

一种求解飞行器廓线间断处超音速复杂流场的方法

杨晓辉 王承尧

(国防科学技术大学航天技术系 长沙 410073)

摘 要 用有限体积法求解三维完全气体的 Navier-Stokes 方程, 并将通量守恒的分区计算方法和 B-L 湍流模型修正结合在一起, 捕捉到了间断处的分离涡、激波、膨胀波等流场信息。

关键词 飞行器廓线间断, 分离涡, 激波, 分区网格, 湍流

分类号 V 211. 41

An Approach to the Supersonic Complex Fluid Field Calculation of Vehicle at the Discontinuous Profile Lines

Yang Xiaohui Wang Chengyao

(Department of Astronautic Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract Finite-Volume method was used to solve the three-dimensional Navier-Stokes equations of ideal gas, and combine flux conservative patched method and B-L turbulence model correction to study this problem, capturing fluid field informations such as separation vortex, shock wave, expansion wave.

Key words discontinuous profile lines of vehicles, separation vortex, shock wave, patched-grid, turbulence

飞行器上廓线的间断, 如导弹的底部、飞机机翼机身相接处、弹体上的上凸和下凹等, 是随处可见的。飞行器超音速飞行时, 在这些间断附近将出现膨胀波、压缩激波、分离涡、再附激波、激波—边界层干扰等复杂的三维流动现象。如何细致地模拟这些现象是 CFD 发展的重点也是难点。说它重要, 是因为由此得到的数据为飞行器设计提供了一定的依据; 说它困难, 是因为流场复杂, 对计算方法和网格划分等要求严格。

* 1996 年 5 月 20 日收稿

1 网格生成与划分

在计算流体力学领域, 很多有识之士都十分重视网格问题, 告诫人们不要在网格上冒险。张涵信院士将 CFD 领域非常精辟地概括为 5M 1A 模型, 其中就包括网格。一般来说, 数值计算要求网格具有:

- (1) 正交性, 尤其是与物面的正交性;
- (2) 光滑性, 即网格间距变化平缓;
- (3) 物理量变化剧烈区域加密;
- (4) 网格贴体;
- (5) 没有过多的尖点和严重的扭曲;
- (6) 网络线沿流向的走向基本与流线一致。下面以二维为例进行分析。

对于简单的二维四边值问题, 容易满足上述条件。假设气体流过图 1 那样的空腔, 廓线在 E 、 F 、 G 、 H 处间断。如仍按四边值处理, 即将 $A-E-F-G-H-B$ 做为一条边, AD 、 DC 、 BC 为另三条边, 则无论如何划分网格, 它都有如下缺点: (1) 网格与物面严重不交; (2) 网格不光滑, 尖点多, 扭曲厉害;

(3) 网格走向与流线严重不一致。这严重地影响了计算的精度及效率^{[1][2]}。如按“Patched”分区思想^[3], 将计算域分成 3 个独立的四边值问题, 即 $AD-AE-DP-EP$ 、 $FP-FG-PQ-GQ$ 和 $HQ-HB-QC-BC$, 则上述问题得解。剩下的事情就是如何在共同的边界 PE 和 QH 上交换流场信息。三维时处理方法类似。

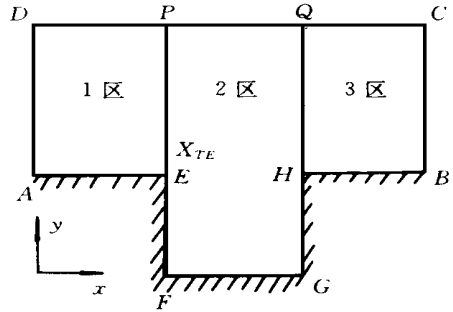


图 1 二维间断处网格划分及分区示意

2 控制方程与差分格式

三维无量纲化后守恒形式的 Navier-Stokes 方程为:

$$\frac{\partial U}{\partial \alpha} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = \frac{\partial E_V}{\partial \xi} + \frac{\partial F_V}{\partial \eta} + \frac{\partial G_V}{\partial \zeta} \quad (1)$$

在求解域 V 上对 (1) 积分, 并运用 Gauss 散度定理, 得

$$\int_V \frac{\partial U}{\partial \alpha} dV = - \int_S P \cdot dS = - \int_S (P_1 - P_2) \cdot dS \quad (2)$$

其中

$$P_1 = E\mathbf{i} + F\mathbf{j} + G\mathbf{k}, P_2 = E_V\mathbf{i} + F_V\mathbf{j} + G_V\mathbf{k}.$$

式(2)中 $\int_S P_2 \cdot dS$ 为粘性项, 一般用显式中心差分求解; 解无粘项 $\int_S P_1 \cdot dS$ 的方法很多, 大致分为迎风型和中心差分型。这里采用 SLIP 中心差分+ 隐式 LU-SGS 方法^[4]求解。

3 间断处分区原理

为简单起见, 仍限于讨论二维问题。图 1 中有一后台阶和一前台阶, 比较典型, 下面就以它为例进行分析。

- (1) 首先将计算域分成 3 个区, 即 3 个独立的四边值问题, 每个区按需要生成各自独

立的网格;(2)计算 1 区,并将 1 区在 EP 边界上的流通量(质量、动量及能量)插值到 2 区 FP 边界的 EP 段上去,作为 2 区的入口条件;(3) FE 和 GH 段按固壁处理计算 2 区,然后将 2 区在 EP 边界上的独立变量插值到 1 区的 EP 边界上去,作为 1 区下一步计算的一个边界条件;(4)将 2 区在 HQ 边界上的流通量插值到 3 区的 HQ 边界上去,作为 3 区的入口条件;(5)计算 3 区,并将 3 区在 HQ 边界上的独立变量插值到 2 区 GQ 边界的 HQ 段上去,作为 2 区下一步计算的一个边界条件,并转(2)步。如此各区相互交换流场信息,往复迭代求解,直到收敛。

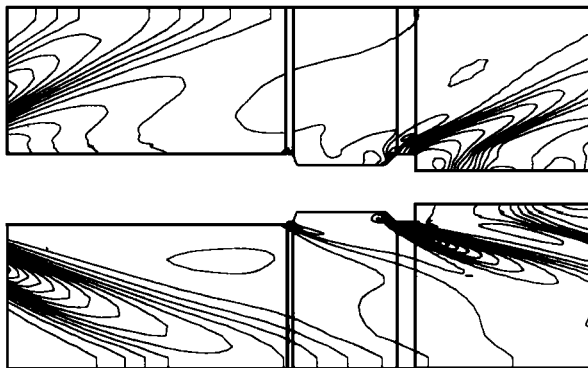


图 2 $M = 2.5, \alpha = 5$ 时的压力等值线

4 湍流模型

Baldwin-Lomax 代数湍流模型^[5]简单,计算量小,因而工程计算多采用它。但 B-L 模型的一般形式只适合边界层流动,在间断处往往有较大分离,内层模型失效。为此,在分离区只取外层模型,即 $\mu_t = \mu_t^0$ 。但由此带来的问题是,湍流粘性系数在区域交界处不连续,导致计算振荡,无法收敛,因而有必要修正湍流粘性系数。本文用下式修正,效果良好:

$$\frac{\mu_t^c - \mu_{TE}}{\mu_t - \mu_{TE}} = 1 - \exp\left[-\frac{\Delta X}{\lambda \delta_{TE}}\right] \quad (3)$$

参看图 1,因 2 区有分离,湍流粘性须修正。 X_{TE} 为间断处 x 向坐标; μ_{TE} 为在 1 区的 EP 处未经修正的湍流粘性系数; μ_t 为按外层模型 $\mu_t = \mu_t^0$ 计算出的 2 区湍流粘性系数; $\Delta X = X - X_{TE}$; δ_{TE} 为 EP 处的边界层厚度; λ 为修正因子,一般取 50—70; μ_t^c 为 μ_t 的修正值,代表分离区实际的湍流粘性系数。

5 典型算例

参照某飞行器(为一旋成体)部分外形,计算了一个具有四处间断的超音速流场。全流场共用五个三维六边值问题划分网格,得到五个区;采用湍流粘性系数修正方法,保证湍流粘性系数在全流场连续。捕捉到了激波,膨胀波,分离涡等异常丰富的流场信息,且物理量在区域交界处连续。图 2 为 $M = 2.5, \alpha = 5$ 时的压力等值线图;图 3 为 $M = 3.5, \alpha = 10$ 时的压力等值线图;图 4 为 $M = 3.5, \alpha = 10$ 时的流线图。

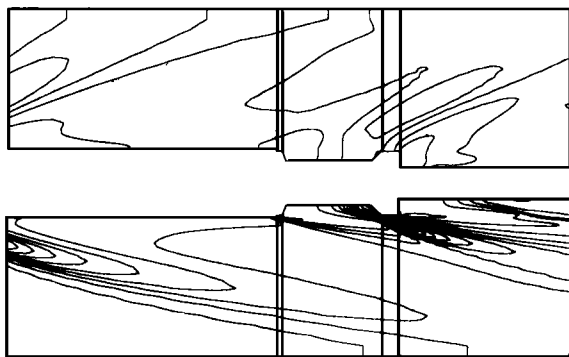


图3 $M = 3.5, \alpha = 10^\circ$ 时的压力等值线

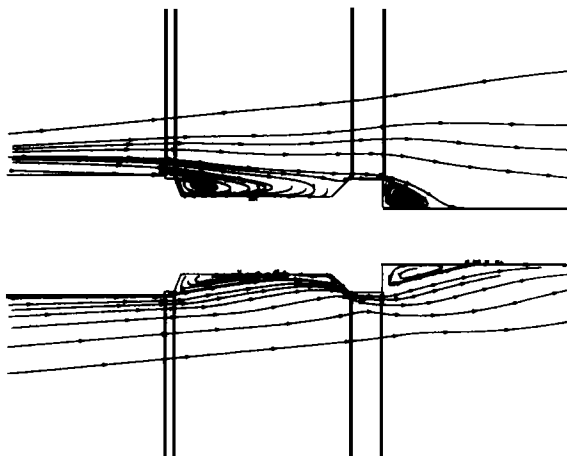


图4 $M = 3.5, \alpha = 10^\circ$ 时的流线

参考文献

- 1 Thompson J F, Steger J L. Three-Dimensional Grid Generation For Complex Configurations-Recent Progress. A-GARD CP-309, 1988
- 2 Champan D R. A Perspective on Aerospace CFD Past and Future Developments. Aerospace America, 1992
- 3 Rai M M. A Relaxation Approach to Patched-Grid Calculations with the Euler Equations. J. Compt. Phys, 1986, 66 (1): 99-131
- 4 Yoon S, Jameson A. Lower-Upper Symmetric Gauss Seidel Method for Euler and Navier-Stokes Equations. AIAA Journal, 1987, 26
- 5 Sullins G A. Numerical Investigation of Supersonic Base Flow with Parallel Injection. AIAA Paper 82-1001, 1982

(责任编辑 石少平)