

6-3-2020

## Estimation of Atmospheric Parameter Based on Airflow Velocity Over Wing Leading Edge

Lilin Qian

*1. Department of Flight Vehicle Control, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China; ;*

Jianwu Tao

*1. Department of Flight Vehicle Control, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China; ;*

Yueming Yang

*2. Department of Aviation Theory, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China;*

Yu Fei

*1. Department of Flight Vehicle Control, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China; ;*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

## Estimation of Atmospheric Parameter Based on Airflow Velocity Over Wing Leading Edge

### Abstract

**Abstract:** A new method measuring the atmospheric parameters was proposed based on acoustic vector sensors located at the wing leading edge, and *the atmospheric parameters model* was set up based on the airflow velocity distribution sensed by acoustic vector sensor over wing leading edge. According to the symmetric, swept character of wings, velocity vector was decomposed to solve the non-linear equation of model. The expressions of angle of sideslip, angle of attack and free stream velocity were derived. The feasibility of the expressions was verified by wing simulation data from Fluent.

### Keywords

wing leading edge, airflow velocity, atmospheric parameters, Fluent, flow separation

### Recommended Citation

Qian Lilin, Tao Jianwu, Yang Yueming, Yu Fei. Estimation of Atmospheric Parameter Based on Airflow Velocity Over Wing Leading Edge[J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(4): 723-729.

# 基于机翼前缘绕流速度的大气参数测量方法

钱立林<sup>1</sup>, 陶建武<sup>1</sup>, 杨越明<sup>2</sup>, 虞飞<sup>1</sup>

(1. 空军航空大学 飞行器控制系, 长春 130022; 2. 空军航空大学 航空理论系, 长春 130022)

**摘要:** 利用安装在机翼前缘的声矢量传感器, 给出了一种新型大气参数的估计方法。基于声矢量传感器敏感翼部绕流分布, 建立大气参数求解模型。根据机翼后掠、对称的特点, 对速度矢量进行分解来对模型的非线性方程进行解耦, 从而求解了侧滑角、攻角和自由流速度的表达式。通过 Fluent 对机翼绕流进行仿真, 验证了方法的可行性。

**关键词:** 机翼前缘; 气流速度; 大气参数; Fluent; 流分离

中图分类号: V119; TP331

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2017) 04-0723-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201704004

## Estimation of Atmospheric Parameter Based on Airflow Velocity Over Wing Leading Edge

Qian Lilin<sup>1</sup>, Tao Jianwu<sup>1</sup>, Yang Yueming<sup>2</sup>, Yu Fei<sup>1</sup>

(1. Department of Flight Vehicle Control, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China;

2. Department of Aviation Theory, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

**Abstract:** A new method measuring the atmospheric parameters was proposed based on acoustic vector sensors located at the wing leading edge, and the atmospheric parameters model was set up based on the airflow velocity distribution sensed by acoustic vector sensor over wing leading edge. According to the symmetric, swept character of wings, velocity vector was decomposed to solve the non-linear equation of model. The expressions of angle of sideslip, angle of attack and free stream velocity were derived. The feasibility of the expressions was verified by wing simulation data from Fluent.

**Keywords:** wing leading edge; airflow velocity; atmospheric parameters; Fluent; flow separation

## 引言

随着现代飞行器对飞行速度、机动性能、隐身性能要求的提升, 传统基于探针式的大气参数测量系统已经无法满足要求。20 世纪 60 年代, NASA 的 Dryden 飞行研究中心开始了对 FADS(Flush Air Data Sensing)系统进行研究, 提出了在飞机头部安装压力传感器阵列, 用测得的压力值反推动静、动压等大气参数, 并取得较好的效果<sup>[1]</sup>。FADS 系统曾

先后用于 F-15、F/A-18、X-33 以及 Orien 返回舱等飞行器上。90 年代在 FAD 应用于 X-33 后算法稳定性基本得到解决, 在多次风洞和飞行验证后趋于成熟<sup>[2-5]</sup>。但是, FADS 系统引气管路的气动模型使传感器的适用范围受海拔高度影响明显, 引气管路固有的气动延迟导致传感器采样频率低, 其理论最优奈奎斯特采样频率仅为 12.5 Hz, 使得大气参数计算实时性受到影响, 尤其在飞行器作机动飞行时, 攻角、侧滑角的测量精度明显下降<sup>[6]</sup>。同时, 传统的压力传感器安装在飞行器头部, 考虑到适用钝头体的飞行器有限, 并且传感器安装在飞行器前缘也会对雷达、火控系统造成一定的干扰。在飞行器外流场中, 翼部前缘是除头部以外绕流受机身影响最小



收稿日期: 2015-06-16

修回日期: 2015-09-20;

基金项目: 国家自然科学基金(61172126), 吉林省自然科学基金(20140101073JC);

作者简介: 钱立林(1989-), 男, 江苏, 博士生, 研究方向为传感器测量技术。

<http://www.china-simulation.com>

的部位,因而在翼部安装传感器阵列来敏感气流速度,从而进行大气参数测量将是一个很好的选择。

本文研究了利用气流绕机翼前缘的速度场来推算大气参数方法。首先,测量气流绕机翼前缘气流速度,再由速度测量值反推自由流速度、攻角、侧滑角等大气参数。此方法有别于利用气流绕飞行器头部的气压值来推算大气参数方法,它用可直接测量气流速度的声矢量传感器替代单纯的压力传感器。声矢量传感器由一个声压传感器、三个两两正交的质点振速传感器组合而成。在空间上同步测量一点处流体声压和三维的质点振速,从而可直接获得传感器处的气流速度信息。荷兰的 Micro-Flown 公司,已经能提供大小 3 mm,采样频率 0.1 Hz~2 kHz 的声矢量传感器<sup>[7]</sup>,声矢量传感器的较高采样频率为实时求解大气参数提供了保证,即在较高采样频率下,可认为飞行速度有发生突变,利用前一次的计算结果作为后一次计算的输入。目前研究成果表明:利用声矢量传感器,可直接获取飞行器上传感器处的气流速度。在此基础上,本文建立了气流绕机翼前缘速度场分布模型,利用左右翼对称、后掠的特点,解耦了速度分布的非线性模型,以此推导出大气参数求解方程。在由速度测量值求出攻角、侧滑角后,根据模型直接求解自由流速度,从而提高了系统的实时性。利用 Fluent 对翼部绕流进行了分析,依据仿真数据验证了本文方法的可行性。

## 1 测量模型

根据空气动力学平面势流理论<sup>[8]</sup>,直匀流与单个偶极子叠加形成的不可压缩流绕圆的速度分布情况如图 1(a)中所示,翼部前缘部分的剖面图可视为一个半圆。为了能够得到如图 1(b)中所示的机翼前缘柱状绕流分布,不妨将无穷多个偶极子分布在一条长度为 L 直线段上,再叠加三维的斜直匀流,可形成圆柱体绕流速度分布模型。其中,λ 为传感器安装的位置角,是与 xoz 分界面的夹角。

在 xyz 坐标系中,直匀流与 xoz 平面平行,与 ox 轴的夹角为 β。在极坐标系中直匀流可以用速度

势表示为:

$$\phi_u = V_\infty r \cos \beta \cos \theta + V_\infty z \sin \beta \quad (1)$$

线偶极子可以表示为:

$$\phi_l = \frac{\Lambda \cos \theta}{2\pi r} \quad (2)$$

因而合成的速度势为:

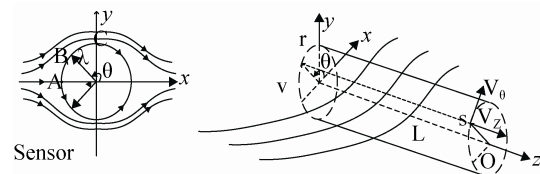
$$\phi = \phi_u + \phi_l = V_\infty r \cos \beta \cos \theta + V_\infty z \sin \beta + \frac{\Lambda \cos \theta}{2\pi r} \quad (3)$$

因为速度矢量是速度势的梯度,即  $\mathbf{V} = \nabla \phi$ ,

所以,此时得到叠加后流场的速度分布为:

$$\begin{cases} V_r = V_\infty \cos \theta \cos \beta (1 - \frac{R^2}{r^2}) \\ V_\theta = -V_\infty \sin \theta \cos \beta (1 + \frac{R^2}{r^2}) \\ V_z = V_\infty \sin \beta \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $R^2 = \frac{\Lambda}{2\pi V_\infty \cos \beta}$ 。



(a) 单个偶极子势流模型 (b) 多偶极子势流模型

图 1 绕圆柱势流模型

Fig. 1 Cylinder potential flow model

由于垂直于翼面的速度在翼面处为零,即令径向速度  $V_r=0$ ,可确定流场绕圆柱体的分界面在  $r=R$  处,径向速度为 0,即在整个流场中出现了一个分界面。在阻滞点处,令切向速度  $V_\theta=0$ ,得到  $\theta=0$  或  $\pi$ ,即在迎面流场为  $\theta=\pi$  处,仅有沿 z 轴方向的速度,  $V_z = V_\infty \sin \beta$ ,合速度与  $V_z$  同方向、同大小,且为绕圆柱体最小速度。因此在流体表面,代入  $r=R$ ,迎面流场处任意位置的速度可以表示为:

$$\begin{aligned} V_\theta &= -2V_\infty \sin \theta \cos \beta \quad (90^\circ < \theta < 180^\circ) \\ V_z &= V_\infty \sin \beta \end{aligned} \quad (5)$$

式中:负号仅与速度方向有关,且仅考虑圆柱的前缘部分。

式(5)中模型是针对不可压缩流模型的,为了能够得到符合可压缩流分布的模型,需要根据压缩

性对模型进行修正。首先, 马赫数是反映压缩性的物理量, 它表征了流场的压缩程度, 马赫数越大流体压缩的越明显。其次, 该模型是在特定侧滑角下推导的, 因为圆柱体是对称的, 从气流流入方向看, 在不同攻角(气流入射角)下流场具有相同的分布, 流场分布仅随着攻角的改变而变化。因此分别定义压缩性系数  $C_\theta = f(Ma, \theta)$ ,  $C_z = f(Ma, \beta)$  代替式(5)中的常数项, 以此校正速度分布模型。在攻角为  $\alpha$  时, 图 1 中传感器位置为  $\lambda$  处的当地气流入射角(等效攻角)为  $\theta = \alpha + \lambda$ , 在对称面上侧的  $\lambda$  取正。根据压缩性系数及入射角与攻角间关系有:

$$\begin{cases} V_\theta = -C_\theta V_\infty \sin \theta \cos \beta \\ V_z = C_z V_\infty \sin \beta \end{cases} \quad (6)$$

该组非线性关系式包含了气流速度  $V_\theta$  和  $V_z$  与攻角、侧滑角和自由流速度的关系。

## 2 基于半圆柱体速度分布的参数求解方法

由式(6)可知, 切向速度  $V_\theta$  与气流入射角  $\theta$ 、侧滑角  $\beta$ 、自由流速度  $V_\infty$  有关; 侧向速度  $V_z$  仅与侧滑角  $\beta$  与自由流速度  $V_\infty$  有关。两个速度分量均是关于未知量的非线性表达式, 且通过一组数据无法求解三个未知量, 因而需要多组传感器测量数据组合求解。在利用声矢量传感器测量当地气流速度时, 引气管路的安装方向决定了测量速度分量。通过安装与  $x$  轴平行而垂直于  $z$  轴引气管路可测量切向速度  $V_\theta$ ; 要测量翼部  $S$  处气流  $z$  向速度分量  $V_z$  时, 将引气管路安装于  $soz$  平面内, 并与  $z$  轴成一定夹角, 这样  $S$  处的切向速度分量则可以被忽略。

### 2.1 侧滑角计算

机翼前缘可以近似为半圆柱体, 当气流以一定侧滑角绕过单个圆柱体时, 其绕流分布如图 1 中所示, 相对于同侧机翼具有相同的偏角。但在飞行器两侧机翼上, 机翼与机身横向  $oz$  轴有一个后掠的偏角  $\delta$ , 因此对飞行器机身而言, 在左右机翼对称位置的声矢量传感器  $L$  和  $R$  位置处(如图 2 所示), 有等效于左右翼部的等效侧滑角  $\beta_L$  和  $\beta_R$ , 且满足关系:

$$\begin{cases} \beta_R = \beta - \delta \\ \beta_L = \beta + \delta \end{cases} \quad (7)$$

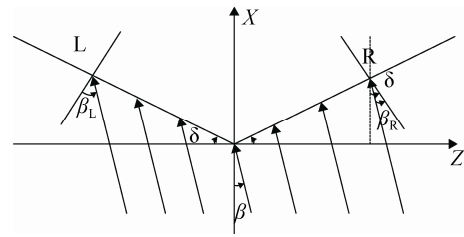


图 2 对称分布求解示意图

Fig. 2 Results of symmetric distribution

定义  $\beta$  为气流与机身轴线的夹角, 来流方向在机身右侧(正视)时,  $\beta$  为正。因此根据式(6)有关于  $R$  处的流场分布可以表示为:

$$\begin{cases} V_{R\theta} = -C_{R\theta} V_\infty \sin \theta_R \cos \beta_R \\ V_{Rz} = C_{Rz} V_\infty \sin \beta_R \end{cases} \quad (8)$$

同理有  $L$  处的流场分布:

$$\begin{cases} V_{L\theta} = -C_{L\theta} V_\infty \sin \theta_L \cos \beta_L \\ V_{Lz} = C_{Lz} V_\infty \sin \beta_L \end{cases} \quad (9)$$

将左右对称位置的  $z$  轴速度分量时相除得到:

$$\frac{V_{Rz} C_{Lz}}{V_{Lz} C_{Rz}} = \frac{\sin(\beta - \delta)}{\sin(\beta + \delta)} \quad (10)$$

可以解得关于侧滑角  $\beta$  的求解式:

$$\tan \beta = \left( \frac{2}{1 - \xi} - 1 \right) \tan \delta \quad (11)$$

式中:  $\xi = \frac{V_{Rz} C_{Lz}}{V_{Lz} C_{Rz}}$ 。

### 2.2 自由流速度计算

在求得侧滑角的前提下, 可利用  $z$  轴方向的速度分量计算自由流速度值, 根据式(6)中  $V_z$  分量表达式计算, 且较短的时间间隔内自由流速度, 即马赫数未发生突变, 压缩性系数  $C_z$  确定, 则自由流速度可以更新为:

$$V_\infty = \frac{C_z \sin \beta}{V_z} \quad (12)$$

因为采用了多个传感器组合求解, 所以可用求平均值方法计算自由流速度值, 以减小误差。

### 2.3 攻角计算

在确定了侧滑角、自由流速度的前提下, 利用

式(6)中切向分量计算攻角。由于  $\theta = \alpha + \lambda$ ，利用同一侧翼部的多个传感器即可计算攻角值。取下标为  $i, j$  的两个传感器测量值进行计算，即  $V_{\theta_i} = -C_{\theta_i} V_{\infty} \sin \theta_i \cos \beta$  和  $V_{\theta_j} = -C_{\theta_j} V_{\infty} \sin \theta_j \cos \beta$ ，两式相除化简得到攻角  $\alpha$  的解：

$$\tan \alpha = -\frac{\sin \lambda_i C_{\theta_j} - \sin \lambda_j C_{\theta_i}}{\cos \lambda_i C_{\theta_j} - \cos \lambda_j C_{\theta_i}} \quad (13)$$

式中： $V_{ij} = \frac{V_{\theta_i}}{V_{\theta_j}}$  定义为速度比； $C_{ij} = \frac{C_{\theta_i}}{C_{\theta_j}}$  定义为切

向校正系数比。由于自由流速度已经求解出，因而切向校正系数比是关于气流入射角(攻角)的函数，式(13)最终仅是攻角的函数，求解方便。

### 3 翼部绕流速度分布的 Fluent 仿真验证

模型大气参数的求解关键在于对校正系数的求解，这可以通过风洞、飞行试验以及 CFD 数值计算进行校正。利用 Fluent 仿真对翼部绕流的速度进行采样，根据采样数据对本文提出的飞行器翼部绕流分布下的大气参数测量方法进行验证。

#### 3.1 Fluent 仿真

为合理化仿真的工作量，根据本文推导模型的要求，在 ANSYS 中建立前缘为柱形的翼部模型。模型前缘是半径为 50 mm、长度为 800 mm 的半圆柱体，上下翼为自然过渡的对称面，机翼前后缘间距为 400 mm。

模型计算域：一般计算域边界为模型尺寸的 5~10 倍，这就可以得到工程上可接受的精度。因此，计算域为 4 000 m×4 000 m×8 000 m 的长方体流场区域。

网格划分：计算域内使用 ICEM 划分绕机翼的六面体结构网格，在  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向上的网格节点数为 120×72×150。在近壁面区域以及在翼的尾部对网格进行了加密，以确保在避免在钝头体壁面附近能够采样到足够精确的气流速度值。

模型选择：考虑到实际声矢量传感器是安装在导气管中，不受表面边界层影响，在较高飞行速度

下，为获取绕翼部的气流速度，仍然采用无粘 (Inviscid) 模型计算。

边界条件：根据仿真条件变化的需求，在 Boundary Condition 中设置马赫数、自由流方向等条件；壁面设置为滑移、无穿透绝热壁。

#### 3.2 压缩性系数校正

利用 Fluent 仿真了在 0.4~1.6 Ma 间，攻角范围为 0°~30°，侧滑角为 0°~30° 气流绕翼部的速度数据。考虑到翼根部绕流容易受机身影响，而翼尖部气流则容易受上洗气流影响，翼部两端气流分布均会受到干扰，而中间部位气动特性与理想的二维翼型气动特性最为接近。因此，选择翼部中间区域的采样数据进行计算。这也是翼部前缘采用等直径柱形的原因。从仿真采样数据也能看出中间区域的绕流速度与仿真设定值极为符合。利用 Fluent 仿真时，在具有 20° 后掠角的翼部前缘每间隔 5° 设置 33 个传感器采样单元，在翼部剖面上下对称分布了 17 个采样点，最前缘的一点为中间点。

##### 3.2.1 横向压缩性系数校正

在 0° 攻角条件下，对马赫数为 0.4~1.6，侧滑角为 0°~35° 的翼部绕流速度进行仿真采样，根据式(6)校正横向压缩性系数  $C_z$ 。横向压缩性系数的校正结果如图 3 所示。

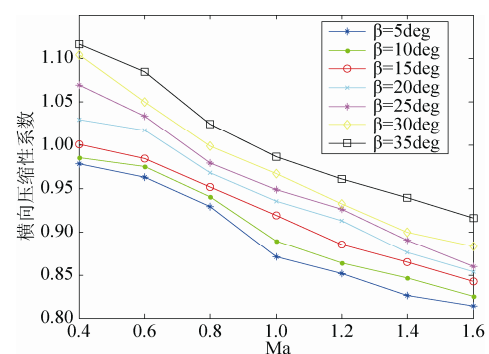


图 3 0° 攻角下横向压缩性系数校正

Fig. 3 Lateral compressibility coefficient correction of angle of attack at 0°

从图 3 中可以看出，在侧滑角一定时，横向压缩性系数  $C_z$  数随着马赫数的增加而逐渐减小，马赫数为 0.4 时的压缩性系数为马赫数 1.6 时的约 84%，

直观分析其原因在于,随着马赫数的增加飞行器外缘的气流速度受气体堆积的影响并未正比于马赫数增加;在马赫数一定时,横向压缩性系数  $C_z$  随着侧滑角的增加而增加,这表明飞行器外缘气流的横向速度受侧滑角影响明显。在校正横向压缩性系数  $C_z$  时,由于已经先验考虑了马赫数、侧滑角正弦量,因而图 3 所示的连续偏差很难用表达式直接替代,只能保留压缩性系数项,并制表查询的横向压缩性系数以求解侧滑角、马赫数。

实验表明攻角的变化并没有对横向压缩性系数  $C_z$  明显产生影响。在同马赫数、同侧滑角、不同攻角下,具有相同的横向速度。从空气动力学角度,仅改变攻角时,沿横向的速度分量并不会发生改变,因此其相应的校正系数与攻角无关,这也是能够首先对侧滑角分解计算的原因所在。

### 3.2.2 切向压缩性系数校正

为了校正切向压缩性系数  $C_\theta$ ,考虑到在  $0^\circ$  攻角条件下,在侧滑角变化时,安装在翼部前缘的不同传感器的各等效攻角  $\alpha_e$  等于安装的位置角的补,即  $\pi - \theta$ ;而且对称分布的传感器具有相同的流场分布,因而对称采样点的切向压缩性系数  $C_\theta$  也相同。考虑到无侧滑角时阻滞点附近的气流速度本应为 0,而实际仿真表面阻滞点附近速度明显大于 0,因而阻滞点附近的速度不宜用于计算。依据采样数据经验选取阻滞点附近约  $15^\circ$  区域作为无效采样区,此范围内的采样值不用于计算。在  $5^\circ$  侧滑角条件下,根据式(6)和传感器处采样值计算等效攻角下的切向压缩性系数  $C_\theta$ ,其校正结果如图 4(a) 所示。由图可知,切向压缩性系数  $C_\theta$  在随着马赫数的增加而减小,这有与横向压缩性系数  $C_z$  是相似的;同时切向压缩性系数  $C_\theta$  随着等效攻角增加而增加,这在空气动力学中是合理的,因为流场在受压缩后通过较小横截面时,流速必然加快。

当攻角发生变化时,等效攻角的对称点随阻滞点的移动而发生偏移,同时压缩性系数也具有相对偏移的性质。在  $15^\circ$  攻角时,阻滞点偏移至中心点下方,相对应各采样点的等效攻角发生变化。同样在  $5^\circ$  侧滑角条件下,相对于不同等效攻角的切向

压缩性系数  $C_\theta$  校正结果如图 4(b) 所示,在阻滞点附近是无效的采样值,相对应的在阻滞点附近是校正系数的坡底,在小马赫数和大等效攻角时,校正系数值分布在坡顶。

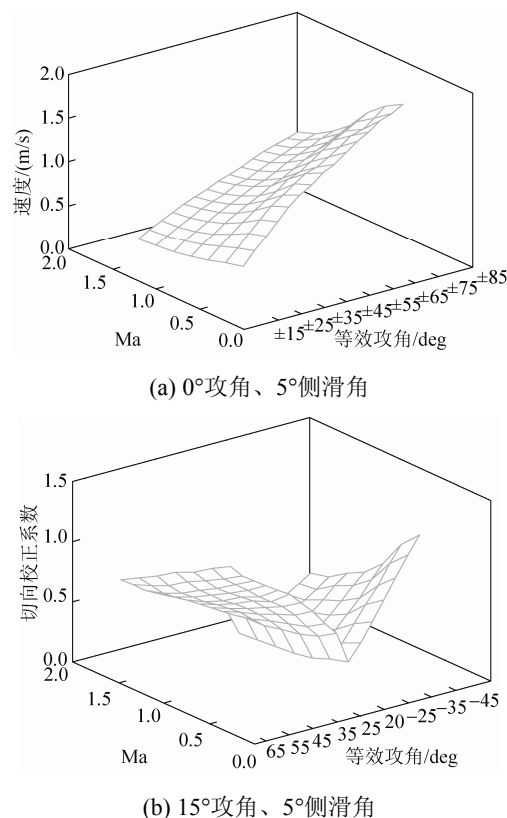


图 4 等效攻角切向压缩性系数校正曲面

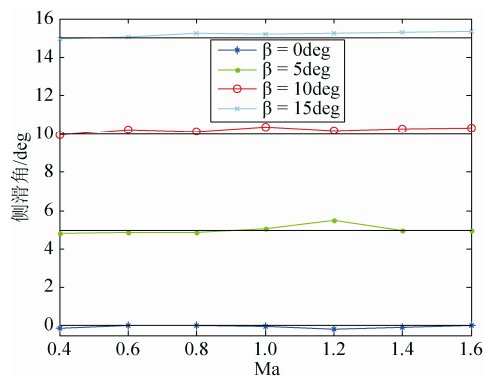
Fig. 4 Tangential compressibility coefficient correction surface of equivalent angle of attack

### 3.3 侧滑角和速度计算验证

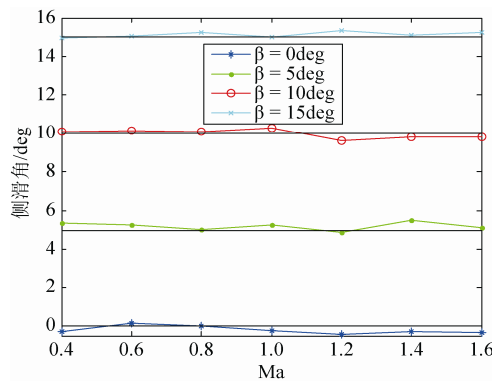
在求解侧滑角时,式(12)对侧滑角的求解涉及横向压缩性系数  $C_z$ 。根据侧滑角表达式,利用绕流采样速度值对侧滑角公式进行验证。在短时间间隔采样前提下,可认为飞行速度没有突变,即马赫数  $Ma$  采用前次计算值作为校正系数的输入值。因此,式(12)变成仅是关于侧滑角  $\beta$  的函数  $F(\beta) = \tan \beta + (1 - \frac{2}{1-\xi}) \tan \delta = 0$ ,从方程求解  $\beta$ ,其中  $\xi$  是关于侧滑角  $\beta$  的拟合函数,此参数可用查表法求取。

分别用攻角在  $0^\circ$ 、 $30^\circ$  时的采样数据对侧滑角解算式进行验证,其结果如图 5 所示,各图中曲线分别是真实侧滑角为  $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $15^\circ$  时的计算值,

可以看出计算结果与真实值较为一致,且攻角变化时,侧滑角的测量精度并未出现明显波动。



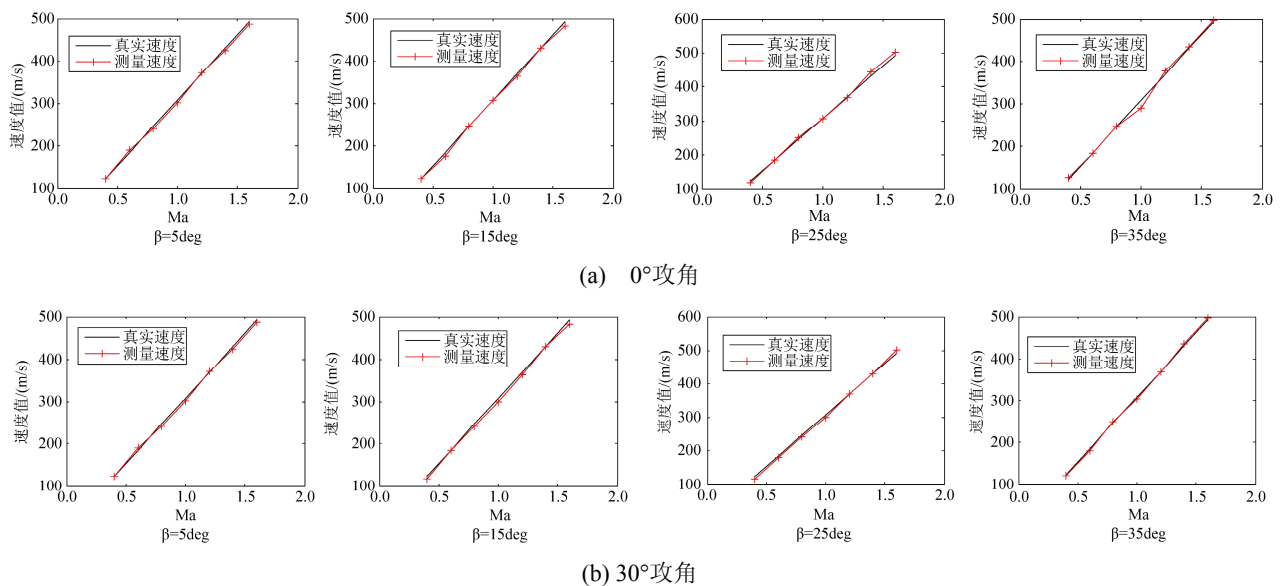
(a) 0°攻角



(b) 30°攻角

图5 侧滑角解算验证

Fig. 5 Validation of angle of sideslip



(a) 0°攻角

(b) 30°攻角

图6 速度解算验证

Fig. 6 Validation of velocity results

利用采样速度值,对速度的求解式(12)进行验证。在攻角分别为0°、30°时,分别得出侧滑角为5°、15°、25°、35°时的速度计算值,由图6所示。从图6中可以看出,计算值与真实值很接近,且并未随着攻角的变化而产生明显的波动。

### 3.4 攻角计算式验证

与侧滑角的计算类似,在计算攻角时,要考虑式(13)中切向校正系数  $C_{ij}$  是关于攻角、马赫数、侧滑角的关系式,其中侧滑角与马赫数(即自由流速度)已经被解出,因此,式(13)仅是关于攻角的函数式,即式(13)可写成关于攻角的函数式  $F(\alpha) =$

$$\tan \alpha + \frac{\sin \lambda_i C_{ij} - \sin \lambda_j V_{ij}}{\cos \lambda_i C_{ij} - \cos \lambda_j V_{ij}} = 0$$

, 同样利用查表的方法可以计算接近解。

根据采样数据的组合求解,仅给出了利用远离阻滞点和较小等效攻角处的采样速度值的计算结果,多个组合取平均后的攻角计算结果如图7所示。在马赫数增加时,计算值逐渐略有偏离真实值,但在整个马赫数范围内,测量值与真实值很接近。

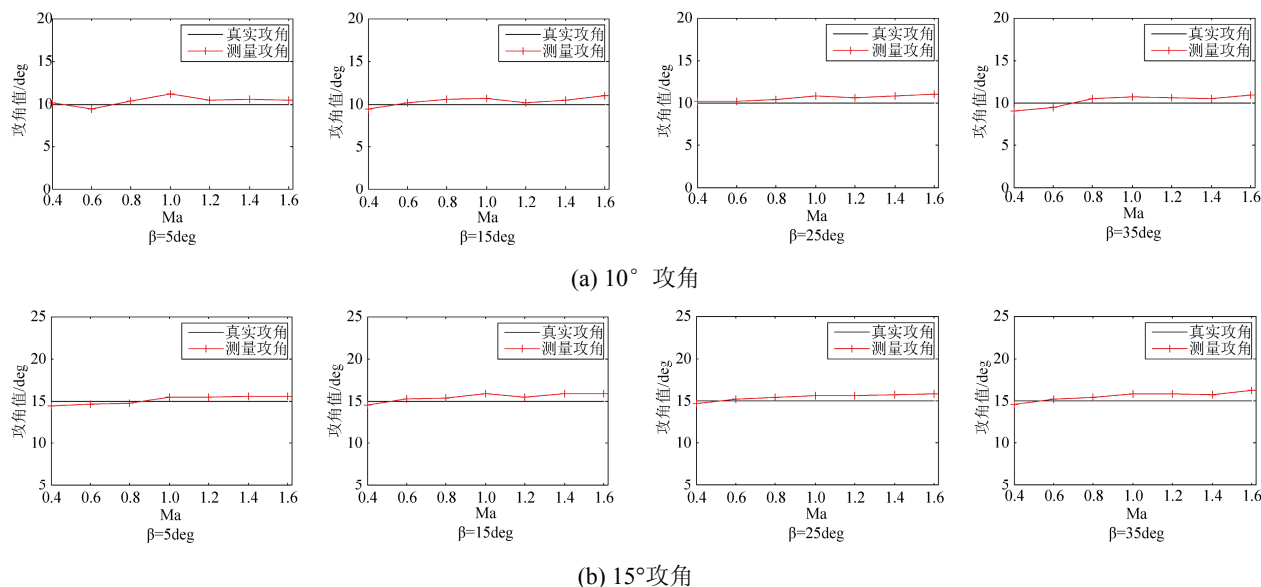


图 7 攻角计算值

Fig. 7 Results of angle of attack

## 4 结论

本文给出了气流绕圆柱体分布下的大气参数估计方法,建立了绕飞行器翼部的流场速度分布模型,推导了攻角、侧滑角、气流速度的求解式,并通过 Fluent 仿真采样数据对公式进行了验证。结果表明,公式计算值与真实值较为一致。本文方法有别于利用气流绕飞行器头部的气压值来推算大气参数方法,它是基于绕飞行器翼部的流场速度测量来推算大气参数方法。因此,此方法能够克服传统的大气参数测量方法的不足。

## 参考文献:

- [1] Stephen A Whitmore, Brent R Cobleigh. Design and calibration of the X-33 Flush Air-data Sensing (FADS) System [R]// NASA/TM 206540, 1998. USA: NASA, 1998.
- [2] M Jost, F Schweg Mann, D T Kohler. Flush air data system an advanced air-data system for the aerospace industry [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004, Rhode Island, USA. USA: AIAA, 2004: 5028.
- [3] J C Ellsworth, S A Whitmore. Reentry air-data system for a sub-orbital spacecraft based on X-34 design [C]// 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno Nevada, USA. USA: AIAA 2007: 1200.
- [4] Bau Mann J P, Keener J W. X-43A flush air-data sensing system flight-test results [J]. Journal of Spacecraft and Rockets (S0022-4650), 2010, 47(1): 48-61.
- [5] Edward J Artz, Nicholas W Dona. NASA Orion flush air data sensing system feasibility determination and development [C]// 52nd Aerospace Sciences Meeting. USA: AIAA, 2014: 1115.
- [6] Whitmore Stephen A, Tobert E Curry. Experimental characterization of the effects of pneumatic tubing on unsteady pressure measurement [R]. USA: NASA, 1990.
- [7] H-E de Bree, P Leussink, T Korthorst, et al. The Microflown: a novel device for measuring acoustic flows [J]. Sensors and Actuators A (S0924-4247), 1996, 54(1): 552-557.
- [8] John D Anderson Jr. Fundamentals of aerodynamics [M]. New York, USA: McGraw-Hill, 2011.