

随机涡法及对钝体后气流结构的模拟

西北工业大学 许成岗、严传俊、王宏基、朱慧龄、唐明

一、问题与方法

本文应用随机涡法,对三棱柱在无界均匀不可压流场中的绕流问题进行了计算。图1为计算简图。

计算时,先不考虑无滑移壁面条件,根据流场中的涡量分布 $\zeta(x, y, t)$,求解方程

$$\nabla \cdot \vec{u}_\zeta = 0, \nabla \times \vec{u}_\zeta = \zeta(x, y, t) \quad (1)$$

得出涡量场 $\zeta(x, y, t)$ 所诱导的速度场 $\vec{u}_\zeta$ 。再根据无渗透壁面条件,求解方程

$$\nabla \cdot \vec{u}_p = 0, \nabla \times \vec{u}_p = 0 \quad (2)$$

得出有势流场 $\vec{u}_p$ 。最后,通过叠加 $\vec{u}_p$ 和 $\vec{u}_\zeta$,求出满足无渗透条件的有旋流场 $\vec{u}$,并检查 $\vec{u}$ 是否满足无渗透条件。若不满足,则壁面上形成涡层。把壁面分成许多小段(设长度为 h ,取其中点为控制点),涡层也相应地被分成了若干段,形成环量 $\Gamma_i = u_{i0}h$ 的涡泡(u_{i0} 为壁面上第 i 个控制点处壁面的切向速度)。涡泡区别于点涡的特点,在于它有一个有限大小的涡核,因而不存在速度奇点。文献^[1]指出,为了使涡泡诱导的速度正好抵消壁面上的切向速度,涡泡半径应取为 $\sigma = h/2\pi$ 。

涡泡在任意点 (x, y) 处诱导的速度 $\vec{u}_\zeta = (u_\zeta, v_\zeta)$ 可按式计算^[1]。

$$\begin{cases} u_\zeta(x, y) = \frac{1}{2\pi} \sum_j \frac{y_j - y}{r_j^2} \Gamma_j + \frac{1}{2\pi} \sum_i \frac{y_i - y}{\sigma r_i} \Gamma_i \\ v_\zeta(x, y) = -\frac{1}{2\pi} \sum_j \frac{x_j - x}{r_j^2} \Gamma_j - \frac{1}{2\pi} \sum_i \frac{x_i - x}{\sigma r_i} \Gamma_i \end{cases} \quad (3)$$

式中: P_j 是 (x_j, y_j) 处涡泡的环量; Σ_1 是对满足 $r_j = \sqrt{(x-x_j)^2 + (y-y_j)^2} > \sigma$ 的涡泡求和; Σ_2 是对满足 $r_i = \sqrt{(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2} \leq \sigma$ 的涡泡求和。

由于当涡泡个数 N 较大时,按上式计算 $\vec{u}_\zeta$ 很费时,本文建议引入“重心涡”的概念。当 N 较大时,每 m 个符号相同(环量全为正或全为负)的涡泡分成一组,形成一个重心涡,考虑其集体效应。重心涡的环量和坐标按下式计算。

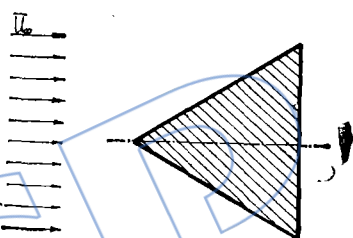


图1 三棱柱的绕流问题

$$\Gamma_c = \sum_{i=1}^m \Gamma_i$$

$$x_c = \sum_{i=1}^m x_i \Gamma_i / \Gamma_c \quad (4)$$

$$y_c = \sum_{i=1}^m y_i \Gamma_i / \Gamma_c$$

计算重心涡在某一点 (x, y) 处诱导的速度时, 为了控制误差, 需要引入一个适当的距离 R_c 。当 $r_c = \sqrt{(x - x_c)^2 + (y - y_c)^2} > R_c$ 时, 重心涡相当于一个点涡; 当 $r_c \leq R_c$ 时, 把重心涡拆散, 按公式 (3) 分别考虑组成重心涡的各个涡泡在点 (x, y) 处诱导的速度。

二、结果与分析

本文用壁面上单层源的叠加, 求解方程 (2)。因此, h 的选取应使壁面法向速度尽可能地小。计算中发现, 壁面切向速度有时会出现振荡现象。如图 2a 所示。由图 2b 可以看出, 这时的涡泡分布也很不合理。

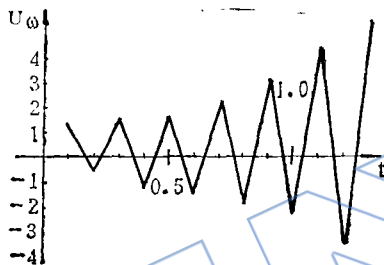


图2a 壁面切向速度的振荡现象

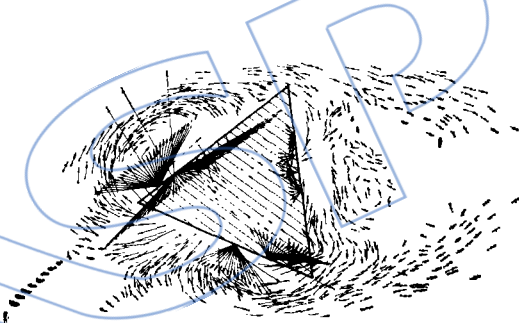


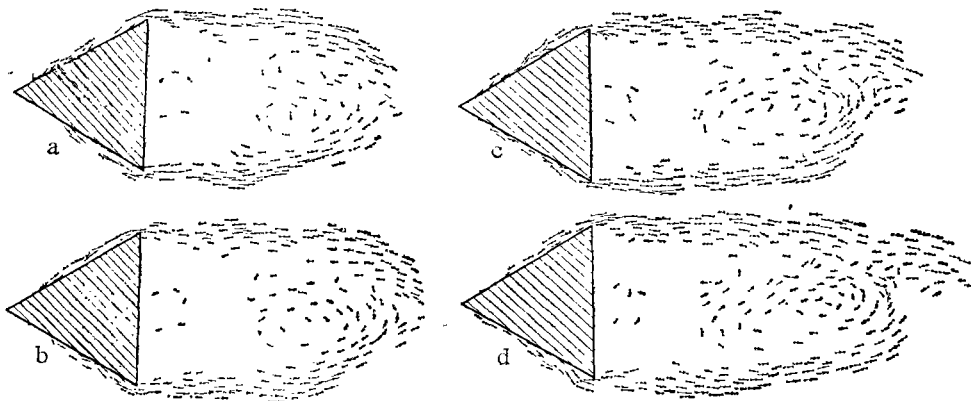
图2b 壁面切向速度振荡时的涡泡分布

本文认为, 出现这种现象的主要原因是由于按公式 $\sigma = h/2\pi$ 确定涡核半径时, 没有考虑壁面上新产生涡泡之间的相互作用。为此, 建议涡泡环量按下式计算

$$\Gamma_i = k_\omega u_{i\omega} h \quad (5)$$

修正系数 k_ω 选取的原则, 是使壁面切向速度尽可能地小。可通过试取而定。

图 3 表示雷诺数 $Re = 1.5 \times 10^5$ 时, 不同时刻涡泡在流场中的分布情况。图中箭头的始



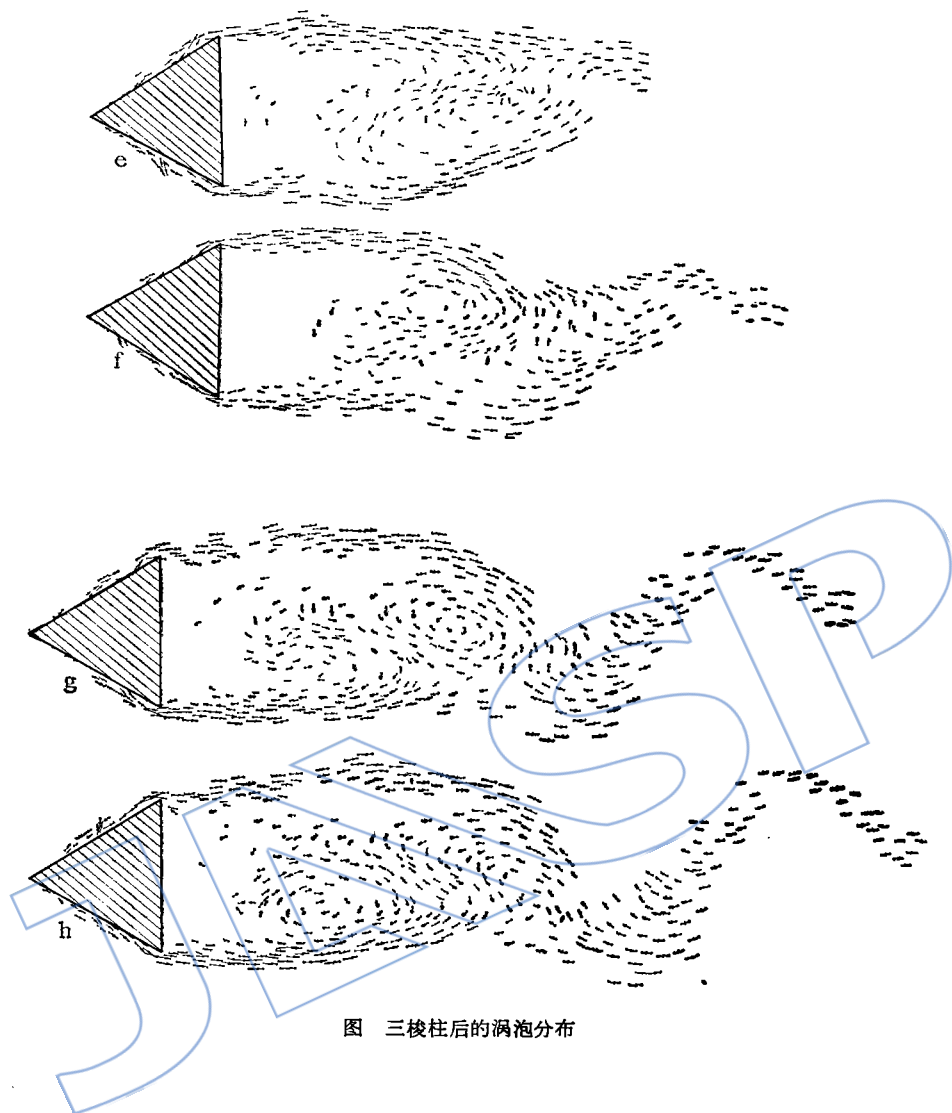


图 三棱柱后的涡泡分布

端表示涡泡的位置，箭头的长短和方向表示涡泡的速度。从图中可以看出，当无量纲时间 $t = 2.5$ 时（图3a），三棱柱后形成两个对称的旋涡。当 $t = 3.0$ 时，（图3b），两个旋涡扩散到一起，在中心线下方形成一个较大的旋涡，以后进一步发展（ $t = 3.5$ 和 4.0 ），在缓慢后移的同时，向中心线靠近（图3c和d）。当 $t = 4.5$ 时（图3e），这个大旋涡开始分裂，到 $t = 5.5$ 时（图3f），完全解体。这时在中心线上方又形成一个较大的旋涡。和前一个旋涡相似，这个大旋涡在不断增大的同时，也向下游和中心线移动。当 $t = 6.5$ 时（图3g）又开始分裂，到 $t = 7.0$ 时（图3h）完全解体，这时中心线下方又形成一个大旋涡。中心线两边大旋涡的这种周期性的产生、发展和解体过程，使得在下游区域，涡泡分布呈波浪型，从而再现了 Kármán 涡街的某些特征。

参 考 文 献

- [1] Chorin, A.J., Numerical Study of Slightly Viscous Flow, J. Fluid Mech. Vol. 57 (1973)

of the temperature field in the combustion chamber meets the essential requirements and provides smooth combustion with the transparent light blue flame. The temperature of the flame tube wall is permissible. The main combustion chamber is actuated and ignited by the torch ignitors with natural gas as fuel.

TECHNICAL NOTES

RANDOM VERTEX METHOD AND SIMULATION OF VORTEX STRUCTURE BEHIND A TRIANGULAR PRISM

Xu Chenggang, Yan Chuanjun, Wang Hongji,
Zhu Huiling, Tang Ming

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

In this paper, the flow passing a triangular prism has been calculated by random vertex method. In order to eliminate the oscillation of the tangential velocity at the prism surface, a coefficient K_w is introduced, which is used to consider the interaction of newly generated vortex blobs at the surface. The idea of so called "gravity blob" is proposed to save the CPU time in running the program for simulation of vortex structure behind the triangular prism. The essential features of the large-scale vortex structure in the recirculation region and Karman vortex street downstream are clearly shown in the figures of vortex blob distribution obtained from calculations.

A FLIGHT-TEST STUDY ON THE TOTAL PRESSURE RECOVERY AND EXIT FLOW FIELD IN AN INLET

Miao Liang

(Flight-Test Research Centre)

Abstract

A flight-test study on the total pressure recovery and the exit flow field in an inlet of a supersonic jet aircraft is presented. The total pressure recovery characteristics and the exit total pressure distortion patterns in the transonic flight are given. The variation of the total pressure recovery coefficient and the distortion factor with Mach number during inlet-engine matching is illustrated.