2000 年 7 月

# **变高度圆柱诱导的激波边界层干扰**<sup>1)</sup>

马汉东 李素循 陈永康

(北京空气动力研究所,北京 100074)

吴礼义

(北京航空航天大学,北京 100083)

摘要 采用分区方法及 Roe 三阶流通量差分分裂格式求解雷诺平均 N-S 方程, 湍流附加黏性 系数用 Baldwin-Lomax 模型计算, 数值模拟了高超声速条件下变高度圆柱诱导的激波边界层 干扰, 其流场的主要特性均与实验结果一致或规律相同, 结果清晰地展示了流场结构以及气动 载荷分布随柱高度的变化特征, 并说明激波碰撞和旋涡运动都可能导致飞行器表面局部气动载 荷的增加.

关键词 圆柱体,激波边界层干扰,旋涡分离流,数值模拟

## 引 言

近年来,北京空气动力研究所李素循、陈永康等人对高超声速绕变高度圆柱激波与边界层 干扰流动问题进行了大量的实验研究工作,在圆柱直径 D 与湍流边界层厚度相当的条件下, 给出了详尽的平板压力分布、物面油流谱以及纹影照片<sup>[1]</sup>,并按圆柱高度比参数 h/D 将干扰流 场划分为三种类型,明确了过渡区的范围.

数值模拟可以提供流场细节,与实验互补可以更全面地认识流场特性.但激波边界层干扰 作为一类典型流动即使像压缩拐角那样简单的二维问题,通常格式计算结果也会与实验值有相 当大的差距,尤其是热流不同格式很难获得一致的结果,对网格分布也很敏感<sup>[2]</sup>.在文献[3]中 Rizzeta 研究了超声速  $M_{\infty}$  = 2.5 绕有限高圆柱绝热壁流动,他采用 Beam-Warming 格式求解 雷诺平均 N-S 方程,湍流附加黏性由 k- $\epsilon$  方程计算,给出了一些定性结果,从流动特征上看它 仍属于半无限干扰.

最近研究结果表明,高阶格式可以放松网格点的数目并且对分离特性的描述有利.在有限 差分格式中, Roe 格式满足间断条件,可以很好地捕捉激波,同时也具有良好的边界层模拟能 力,而且可以很自然地推广至高阶格式.因此本文采用 Roe 三阶格式研究实验<sup>[1]</sup>条件下变高 度圆柱诱导的激波边界层干扰.与文献[3]相比,流动扩展到高超声速流且壁面有传热的情形, 由于圆柱自高到低的变化对流场有显著影响,因此情况更为复杂.

### 1 数值方法

限于篇幅,这里仅对数值方法作简略描述,具体细节可参见文献 [4].

1998-05-18 收到第一稿, 1999-09-27 收到修改稿. 1) 国家自然科学基金资助项目 (19393100-2). 以曲线坐标系下三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程为出发方程, 假定流体为完全气体, 层流 黏性系数由 Sutherland 公式计算, 湍流附加黏性系数采用修正的 Baldwin-Lomax 模型计算, 其 中计及了流动的局部剪切效应. 考虑到不同方向壁面对黏性系数的贡献, 本文采用 Goldberg 计 算式

$$\mu_t = \sum_{i=1}^m (\mu_t/N)_i \bigg/ \bigg( \sum_{i=1}^m (1/N_i^2) \bigg)^{1/2}$$

这里  $\mu_t$  为湍流附加黏性系数, N 为物面法向距离.

边界条件为:给定流场上游边界来流参数,流场下游及上部外边界采用物理量一阶外推, 物面速度无滑移,压力满足零梯度条件,壁面温度取常数,并假定流场以几何对称面为对称, 同时施加对称条件.

对于有限高度圆柱,采用分区拼贴网格方法 (Composite grid scheme)<sup>[5]</sup> 数值计算.为节省 网格,本文对不同高度圆柱采用了不同网格数,但仅垂向网格数变化,且保持平板和圆柱表面 最小网格问距  $z^+ \approx 1.4$ ,  $y^+ \approx 2.0$  不变,网格总数约为 30 万.

在本文计算中,离散方程的显式部分采用 Roe 三阶通量差分分裂格式;隐式部分采用张涵 信提出的混合通量法<sup>[6]</sup>,并在隐式中引进了简化黏性项的贡献.数值实验表明,该方法简单且 稳定性增强,所需计算机内存较普通隐式近似因式分解格式大为降低.

# 2 计算结果及分析

本文参照实验条件<sup>[1]</sup> 选择如下基本计算条件:来流马赫数  $M_{\infty} = 5$ ,总温  $T_0 = 400$  K, 单位雷诺数  $Re = 5.3 \times 10^7$ /m,圆柱直径 D = 25 mm,来流湍流边界层厚度  $\delta = 21$  mm, 壁温  $T_w = 288.16$  K,圆柱高度为 h/D = 0.4, 1.0, 2.0,  $\infty$ . 这里仅就部分结果予以讨论.

在此类流场中有两条典型的物面压力分布曲线,一条沿平板对称线,如图 1 所示,其基本特征是分布呈双峰型,不同高度圆柱上游平板压力第一峰值相差不大,但第二峰值低高度 (h/D = 0.4) 的与高高度  $(h/D \ge 2.0)$  的相差较大,压力抬升点各高度情形明显不同,因而上游影响距离也有着明显的变化,并且随高度增加,上游影响距离也增加,但以  $h/D = \infty$  的影响距离为限.与实验结果比较,h/D = 0.4 时符合良好,但h/D = 2.0时,第一峰值间有差异,实验值较平坦.另一条是沿着圆柱迎风前缘母线,如图 2 所示,同平板上的压力分布情形一样,h/D = 0.4 时圆柱前缘压力分布与其它高度的差异最大,此时流动特性强烈地依赖于高度,此高度下的圆柱属于表面一小凸起物的范畴,当h/D = 1.0时,压力峰值已与h/D = 2.0时的相近,从整体上看,无论是低矮圆柱h/D = 0.4还是中高圆柱h/D = 2.0,计算值与实验值均吻合良好.

上述结果反映了流场气动干扰的剧烈程度.

对绕圆柱流动而言,在半无限干扰和非半无限干扰之间理应存在一渐变的过渡态. 文献 [1] 对此进行了细致的研究,根据圆柱迎风面前缘峰值压力及平板上第二峰值压力的改变量在 10% 左右,认为流场峰值载荷的变化量不可忽略,从而确定这个过渡区为 1 ≤ h/D ≤ 2. 本文计算 结果也说明了这种分类的合理性.

平板对称线上的热流分布基本形态也像压力分布那样呈现出双峰型,在干扰区前缘热流开



图 1 平板对称线上压力分布 Fig.1 Pressure distribution on symmetric line of plate



Fig.3 Heat transfer on symmetric line of plate

绕凸起物流动一般会出现较复杂的波系 结构,实验纹影照片往往仅能给出分离激波和 柱前"λ"波<sup>[1]</sup>,从计算结果(图4)上看,柱后 缘还有一道悬浮激波,它是由于柱下游流体再 压缩而形成的.计算中还发现顶激波后掠角随 柱高度变化不大.就物面流谱而言,实验油流 谱一般只能给出主分离线,图5所提供的物面 (包括柱面)流谱则较为详细.因而本文的研究 在细节上有了新的补充.



图 2 圆柱前缘压力分布 Fig.2 Pressure distributions on leading edge of circular cylinder

始抬升,上升一段后开始下降,而后在柱前缘 附近形成极大值.典型状态下的热流分布如图 3 所示.从流场分析可知,热流分布与分离和柱 前马蹄涡的形态密切相关<sup>[4]</sup>.值得说明的是, 在h/D = 2.0时,干扰区热流极小值低于无干 扰区的,这与h/D = 0.4时的有所不同.从流 场特性上看,h/D = 2.0时底部亚声速区内 出现了较大范围的超声速回流区,角点处出现 了更复杂的波系,而且与h/D = 0.4相比温度 分布也有明显差别,在此情况下强制壁面等温 (本文数学模型)可能是造成上述差别的一个原 因,详细讨论见文献 [4].

下面, 以 *h*/*D* = 2.0 圆柱模型的绕流为例 给出模拟流场的一些细微结构.





图 5 物体表面极限流线 (h/D = 2.0)Fig.5 Body surface streamlines

#### 3 结 论

通过数值模拟和结果分析,结论如下:

1) 数值模拟的压力、激波系结构和分离流谱与实验结果总体上一致,但局部有差异.

2) 干扰流场是一种多波系结构,且顶激波后掠角随高度变化不大.

3) 圆柱上游平板表面压力分布基本特征呈双峰形,热流分布略有不同,但都与马蹄涡形态 相关.

4) 激波碰撞和旋涡运动都可能导致飞行器表面局部气动载荷的增加.

5) 数值模拟支持文献 [1] 关于圆柱与边界层干扰流场的分类.

本文的数值模拟反映了流动的物理特征.文中所采用的一些假设如等温壁与实验条件下的 实际情况不完全一致;而且在湍流代数模型方面,没有考虑对流和扩散输运对湍流特性的影响, 由此所引起的差别目前尚难以分析,尽管有些研究者对此提出了多方面的改进,但在高超声速 流动下尚未得到充分验证.因此本文的工作仍在于探索复杂流场的数值模拟方法并给出流动特 性的一般规律.

#### 参考文献

- 1 Chen YK, Li SX, et al. A classification study of interaction between cylinder and turbulent boundary layer in hypersonic flow. In: 47th Internat Astronaut Congress. Oct. 1996. Beijing China, ST-96-W.2.08
- 2 Rizzetta DP, Mach KD. Comparative Numerical Study of Hypersonic Compression Ramp Flows. AIAA 89-1877
- 3 Rizzeta DP. Numerical Simulation of Turbulent Cylinder Juncture Flowfields. AIAA 93-3038
- 4 马汉东. 超声速 / 高超声速绕凸起物流动特性研究. [博士论文]. 北京航空航天大学, 1997. 5 (Man Handong. A study on characters of supersonic/hypersonic flows around protuberances. [Ph D Thesis]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997. 5 (in Chinese))
- 5 Holst TL, Gundy KL, et al. Transonic wing flows using an Euler/N-S zonal approach. J Aircraft, 1987, 24(1): 17~24
- 6 黎作武,张涵信. 绕 Apollo 飞船的高超声速化学非平衡流动的数值模拟. 力学学报, 1996, 28(1): 8~22 (Li Zuowu, Zhang Hanxin. Numerical simulation of hypersonic chemical non-equilibrium flow around Apollo capsule. *Acta Mechanica Sinica*. 1996, 28(1): 8~22 (in Chinese))

力

# SHOCK WAVE AND TURBULENT BOUNDARY LAYER INTERACTIONS INDUCED BY CIRCULAR CYLINDERS WITH VARIOUS HEIGHTS <sup>1)</sup>

Ma Handong Li Suxun Chen Yongkang (Beijing Institute of Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Wu Liyi

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract** Hypersonic flows around circular cylinders with different heights mounted on a plate are typical kinds of aerodynamic problems. Experimental investigation has evidenced that the interaction flowfields have a gradual change state with the cylinder's height under the condition of equivalent length between cylinder diameter and boundary layer thickness. From the measured pressure distributions three kinds of interaction flowfields can be obtained and the ranges of geometric parameter for each kind is determind.

In present paper numerical simulations are made for the shock/boundary layer interaction flowfields by composite grid scheme and Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. Turbulent eddy viscosity coefficient is computed by modified Baldwin-Lomax turbulence model. Roe thirdorder flux difference splitting algorithm is employed for the computation. This algorithm is proper to the description of shock and boundary layer and higher order scheme can improve resolution for the separated flow and reduce the number of gridpoints. The numerical results include not only the pressure and heat transfer distributions on the typical body surface lines but also some detailed flowfields structures captured difficultly in experiment such as recompressive suspension shock near the rear edge of cylinder's tip, separation flow patterns on cylinder and on the plate downstream.

By comparison with experimental data and analysis the conclusions can be drawn as follows: The main characters of computed flowfields are the same as experimental results. The computational results display clearly the regular patterns of flow structure and distributions of aerodynamic loads under the different heights of cylinders. The shock impingement or vortex motion may result in an increase of aerodynamic load on vehicle.

Key words circular cylinder, shock wave/boundary layer interaction, vortex and separation flow, computation

Received 18 May 1998, revised 27 September 1999.

<sup>1)</sup> The project supported by the National Natural Science Foundation of China (19393100-2).