

激波风洞中三角翼体模型的大攻角 气动力测量和局部方法的应用*

马家骥 沈青 陈素贞 潘文欣

(中国科学院力学研究所)

摘要 在激波管风洞中, 用模型自由飞方法测量了两种不同迎风面三角翼体模型的大攻角气动力。应用局部方法以一种迎风面外形的实验结果为依据, 估算了另一迎风面外形的气动特性, 结果与实验值吻合较好。另外, 本文还进一步估算了航天飞机外形的气动特性, 与美国的 CALSPAN 公司 48 英寸(1.2米)激波风洞中的实验值相比, 结果也令人满意。从而表明, 局部方法和实验相结合。用于简捷快速估算任意外形的高超声速气动特性是一有效的工程预示方法。

关键词 激波管风洞; 气动力测量; 局部方法; 模型自由飞; 三角翼体模型

1 引 言

新一代一体化设计的高超声速空天飞机的外形与传统的超声速飞机有明显的不同, 不仅具有很大的机翼后掠角, 而且翼身融为一体, 发动机与机体也融为一体。这类飞行器通常要在较高大气层稀薄气流中以大攻角飞行, 而它的升力则主要由经头部激波压缩后的高压力来提供。对于这类飞行器的高超声速气动特性的研究尚未充分开展。而对这类复杂外形的飞行器, 用实验方法研究其在不同领域、各种外形的气动特性是不现实的。而借助边界元的局部方法, 则为此提供了一种简单快速的气动力预估方法。它克服了以前局部方法只用于简单外形的局限性, 以及计算过程中需要借助于表格的不方便之处。为开展初步的实验研究, 并结合局部方法的应用, 特别着重于上述外形在稀薄气流条件下的气动特性, 专门设计了一种薄三角翼外形, 在力学所激波管风洞中, 马赫数分别为 11.9 和 15.4 的两种条件下(相应的流动条件属于滑流区), 采用模型自由飞方法对其大攻角时的气动力进行了测量。进而, 由实验结果导出流动领域系数, 考核了局部方法的适应性, 不仅对两种迎风面外形作了验证, 而且还预示航天飞机气动特性, 其结果与实

* 国家自然科学基金资助项目。

本文于 1993 年 2 月 10 日收到。

验的比较表明了局部方法的有效性。下面就实验和测量结果、局部方法及其应用作一简单的叙述。

2 实验描述

实验模型是一具有后掠角为 75.7° 的三角翼体，翼剖面的上下表面分别为由一部分割圆锥和半个椭圆锥所构成(见图 1)。翻转 180° 后，可代表两种不同的迎风面外形，分别记为 A 模型和 B 模型。采用模型自由飞方法，在力学所的 JF-8 激波管风洞中，马赫数分别为 $M_\infty=11.9$ 和 $M_\infty=15.4$ 两种条件下，测量了该模型的轴向力系数和法向力系数。攻角范围为 20° 到 50° ，相应的雷诺数则分别为 $Re_L=3.19 \times 10^4$ 和 $Re_L=1.64 \times 10^4$ ，这时气流已接近并进入滑流区。因此，实验测量和研究就更有意义。

实验测量结果表明^[1]，在上述实验条件下，即使在较大攻角的情况下，气动力系数仍对外形的变化十分敏感，B 模型的法向力系数小于 A 模型的，仅当攻角大于 45° 之后，两者趋于一致，并与牛顿值相吻合。然而，轴向力系数在滑流区中，因粘性干扰的影响明显加大，不仅对外形，而且对流动条件也十分敏感，用简单的修正牛顿公式无法描述(见图 2)。因此，必须寻求一种更为合理的计算方法。

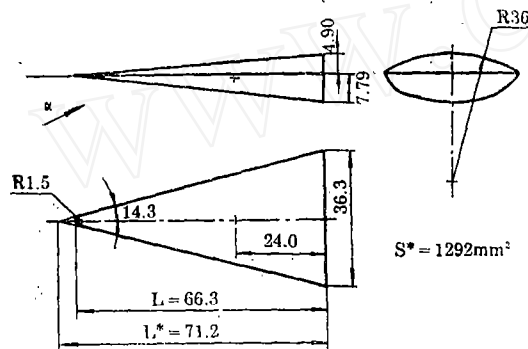


图 1 实验模型

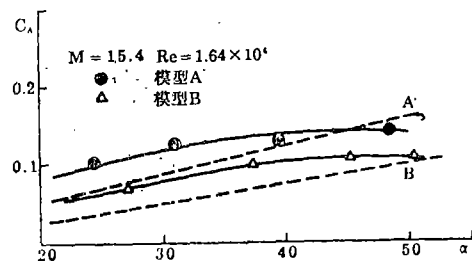


图 2 两种外形在 $M_\infty=15.4$, $Re=1.64 \times 10^4$ 时的轴向力系数(虚线为修正牛顿公式计算值)

3 局部方法简介

借助边界元的局部方法的基本假设是物体表面元上所受气动力只与该面元的动量通量相关，而动量通量仅由局部入射角所决定。当然，动量通量本身是受表征流动特征(如马赫数、雷诺数及壁面温度等因素)的所谓领域系数所制约的，但它们对飞行器上的各个面元则是保持不变的。因此，作用在表面元 ΔS 上的气动力可以表示为

$$\Delta \vec{F} = \vec{P} \Delta S \quad (1)$$

这里 \vec{P} 为面元所受的动量通量，它在速度坐标系中的三个分量可表示为

$$P_x = \cos\theta_1 (\lambda_0 + \lambda_1 \cos 2\theta_1 + \lambda_2 \cos 4\theta_1) \quad (2)$$

$$P_y = -n_y \cos^2 \theta_1 \sin \theta_1 (\mu_0 + \mu_2 \cos 2\theta_1) / \sin \theta_1 \quad (3)$$

$$P_z = -n_z \cos^2 \theta_1 \sin \theta_1 (\mu_0 + \mu_2 \cos 2\theta_1) / \sin \theta_1 \quad (4)$$

所以, 气动力在三个轴上的分量为

$$\Delta F_x = \sum_{k=0, 2, 4} \lambda_k \Delta F_{xk} \quad (5)$$

$$\Delta F_y = \sum_{k=0, 2} \mu_k \Delta F_{yk} \quad (6)$$

$$\Delta F_z = \sum_{k=0, 2} \mu_k \Delta F_{zk} \quad (7)$$

同样, 以 \vec{r} 为面元 ΔS 的质心相对于求矩中心的矢径, 则作用在 ΔS 上相对于该中心的力矩为

$$\Delta \vec{M} = (\vec{r} \times \vec{P}) \Delta S \quad (8)$$

它在速度坐标系中的三个分量为

$$\Delta M_x = \sum_{k=0, 2} \mu_k \Delta M_{yk}^{(x)} \quad (9)$$

$$\Delta M_y = \sum_{k=0, 2, 4} \lambda_k \Delta M_{xk}^{(y)} + \sum_{k=0, 2} \mu_k \Delta M_{yk}^{(y)} \quad (10)$$

$$\Delta M_z = \sum_{k=0, 2, 4} \lambda_k \Delta M_{xk}^{(z)} + \sum_{k=0, 2} \mu_k \Delta M_{yk}^{(z)} \quad (11)$$

因领域系数对于各个面元是相同的, 力和力矩的计算归结为对式(5~7)和(9~11)中诸力和力矩的求和, 即有

$$C_x = \sum_{k=0, 2, 4} \lambda_k F_{xk} \quad (12)$$

$$C_y = \sum_{k=0, 2} \mu_k F_{yk} \quad (13)$$

$$C_z = \sum_{k=0, 2} \mu_k F_{zk} \quad (14)$$

$$C_{m_x} = \sum_{k=0, 2} \mu_k M_{yk}^{(x)} \quad (15)$$

$$C_{m_y} = \sum_{k=0, 2, 4} \lambda_k M_{xk}^{(y)} + \sum_{k=0, 2} \mu_k M_{yk}^{(y)} \quad (16)$$

$$C_{m_z} = \sum_{k=0, 2, 4} \lambda_k M_{xk}^{(z)} + \sum_{k=0, 2} \mu_k M_{yk}^{(z)} \quad (17)$$

其中领域系数 λ_0 、 λ_2 、 λ_4 、 μ_0 和 μ_2 由反映流动领域特征的实验数据或飞行试验数据所确定, 而其它各项则与所研究对象的物形相关, 故称为飞行器外形的形状函数。

形状函数的计算, 首先需将物体表面按区域划分成多个表面元, 各表面元的形状函数仅由该面元的位置尺寸及动量通量对该面元的入射角所决定, 即

$$\Delta F_{xk} = \cos \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (18)$$

$$\Delta F_{yk} = -n_y \cos^2 \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (19)$$

$$\Delta F_{zk} = -n_z \cos^2 \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (20)$$

$$\Delta M_{y_k}^{(z)} = (zn_y - yn_z) \cos^2 \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (21)$$

$$\Delta M_{x_k}^{(y)} = z \cos \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (22)$$

$$\Delta M_{y_k}^{(x)} = xn_z \cos^2 \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (23)$$

$$\Delta M_{z_k}^{(x)} = -y \cos \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (24)$$

$$\Delta M_{x_k}^{(z)} = -xn_y \cos^2 \theta_1 \cos k \theta_1 \Delta S \quad (25)$$

详细推导可参考文献[2]。整个飞行器的形状函数则是将各单元的贡献求和而得，并以物体的特征面积、特征长度将其无量纲化，从而求得式(12~17)中的无量纲的各阶形状函数。

由此，当我们由实验或其它方法已知某外形飞行器在某一特定流动条件下的气动系数，并求出该外形相应于不同攻角下的形状函数，运用最小乘方原理即可确定出该流动状态的领域系数。于是，在同一流动领域特征条件下的其它外形飞行器的气动力系数则可由所得领域系数及飞行器的形状函数，按式(12~17)方便地求得。

4 计算结果和讨论

本文对 $M=15.4$ 时以割圆锥为迎风面外形的模型的实验数据所得的气动力系数，应用局部方法，导出该流动条件下的领域系数为

$$\begin{aligned} \mu_0 &= 1.699907 \\ \mu_2 &= 0.792459 \\ \lambda_0 &= 1.088561 \\ \lambda_2 &= 1.130190 \\ \lambda_4 &= 0.198115 \end{aligned} \quad (26)$$

从而估算出该流动条件下以椭圆锥为迎风面外形的 A 模型的气动力系数，即图 3 中的 C_N 和 C_A 曲线，图中的点是 A 模型的实验测量结果，表明该方法在工程精度范围内有效地

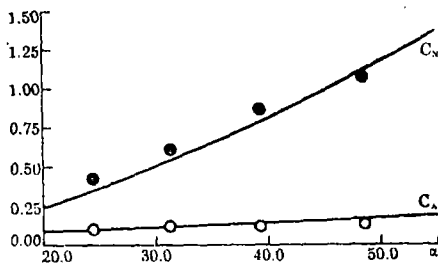


图 3 局部方法计算 A 模型的气动力系数和实验的比较

$M = 15.4$ $Re = 1.64 \times 10^4$

● 法向力系数 ○ 轴向力系数

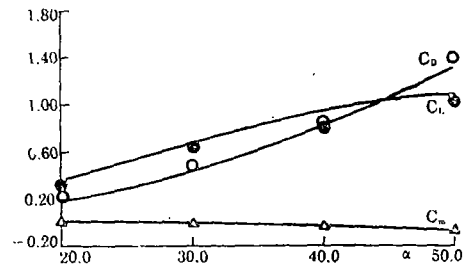


图 4 航天飞机气动力系数的预示

$M = 15$ $Re = 2.918 \times 10^5$

△ 升力系数 ● 阻力系数 ○ 俯仰力矩系数

反映了气动力系数的变化规律，计算曲线与实验点的偏差在实验测量的误差范围之内。作为一种气动特性的工程预示方法，它明显地改善了牛顿预示结果。另外，为考察局部方法用于以简单外形的实验结果来估算和预示复杂外形飞行器气动特性的能力，本文应

用激波风洞中A、B模型的气动力测量结果导出领域系数,估算了航天飞机模型在 $M_{\infty}=15.0$ 、 $Re_{\infty}=2.918 \times 10^5$ (1/m)实验条件下的升力、阻力系数和俯仰力矩系数,并将结果与美国CALSPAN公司48英寸激波风洞中的实验值作了比较(见图4)^[3],结果是令人满意的。因此在研究高超声速稀薄气流中飞行器大攻角气动特性时,局部方法在与实验测量相结合求得领域系数后,不仅可为简单外形,并可为复杂外形提供简单快捷的气动特性预示,为初步设计和选型优化服务,大大减少计算和实验的工作量。

5 结 论

通过在激波风洞 $M_{\infty}=11.9$ 和 $M_{\infty}=15.4$ 两种高超声速稀薄气流中,用模型自由飞方法测量后掠角为 75.7° 的三角翼身一体化典型模型的气动特性,并应用局部方法估算该模型及航天飞机外形的气动特性的研究,可得到如下几点结论:

(1) 在滑流区来流流动压较低的情况下,实验测量的数据规律性较好,并可反映出不同外形的气动力系数的差别,说明测力是成功的。

(2) 实验结果表明,滑流区中三角翼身一体化模型即使在大攻角时,气动力系数仍对迎风面外形十分敏感。而由不同马赫数的流动条件所引起的差异相对较小,但对轴向力系数因对粘性参数敏感而有所反映。

(3) 以一简单外形的气动力测量结果导出流动的领域系数,应用局部方法来估算另一迎风面外形和航天飞机的气动力系数,其结果与实验值有较好的一致性,明显地克服了修正牛顿预示方法未计粘性影响而存在的不足。从而表明,将实验与局部方法相结合,可提供一种研究飞行器高超声速气动特性的简便而又有较好精度的工程方法。

参 考 文 献

- 1 陈素贞,马家骥,潘文欣.滑流区中三角翼大攻角气动力特性的实验研究.空气动力学学报,1993,(1)
- 2 沈青,吕甘雨.借助边界有限元的局部方法.航空学报,1992,13(2)
- 3 Burrows R R, Rogers C E. Wind Tunnel Test OA113 of the 0.010-scale Space Shuttle Orbiter Model 51-0 in the CALSPAN Hypersonic Shock Tunnel. NASA CR 141547

AERODYNAMIC FORCES MEASUREMENTS OF A DELTA WINGED BODY IN SHOCK TUNNEL AND THE APPLICATION OF LOCAL METHOD

Ma Jiahuan Shen Qin Chen Suzhen Pan Wenxin
(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences*)

Abstract Aerodynamic forces of Delta winged body with high angle of attack in two different windward configurations were measured by free flight method in shock tunnel. The local method with the regime coefficients derived from shock tunnel experimental results for one configuration was applied to predicting the aerodynamic force coefficients for the another configuration. The prediction agrees reasonably well with the experimental results. Furthermore, the aerodynamic forces prediction of space shuttle orbiter model by the local method also shows good agreement with CALSPAN experimental results.

Key words shock tunnel, aerodynamic forces measurement, local method, model free flight, delta winged body