

# 超声速圆柱尾流及其稳定性的数值模拟

李馨东, 胡宗民, 滕宏辉, 姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京海淀区 100190)

**摘要** 本文采用 Von Leer 矢通量分裂的 DCD 格式数值模拟了超声速圆柱尾迹流场的结构和特征, DCD-VL 格式计算的尾迹流场特征和压力系数与实验符合得很好。数值计算表明  $Re$  数的变化对分离点位置、回流区长度和压力系数的影响很小, 而  $Ma$  数对三者的影响较大: 随着  $Ma$  数的增加, 分离点位置越靠近底部, 回流区长度减小, 圆柱表面的压力系数增大; 在不添加任何扰动的情形下继续计算, 尾迹流场出现了不稳定性并存在周期解, 且  $Ma$  数越高, 尾涡脱落的频率也越高。

**关键词** 超声速, 分离流动, 尾流, 不稳定性, 数值模拟

## 0 引言

分离流动是流体力学基础研究中的一个重要领域, 特别是分离区的形成和流动行为还不完全清楚, 也很难准确预测<sup>[1]</sup>, 而尾流是其中最典型的流动现象之一。人们对不可压缩(低亚声速)尾流的研究已有了深入的认识: 大尺度涡结构的动力学特性主导了尾流局部和整体的流动行为, 这一结论已从试验<sup>[2-4]</sup>, 数值模拟和理论<sup>[5-8]</sup>上得到了证实。

与不可压缩流动不同的是, 由于可压缩效应, 超/高超声速的近尾区存在激波、旋涡、剪切层和回流区的相互作用, 形成了复杂的定常或非定常流场, 其大尺度结构的成因和动力学特征还知之甚少。由于近尾流的后流效应, 导弹、火箭和返回舱等飞行器的底部压力小于自由来流压力, 使迎、背风面造成压差从而形成附加的后体阻力, 降低了飞行器的气动特性, 同时底部压力的波动也会造成这些飞行器的动不稳定性<sup>[9]</sup>。1990年, Rollstin<sup>[10]</sup>通过超声速飞行试验测量了155毫米弹体的尾部压力, 发现底部阻力占总阻力的比例达到35%。对于马赫数为0.9的典型弹体, 底部阻力可占总阻力的50%<sup>[11]</sup>。数值研究返回舱在跨声速段的动稳定性时发现, 底部压力的相位延迟造成了舱体的不稳定性<sup>[12]</sup>, 而风洞和飞行试验也表明“联

盟”返回舱在高超声速状态下也存在这种滞后现象, 其原因是由于变攻角的振动过程中飞行器尾部的分离状态发生改变而引起的<sup>[13]</sup>。返回舱再入和应急逃生飞行中均处于大攻角状态, 其后体出现严重的气流分离和再附现象, 这种非定常的尾流使得飞行器压力分布、阻力、升阻比、力矩和静动导数变得难以预测, 对宇航员的工作环境和舱内设备的工作条件都会产生影响<sup>[13-15]</sup>。除了底部低压带来的阻力外, 尾迹流动的不稳定性也会对总阻力产生很大影响<sup>[1]</sup>。

尽管上述工作说明了认识尾流有助于近尾区的底部减阻和失稳控制, 从而提高飞行器的整体气动特性和稳定性, 但是由于实验的困难和不确定性, 有关超声速尾流的有效试验数据仍然存在不足。困难在于风洞试验中模型支撑或者探针技术都会对底部流动产生很大干扰<sup>[16-18]</sup>, 难以消除; 不确定性主要在于风洞干扰, 包括振动, 来流声音, 壁面湍流边界层的噪声辐射等等, 这些扰动可能会对敏感的近尾流区产生整体不稳定性<sup>[19]</sup>。近年来, 随着试验技术和计算机性能的提高, 伊利诺斯大学气体动力学实验室通过激光多普勒测速(LDV)技术, 详细测量了来流  $Ma$  数为 2.46 的平底圆柱体的尾流信息及其底部减阻效应<sup>[20-21]</sup>, 后来的学者据此对

超声速尾流特征、稳定性及流动控制进行了更深入的数值研究<sup>[1, 9, 19, 22-26]</sup>。

不过，平底圆柱体底部流动的一个很大特点是分离点固定于底部后缘，而本文研究了具有典型代表性的圆柱绕流问题，其分离点是不固定的，圆柱外形虽然简单，但尾流场却仍很复杂。本文的主要目的是考察程序模拟复杂尾流问题的可行性，并研究超声速尾流特征及其失稳特性随  $Ma$  数的变化规律。

## 1 计算方法及验证

超声速圆柱尾流场的复杂结构如图1所示，来流经过钝头体后形成一道弓形的强激波，波后的气流沿着柱面膨胀加速，边界层沿下游逐渐发展，当经过四分之一的圆柱后，由于逆压梯度的存在，流动在某处出现了分离；分离点的位置不仅产生一道弱激波（即分离激波），而且也是剪切层的起点；剪切层把流动分为外侧的无黏流和内侧的黏性流，当剪切层发展到中轴线时由于压缩效应形成了一道再附激波（即尾激波），尾部压力迅速上升，继而导致剪切层内侧的低压气流产生回流从而形成回流区；由于气流回流，剪切层在再附区（也称颈部）的速度降为零，形成了再附点，再附点的前部区域通常称为近尾，后部区域称为远尾，再附点到底部的距离称为回流区长度或近尾区长度。

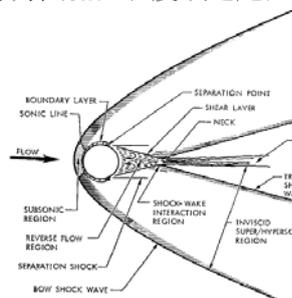


图1 超声速圆柱绕流示意图<sup>[27]</sup>

为了保证网格正交性，这里采用  $O$  型网格，求解二维可压缩层流的  $N-S$  方程组，激波捕捉格式采用二阶的  $DCD$  格式<sup>[28]</sup>。由于  $Steger-Worming$  矢量通量分裂在声速点不可导，空间精度会降阶，而  $Van Leer$ <sup>[29]</sup> 矢量通量分裂不仅在声速点可避免精度损失，而且无需求解雅克比矩阵所以计算效率更高，因此后面的数值计算都采用  $Van Leer$  矢量通量分

裂的  $DCD$  格式，目前的时间项和粘性项分别采用一阶和二阶精度。图2的数值纹影图显示了尾流场清晰的结构，包括弓形激波、分离激波、剪切层、回流区、再附区和再附激波。图3比较了数值计算与试验<sup>[30]</sup>的压力系数，结果表明  $DCD-VL$  格式的精度比  $DCD-SW$  格式的更高。

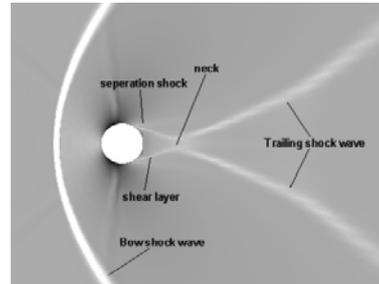


图2 数值纹影图

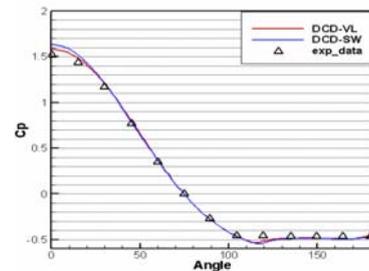


图3 计算和试验的压力系数比较

## 2 数值结果与分析

### 2.1 圆柱尾迹各物理参数的流动规律

流场的压力、温度与流线图分别如图4和图5所示，可以清楚地看到回流区中大尺度的涡结构。图4表明圆柱底部压力虽然很低，但在再附点之后由于尾激波的压缩作用，尾流场的压力有所上升。与压力分布不同的是温度最高值出现在尾流场的再附点处。实际上对于黏性流动，由一维可压缩绝热能量方程可知，动能和静焓之和沿着流线能量是守恒的，因此再附点的焓值最高。

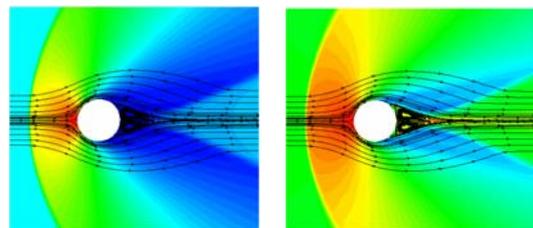


图4 压力云图和流线图

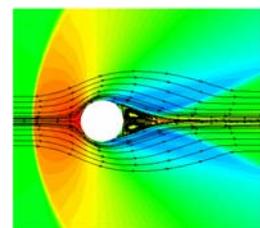


图5 温度云图和流线图

为了更清楚地认识尾流的流动规律，我们沿着轴线和上半圆组成的曲线（黑色实线）

考察了几个物理参数的变化情况,如图6所示。可以看到:压力(绿色实线)、温度(蓝色实线)和密度(青色实线)三个热力学量经弓形激波压缩后陡然上升,在圆柱头部达到最大值(区域(2)),随后因膨胀逐渐降低,并在分离点处首次出现极小值(区域(3));而速率和马赫数却在弓形激波后陡然下降,在圆柱头部降为零,随后因膨胀加速逐渐上升并在分离点处首次出现极大值。在再附区(区域(4)和(5)之间),尾激波压缩使得压力和密度逐渐上升,也使温度达到一个极大值,但速率和马赫数却从回流区逐渐降为零,这些流动现象已在前面作了解释。图6还显示流动参数在分离点与底部之间出现了不规则的起伏,主要原因是二次涡的存在,这里对此不展开讨论。

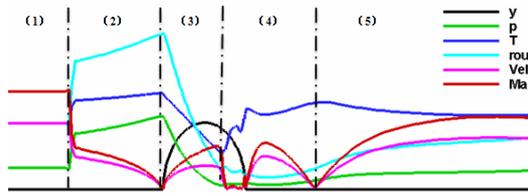


图6 全流场各物理参数的变化

### 2.2 压力系数随 Ma 和 Re 数的变化

图7是圆柱表面压力系数随 Re 数的变化规律, Ma 数取定为 1.98, 三个符号代表不同雷诺数的试验结果<sup>[30]</sup>, 实线是对应的数值结果, 可以看出 Re 数对压力系数的影响很小。当 Re 数取定为  $5.5 \times 10^5$  时, 数值结果表明压力系数随着 Ma 数的增加而增大, 如图8所示。

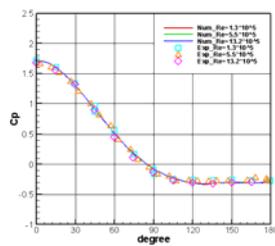


图7 压力系数随 Re 数的变化

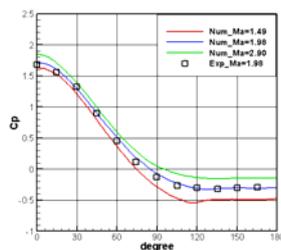


图8 压力系数随 Ma 数的变化

### 2.3 分离点与回流区随 Ma 和 Re 数的变化

由于圆柱背风面的分离点是不固定的, 这对回流区的长度会产生影响, 从而影响着整个尾流的拓扑结构, 所以它们是尾流研究中需要重点考虑的对象。图9的数值结果表明 Ma 数越高, 分离角越大, 即分离点越靠近圆柱底部。图10的数值结果表明 Ma 数越高回流区的长度却越小。分离点越靠近底部, 回流区域自然变得更小, 然而这不能说明二者具有确定的正相关关系。图9和图10还表明, 与 Ma 数相比, Re 数对分离点和回流区长度影响甚微, 这说明了二者的变化容易受可压缩效应的影响。

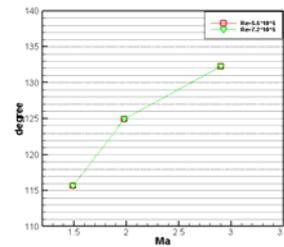


图9 分离点随 Ma 和 Re 数的变化

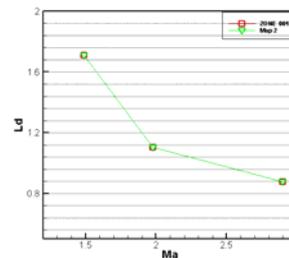


图10 回流区长度随 Ma 和 Re 数的变化

### 2.4 尾流流场的不稳定性

不可压缩圆柱绕流的不稳定性已广为熟知, 这里主要考察超声速绕流是否也存在不稳定性; 若存在, 可压缩效应对流动失稳又有何影响。图10给出了头部压力(绿色实线), 底部压力(蓝色实线)和温度(粉红色实线)随时间的演化历程, 数值结果表明超声速圆柱的头部压力一直处于稳定状态, 而底部的压力和温度在开始一段时间内是无规则变化的, 当不加任何扰动继续计算, 在 58 时刻(无量纲时间)出现了周期解。为了进一步考虑可压缩效应的影响, 表1给出了相同 Re 数不同 Ma 数周期解的变化规律, 可以看到随着马赫数的增大, 超声速圆柱尾迹周期变短, 尾涡脱落频率增加, St 数也增加, 这说明了可压缩性越强, 圆柱尾涡脱落的频率

越高。

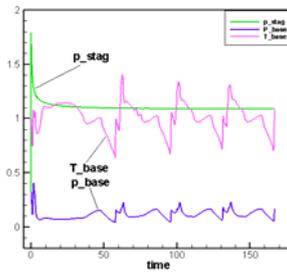


图 10 底部压力和温度的周期解  
( $Ma=1.49, Re=5.8 \times 10^5$ )

表 1 圆柱尾流周期解随 Ma 数的变化

Ma	Re	开始失稳的时刻	周期/频率	Strouhal 数
1.49	$5.8 \times 10^5$	58	36/0.028	0.056
3.00	$6.0 \times 10^5$	40	45/0.022	0.044
5.00	$6.0 \times 10^5$	44	14/0.071	0.143

### 3 结 论

本文采用数值模拟的方法研究了超声速圆柱绕流的问题，DCD-VL 格式能够很好地模拟复杂尾流流场的结构和特征。计算结果表明随着 Ma 数增加，分离点的位置向底部靠近，回流区长度变小，压力系数增大，而 Re 数对其的影响很小。继续计算发现超声速的尾迹出现了流动失稳，并存在周期解。数值结果还表明可压缩效应越强，尾涡脱落的周期变得越短，频率也变得越高。

### 参考文献

- Dutton J.C, Herrin J.L, Molezzi M.J. Recent progress on high-speed separated base flows. AIAA, 1995-0472
- Tanida S. Downstream development of the wakes behind cylinders. Journal of the Physical Society of Japan, 1959, 14:843-848.
- Climbala J.M, Nagib H.M, Roshoko A. Large structure in the far wakes of two-dimensional flow. J Fluid Mech, 1998, 190:265-298
- Cannon S, Champagne F.H. Large-scale structures in wakes behind axisymmetric bodies. In 8<sup>th</sup> symposium on turbulent shear flows, Munich, paper 6-5.
- Oerter H. Jr. Wakes behind blunt bodies. Annu Rev Fluid Mech, 1990, 22:539-564.
- Huerre P, Monkewitz P. A. Local and global instabilities in spatially developing flows. Annu Rev Fluid Mech, 1990, 22:473-537.
- Monkewitz P. A, Huerre P, Chomaz J.M. Global linear stability analysis of weakly nonparallel shear flows. J Fluid Mech, 1993, 251:1-20

- Theofilis V. Global linear instability. Annu Rev Mech. 2011. 43:319-52
- Kawai S, Fujii K. Time-series and time-averaged characteristics of subsonic to supersonic base flows. AIAA Journal, 2007, Vol. 45, No. 1
- Rollstin L. Measurement of in-flight base pressure on artillery fired projectile. Journal of Spacecraft and Rockets, 1990, Vol. 27, No. 1, pp. 5-6
- Sahu J, Nietubicz J.C. Navier-stokes computations of projectile base flow with and without mass injection. AIAA Journal, 1985, Vol. 23, No. 9, pp. 1348-1355
- Teramoto S, Fujii K. Mechanism of dynamic instability of a reentry capsule at transonic speeds. AIAA Journal, 2002, Vol. 40, No. 12, pp. 2467-2475
- 赵梦熊. 载人飞船空气动力学. 北京: 国防工业出版社, 2000. 1
- 张鲁民. 载人飞船返回舱空气动力学. 北京: 国防工业出版社, 2002. 6
- Campbell C.C, Yechout T.R. Experimental evaluation of NASA orion aerodynamic and stability and characteristics. AIAA, 2008, 46<sup>th</sup> Aerospace sciences meeting and exhibit, 217
- Champman D.R. An analysis of base pressure at supersonic velocities and comparison with experiments. NACA Rep. 1051, 1951. National advisory committee for aeronautics.
- Demetriades A. Turbulence front structure of an axisymmetric compressible wake. J. Fluid Mech, 1968a, 34, 465-480
- Demetriades A. Turbulence measurements in an axisymmetric compressible wake. Phys of Fluids, 1968b, 11, 1841-1852
- Sandberg R.D, Fasel H.F. Numerical investigation of transitional supersonic axisymmetric wakes. J. Fluid

- Mech, 2006, Vol. 563, pp. 1-41
- 20 Herrin J.L, Dutton J.C. Supersonic base flow experiments in the near wake of a cylindrical afterbody. AIAA Journal, 1994, Vol. 32, No. 1
- 21 Herrin J.L, Dutton J.C. Supersonic near-wake afterbody boattailing effects on axisymmetric bodies. AIAA, 1994, Vol. 31, No. 6
- 22 Sandberg R.D, Fasel H. Investigation of supersonic wakes using conventional and hybrid turbulence models. AIAA Journal, 2006, Vol. 44, No. 9
- 23 Bourdon C.J, Dutton J.C. Effects of boattailing on the turbulence structure of a compressible base flow. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, Vol. 38, No. 4
- 24 Sivasubramanian J, Sandberg R.D, Terzi D.A, Fasel H.F. Numerical investigation of flow control mechanisms for drag reduction in supersonic base-flows with. 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006, 9-12, Reno, Nevada
- 25 Sivasubramanian J, Sandberg R.D, Terzi D.A, Fasel H.F. Numerical investigation of transitional supersonic base flows with flow control. Journal of spacecraft and Rockets, 2007, Vol. 44, No. 5
- 26 Sivasubramanian J, Fasel H.F. Numerical investigation of supersonic axisymmetric wakes with active and passive flow control. 4<sup>th</sup> Flow Control Conference, 2008, 23-26, Seattle, Washington
- 27 Mccarthy J.F, Kubata T. A study of wakes behind a circular cylinder at M=5.7. AIAA Journal, 1964, Vol. 2, NO. 4
- 28 Jiang Zonglin. On dispersion-controlled principles for non-oscillatory shock-capturing schemes. Acta Mechanica Sinica, 2004, Vol. 20, NO. 1
- 29 Van Leer B. Flux-vector splitting for the 1990s. NASA 1991, CP-3078
- 30 Gowen F.E, Perkins E.W. Drag of circular cylinders for a wide range of Reynolds numbers and Mach numbers. NACA, 1953, TN, 2960

## A BIOLOGICAL SHOCK TUBE OF SIMULATION OF BLAST WAVE

Li Xindong, Hu Zongmin, Teng Honghui, Jiang Zonglin

( Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190)

**Abstract:** The structure and characteristics of the wake of cylinder in supersonic flow is simulated by DCD scheme of Von Leer flux vector splitting in this paper. The structure characteristics and pressure coefficients of wakes are in good agreement with experiment by DCD-VL scheme. Numerical results show that the change of Re number has little effect on the separation position, width of near wake and pressure coefficient, while Ma number has much on them. Separation point is closer to the base of cylinder, width of near wake become smaller and pressure coefficient of cylindrical surface is larger with Ma number increasing. Keeping calculating without any disturbance, the instabilities and periodic solutions have appeared. Wake vortex shedding frequency is also higher with larger Ma number.

**Key words:** supersonic, separated flow, wakes, instability, numerical simulation