

飞行器栅格翼三维复杂流场的气动力计算*

杨晓辉 王承尧

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 为了计算作用在飞行器和栅格翼上的气动力,采用时间相关法数值求解完全气体的三维 Navier-Stokes 方程,并运用通量守恒的分区计算方法,将复杂的飞行器和栅格翼系统分解成八个既相对独立,又相互关联的计算区域,得到了满意的结果。

关键词 飞行器,栅格翼,分区,升力系数,阻力系数,通量守恒

分类号 V211.41

Calculation of Aerodynamic Forces on the Vehicle and Grid-fins in the Complex Three-dimensional Fluid Field

Yang Xiaohui Wang Chengyao

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

Abstract To calculate the aerodynamic forces on the vehicle and grid-fins, we use time-dependent method to solve the Navier-Stokes equation of ideal gas, and flux conservational multizones method to divide the complex vehicle and grid-fins into eight computational zones which are relatively independent, and correlative with each other at once with satisfactory results.

Key words vehicle, grid-fins, multizones, lift coefficient, drag coefficient, flux conservation.

栅格翼是在满足飞行器的机动性和气动阻力增加最少的条件下,保证一定飞行范围内飞行器运动的静稳定性而设计的,其外形如图 1 所示。它是一种新型的承力稳定面和控制面,较之单翼面主要有如下优点:(1)在体积比较小的情况下,可以得到比较大的受力面积,增大升力,并避免飞行过程中压力中心的大幅度偏移。前苏联的实验表明,在体积相等时,栅格翼的升力要比单翼面的大好几倍,如 $M_\infty=4.0$ 时大三倍。(2)承力部

* 1996 年 3 月 21 日收稿

件比较分散,更加容易设计成最大刚度面与最大气动载荷作用面相重合,因而不可能不在重量上获得重大好处。(3)气流只有在相当大的攻角下才离开栅格翼的栅格壁面,所以栅格翼可在相当大的角度范围内使用。栅格翼这种结构特点,给实验测定栅格翼上的气动力带来很大的麻烦,大大增加了优化设计的工作量;而通过计算机数值求解灵活性要大得多,改变设计参数只需改变网格生成数据文件即可。

1 控制方程和差分格式

飞行器超音速飞行时,有栅格翼的影响、激波边界层干扰、分离回流区等复杂的三维流动现象,因而需要用三维全 Navier-Stokes 方程进行计算。对于非定常三维可压缩流动,无量纲化后守恒形式的 Navier-Stokes 方程为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

方程(1)中, E 、 F 、 G 分别为 x 、 y 、 z 方向的无粘通量; E_v 、 F_v 、 G_v 分别为 x 、 y 、 z 方向的粘性通量。方程的粘性部分($\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z}$)采用显式中心差分求解;而无粘部分($\frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z}$)采用 JST 隐式中心差分+LU-SGS^[1~2]方法求解。为避免在激波附近出现非物理振荡,并保证差分格式的稳定性,需要在无粘部分追加人工粘性,即:

$$\begin{aligned} E_{i\pm 1/2, j, k} &= \frac{1}{2}(E_{i, j, k} + E_{i\pm 1, j, k}) - d_{i\pm 1/2, j, k} \\ F_{i, j\pm 1/2, k} &= \frac{1}{2}(F_{i, j, k} + F_{i, j\pm 1, k}) - d_{i, j\pm 1/2, k} \\ G_{i, j, k\pm 1/2} &= \frac{1}{2}(G_{i, j, k} + G_{i, j, k\pm 1}) - d_{i, j, k\pm 1/2} \end{aligned} \quad (2)$$

式中, $d_{i\pm 1/2, j, k}$ 、 $d_{i, j\pm 1/2, k}$ 、 $d_{i, j, k\pm 1/2}$ 分别代表 x 、 y 、 z 方向的人工粘性项。

2 网格生成与分区计算

参看图1,飞行器沿周向共布置了四块栅格翼,每块栅格翼由众多互相隔开的小格子组成。为了比较精确地模拟作用在这些小格子上的气动力,必须给每个小格子分配足够数量的网格。比如说,每块栅格翼由 6×6 个小格子组成,每个小格子沿周向布置12个网格点,则沿周向布置在栅格翼上的网格数为288个;再加上布置在栅格翼与栅格翼之间的网格点,沿周向的网格数至少达到450以上。加上沿径向布置的大约120个网格点和沿流向的大约150个网格点,总的网格数约为 $150 \times 120 \times 450$ 。这样大的计算量和存储量对于微机和工作站来说是无法承受的,若不作特殊处理,一般的巨型计算机亦无能为力。为了在只有32Mb内存的586微机上完成此任务,参阅文献[3]和[4],将通量守恒的二维分区方法推广到三维,既大大降低了计算量,又显著地降低了内存需求量。

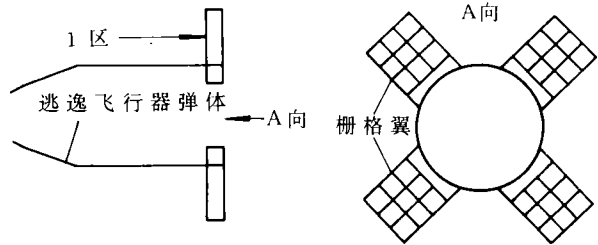


图1 逃逸飞行器与栅格翼示意图

参看图1,飞行器沿周向共布置了四块栅格翼,每块栅格翼由众多互相隔开的小格子组成。为了比较精确地模拟作用在这些小格子上的气动力,必须给每个小格子分配足够数量的网格。比如说,每块栅格翼由 6×6 个小格子组成,每个小格子沿周向布置12个网格点,则沿周向布置在栅格翼上的网格数为288个;再加上布置在栅格翼与栅格翼之间的网格点,沿周向的网格数至少达到450以上。加上沿径向布置的大约120个网格点和沿流向的大约150个网格点,总的网格数约为 $150 \times 120 \times 450$ 。这样大的计算量和存储量对于微机和工作站来说是无法承受的,若不作特殊处理,一般的巨型计算机亦无能为力。为了在只有32Mb内存的586微机上完成此任务,参阅文献[3]和[4],将通量守恒的二维分区方法推广到三维,既大大降低了计算量,又显著地降低了内存需求量。

2.1 分区原理

假设一个流场在 $ABCD$ 面处被人为地分成 1、2 两区，则 $ABCD$ 面成了二者的共同边界。1、2 两区在共同的边界处相互交换流场信息：将 1 区每一步计算所得的 $ABCD$ 面上的通量值（包括粘性通量 and 无粘通量）插值到 2 区的 $ABCD$ 面上去，作为 2 区下一步计算的一个边界条件计算 2 区；将 2 区每一步计算所得的在 $ABCD$ 面上的独立变量值（速度、压力、密度、温度）插值到 1 区的 $ABCD$ 面上去，作为 1 区下一步计算的一个边界条件计算 1 区。如此往复迭代求解，直到收敛。

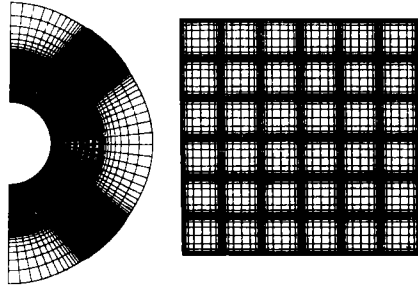


图 2 周向计算网格图

2.2 网格生成与分区计算

假设飞行器在无偏航状态下飞行，则沿飞行方向看，左右两部分气动力分布完全对称，因而沿周向可只计算一半。周向网格图及每块栅格翼上的网格图如图 2 所示。栅格翼前面的区域称为 1 区，沿周向和径向，物理量和物面几何尺寸较之栅格翼没有特别大的变化，网格数可大大节省，本文为 $150 \times 41 \times 47$ 。栅格翼处沿周向分为 7 区，如图 3 所示。4、6 两区又各由 36 个小格子组成，每个小格子的网格数为 $15 \times 12 \times 12$ 。各区之间并非完全独立，而是相互交换信息，迭代求解。即栅格翼前面的 1 区将计算的流通量信息传递给 2~8 区，而栅格翼处的 2~8 区将计算的独立变量信息传递给 1 区；2~8 区之间又沿 k 向相互交换流场信息。

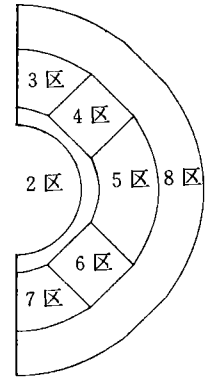


图 3 周向分区示意图

3 物面边界条件的处理

所计算的流场中，需要处理的固壁面非常多，如飞行器表面，栅格翼壁面等，因而物面边界条件处理恰当与否直接影响到收敛的精度和速度。用虚拟网格法处理，保证了精度。设物面处的网格线为 $j=2$ ，离开物面的第一条网格线为 $j=3$ ， $j=1$ 为 $j=3$ 的虚拟网格线，即：

$$\begin{aligned} x(i, 1, k) &= 2.0 * x(i, 2, k) - x(i, 3, k) \\ y(i, 1, k) &= 2.0 * y(i, 2, k) - y(i, 3, k) \\ z(i, 1, k) &= 2.0 * z(i, 2, k) - z(i, 3, k) \end{aligned} \quad (3)$$

则 $j=1$ 与 $j=2$ 上的物理量有如下关系：

$$\left. \begin{aligned} p(i, 1, k) &= p(i, 2, k), \quad \rho(i, 1, k) = \rho(i, 2, k), \quad T(i, 1, k) = T(i, 2, k) \\ u(i, 1, k) &= -u(i, 2, k), \quad v(i, 1, k) = -v(i, 2, k), \quad w(i, 1, k) = -w(i, 2, k) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中 $x(i, j, k)$ 、 $y(i, j, k)$ 、 $z(i, j, k)$ 为网格点坐标, 而对应点的独立变量值分别为 $p(i, j, k)$ 、 $\rho(i, j, k)$ 、 $T(i, j, k)$ 、 $u(i, j, k)$ 、 $v(i, j, k)$ 、 $w(i, j, k)$ 。

4 结果与分析

本文计算了来流马赫数 $M_\infty = 2.0$, 攻角 $= 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$, 有栅格翼和无栅格翼共 8 个状态, 得到了物面上的压力分布: $\bar{P}_w = \frac{P_w}{\rho_\infty V_\infty^2}$, 其中 P_w 为壁面压力值, ρ_∞ 、 V_∞ 为来流密度和速度, \bar{P}_w 为 P_w 的无量纲形式。根据下式计算了升力系数 C_y 、阻力系数 C_x 和压心位置 \bar{x}_p 。图 4 表示了各物理量的意义。

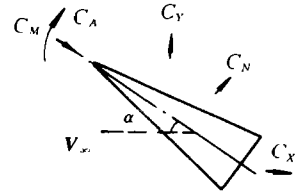


图 4 物理量示意图

$$C_N = \frac{2}{S_B} \int \bar{P}_w dS_y \quad C_A = \frac{2}{S_B} \int \bar{P}_w dS_x$$

$$C_M = \frac{2}{S_B L_B} \left(\int \bar{P}_w dS_y \cdot x + \int \bar{P}_w dS_x \cdot y \right)$$

$$C_y = C_N \cos(\alpha) - C_A \sin(\alpha), \quad C_x = C_N \sin(\alpha) + C_A \cos(\alpha), \quad \bar{x}_p = -C_M / C_N$$

其中 S_B 、 L_B 、 α 分别为参考面积、参考长度、来流攻角。 S_B 取底部面积, L_B 取飞行器总长。 C_N 、 C_A 、 C_M 分别为法向力系数、轴向力系数和俯仰力矩系数。计算所得的基本结论为:

(1) 栅格翼使升力增加较大, 阻力增加不多;

(2) 栅格翼使压力中心位置后移较多, 且几乎不随攻角变化, 保证了稳定性。

以 8° 角攻为例, 栅格翼使升力增加了 62%, 而阻力只增加 28%, 压力中心后移 66%。由此可见, 栅格翼基本上满足了设计上的要求。 8° 攻角时, 栅格翼沿流向某一截面上的压力等值线如图 5 所示。

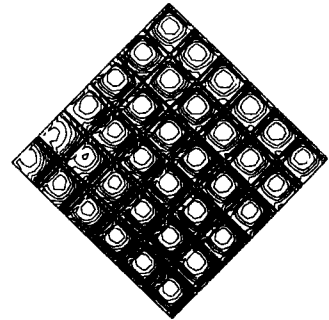


图 5 栅格翼横截面上压力等值线图

参考文献

- 1 Turkel E. Effect of Artificial Viscosity on Three-Dimensional Flow Solutions. AIAA Journal, 1994, 32(1)
- 2 Swanson R C and Turkel E. Artificial Viscosity and Central Difference Schemes for the Euler and Navier-Stokes Equations, AIAA Paper 87-1107, 1987
- 3 Rai M M. A Conservative Treatment of Zonal Boundaries for Euler Equation Calculations. J. Compt. Phys, 1986, 62(1):472~503
- 4 Rai M M. A Relaxation Approach to Patched-Grid Calculations with the Euler Equations. J. Compt. Phys, 1986, 66(1):99~131

(责任编辑 石少平)