

钝头机体用嵌入式大气数据传感系统的 解算精度研究¹⁾

王 鹏²⁾ 金 鑫 张卫民

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要 针对一种钝头机体用嵌入式大气数据传感 (flush air data sensing, FADS) 系统的实施方案及求解精度展开研究. 基于 15° 钝头体外形, 在马赫数 $Ma = 2.04, 3.02, 5.01$, 攻角 α 介于 -5° 和 25° 之间, 不考虑侧滑角的情况下, 采用势流理论及修正的牛顿流理论建立了该 FADS 系统的气动模型. 首先利用经典的三点式算法建立了攻角的求解方案, 并采用最小二乘曲线拟合的方法对误差进行了修正; 随后建立相应的迭代衰减算法解算静压及动压, 最后根据压力比与马赫数的关系求解马赫数. 对解算的数据与实际飞行参数进行了比较, 结果表明, 建立的钝头机体用 FADS 系统的模型及算法精度较好, 攻角绝对误差小于 0.1° , 静压相对误差小于 5%, 马赫数绝对误差小于 0.01.

关键词 嵌入式大气数据传感系统, 钝头机体, 飞行参数, 算法, 精度

中图分类号: V448 文献标识码: A doi: 10.6052/1000-0879-15-310

RESEARCH ON THE SOLVING ACCURACY FOR THE FADS SYSTEM APPLIED TO THE VEHICLE WITH BLUNT FORE-BODIES¹⁾

WANG Peng²⁾ JIN Xin ZHANG Weimin

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract This paper studies the implementation and the accuracy of the FADS (flush air data sensing) system applied to the vehicle with blunt fore-bodies. For the 15° blunt fore-bodies at Mach number $Ma = 2.04, 3.02, 5.01$, angle of attack α is between -5° and 25° , and without the consideration of the angle of sideslip, the FADS model is a compromise between a simple potential flow model and the modified Newtonian flow theory. In this paper, the algorithm for the angle of attack based on the triple algorithm is developed, and the calibration error for the angle of attack is determined by the least-squares curve fitting. The free stream pressure and the dynamic pressure can then be determined by an iteration algorithm. Finally, the Mach number can be computed by using the normal one-dimensional fluid mechanics relationships. Systematic comparisons are conducted and it is shown that the model is reliable and the accuracy is high for the FADS system. The error for the angle of attack is less than 0.1° , the error for the free stream pressure is less than 5%, and the error for the Mach number is less than 0.01.

Key words flush air data sensing system, blunt fore-bodies, flight parameter, algorithm, accuracy

本文于 2015-11-23 收到.

1) 航天十一院自主创新研发项目资助 (80000800029921171206).

2) 王鹏, 工程师, 研究方向为嵌入式大气数据传感系统, 气动热的数值计算及工程估算. E-mail: pengwang0413@163.com

引用格式: 王鹏, 金鑫, 张卫民. 钝头机体用嵌入式大气数据传感系统的解算精度研究. 力学与实践, 2016, 38(3): 255-261

Wang Peng, Jin Xin, Zhang Weimin. Research on the solving accuracy for the FADS system applied to the vehicle with blunt fore-bodies. *Mechanics in Engineering*, 2016, 38(3): 255-261

准确测量大气层内飞行的飞行器的飞行参数对飞行器的实时控制、导航和飞行后的数据分析其至关重要^[1]. 传统的测量系统是采用基于压力测量的置于飞行器头部的空速管, 以及安装在飞行器侧缘的攻角及侧滑角传感器等装置. 但对于大攻角状态下飞行的飞行器, 其前端及侧缘探出的传感装置会引起飞行器头部非对称涡流, 从而产生较大的随机方向的侧向力, 导致飞行器横向不稳定. 对于高超声速飞行状态, 探出的传感装置会产生很大的热流, 以致其难以正常工作. 特别是对于某些验证超燃发动机项目的高超声速飞行器, 进气道对于飞行姿态非常敏感. 尽管对于高超声速飞行器飞行参数的测量精度需求很难准确建立, 但是通常对于马赫数的精度要求是绝对误差小于 0.1, 对于攻角的精度要求是绝对误差小于 0.25° ^[1-2]. 对于发动机进气道 (特别是超燃发动机进气道) 的设计及飞行器的轨迹优化来讲, 该精度已经可以满足实际飞行需求. 而仅依靠通常使用的惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 测得的攻角难以满足精度要求.

针对以上问题, 早在 20 世纪 60 年代中期, 美国国家航空航天局就在 X-15 项目中验证了嵌入式大气数据传感 (flush air data sensing, FADS) 系统最初的原理模型^[3-4]; Hillje 等^[5-6] 对该系统在航天飞机上的运用进行了风洞试验校准. 直到 20 世纪 70~80 年代, Siemers 等^[7-8] 才成功将该系统运用到航天飞机上. 随后美国国家航空航天局逐渐开展了将 FADS 系统应用于一系列新型战机及高超声速飞行器上的研究. 国外相关研究表明, FADS 系统已成功应用于 F-15, F-14, F/A-18, X-33, X-34, X-38 等前身呈钝体的飞行器和再入飞行器^[9-12], 并对于前身呈尖楔前体的飞行器进行了一次可行性飞行试验验证^[13-15]. 国内研究人员对用于钝前体及尖楔前体的 FADS 系统的算法开展过相关研究^[16-18], 并初步进行了风洞试验标定^[19]. 但是并未从气动角度进行过钝头机体用 FADS 系统的完整实施方案及解算精度的研究.

基于此, 本研究针对一种钝头机体用 FADS 系统的实施方案及求解精度展开. 采用势流理论及修正的牛顿流理论建立了该 FADS 系统的气动模型. 首先利用经典的三点式算法建立了攻角的求解方案, 并采用最小二乘曲线拟合的方法对误差进行

了修正; 随后建立相应的衰减迭代算法求解静压及动压, 最后根据压力与马赫数的关系求解马赫数. 并对解算的数据与实际飞行参数进行了比较, 以期为钝头机体用 FADS 技术的发展提供有益指导.

1 钝头机体用 FADS 系统的理论模型

FADS 系统的基本思想是通过测得的表面压力数据反推得到飞行参数, 为此, 需建立一个将表面压力与飞行参数关联起来的压力模型, 该模型需适用较大的马赫数范围, 并足够简单, 通过简化的模型来描述复杂的流场问题.

对于钝前体飞行器, FADS 系统的压力模型是把势流模型 (适用于亚声速条件) 与修正的牛顿流模型 (适用于超声速条件), 通过形压系数结合起来. 形压系数综合考虑了气动外形及其他系统因素等影响, 可以将其看作是马赫数、攻角及侧滑角的函数, 飞行前可以通过风洞试验或计算流体力学计算得到.

亚音速气流绕过圆球的势流模型^[20] 为

$$C_p(\theta) = \frac{p(\theta) - p_\infty}{q_c} = -\frac{5}{4} + \frac{9}{4} \cos^2 \theta \quad (1)$$

其中, θ 为来流入射角 (该点的法线方向与来流方向的夹角), $C_p(\theta)$ 为来流入射角为 θ 时该点的压力系数, p_∞ 为自由来流静压, q_c 为冲击动压.

超音速气流流过钝体的修正牛顿流模型^[21] 为

$$C_p(\theta) = \frac{p_{t2} - p_\infty}{q_\infty} \cos^2 \theta = C_{p_{\max}} \cos^2 \theta \quad (2)$$

其中, p_{t2} 为激波后总压, q_∞ 为自由来流动压, $C_{p_{\max}}$ 为驻点压力系数.

FADS 系统的压力分布模型^[1] 为

$$p_i = q_c (\cos^2 \theta_i + \varepsilon \sin^2 \theta_i) + p_\infty \quad (3)$$

其中, p_i 为第 i 个测压孔测得的表面压力, ε 为形压系数, θ_i 为第 i 个测压孔处的来流入射角 (该点的法线方向与来流方向的夹角); θ_i 通过式 (4) 确定

$$\cos \theta_i = \cos \alpha_e \cos \beta_e \cos \lambda_i + \sin \beta_e \sin \varphi_i \sin \lambda_i + \sin \alpha_e \cos \beta_e \cos \varphi_i \sin \lambda_i \quad (4)$$

其中, α_e 和 β_e 分别为当地有效攻角及有效侧滑角; φ_i 和 λ_i 为第 i 个测压点处的圆周角及圆锥角, 如图 1 所示.

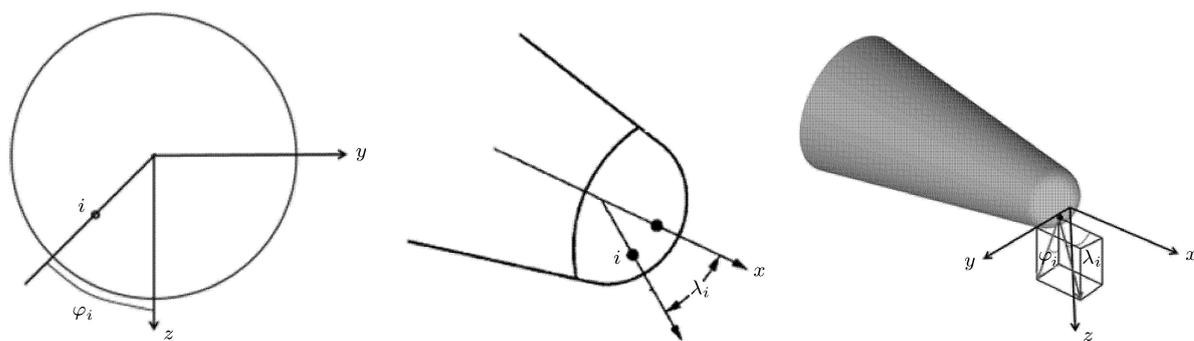


图 1 圆周角及圆锥角定义

2 钝头机体用 FADS 系统的实现流程

针对钝头体外形建立的 FADS 系统的理论模型，由于模型中涉及到形压系数，而形压系数是有效攻角、有效侧滑角及马赫数的函数，经验性很大。因此，该模型必须要经过数值计算或风洞实验校准

才能实际应用。经过风洞试验或数值计算校准后的 FADS 系统，才能真正应用到实际飞行的飞行器上，具体的校准方法参见文献 [11]。将风洞试验校准过的飞行参数修正量加入到飞行试验的原始数据中，得到实际飞行过程中的真实飞行参数。具体实现流程如图 2 所示。本文采用数值计算的方法进行校准。

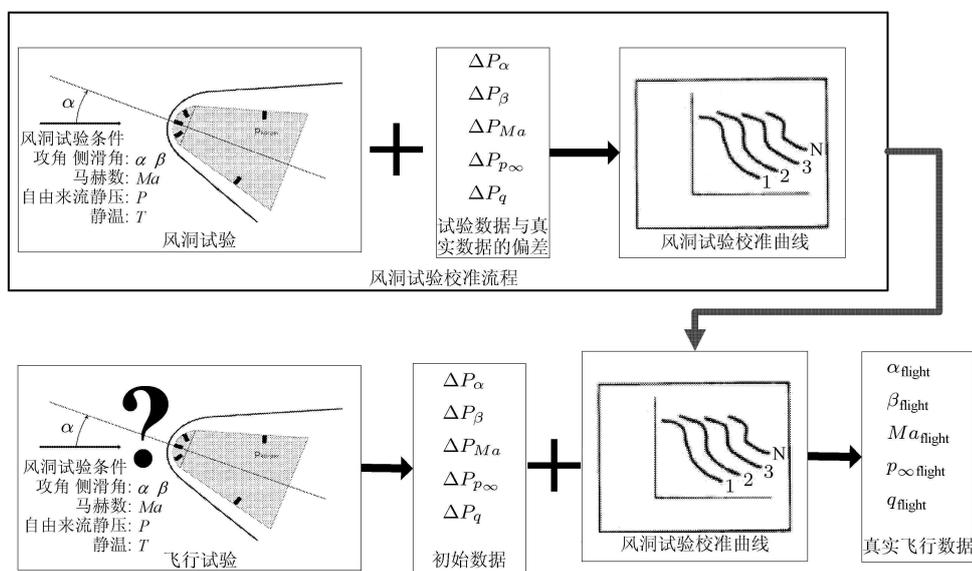


图 2 FADS 系统实现流程

3 钝头机体用 FADS 系统的算法及求解精度

3.1 攻角解算：三点式算法

针对大钝头体，不同的测压孔选择方案对于攻角的精度影响较大 [22]，采用经典的三点式算法 [11]，可以建立攻角的求解方法。对于攻角三点式求解流程，具体为：

定义压差变量参数为

$$\Gamma_{ik} = (p_i - p_k), \Gamma_{ji} = (p_j - p_i), \Gamma_{kj} = (p_k - p_j) \quad (5)$$

其中 p_i, p_j, p_k 为位于攻角平面的测压孔的压力值，其中 3 个测压点必须要包括驻点的压力。选取的其余 2 个测压点尽量与测压点 1 呈对称分布。通过三点法求解得到的攻角是有效攻角 α_e ，并非真实攻角。

当 $|\alpha_e| \leq 45^\circ$ 时，取

$$\alpha_e = 0.5 \arctan(A/B) \quad (6)$$

当 $|\alpha_e| > 45^\circ$ 时，取

$$\alpha_e = 0.5[\pi - \arctan(A/B)] \quad (7)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} A &= \Gamma_{ik} \sin^2 \lambda_j + \Gamma_{ji} \sin^2 \lambda_k + \Gamma_{kj} \sin^2 \lambda_i \\ B &= \Gamma_{ik} \cos \lambda_j \sin \lambda_j \cos \phi_j + \Gamma_{ji} \cos \lambda_k \sin \lambda_k \cos \phi_k + \\ &\quad \Gamma_{kj} \cos \lambda_i \sin \lambda_i \cos \phi_i \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

得到有效攻角后, 取位于侧滑角平面上的测压点, 其中驻点仍是必须包含的测压点, 可以求解得到有效侧滑角

$$\beta_1, \beta_2 = a \tan \left[-B'/A' \pm \sqrt{(B'/A')^2 + C'/A'} \right] \quad (9)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} A' &= \Gamma_{ik} b_j^2 + \Gamma_{ji} b_k^2 + \Gamma_{kj} b_i^2 \\ B' &= \Gamma_{ik} a_j b_j + \Gamma_{ji} a_k b_k + \Gamma_{kj} a_i b_i \\ C' &= \Gamma_{ik} a_j^2 + \Gamma_{ji} a_k^2 + \Gamma_{kj} a_i^2 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

$$\left. \begin{aligned} a_{\{i,j,k\}} &= \cos \alpha_e \cos \lambda_{\{i,j,k\}} + \\ &\quad \sin \alpha_e \sin \lambda_{\{i,j,k\}} \cos \phi_{\{i,j,k\}} \\ b_{\{i,j,k\}} &= \sin \lambda_{\{i,j,k\}} \sin \phi_{\{i,j,k\}} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

有效攻角及侧滑角的具体详细的选择方案, 参见文献 [11]. 在得到有效攻角及侧滑角后, 必须要进行校准, 得到攻角修正量 (上洗角) 及侧滑角修正量 (侧洗角) 的校准曲线, 进而得到真实攻角及侧滑角. 有效攻角及侧滑角的解算是相互独立的, 本文的研究仅涉及攻角的解算. 得到有效攻角及有效侧滑角后, 便可以根据下节建立的迭代算法解算静压等参数.

3.2 静压及马赫数解算

根据第 1 节中建立的 FADS 系统的理论模型, 根据得到的各个测压孔压力分布, 可以得到测压孔处的表面压力与静压及动压的关系为

$$\begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \vdots \\ p_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta_1 + \varepsilon \sin^2 \theta_1 & 1 \\ \cos^2 \theta_2 + \varepsilon \sin^2 \theta_2 & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \cos^2 \theta_n + \varepsilon \sin^2 \theta_n & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_c \\ p_\infty \end{bmatrix} \quad (12)$$

其中, p_i 为第 i 个测压孔的压力, $i = 1, 2, \dots, n$. 定

义矩阵

$$M^{(j)} = \begin{bmatrix} \Omega_1^j & 1 \\ \Omega_2^j & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \Omega_n^j & 1 \end{bmatrix}, \quad Q = \begin{bmatrix} q_1 & & & \\ & q_2 & & \\ & & \ddots & \\ & & & q_n \end{bmatrix} \quad (13)$$

其中, $\Omega_i^{(j)} = \cos^2 \theta_i + \varepsilon^j \sin^2 \theta_i$, Q 为权重矩阵, $q_i = 1$ 或 0 . $q_i = 1$ 表示该迭代算法中第 i 个测压孔参与运算, $q_i = 0$ 表示该迭代算法中第 i 个测压孔不参与运算. 可以建立静压及动压的迭代算法为

$$\begin{bmatrix} q_c \\ p_\infty \end{bmatrix}_{(j+1)} = (M^{(j)T} Q M^{(j)})^{-1} M^{(j)T} Q \begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \vdots \\ p_n \end{bmatrix} \quad (14)$$

下标 j 表示第 j 次迭代的结果. 给定初值, 可以将自由来流静压及冲击动压求解出来. 静压及动压求解完成后, 可以根据其与马赫数的关系求解马赫数. 对于自由来流马赫数的解算, 具体要根据亚声速流还是超声速流采用不同的解析表达式. 对于亚声速流, 有

$$q_c/p_\infty = (1 + 0.2Ma_\infty^2)^{3.5} - 1 \quad (15)$$

而对于超声速流, 有

$$q_c/p_\infty = 166.92Ma_\infty^7 / (7Ma_\infty^2 - 1)^{2.5} - 1 \quad (16)$$

利用泰勒展开略去高阶项, 即得到马赫数的求解

$$M_\infty = \sqrt{\sum_{i=0}^9 r_i W^i / W} \quad (17)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} W &= 1.839371(p_\infty/p_t) \\ \mathbf{r} &= [1.42857, -0.357143, -0.0625, -0.025, \\ &\quad -0.012617, -0.00715, -0.0043458, 0, 0, \\ &\quad -0.0087725] \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

4 结果分析

4.1 测压孔配置

本文采用数值计算的方法, 对 15° 钝头体外形在 $Ma = 2.04, 3.02, 5.01$; 攻角 α 介于 -5° 和 25°

之间, 不考虑侧滑角的情况下进行了验证. 15° 钝头体的外形如图 3 所示, FADS 系统的布点方案如图 4 所示.

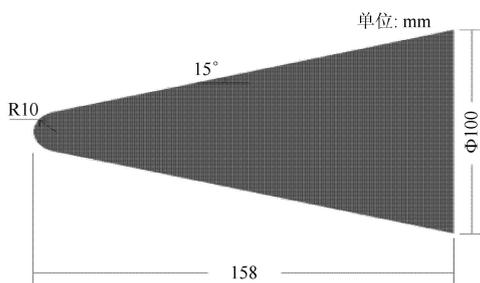


图 3 15° 钝头体外形

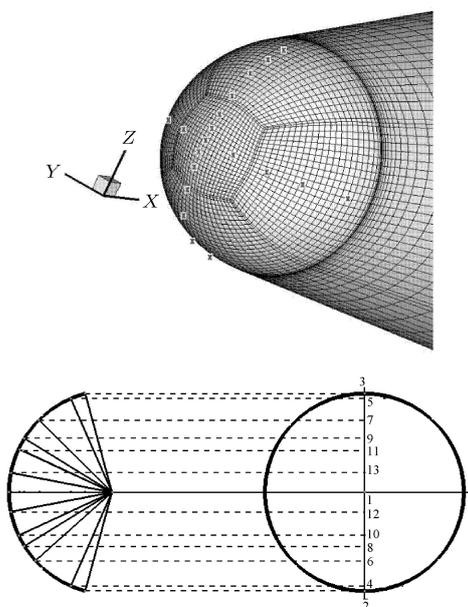


图 4 测压点分布图

FADS 系统是通过飞行器表面配置的测压孔测量表面来流压力, 然后根据建立的气动模型反推得到飞行参数. 因此, 测压孔配置对于 FADS 系统的精度至关重要. 针对该外形飞行器的特点及实际需求, 该 FADS 系统配置了 22 个测压孔. 其中测压孔 2~14 位于攻角平面上, 测压孔 15~21 位于侧滑角平面上, 测压孔 0 位于前缘. FADS 系统的测压孔具体配置方案及局部放大图如图 4 所示. 由于本文主要是验证 FADS 的理论模型及求解算法精度, 所以测压孔的配置较多.

测压孔 1 位于前缘, 用于测量驻点压力, 测压孔 2~14 位于攻角平面上, 测压孔 15~22 位于侧滑角平面上. 各个测压孔的配置信息如表 1 所示.

具体来说, 攻角及侧滑角的解算是相互独立的,

表 1 测压点位置分布

编号	1	2	3	4	5	6	7
圆周角/ $^\circ$	0	0	180	0	180	180	0
圆锥角/ $^\circ$	0	74.9	74.9	66.4	66.4	45.6	45.6
编号	8	9	10	11	12	13	14
圆周角/ $^\circ$	0	180	0	180	0	180	270
圆锥角/ $^\circ$	31.8	31.8	25.8	25.8	11.5	11.5	74.9
编号	15	16	17	18	19	20	21
圆周角/ $^\circ$	90	90	270	90	270	90	270
圆锥角/ $^\circ$	74.9	45.6	45.6	25.8	25.8	11.5	11.5

但是校准方法一致, 所以本文没有考虑侧滑角的影响, 仅仅对攻角进行了解算及校准. 通过计算测得的一系列压力数据, 得出校准关系数据, 确定校准曲线.

4.2 求解精度分析

本文采用数值计算验证, 采用的计算条件为 $Ma = 2.04, 3.02, 5.01$, 具体条件如表 2 所示.

表 2 计算条件

攻角	T/K	P_s/Pa	q/Pa
$0^\circ \sim 15^\circ$	279.5	41 189.7	262 967.1
$15^\circ \sim 25^\circ$	276	41 189.7	262 967.1

计算得到的亚声速区的分布如图 5 所示. 由于亚声速区内气流较稳定, 所以测压孔要尽量分布在亚声速区内, 避免将测压孔配置在亚声速区与超声速区的交界区域. 后面的测压孔配置选择方案也进一步验证了这点.

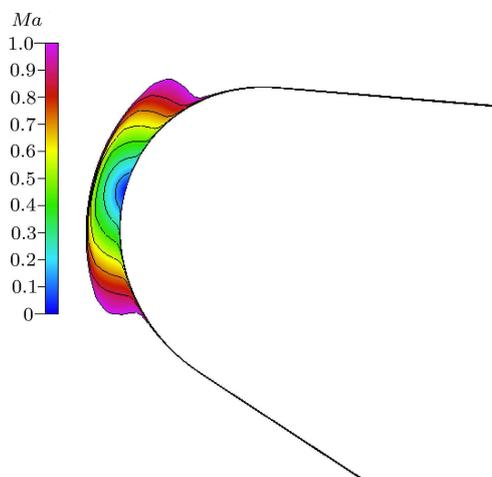


图 5 钝头体的亚声速区分布

对于 $Ma = 2.04$ 时, 根据不同的测压孔组合得出的有效攻角与实际攻角的偏差关系如图 6 所示.

选取的测压孔不同,结果相差明显.选取 P1,2,3 与 P1,12,13 测压孔组合时,攻角计算结果与真实攻角相差很大,而其他的测压孔组合计算得出的结果基本一致,且与实际攻角的偏差较小.攻角校准曲线如图 7 所示.本文采用加权最小二乘法对上述攻角选择方案进行了校准.根据 P1,2,3 与 P1,12,13 测压孔组合得出的校准曲线与实际差别较大,而其他测压孔组合得出的攻角校准曲线符合得较好.

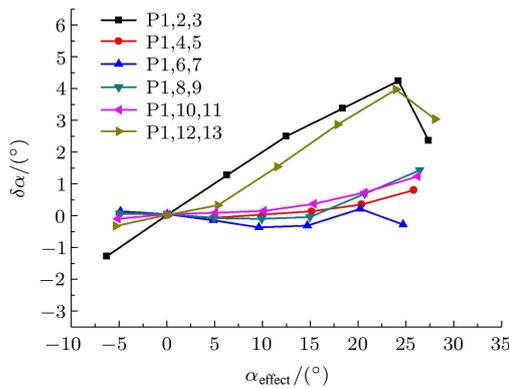


图 6 $Ma = 2.04$ 时攻角选点方案

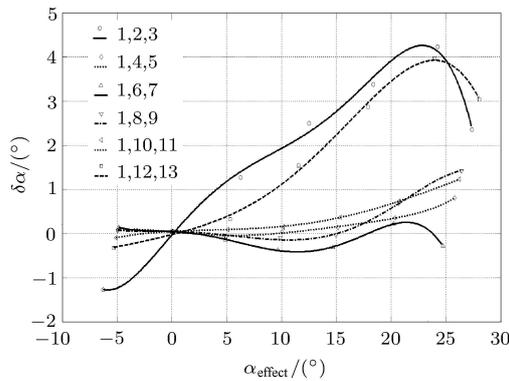


图 7 $Ma = 2.04$ 时攻角校准曲线

根据 $Ma = 2.04$ 的选择方案可以看出,不同的选点方案对于攻角的校准计算结果有很大影响,表明计算结果对于测压孔的布置非常敏感,应尽量选择对称布置且圆锥角大于 20° 的测压点.对于攻角校准,应选择 P1,6,7 测压点.其余马赫数的解算结果与之类似.

不同马赫数下的攻角校准曲线如图 8 所示.根据校准曲线分析,对于攻角的校准,随着马赫数的增加,校准结果越精确.校准结果表明,本文所建立的 FADS 系统的理论模型较精确.随机验证的攻角精度如图 9 所示,可以看出,攻角的精度较高,绝对误差均小于 0.1° .

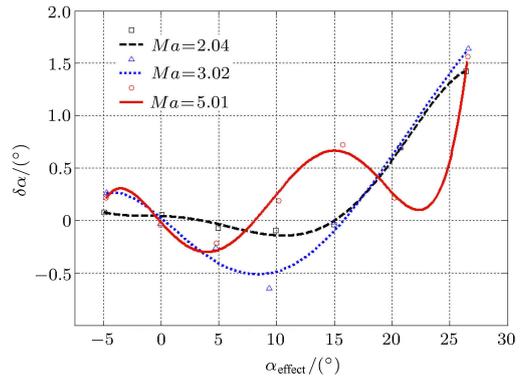


图 8 不同马赫数下的攻角校准曲线

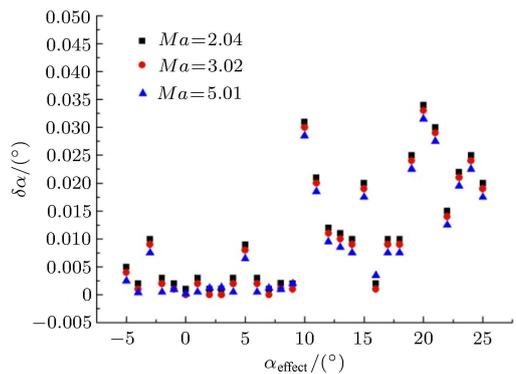


图 9 不同马赫数下的攻角误差分布

而对于侧滑角的选取,根据相似的原则,应选择 P1,16,17 测压点.所以,本文实际参与静压及动压解算的测压孔为 P1,6,7, 16, 17. $Ma = 2.04, 3.02, 5.01$ 时, FADS 系统得到的静压与真实静压值的误差分布如表 3 所示.

表 3 静压误差分析

Ma	攻角/ $^\circ$	FADS- p_∞ /Pa	Real- p_∞ /Pa	Error-P1/%
2.04	0	22014.2	21536.3	2.20
	5	21810.0	21536.3	1.27
	10	21316.7	21536.3	-1.01
	15	21263.7	21536.3	-1.26
	20	22076.7	21536.3	2.50
	25	22312.3	21536.3	3.60
3.02	0	42078.6	41189.7	2.11
	5	41698.8	41189.7	1.23
	10	40639.2	41189.7	-1.33
	15	40032.0	41189.7	-2.81
	20	42017.7	41189.7	2.01
	25	42329.8	41189.7	2.76
5.01	0	41573.8	41189.7	0.93
	5	41105.6	41189.7	-0.20
	10	39832.6	41189.7	-3.29
	15	40215.1	41189.7	-2.36
	20	41812.6	41189.7	1.51
	25	42001.3	41189.7	1.97

马赫数的误差分布如表 4 所示. 该算法得到的马赫数的误差很小, 绝对误差均小于 0.01, 精度较高.

表 4 马赫数误差分析

Ma -real	Ma -FADS	Error
2.04	2.039	0.001
3.02	3.018	-0.002
5.01	5.005	-0.005

5 结 论

本文主要从理论建模及算法实现上就 FADS 系统求解攻角、静压及马赫数的精度进行了分析, 得到的结论如下.

(1) 采用势流理论及修正的牛顿流理论建立的用于钝头机体外形的 FADS 系统的气动模型, 可以较好地建立表面压力与飞行参数之间的关系.

(2) 利用经典的三点式算法建立了攻角的求解方案, 并采用最小二乘曲线拟合的方法对误差进行了修正, 得到的攻角绝对误差小于 0.1 度, 精度很好; 根据建立的迭代衰减算法解算静压及马赫数, 静压相对误差小于 5%, 马赫数绝对误差小于 0.01, 精度很高.

由于工程实现过程中对攻角、静压及马赫数等飞行参数精度的影响因素很多^[2], 所以在理论建模及方法阶段力求对攻角、静压及马赫数等飞行参数精度的影响降到最小, 从而保证工程实现过程中的精度.

参 考 文 献

- Cobleigh BR, Whitmore SA, Haering EA Jr, et al. Flush air data sensing (FADS) system calibration procedures and results for blunt fore-bodies. NASA TP-1999-09012, 1999
- Whitmore SA, Moes TR. Measurement uncertainty and feasibility study of a flush air data system for a hypersonic flight experiment. NASA T M -4627, 1994
- Larson TJ, Webb LD. Calibrations and comparisons of pressure-type airspeed-altitude systems of the X-15 airplane from subsonic to high supersonic speeds. NASA Tech Note D-1724, 1963
- John CP, Earl KR. Flight evaluation of the X-15 ball nose flow-direction sensor as an air data system. NASA Tech Note, D-2923, 1965
- Hillje ER, Nelson RL. Ascent air data system results from the space shuttle flight test program. AIAA Paper 80-2236, 1980
- Hillje ER, Nelson RL. Post flight analysis of the space shuttle ascent air data system. AIAA Paper 81-2457, 1981
- Siemers PM III. Shuttle entry air data system concepts applied to space shuttle orbiter flight pressure data to determine air data. AIAA Paper 83-0118, 1983
- Siemers PM III, Wolf H, Henrym W. Shuttle entry air data system (SEADS)—flight verification of an advanced air data system concept. AIAA Paper 88-2104, 1988
- Ellsworth JC, Whitmore SA. Simulation of a flush air-data system for trans-atmospheric vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(4): 716-732
- Westhelle CH. X-38 backup air data system. AIAA Paper 2002-0007, 2002
- Whitmore SA, Cobleigh BR, Haering EA. Design and calibration of the X-33 flush air data sensing (FADS) system. NASA TM-1998-206540, 1998
- Ellsworth JC, Whitmore SA. Reentry air data system for a sub-orbital spacecraft based on X-34 design. AIAA Paper 2007-1200, 2007
- Baumann E, Joseph WP. The X-43A flush air data sensing system flight test results. AIAA Paper 2008-6570, 2008
- Ellsworth JC. An analytical explanation for the X-43A flush air data sensing system pressure mismatch between flight and theory. AIAA Paper 2010-4964, 2010
- Ellsworth JC. An analytical explanation for the X-43A flush air data sensing system pressure mismatch between flight and theory. AIAA Paper 2010-4964, 2010
- 方习高, 陆宇平. 嵌入式大气数据传感系统的求解算法研究. *计算机测量与控制*, 2008, 16(3): 398-400
- 王鹏, 金鑫, 张卫民. FADS 系统在尖楔前体高超声速飞行器中的应用. *中国科学: 物理学·力学·天文学*, 2013, 43(9): 1105-1111
- 张斌, 于盛林. 嵌入式飞行参数传感系统的神经网络算法. *航空学报*, 2006, 27(2): 294-298
- 秦永明, 张春. 嵌入式大气数据传感系统标定试验研究. 第九届全国实验流体力学学术会议, 2013
- Heaslet MA, Harvard L, Arthur LJ. Volterra's solution of the wave equation as applied to three-dimensional supersonic airfoil problems. NACA TM-889, 1936
- Anderson JD. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. New York: McGraw-Hill Inc, 1989
- 王鹏, 金鑫, 张卫民. FADS 系统测压孔配置对攻角校准的影响. *战术导弹技术*, 2013, (2): 70-73

(责任编辑: 刘希国)