

文章编号: 1000-8055(2008)12-2256-06

基于欧拉方程的高超声速飞行器的壁面流线生成计算

韩 东, 方 磊

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 提出了一种新的利用表面流函数法计算高超声速飞行器表面流线分布的方法. 首先提出了表面流函数的概念, 并通过理论推导, 得到了表面流函数与表面流线的关系; 然后运用结构化网格求解三维 Euler 方程, 计算得到高超声速钝头体的边界层外缘外部无粘流场气流参数; 最后利用无粘流场气流参数和表面流函数的方法计算了高超声速飞行器的精确表面流线分布. 结果表明, 在无攻角和攻角小于 20° 的情况下均可以得到较好的壁面流线分布. 高精度的表面流线的得到, 为利用边界层内粘性主导区域的积分方程等方法进一步精确预测高超声速飞行器表面的气动加热奠定了基础.

关 键 词: 高超声速; 壁面流线; Euler 方程; 流函数

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

Study and numerical calculation wall streamline distributions for hypersonic vehicle according to Euler equation

HAN Dong, FANG Lei

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A new method for calculating the wall streamline distributions on hypersonic vehicles was presented. Firstly surface stream function was put forward, and the relationship between surface function with surface streamline was obtained. Secondly the boundary layer edge conditions were determined by 3-D CFD method and solved by 3-D Euler equations. And finally, the wall streamline distributions were computed based on the stream function theory and flow parameters. The calculated results indicate that the prediction and the numerical simulation proposed are workable at small angle and without angle of attack. It will play an important role in exactly predicting the heating rates on hypersonic vehicles.

Key words: hypersonic; wall streamline; Euler equation; stream function

高超声速飞行器在高马赫数飞行中, 由于高速气流的总焓很高, 在壁面附近滞止及与壁面强烈摩擦, 温度很高. 高温空气不断向壁面传热, 导致飞行器外形烧蚀、结构强度和刚度等发生改变, 从而严重影响飞行器的飞行安全. 必须准确预测

高超声速飞行器的气动热环境, 才能相应采取适当的热防护措施, 保证飞行安全. 因此高超声速气动热问题是高超声速飞行器发展的关键技术问题之一^[1]. 对于飞行器表面热流的预测, 在设计的初始阶段计算机数值仿真和工程估算都是必要而有

收稿日期: 2007-11-29; 修订日期: 2008-03-27

作者简介: 韩东(1968-), 男, 河南南召人, 副教授, 主要从事流动与传热研究.

效的手段. 目前, 随着计算流体力学和数值传热学的发展, 已经有通过求解 N-S 方程及其近似形式来预测高超声速飞行器热环境的 CFD 程序, 如 NASA Langley 研究中心的 LAURA^[2], 但是这种方法通常比较复杂而且对计算机要求很高. 直接采用数值方法求解物面热流受网格雷诺数影响较大, 如果要精确求解物面热流, 物面网格雷诺数要小于 2 才能满足要求, 计算量很大. 因此, 为了适应高超声速飞行器概念研究和初步设计的需要, 发展一些简单而高效的气动加热预测方法, 是具有相当的现实意义的. 国内国防科大的范晓樯^[3]和西北工业大学的吕丽丽^[4,5]等曾在此方面做过一些尝试, 通过求解三维 Euler 方程确定飞行器的边界层外缘参数, 在理论与经验公式的基础上, 利用局部相似性解的方法计算了钝锥和钝双锥外形有攻角再入的表面热流, 取得了初步的研究成果.

本文主要是在三维 Euler 方程求解飞行器的边界层外缘参数的基础上, 研究采用表面流函数生成壁面流线的方法, 在此基础上计算生成飞行器表面流线分布, 为下一步进行高精度飞行器表面热流计算打下基础.

1 边界层外缘参数的数值计算

1.1 计算模型

本文进行数值计算的几何模型^[6]如下图 1 所示, 计算所用的网格具体尺寸为: 钝头体球冠部分的曲率半径为 43.18 mm, 圆柱部分高为 116.84 mm, 圆柱底部半径为 20.32 mm, 圆柱后圆台部分高为 30.48 mm, 半径为 33.02 mm. 钝体壁面网格如图 2 所示. 计算域网格均为四边形及六面体的结构化网格, 网格单元数量 110 万.

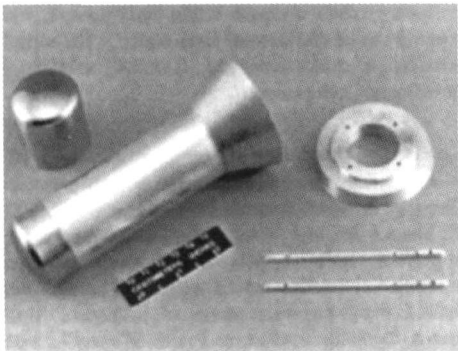


图 1 高超声速试验用模型
Fig. 1 Sketch of hypersonic test model

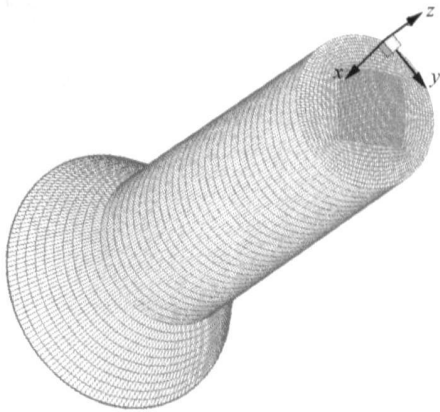


图 2 钝体的壁面网格
Fig. 2 Wall mesh of blunt body

1.2 边界条件

入口边界条件设为压力远场条件, 来流 $p_{\infty} = 373 \text{ Pa}$, $T_{\infty} = 413 \text{ K}$, $Ma_{\infty} = 6$, 工作介质空气作为理想气体处理; 出口边界取压力出口边界条件, 温度取 300 K; 物面设为固壁边界条件.

1.3 数值模拟结果及分析

$0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ 攻角下的 $x = 0$ 截面的压力分布图如图 3 至图 5 所示, 从图中可以看出, 在高 Ma 数的情况下, 在钝体头部曲率半径加大, 激波较强, 接近正激波. 激波向两侧延伸, 形成明显的弓形激波. 从计算结果可以看出, 在不同的攻角情况下, 压力分布都存在着明显的区别. 当飞行器以有攻角状态飞行时, 迎风面的压力、温度和密度都比背风面的高得多, 往往会导致热流成倍增加; 迎风面流线的发散现象, 附面层变薄, 进一步使迎风面热环境恶化. 因此精确计算其流场得出高精度的表面流线对准确预测其热环境具有重要意义.

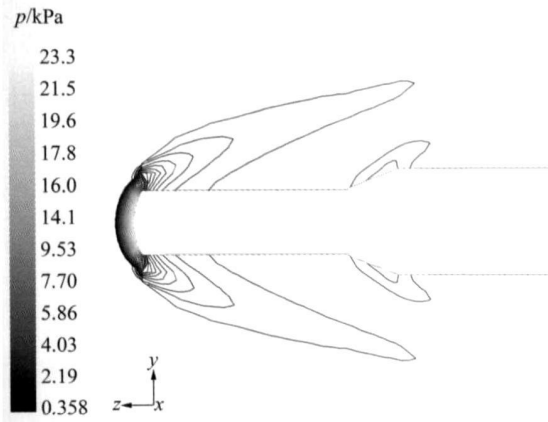


图 3 0° 攻角下的 $x = 0$ 截面的压力分布图
Fig. 3 Pressure contour of attack angle 0° of $x = 0$ section

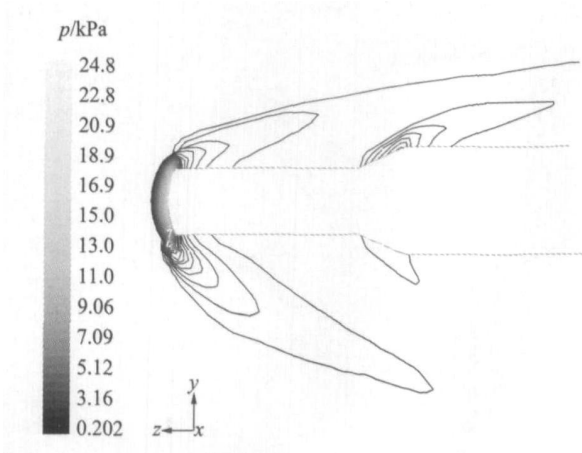


图 4 10° 攻角下的 $x=0$ 截面的压力分布图
Fig. 4 Pressure contour of attack angle 10° of $x=0$ section

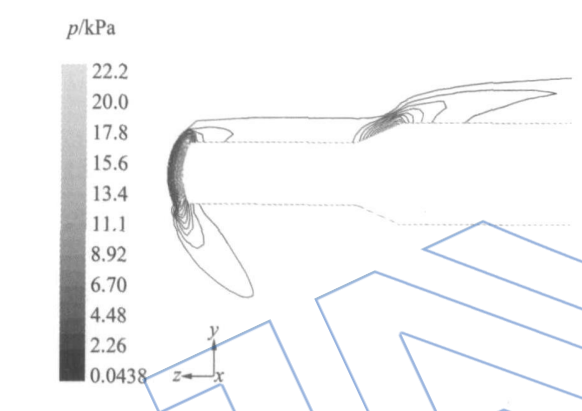


图 5 20° 攻角下的 $x=0$ 截面的压力分布图
Fig. 5 Pressure contour of attack angle 20° of $x=0$ section

2 表面流函数生成流线的方法

流线的切线方向就是当地速度的方向. 在两条流线之间建立四边形表面单元, 由一个速度流入边 L_i (在该边上速度法向分量指向单元内部), 一个速度流出边 L_o (在该边上速度法向分量指向单元外部), 和两个由流线构成的侧边 L_{s1} 和 L_{s2} , 其上速度的法向分量为 0. 设各边在该单元切平面内的法矢量为 $\mathbf{m}$, 长度微元为 dL , 则有

$$\int_{L_{s1}} \mathbf{V} \cdot \mathbf{m} dL = \int_{L_{s2}} \mathbf{V} \cdot \mathbf{m} dL = 0$$
$$\oint \mathbf{V} \cdot \mathbf{m} dL = \int_{L_i} \mathbf{V} \cdot \mathbf{m} dL + \int_{L_o} \mathbf{V} \cdot \mathbf{m} dL$$

定义表面流函数

$$\phi = \int \mathbf{V} \cdot \mathbf{m} dL$$

设物面法向量为 $\mathbf{n}$, 去除物面法向的分量, 定

义速度在切平面内的散度

$$\Delta \cdot \mathbf{V} = (\Delta - \mathbf{n} \cdot \Delta) \cdot \mathbf{V}$$

则有

$$\oint \mathbf{V} \cdot \mathbf{m} dL = \iint \Delta \cdot \mathbf{V} dS$$

即沿单元边界表面流函数的闭合路径积分等于单元内切平面内散度的面积分. 如果该积分等于 0, 即表明流入和流出的表面流函数相等, 若不等于零, 其值等于流入表面流函数和流出表面流函数的差量, 该差量等于单元内切平面内散度的面积分.

在上述流线间的单元内, 流入边和流出边的表面流函数代数和(等于流入表面流函数和流出表面流函数的差量)也等于单元内切平面内散度的面积分. 在一个小邻域内, 近似认为切平面内散度为常数, 如果有多个相邻的流线间单元, 则这些流线间单元的流入边和流出边表面流函数差量与单元的面积成正比. 因此当单元较大, 内部流动较复杂, 或单元内有多条流线通过时, 都可以通过比较流入和流出表面流函数来确定流线的方式来获得流线在单元边界上的交点.

3 钝体表面流线的生成计算

假设有空间四边形单元, 见图 6 所示, 1, 2, 3, 4 分别为其顶点, 顶点间有向线段以两点标记记, 前一点为起点, 后一点为终点. 1, 2, 3, 4 这四个顶点按顺时针或逆时针排列均可.

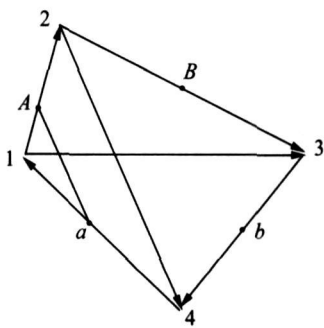


图 6 空间单元示意图
Fig. 6 Sketch of dimensional unit

该单元的法向为

$$\mathbf{n} = 24 \times 13$$

12 边上的速度为 $\mathbf{v}$ (以 12 边为公共边的两单元速度的矢量平均值, 如果得到的是两节点的速度, 则为两节点速度矢量的平均值), 12 边的表面流函数等于

$$\phi_{12} = \mathbf{v} \times 12 \cdot \mathbf{n}$$

$\phi_2 > 0$ 则 12 为流入边, $\phi_2 < 0$ 则 12 为流出边.

在这个单元中, 如果经过一个顶点的两条边上的表面流函数符号不同, 则这个顶点就是流出边与流入边的交接点. 一个单元中, 交接点的个数为偶数. 驻点所在单元(没有流入边, 只有流出边)其交接点个数为 0, 其他单元一般交接点个数为 2, 少数鞍点类型的单元(流出边与流入边相互交替出现)其交接点数为 4. 如果这个交接点为一个流入边的起点和一个流出边的终点, 则称之为第一类交接点; 否则称为第二类交接点. 在一个网格单元中, 第一类交接点和第二类交接点个数总是相等的, 并且交替出现.

现假设空间网格单元为交接点个数为 2 的情形: 将流入边和流出边的表面流函数分别累加, 设 1, 3 两点是交接点, 则有

$$\phi = \phi_2 + \phi_3$$

$$\phi_0 = \phi_{34} + \phi_{41}$$

ϕ 为流入边的表面流函数之和; ϕ_0 为流出边的表面流函数之和.

a, b 分别为两个流出边上的点, 则

$$\phi_b = v_{34} \times 3b \cdot n$$

$$\phi_a = \phi_{34} + v_{41} \times 4a \cdot n$$

3.1 预估流出点

设 A 为通过该单元的某流线的流入点, 其对应的流出点 a 的表面流函数为

$$\phi_a = \left[1 - \frac{\phi_A}{\phi_i} \right] \phi_0$$

如果

$$\left[1 - \frac{\phi_A}{\phi_i} \right] < \frac{\phi_{34}}{\phi_0}$$

则 a 点在 34 边上, 否则 a 点在 41 边上.

3.2 对预估流出点进行修正

流入边与流出边的表面流函数不相等, 其变化的程度应该与与其分割单元的面积成正比. 因此可以按其分割单元的面积比例进行修正. 先按一阶方法得到预估的流出点 a , Aa 两点的连线将单元分成两部分, 其中一部分为三角形或四边形(有可能是空间四边形). 三角形可以看作是有一边长度等于 0 的特殊四边形, 这样三角形和四边形就可以用统一的方法处理了. 四边形的面积等于其两条对角线叉乘取其模的一半. 如四边形 1234 的面积就是

$$S_{1234} = |n|/2$$

求出其中一部分的面积, 从总面积中减去这部分面积就得到另一部分的面积. 设包含第二交

接点的那一部分面积为 S_a , 则修正的流出点表面流函数为

$$\phi_a^* = \phi_a - \phi_i + \left(\phi_0 + \phi_i \right) \frac{S_a}{S_{1234}}$$

4 流线处理技术

在不同的网格模型和不同的来流条件下, 在实际处理中可能出现的一些问题以及较为可行的解决方案.

4.1 伪驻点单元问题

在计算流程之中, 首先应找到驻点单元. 驻点单元是流线的起始单元, 从这个单元的某一边的起点开始积分一周得到该单元总的流出表面流函数, 然后根据所需要的初始流线数目, 将总的表面流函数等分, 相应的表面流函数的等分点就是这些流线离开驻点单元的流出点, 也就是对应相邻单元的流入点. 驻点单元的求取准则: 单元中所有的边都是流出边的单元就是驻点单元.

在通过对不同的网格模型和不同的来流条件的模型计算中, 出现了“伪驻点”单元问题, 即出现了多个网格单元的所有边都是流出边. 这种现象是不符合物理原理的. 对于简单流场, 驻点单元应该只有一个, 因此, 这些单元只是真正驻点单元的候选者. 如果有多个这样的单元, 可能是存在一个流速很低的死水区, 需要具体分析才能确定. 用以下的判断准则进行筛选: 考虑用每条边两个顶点的速度分别代替边上的平均速度, 检验其流函数, 只要有一边用其某一个顶点的速度判断其流函数是流入边的, 它就是伪驻点单元, 应该被剔除掉. 对于经过第一个步骤筛选所剩下的单元, 可以比较两个单元在这边上的表面流函数, 负值较大的为真流入边, 较小的为伪流入边, 相应的单元为伪驻点单元, 将其剔除出候选列表. 依次处理这些候选驻点单元后, 如果只剩下一个单元, 即为真的驻点单元.

4.2 流函数连续累加的问题

在计算中需要考虑到流出边的流函数是连续累加的. 如果一阶方法预估的流出点的流函数大于第一条边的流函数, 就按照默认的顺序将两条边的流函数相加, 如果小于预估的流出点的流函数, 则可以确定流出点就在第二条边, 按照二阶方法进行修正; 如果仍然大于预估的流出点的流函数, 则流出边应在第三条边. 总之, 始终要考虑流函数是连续累加的.

5 钝头体表面流线及相关结果

使用上述的表面流函数生成流线的方法,可以得到来流马赫数为 6 时,不同攻角状态下钝头体的流线,如图 7 至图 9 所示.从图中可以看出,在 0° , 10° , 20° 攻角状态下均可以得到较好的结果.不同攻角下的钝头体的流线有所不同.在 0° 攻角下流线的起始点是位于钝体头部中心的驻点单元,在 10° 攻角和 20° 攻角下驻点单元发生了转移,从中心移到了边缘.随着攻角的增大,偏移的距离也增大.

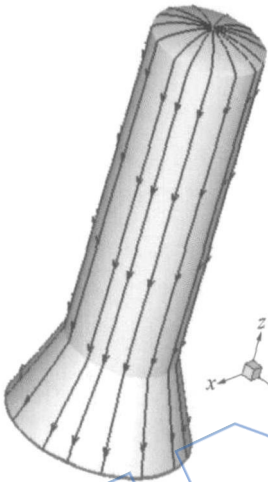


图 7 0° 攻角表面流线
Fig. 7 Surface streamline of attack angle 0°

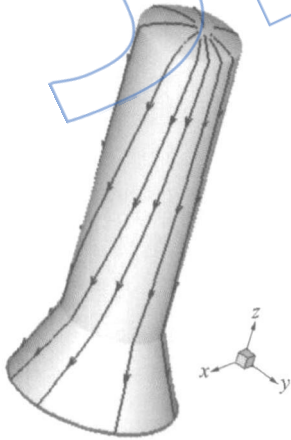


图 8 攻角表面流线
Fig. 8 Surface streamline of attack angle 10°

为了验证上述方法的正确性和准确性,本文基于本文计算所得到的流线结合文献[7]中的方法求解钝双锥飞行器表面的气动热情况.图 10 是攻角为 0° 时沿迎风面子午线的热流分布与相应实验结果^[8]的比较.图中,横坐标表示轴向距离与

模型全长的比值,纵坐标为归一化热流,即当地热流与驻点热流的比值.计算结果与实验值吻合较好,个别点存在一些误差.因此,可以认为本文采用的飞行器壁面流线生成方法是可行的,能够较为准确的得到高超声速钝体的壁面流线,为进一步计算气动热打下基础,满足工程设计的需要.

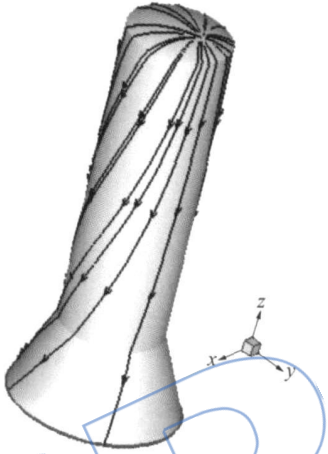


图 9 20° 攻角表面流线
Fig. 9 Surface streamline of attack angle 20°

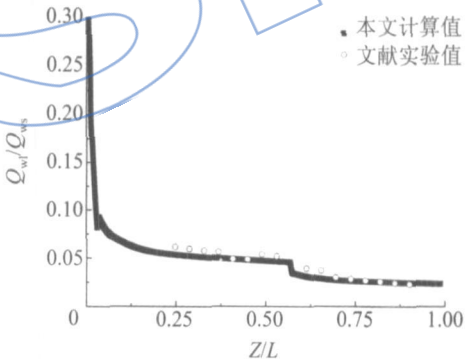


图 10 $\alpha = 0^\circ$ 钝双锥迎风面子午线热流分布
Fig. 10 $\alpha = 0^\circ$ meridional heating distributions of blunt bicone on windward

6 结 论

通过理论推导研究,提出的基于欧拉方程的高超声速飞行器的壁面流线生成计算方法,得到了表面流函数与表面流线的关系,并提出了在生成流线过程中碰到的伪驻点单元、流函数连续累加等问题解决办法.该壁面流线生成计算方法在飞行器的壁面流线生成上取得了较好的结果,获得了高超声速飞行器的精确表面流线分布.在无攻角和攻角小于 20° 的情况下均可以得到较好的结果.为利用边界层内粘性主导区域的积分方程等方法进一步精确预测高超声速飞行器表面的气

动加热奠定了基础.

参考文献:

[1] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社.

[2] Peter A G. Computational fluid dynamics technology for hypersonic applications[R]. AIAA, 2003: 3259.

[3] 范晓楠, 李桦, 丁猛. 钝头双锥体有攻角表面热流计算[J]. 兵工学报, 2002 , 23 (1) : 142 144.
FAN Xiaoqiang, LI Hua, DING Meng. Predicted heating distributions for blunt biconic at an angle of attack [J]. Acta Armamentar, 2003, 23(1): 142-144. (in Chinese)

[4] 吕丽丽. 高超声速气动热工程算法研究[R]. 西安: 西北工业大学, 2005.
Lǚ Lili. The study of aerodynamic heating predictions for hypersonic aircrafts[R] . Xi'an: Northwestern Polytechni

cal University, 2005. (in Chinese)

[5] 吕丽丽, 张伟伟, 叶正寅. 高超声速再入体表面热流计算[J]. 应用力学学报, 2003 , 23(2) : 259 262.
Lǚ Lili, ZHANG Weiwei, YE Zhengyin. Predicting heating distributions for hypersonic reentry bodies [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2003, 23(2): 259-262. (in Chinese)

[6] Greene A, Buck M G , William A. Measured and computed hypersonic aerodynamic/ aeroheating characteristics for an elliptically blunted flared cylinder[R]. AIAA 2001- 0562.

[7] Eckert R G. Engineering relations for friction and heat transfer to surface in high velocity flow[J]. Journal of Aerospace Science, 1955, 22(8): 585-587.

[8] Miller C G. Experimental and predicted heating distributions for biconics at incidence in air at Mach 10 [R]. NASA-TP-2334, 1984.