

文章编号: 0258-7025(2004)Supplement-0507-03

高超声速飞行器激波层产生的光折射效应数值模拟

李 盾, 纪楚群, 马汉东

(北京空气动力研究所, 北京 100074)

摘要 用结构网格 Godunov 有限体积计算格式, 模拟了高马赫数钝头体的全流场和激波层的特性, 根据气压和密度的分布对流场进行了均匀层、激波层和非均匀层的划分, 数值模拟了高超声速飞行器头部产生的高压、高密度的激波层对光束产生的折射效应。结果表明, 高马赫数下飞行器产生的激波, 在很大程度上影响了光束的传输, 通过模拟三维空间大气的流场压力和密度, 进行光学计算校正光束通过激波层产生的折射误差是可行的。

关键词 三维数值模拟; Euler 方程; 激波; 气动光学; 折射

中图分类号 V211; O435.1

文献标识码 A

Numerical Simulation of Refraction Effect within Shock Wave Layer on The Supersonic Aircraft

LI Dun, JI Chu-qun, MA Han-dong

(Beijing Institute of Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract The shock wave around blunt is simulated numerically by solving three-dimensional Euler equations with Godunov structure mesh method. Taking into account density and pressure distribution, the flow field is divided into uniformity, inhomogeneity and shock wave layer. When optical beam passes the shock wave of high pressure and density come into being supersonic vehicle front, the refraction is calculated numerically. The results show that the refraction is influenced largely by shock wave. It is efficient to amend refraction by simulating flow field.

Key words numerical simulation; Euler equation; shock wave; aero-optical; refraction

1 引言

高超声速飞行器在大气中飞行会形成高密度的激波层, 气动光学效应十分明显, 是设计精密高超声速飞行器需要考虑的问题之一。激波层形成气体密度梯度强烈的变化对光束的传输会产生许多气动光学效应, 其中折射效应是最基本的。国内外对气动光学的研究一般考虑低速流动的湍流和涡效应, 考虑高速流场产生激波的, 尤其是从三维光线追踪的角度研究激波光学效应的很少。本文用三维 Euler 流体方程, Godunov 有限体积计算格式, 在结构网格下模拟了高马赫数钝头体的全流场和激波层的特性, 根据气压和密度的分布对大气进行了均匀层、激波层和非均匀层的划分, 从几何光学的角度根据费马原理初步模拟研究了大气中飞行的高超声速飞行器产生的高压、高密度的激波层在局部形成的非均匀流场对光束产生的折射效应。

2 高超音速激波流场的计算

高超音速流场的密度变化主要在激波层, 物面边界层流场密度的湍流脉动相对激波层是小量, 边界层黏性效应对光束折射的平均影响相对不大。

2.1 Euler 方程数值计算方法

流场的数值计算采用二阶 Godunov 有限体积法离散 Euler 方程。沿离散单元界面法向构造 Riemann 问题, 由此确定单元侧面的通量, 用预测-修正法对离散方程求解。

直角坐标系 (x, y, z) 中, 非定常 Euler 方程在体积为 ΔV 的单元体上积分得

$$\iiint_{\Delta V} \left(\frac{\partial W}{\partial t} \right) dV + \iint_s (U, F, G) \bar{N}_s dS = 0 \quad (1)$$

式中 S 为单元体表面积, 由六个面组成, \bar{N}_s 为表面单位外法向量。列向量 W, U, F, G 为

作者简介: 李 盾(1964-), 男, 北京空气动力研究所高级工程师, 博士, 主要从事流体力学的数值模拟、大气探测等方面的研究。

E-mail: ld1010@163.net

$$W=[\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho h_0 - p]^T$$

$$U=[\rho u, p + \rho u^2, \rho uv, \rho uw, \rho uh_0]^T$$

$$F=[\rho v, \rho uv, p + \rho v^2, \rho vw, \rho vh_0]^T$$

$$G=[\rho w, \rho uw, \rho vw, p + \rho w^2, \rho wh_0]^T$$

上式中 p, ρ, h_0 及 u, v, w 分别为压力、密度、总焓及气流速度沿坐标 x, y, z 的分量。

将(1)式写作下面的离散方程

$$(W\Delta V)_{i,j,k}^{n+1} = (W\Delta V)_{i,j,k}^n + \bar{H}_{i-1/2,j,k}^n - \bar{H}_{i+1/2,j,k}^n + \bar{H}_{i-1/2,j,k}^n - \bar{H}_{i,j,k+1/2}^n \quad (2)$$

其中 \bar{H} 为单元体侧面通量, 如 $\bar{H}_{i-1/2,j,k}^n$ 为

$$\bar{H}_{i-1/2,j,k}^n = \Delta t (US_{yz} + FS_{xz} + GS_{xy})_{i-1/2,j,k}^n + (W^n \Delta \bar{V})_{i-1/2,j,k} \quad (3)$$

式中 S_{yz}, S_{xz}, S_{xy} 分别为该侧面积在坐标平面 $y-z, z-x, x-y$ 上的投影值。

为使解在空间方向达到二阶精度, 需在求解区域构造流动变量的分段线性分布函数来确定各界面处 Riemann 问题的初值, 以提高 Godunov 方法的精度。用预测-修正两步算法对方程(2)沿时间推进求解。

边界点包括物面点及外边界点。因物面边界为单元体的一个界面, 其解也可由 Riemann 问题求解得到。外边界条件取自由流条件。当外激波用装配法处理时, 在边界点建立 Riemann 问题, 其中一侧初值取自由流条件^[4]。

2.2 流场的计算条件及数值模拟结果

不失一般性, 计算外形采用钝头体, 计算方法对强激波流场具有普遍意义。计算网格采用沿物面贴体的三维结构网格。假定来流为恒定均匀流场, 流场马赫数分别取 20 和 30。模拟结果显示, 整个流场形成了均匀层、激波层和激波层与物面间的不均匀层, 图 1 为相应的密度等值线。等值线图说明在激波层密度变化最大, 其他位置的密度变化相对次要。其他高超声速飞行器同样有类似的流场特性。通过模拟计算可以得到全流场的密度、压强、温度的空间分布瞬时数值解^[2]。

3 光学数值模拟

光束通过介质传播时, 介质对光束有振幅和相位的影响, 光束通过激波有多种气动光学效应, 其中包括折射效应。不考虑光束的波长效应, 可以用经典几何光学进行数值模拟激波层对实际光路的影响。光学费马原理的数学表示为

$$\delta \int_A^B n(x, y, z, t_0) dr = 0 \quad (4)$$

其中 n 为瞬时折射率, A, B 为光束通过的任意两点, $dr = \sqrt{dx^2 + dy^2 + dz^2}$, t_0 表示某一瞬时。(4)式应用变分原理, 以 x 轴为自变量可得微分方程组

$$(1+z'^2)y'' - y'z'z'' = \frac{1+y'^2+z'^2}{n(x, y, z, t_0)} (n_y + n_y z'^2 - n_x y' - n_x y' z') \quad (5)$$

$$(1+y'^2)z'' - y'z'y'' = \frac{1+y'^2+z'^2}{n(x, y, z, t_0)} (n_z + n_z y'^2 - n_x z' - n_x z' y') \quad (6)$$

定解条件为

$$\begin{cases} x=x_0 \text{ 时, } y=y_0, z=z_0 \\ x=x_0, y=y_0, z=z_0 \text{ 时, } y'=k1, z'=k2 \end{cases} \quad (7)$$

折射率 n 与气体密度 ρ 的关系由 Gladstone-Dale 定律表示为

$$n(x, t, z, t_0) = 1 + \xi \rho(x, y, z, t_0) \quad (8)$$

其中 ξ 为 Gladstone-Dale 常数, 随波长有变化。

数值求解(5)式, (6)式首先需要数值求解 n_y, n_z, n_x, n_x 在边界处采用一阶前差, 其他地方采用中心差分。

流场网格和光学计算网格不相同, $n(x_i, y_{i+1}, z_i, t_0)$ 不一定在网格点上, 每向前求解一步需要插值计算折射率 n 在 y_{i+1} 处的值。

(5)式, (6)式采用预测、校正 Euler 两步法进行数值离散, 对(5)式有:

预测

$$\bar{y}_{i+1} = y_{i+1} + 2hf(x_i, y_i, z_i) \quad (9)$$

校正

$$y_{i+1} = y_i + \frac{h}{2} [f(x_i, y_i, z_i) + f(x_{i+1}, \bar{y}_{i+1}, z_{i+1})] \quad (10)$$

其中

$$f(x_i, y_i, z_i) = \frac{(1+y_i'^2+z_i'^2)}{n_i} (n_{y_i} - n_x y_i')$$

(6)式的数值离散方法类似。

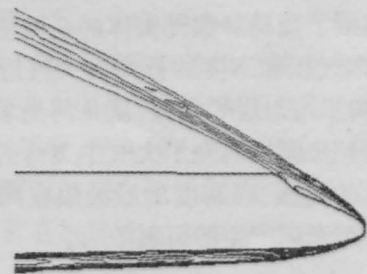


图 1 流场的密度等值线

Fig.1 Density isoline of flow field

光学计算网格采用直角坐标网格, x, y, z 方向的网格数分别为 300, 300, 300, 沿 x 方向推进求解。数值求解光线传播路径 x, y, z 后, 不在网格点的折射率 n 重新插值求出。

数值求解(5)式, (6)式可以得到光线的实际传输路径。

图 2 为折射率的变化曲线, 在激波处折射率有明显的起伏。图 3 为光线在 y 剖面从内部传输的数值模拟局部放大图, 由图可以看出激波层产生的折射效应, 光线不同的发射角产生不同的偏折, 激波层折射十分明显。图 4 为光线偏折角的变化率, a 为光源, b 为物面点, c 为激波层外层。ab 段光线在机体内传输光线偏折角的变化率为零, 在激波层 bc 段流场不均匀, 光线偏折角变化率脉动明显, cd 段光线在激波层外传输假设为均匀流场偏折角变化率恒定, 光线从 a 传输到 d 偏折角的变化率由于通过

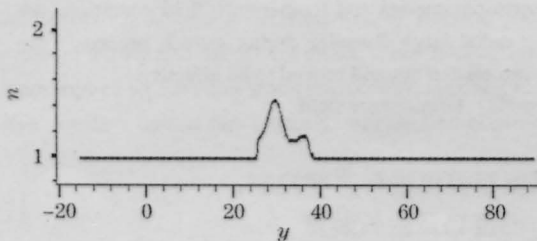


图 2 折射率变化曲线

Fig.2 Curve of refractive index

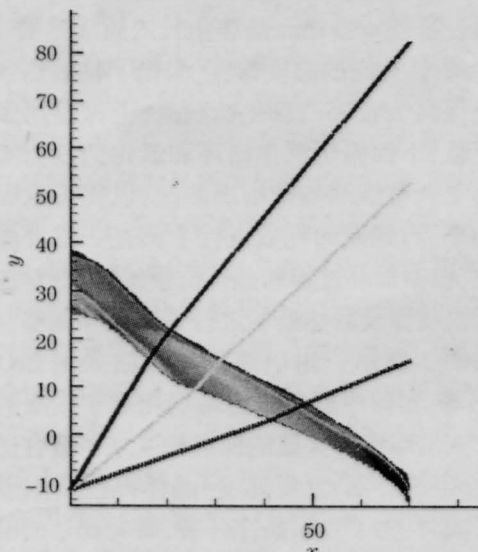


图 3 y 剖面光线不同角度传输路径放大图

Fig.3 Magnify picture of ray path at different angle

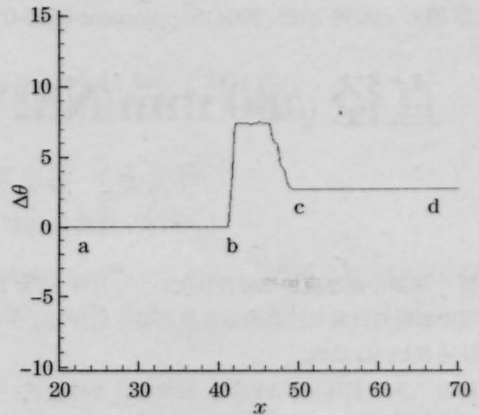


图 4 光线偏折角的变化率曲线

Fig.4 Curve of variety on refractive angle

激波层发生了明显变化。

4 小 结

通过实际数值模拟计算说明, 用三维 Euler 流体方程、Godunov 有限体积计算格式在经典几何光学的范畴内可以进行强激波层气动光学效应的数值模拟。

气动光学的数值模拟避免统计方法产生的不确定性, 不仅可以定性而且可以定量研究, 为光学设备精度的校正奠定了基础。

高超音速飞行器折射效应与马赫数的大小和光线出发角的大小有关, 马赫数越高光线偏折效应越大。

流场的精确模拟, 包括激波的捕捉、涡结构的分辨、湍流的脉动确定以及真实气体效应, 光束对介质的作用包括激光对高温气体流场的作用有待于进一步研究。

参 考 文 献

- 1 Ji Chuqun, Liu Ziqiang. Numerical simulation for aerodynamic characteristic of transportations [C]. *Beijing Institute of Aerodynamics Technical Report*, 1998
纪楚群, 刘子强. 天地往返运输系统高超声速气动特性数值模拟[C]. 北京空气动力研究所技术报告, 1998
- 2 Li Dun, Ji Chuqun. The Mesh Generation and Numerical Simulation of flow field for OV-102 Space Shuttle with Deflected Rudder [C]. *Beijing Institute of Aerodynamics Technical Report*, 2002
李 盾, 纪楚群. 带偏舵航天飞机的网格生成及流场数值模拟[C]. 北京空气动力研究所技术报告, 2002