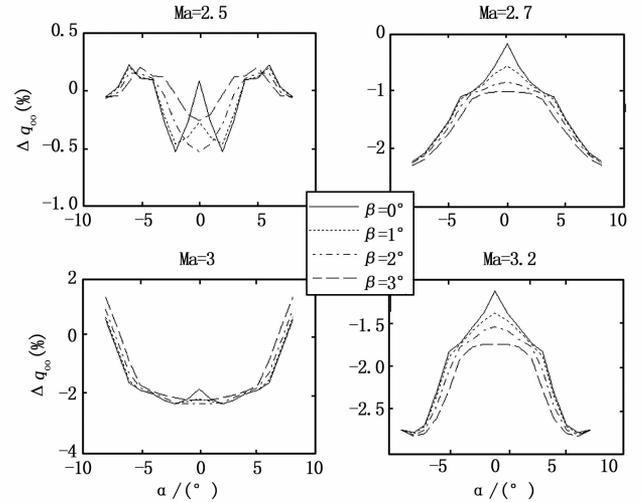


图 3 静压误差

由图 2 和图 3 可知, 动压和静压的相对误差随迎角、侧滑角和马赫数变化的趋势几乎相同, 但是两者的相对误差较大, 在某些状态下两者的相对误差均超过了  $2.5\%$ , 很难满足精确控制要求。虽然动静压存在误差, 但是两者误差变化趋势一致, 根据公式 (4) 可知马赫数仅仅与动压和静压之比相关, 所以图 4 显示马赫数误差接近于 0。

综上, 可以得到如下结论: 基于钝头体推导 FADS 空气动力学模型在控制精度要求较高时并不适用于锥头体的大气数据解算, 即存在一定的模型误差。因此, 在 FADS 空气动力学模型的基础上需要设计一种新的校准算法来对动静压值进行准确预测。

### 4 改进的校准算法

在锥头体上通过 FADS 空气动力学模型解算的动静压精度较

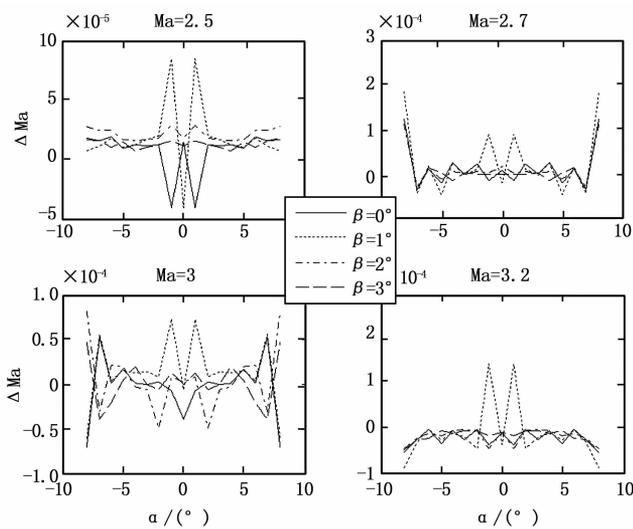


图 4 马赫数误差

低, 很难满足设计要求的精度。因此, 可以考虑与迎角和侧滑角相似的处理方法, 对解算出来的结果进行校准, 以提高精度。

模型计算得到的动静压与真实动静压存在如下关系:

$$\begin{cases} \delta q_c = q_c - q_{c\text{ture}} \\ \delta P_\infty = P_\infty - P_{\infty\text{ture}} \end{cases} \quad (7)$$

从图 2 和图 3 可以看出, 动静压误差与马赫数、迎角和侧滑角有关, 并且马赫数越大, 误差越大。采用与迎角和侧滑角校准相似的办法, 将多项式的系数看成与马赫数相关。但是动静压误差并不呈现典型的几次多项式曲线, 只能看出动静压误差关于迎角和侧滑角对称 (图中未画出侧滑角为负的情况, 因为和侧滑角为正的时候重合)。因此, 采用偶次多项式来校准, 将动静压多项式校准写成如下形式:

$$\begin{cases} \delta q_c = A_{q0}(M_\infty) + A_{q1}(M_\infty)\alpha_e^2 + \dots + A_{qn}(M_\infty)\alpha_e^{2m} + \\ B_{q1}(M_\infty)\beta_e^2 + \dots + B_{qn}(M_\infty)\beta_e^{2n} \\ \delta P_\infty = A_{p0}(M_\infty) + A_{p1}(M_\infty)\alpha_e^2 + \dots + A_{pm}(M_\infty)\alpha_e^{2m} + \\ B_{p1}(M_\infty)\beta_e^2 + \dots + B_{pn}(M_\infty)\beta_e^{2n} \end{cases} \quad (8)$$

式中,  $m, n$  为自然数。

本例中动压多项式校准采用 4 次多项式形式校准, 多项式系数  $A_{qi}(M_\infty), B_{qi}(M_\infty), A_{pi}(M_\infty), B_{pi}(M_\infty)$  与马赫数相关, 取不同的迎角和侧滑角状态, 得到一个超定线性方程组:

$$\delta q_c = BA \quad (9)$$

其中:

$$\delta q_c = [\delta q_{c1} \dots \delta q_{ci} \dots \delta q_{cn}]^T$$

$$B = \begin{Bmatrix} 1 & \alpha_{e1}^2 & \alpha_{e1}^4 & \beta_{e1}^2 & \beta_{e1}^4 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & \alpha_{ei}^2 & \alpha_{ei}^4 & \beta_{ei}^2 & \beta_{ei}^4 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & \alpha_{en}^2 & \alpha_{en}^4 & \beta_{en}^2 & \beta_{en}^4 \end{Bmatrix}$$

$$A = \begin{Bmatrix} A_{q0} \\ A_{q1} \\ A_{q2} \\ B_{q1} \\ B_{q2} \end{Bmatrix}$$

求方程 (9) 的最小二乘解:

$$A = B^+ \delta q_c \quad (10)$$

根据各个马赫数情况下当地迎角  $\alpha_{ei}$ 、侧滑角  $\beta_{ei}$  及对应的动压修正量序列  $(\alpha_{ei}, \beta_{ei}, \delta q_{ci})$ , 即可计算出系数矩阵  $A$ , 存入数据表中。

在线校准过程中, 根据马赫数  $M_\infty$ , 找到对应的系数矩阵  $A$ , 根据解算算法算出的当地迎角和当地侧滑角即可得到动压修正量:

$$\delta q_c = [1, \alpha_e^2, \alpha_e^4, \beta_e^2, \beta_e^4] A \quad (11)$$

将这个迎角修正量代入 (7) 式即可得到校准后的真实动压。

静压校准与动压校准相似, 采用 4 次多项式的形式进行校准。多项式系数  $A_{pi}(M_\infty), B_{pi}(M_\infty), A_{qi}(M_\infty), B_{qi}(M_\infty)$  确定方式同上。

校准后动压和静压误差分别如图 5 和图 6 所示。

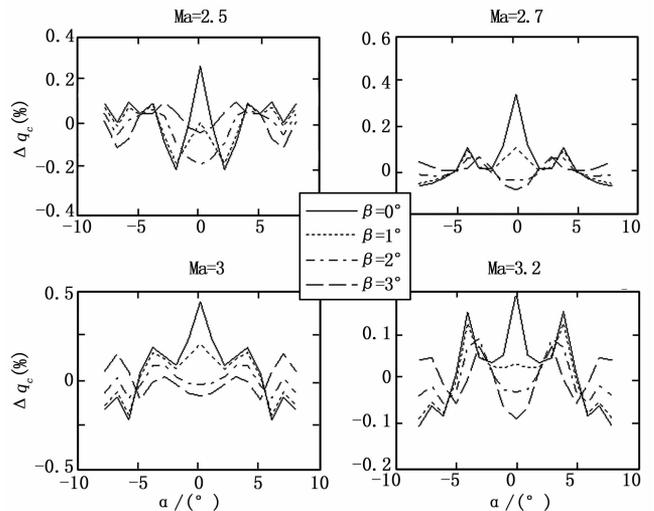


图 5 校准后的动压误差

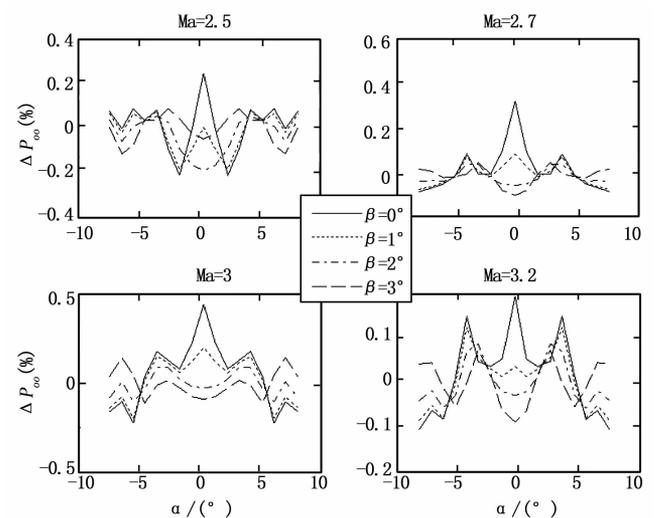


图 6 校准后的静压误差

由图 5 和图 6 可知, 利用改进的校准算法大大提高了动静压的计算精度 (相对误差精度在 0.5% 以内), 有效消除了 FADS 空气动力学模型应用于锥头体的模型误差。

(下转第 1526 页)

的,但是如果背景的颜色与目标相近,或者目标附近有与目标的色调相近的算法比较物体,则 Camshift 会自动将其包括在内,导致跟踪窗口扩大,甚至有时会将跟踪窗口扩大到整个视频框架。



图 3 实时视频播放界面

#### 4 结束语

本系统利用具有 ARM、DSP 双内核的处理器搭建了图像处理能力极强的硬件平台,并采用 H.264 作为视频压缩算法,使得实时视频传输应用中视频压缩时间大大缩短。系统基于 RTSP 流媒体协议搭建了流媒体服务器,使得视频传输稳定性有很大提高。camshift 能有效解决目标变形和遮挡的问题,对系统资源要求不高,时间复杂度低,在简单背景下能取得良好的跟踪效果。但当背景较为复杂,或者有许多与目标颜色相似像素干扰的情况下,会导致跟踪失败。因为它单纯的考虑颜色直方图,忽略了目标的空间分布特性,所以这种情况下需加入对跟踪目标的预测算法。目前,我们已经基于本系统实现了火点的识别及跟踪并搭载到实验室小型无人机上。该系统的性能满足了监控、视频会议等应用的要求,但系统在视频高分辨率情况下的传输稳定性仍存在不足,需要进一步优化以满足高分辨率要求下的应用场合。

#### 参考文献:

[1] Ren Z K, Liu M H, Ye C, et al. The Real Time Video Transmission System Based on H.264 [A]. International Conference on Web Information Systems and Mining [C], Shanghai: IEEE Press, 2009, 63: 270-274.

[2] Ren Z K, Wei Z Q. Design and realization of video real time video transmission system [J]. Computer Engineering and Application, 2007, 28 (11): 2607-2610.

[3] Guo J, Zhao J. Image Capture and Display of Embedded Linux [J]. Modern Electronics Technique, 2006, 7: 129-131.

[4] Corbet J, Robini A. Linux Device Drivers [M]. Beijing: China Electric Power Press, 2006.

[5] Yan X Z, Chen Y. Design of image acquisition and transmission based on embedded ARM [J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2009, 11: 57-59, 80.

[6] Li H J. H.264 video compression based on network video monitoring system technical design [J]. Hebei Journal of Industrial and Technology, 2011, 28 (4): 236-239.

[7] Wu Q. Video Encoding and Decoding Based on H.264 and Its Realization and Optimization on DSP [J]. Modern Electronics Technique, 2010, 4: 55-57.

[8] Richard W. Stevens, Stephen A. Rago. Advanced Programming in the UNIX Environment (Second Edition) [M]. Beijing: Post and Telecom Press, 2006.

[9] Gao J S, Chen Y W, Li L L. Video Order Program System Design Based on RTSP [J]. Chinese Journal of Electron Devices, 2006, 29 (4): 1143-1146.

[10] Chen L, Pei H L. Programming for the Server of Real Time Based on RTSP [J]. Microcomputer Information, 2009, 28 (5-3): 65-67.

(上接第 1515 页)

#### 5 总结

本文研究了基于钝头体推导的 FADS 空气动力学模型在锥头体中的适用性问题。针对该动力学模型解算锥头体大气数据存在模型误差的问题,本文提出了一种改进的校准算法,有效提高了算法精度和工程实现性。

#### 参考文献:

[1] Srivastava A, Meade A J, Mokhtarzadeh A A. A Hybrid Data-Model Fusion Approach to Calibrate a Flush Air Data Sensing System [R]. AIAA 2010-3347, 2010

[2] 方习高, 陆玉平. 嵌入式大气数据传感系统求解算法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2008, 16 (3): 398-400.

[3] Zheng C J, Lu Y P, He Z. Improved Algorithms for Flush Airdata Sensing System [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 9 (4): 334-339.

[4] 郑守铎, 陆宇平, 叶 玮. 基于  $\chi^2$  检验的 FADS 系统故障检测与管理技术研究 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (11): 1449-1551.

[5] 叶 玮, 郑守铎, 温瑞珩. FADS/INS 组合法迎角、侧滑角测量方法研究 [J]. 飞机设计, 2007, 27 (6), 14-17.

[6] 杨 雨, 陆宇平, 吴在桂. 嵌入式大气数据传感系统中的组合滤波技术 [J]. 传感器与微系统, 2009, 28 (5): 117-120.

[7] Cobleigh B R, Whitmore S A, Haering E A. Flush airdata sensing (FADS) system calibration procedures and results for blunt forebodies [C]. California: Dryden Flight Research Center Edwards, 1999.

[8] Whitmore S A, Cobleigh B R, et al. Design and Calibration of the X-33 Flush Airdata Sensing (FADS) System [A]. California: Dryden Flight Research Center Edwards [C], 1998.

[9] Artz E J, Dona N W, Yechout D T R. NASA Orion Flush Air Data Sensing System Feasibility Determination and Development [A]. Maryland: 52nd Aerospace Sciences Meeting [C], 2014.