

高超声速再入飞行器气动特性的快速 预示——局部方法的推广应用*

马家骥 沈青 陈素贞

中国科学院力学研究所, 北京(邮政编码 100080)

摘要 本文将计算高超声速稀薄气流过渡领域中气动特性的局部方法^[1], 推广应用后到连续介质中弹头型高超声速再入飞行器气动力特性的快速估算。由激波风洞中 $M_\infty = 9.9$ 时, 一个 8° 钝锥的气动力测量结果^[2], 导出这一实验条件下的领域系数, 并以此来估算不同锥角、不同钝度比及不同外形弹头型再入飞行器的气动力和力矩系数, 其结果与无粘数值解及实验结果作了比较, 在攻角 $2^\circ \sim 14^\circ$ 范围内吻合得很好。局部方法可用于弹头型高超声速再入飞行器气动特性的快速预示。

关键词 局部方法, 气动特性估算, 高超声速流, 弹头外形。

引 言

随着航天高技术的飞速发展, 对高超声速稀薄气流过渡领域中飞行器气动力特性的实验和理论研究日趋重要。一种基于局部假设的气动力计算的半经验局部方法^[1]提供了复杂外形飞行器气动特性的快速计算预示, 并已得到了广泛的应用。上述的局部计算方法仅限于物形为轴对称体, 同时计算形状函数的解析形式繁复, 须籍助表格形式进行, 文献[1]则采用边界元的概念, 从而简化了计算过程, 使之易于利用计算机进行。采用这一形式的局部方法已成功地用于对美国 STS-1 轨道飞行器的气动力和力矩系数的计算^[2]。这种局部方法主要用来计算难于处理的高超声速稀薄气流过渡领域中飞行器的气动特性, 但只要在马赫数足够高的情况下, 即使是连续流状态, 这种基于撞击理论的局部面元受力的计算方法仍可能有效。而对马赫数为有限值时引起的误差, 文献[3]指出这种修正项是与马赫数的平方成反比关系的。本文以来流马赫数为 10 的情况, 采用由实验方法导出的领域系数, 推广应用这种改进的局部方法, 使之用于弹头型高超声速再入飞行器气动特性的快速预示。这样可以获得同一来流条件(或实验条件)下其它外形, 甚至包括复杂外形的气动力和力矩特性的近似结果, 而不必拘泥于稀薄气流的限制, 为外形优化提供一种快速简捷的方法, 同时也可极大地减少筛选试验所需的风洞吹风时间和模型加工成本。以下分别简单介绍局部方法以及推广应用的情况, 显示该方法的能力和适用性。

* 国家自然科学基金资助项目。

本文于1992年2月24日收到, 7月23日收到修改稿。

一、边界元局部方法简述

局部方法的基本假设是物体表面元上所受的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,但它们对于飞行器表面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。根据动量通量在速度坐标系中的分量,可知气动力在速度坐标系中三个轴上的分量,并表示为

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

$$\Delta F_y = \sum_{k=0,2} \mu_k \Delta F_{yk} \quad (3)$$

$$\Delta F_z = \sum_{k=0,2} \mu_k \Delta F_{zk} \quad (4)$$

式中 λ_k 和 μ_k 即为领域系数。

相类似地,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

$$\Delta \vec{M} = (\vec{r} \times \vec{P}) \Delta S \quad (5)$$

它在速度坐标系中三个轴上的分量可有

$$\Delta M_x = \sum_{k=0,2} \mu_k \Delta M_{yk}^{(x)} \quad (6)$$

$$\Delta M_y = \sum_{k=0,2,4} \lambda_k \Delta M_{xk}^{(y)} + \sum_{k=0,2} \mu_k \Delta M_{zk}^{(y)} \quad (7)$$

$$\Delta M_z = \sum_{k=0,2,4} \lambda_k \Delta M_{xk}^{(z)} + \sum_{k=0,2} \mu_k \Delta M_{yk}^{(z)} \quad (8)$$

因为领域系数对各个面元均为同值,力和力矩的计算归结为对式(2)~(4)及式(6)~(8)中诸力和力矩项的求和,即有

$$C_x = \sum_{k=0,2,4} \lambda_k F_{xk} \quad (9)$$

$$C_y = \sum_{k=0,2} \mu_k F_{yk} \quad (10)$$

$$C_z = \sum_{k=0,2} \mu_k F_{zk} \quad (11)$$

$$C_{mx} = \sum_{k=0,2} \mu_k M_{yk}^{(x)} \quad (12)$$

$$C_{my} = \sum_{k=0,2,4} \lambda_k M_{xk}^{(y)} + \sum_{k=0,2} \mu_k M_{zk}^{(y)} \quad (13)$$

$$C_{mz} = \sum_{k=0,2,4} \lambda_k M_{xk}^{(z)} + \sum_{k=0,2} \mu_k M_{yk}^{(z)} \quad (14)$$

其中 λ_0 、 λ_2 、 λ_4 、 μ_0 和 μ_2 由反映流动领域特征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,故称作为该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尺寸及动量通量入射角所决定,它们可以表达为面元面积 ΔS 、入射角 θ_i 、面元质心坐标 (x, y) 以及面元单位主矢量在 y, z 轴上的投影 n_y, n_z 的函数,详细推导可参看文献[1]。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(9)~(14)中的无量纲的各阶形状函数。

由此,当用实验方法或其它方法得出某一特定形飞行器在某一特定流动领域条件下的气动特性系数时,先求出该外形相应于不同攻角状态下的形状函数,进一步运用最小乘方原理可以确定出该流动状态的领域系数。于是在这同一飞行或实验条件,即同一流动领域特征条件下的其它外形的飞行器的气动力和力矩系数,可以由该外形的形状函数求出后,代入式(9)~(14)求得。

由于所计算的外形大多为对于平面 (xoy) 的平面对称形,因此, $C_x = C_{mx} = C_{my} = 0$ 。此外,基于撞击理论的局部假设,计算中设定背风面气动力为零的条件。

二、计算结果和讨论

按文献[2]对半锥角 $\theta_c = 8^\circ$,钝度比 $\xi = R_n/R_t = 0.167$ 的一个球头钝锥在激波风洞中马赫数 $M_\infty = 9.9$,雷诺数 $Re_\infty = 10^7 \text{m}^{-1}$ 的来流条件下测得的气动力结果,导出这一条件下的领域系数为

$$\left. \begin{aligned} \mu_1 &= 2.0015, \mu_2 = 2.3526 \\ \lambda_1 &= 3.0295, \lambda_2 = 1.3774, \lambda_3 = 0.5882 \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

采用这一组领域系数对同一钝度比但半锥角分别变为 $\theta_c = 7^\circ$ 和 $\theta_c = 9^\circ$ 的钝锥外形作气动力估算,结果如图1(a)、(b)所示。图中的连线为无粘数值解的计算结果^[2],本文

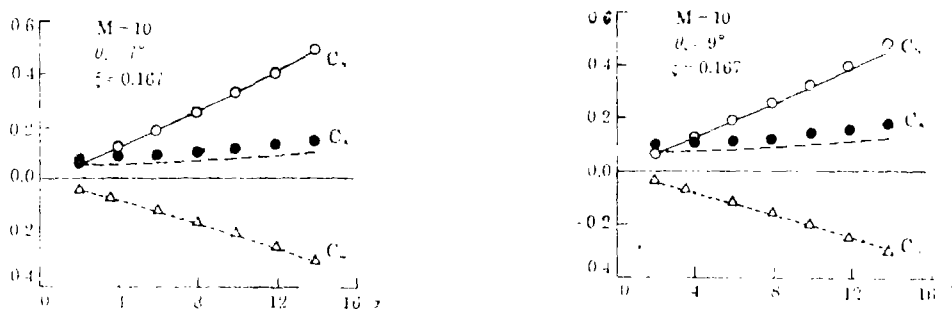


图1 不同锥角模型的局部方法气动力预示值与数值解的比较
Fig. 1 Comparison of aerodynamic forces and moments obtained by local method with the numerical ones

计算结果在图中用点表示。图2是半锥角 θ_c 为 8° 而钝度比不同的外形的计算结果。

上述结果可以看出,由局部方法对不同钝度比、不同半锥角弹头型再入飞行器的法

向力系数的预示值与无粘数值解吻合很好，在所计算的范围内最大偏差出现在攻角 $\alpha = 14^\circ$ 时，其值约为 6.6%，而其余计算结果与无粘数值解的偏差均小于 5%；力矩系数的吻合情况更加良好。而轴向力系数的预示值高于无粘值，这是因为后者没有计及粘性阻力的缘故，应视本文结果为合理值。

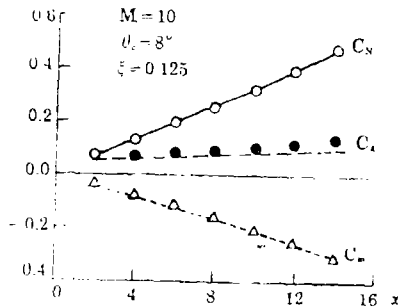


图2 钝度比为 0.125 的 8° 钝锥的计算结果与数值解的比较
Fig.2 Estimates of aerodynamic characteristics for 8° blunt cone with bluntness of 0.125

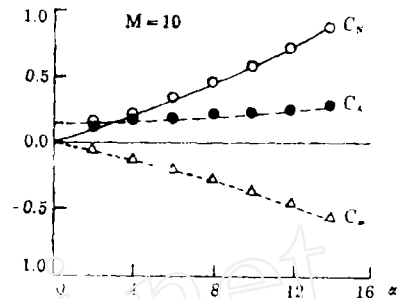


图3 三锥外形的气动力预示值和实验值的比较
Fig.3 Aerodynamic characteristics prediction by local method for a triple cone configuration

图3是局部方法对一个三锥体外形所作的气动力估算。图中的点是本文计算值，这一结果与文献[6]在相同实验条件下的测量值(以连线表示)作了比较，吻合很好。这时由局部方法导出的法向力系数、力矩系数以及轴向力系数的值都与实验值十分接近，表明局部方法在获得能反映该流动状态的领域系数情况下，可以有快速预示弹头型高超声速飞行器气动特性的能力。特别当在导出领域系数的同一实验或飞行条件下，对不同外形的气动特性预估精度可满足选型优化和初步设计的工程要求。

三、结 论

局部方法用于高超声速连续流条件下，对钝锥型弹头的气动特性作了快速预示。所得结果与无粘数值解相比，法向力系数、力矩系数在攻角小于 12° 时，两者的差异均不大于 5%，而轴向力系数则因反映了粘性阻力的贡献而高于无粘值。对三锥外形的局部方法预示值与导出领域系数的同一实验条件下所得的实验结果十分一致。说明这种通常用来计算稀薄气流条件下飞行器气动力的局部面元法可以用来对弹头型高超声速再入飞行器的气动特性进行估算，从而可节省实验和计算工作量，为选型、优化和初步设计提供了一种计算气动特性的简便、快速的工程方法。由于这里涉及到外形基本特征均是轴对称钝锥体，对由简单外形导出领域系数来预示复杂的非轴对称体的气动特性，则局部方法的适用性及计算精度尚有待进一步的验证。

参 考 文 献

- 1 沈 青, 吕甘雨. 借助边界有限元的局部方法. 中国科学院力学研究所报告, 1987.
- 2 杨耀栋, 郭大华, 翟曼玲. 8° 钝锥的高超声速气动力测量. 中国科学院力学研究所报告, 1988.
- 3 Алексеева Е В, Барацев Р Г. Локальный Метод Аэродинамического Расчёта в Разреженном Газе. Изд, ЛГУ, 1976.
- 4 吕甘雨, 沈 青. 分析计算航天飞机气动系数的边界元局部方法. 中国科学院力学研究所报告, 1989.
- 5 安复兴, 孙毅俊等. 气精气动力手册. 北京: 航天部一院十四所出版, 1984.
- 6 杨耀栋, 王 复, 郭大华. 三锥型钝头球锥的高超声速气动力实验. 中国科学院力学研究所报告, 1987.

**Application of Local Method in Quick Prediction
of Aerodynamic Characteristics of Reentry
Vehicle in Hypersonic Flow**

Ma Jiahuan Shen Qing Chen Suzhen
(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

Abstract The paper widens the application of local method which used to be utilized in rarefied flow^[1] to the quick prediction of aerodynamic characteristics of missile-like reentry vehicle in hypersonic flow.

The regime coefficients are drawn from experimental data of a 8° blunt cone at Mach 9.9^[2]. The aerodynamic coefficient predictions of blunt cones with different conical angle, bluntness and different configurations have been obtained using these regime coefficients. The comparisons of the predictions by local method with the data from invicid numerical results and experimental ones show a good agreement in the range of angles of attack from two degrees to fourteen degrees.

Key words local method, prediction of aerodynamic coefficients, hypersonic flow, missile configurations.