

文章编号:1000-8055(2011)12-2805-07

小攻角高超声速钝锥边界层失稳特性

袁湘江¹, 李国良¹, 刘智勇¹, 涂国华²

(1. 中国航天空气动力技术研究院 第一研究所, 北京 100074;

2. 中国空气动力研究与发展中心 国家计算流体力学实验室, 北京 100191)

摘 要: 利用高阶紧致格式, 采用直接数值模拟(DNS)和线性稳定性(LST)分析方法, 对高超声速边界层的失稳机制和转捩特点进行了研究. 通过对马赫数为 6 的 2°攻角高超声速钝锥边界层的稳定性分析发现: 小攻角高超声速钝锥边界层存在多枝不稳定模态; 周向速度使钝锥的稳定性特征与不考虑周向速度时有本质的差别; 转捩线在接近背风面处出现拐折现象是由失稳模态发生转换引起的.

关 键 词: 高超声速; 攻角; 钝锥; 边界层; 失稳特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Study of the instability characteristic in the boundary layer of a hypersonic blunt cone at low angle of attack

YUAN Xiang-jiang¹, LI Guo-liang¹, LIU Zhi-yong¹, TU Guo-hua²

(1. The 1st Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China;

2. National Computational Fluid Dynamics Laboratory,

China Aerodynamics Research and Development Center, Beijing 100191, China)

Abstract: DNS (direct numerical simulation) and LST (linear stability theory) were employed as tools to study the characteristics of instabilities and transitions in hypersonic boundary layers. The characteristics for flow past a blunt cone in Mach 6 free-stream with 5 half-angle at 2 degree angle of attack (AOA) were analyzed. The results show that there are multi branch instability modes. The instabilities of the blunt cone with the crossflow generated due to AOA is essential different from the cases without the crossflow. The crook in the transition front near the leeward line arises from a transformation between the instability modes.

Key words: hypersonic; angle of attack; blunt cone; boundary layer; instability characteristic

由于攻角效应, 高超声速钝锥边界层会出现迎风子午面转捩位置后移, 背风子午面转捩位置前移的非对称转捩现象, 并引起压心飘移, 进而对飞行稳定性产生显著影响. 因此, 高超声速钝锥边界层, 研究攻角条件下的不对称转捩机理, 不仅是重要的理论课题, 也受到工程上的高度重视. 另

外, 当来流具有小攻角时, 高超声速钝锥边界层从迎风子午面到背风子午面的转捩线并不单调, 这个现象也引起了人们极大的兴趣.

多年来, 针对高超声速钝锥边界层的失稳与转捩问题, 开展了大量研究, 取得了很多成果^[1-5]. 但这些工作大多集中在零攻角条件, 关于攻角效

收稿日期: 2011-01-31; 修订日期: 2011-06-29

基金项目: 国家自然科学基金(10872018)

作者简介: 袁湘江(1962—), 男, 安徽濉溪人, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事空气动力学相关问题研究.

应,这方面的认识还非常有限.目前的研究结果只是给出了迎、背风子午面转捩位置的移动趋势,而对于造成这两个子午面转捩位置移动的原因,尚未看到明确的理论说明.至于其他子午面转捩位置的移动细节,尤其是小攻角条件下的转捩特点知之甚少.近年来,国内、外学者开始关注这一问题的研究,李新亮等^[6]利用直接数值模拟,对小攻角条件下的高超声速钝锥边界层转捩现象进行了大量模拟,结果表明,一旦出现攻角,由于周向流动影响,锥身的流动失稳和转捩特征对攻角变化非常敏感,出现明显变化,现象十分复杂.苏彩虹等^[7]利用改进的 $e-N$ 方法对高超声速小攻角圆锥边界层的转捩位置进行了预测,结果也证实了上述结论.但这些工作都没有涉及,造成小攻角条件下高超声速钝锥边界层转捩现象复杂的原因,也没有对锥身的转捩线出现的扭曲给出理论解释.

本文利用直接数值模拟(DNS)和线性稳定性(LST)分析考察了在 2° 攻角时,高超声速钝锥边界层中的失稳特点,分析了转捩线出现扭曲现象的物理机理,提出了用多枝失稳模式分析钝锥不稳定性的方法.

1 计算方法

在 DNS 和 LST 分析的基本流场计算中,本文所采用的控制方程均为可压缩 N-S(Navier-Stokes)方程.为方便起见,将笛卡尔坐标系的 N-S 方程,转换到一般曲线坐标系.在计算空间中的 N-S 方程可表述为下列形式:

$$\frac{\partial U}{\partial \tau} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (1)$$

其中 $U = J^{-1}[\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]$ 为守恒变量, E, F 和 G 为无黏通量, E_v, F_v 和 G_v 为黏性向量, J 为坐标变换的 Jacobian 矩阵.流动介质为完全气体,黏性系数由 Sutherland 关系确定. N-S 方程的对流项,采用文献[8]所描述的特征型紧致 TVD(total variation diminishing)格式进行离散;对于 N-S 方程的黏性项,采用 6 阶中心紧致格式进行离散.

2 外形和计算条件

钝锥的半锥角为 5° ,总长度为 20 倍头部半径.以头部半径为参考长度,雷诺数为 1.0×10^6 .来流马赫数为 6,温度为 100 K,攻角为 2° .计算取

等温壁, $T_w = 250$ K, $Pr = 0.72$, $\gamma = 1.4$.钝锥外形以及计算网格见图 1.

基本流场计算分两步进行,首先得到图 1 所示物形在较稀网格系统上的定常结果;其次,从该计算域中取一段加密网格,作为 DNS 的区域,如图 2 所示.入口及上边界条件,由稀网格的计算结果插值得到.再利用相同数值方法重新计算收敛后,获得 DNS 和 LST 的基本流场.对应流向、法向和周向的网格数分别为,稀网格 $126 \times 131 \times 37$ (180°),密网格 $101 \times 120 \times 181$ (360°).为了论述方便,一律采用无量纲参数. X 代表 X/R , Y 代表 Y/R , Z 代表 Z/R , R 为头部半径. ω 代表无量纲频率, α_i 代表无量纲波数虚部, α_r 代表无量纲波数实部.

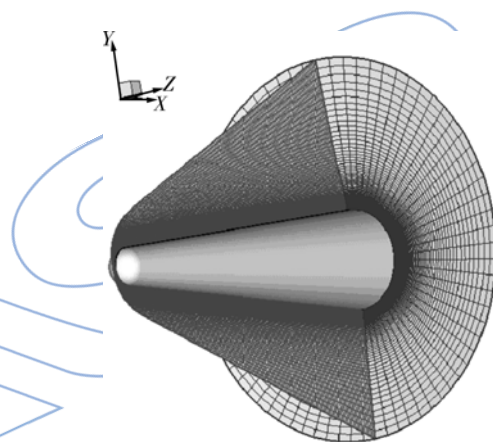


图1 外形和空间网格

Fig. 1 Configuration and spatial mesh

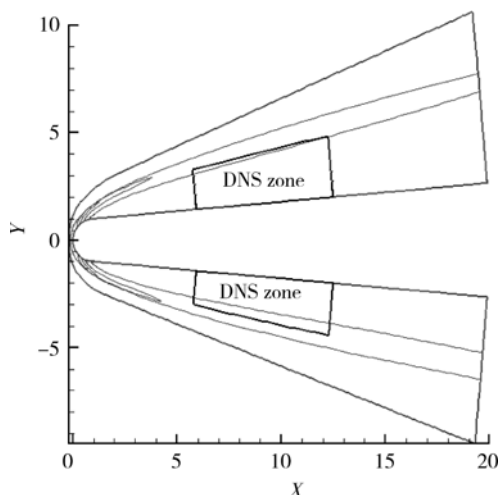


图2 密度等值线和 DNS 计算区域

Fig. 2 Density contours and DNS zone

DNS 研究在 $x = 6.5864$ 处引入法向速度扰动,扰动幅值为来流速度的 5% ,无量纲周期为

4.8332 的扰动演化情况. 在 $x=7.2436$, $x=9.2153$ 和 $x=11.1870$ 处, 分别设置数据采集圈. 采样点沿周向均匀布置, $J=1$ 为背风子午面, $J=31$ 为迎风子午面. 具体情况参考图 3.

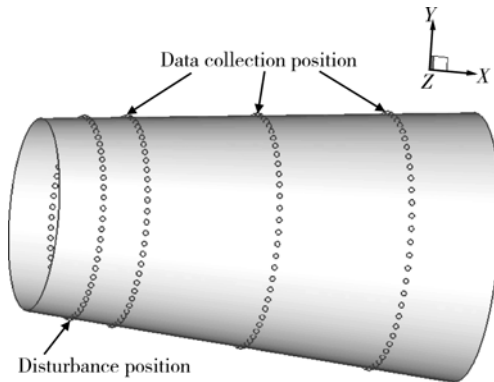


图 3 扰动和数据采样点位置

Fig. 3 Position of disturbance and data collection

LST 分析下游 $x=11.1870$ 采样圈处的流场数据, 忽略流动参数沿周向的导数, 但计入周向速度的法向导数.

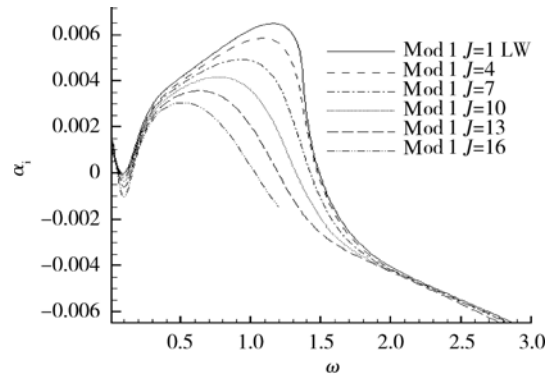
3 结果与讨论

3.1 失稳特点研究

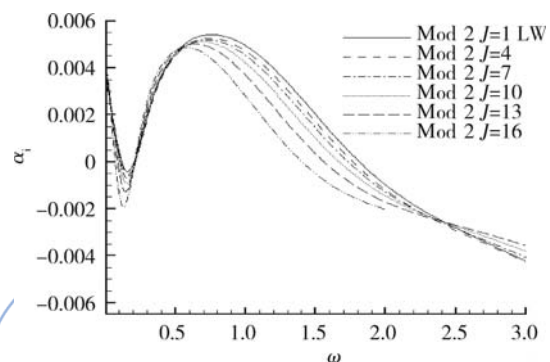
在零攻角尖锥和小钝锥的绕流边界层中, 一般情况下有一枝最不稳定模式, 其他分枝即使存在不稳定的波数段, 其放大率也都明显低于最不稳定分枝上的放大率. 在很多情况下, 只有一枝存在不稳定波段. 当存在小攻角 (2°) 后, 出现多个分枝的失稳模式, 并且这些模式没有一个在放大率上明显占优的分枝. 在忽略周向速度的情况下, 如图 4 所示, 6 张图分别表示了 6 个不同分枝模式, 在不同子午面上, 放大率随频率的变化. 图中“LW”表示背风子午面(下同). 由图可知, 虽然各分枝形状有分别, 但放大率相差不大, 尤其是第一、第二、第三和第四模式, 除背风面的放大率稍有差别外, 其他各子午面上放大率相差无几. 事实上, 在一个子午面上的最大放大率分布在不同分枝上. 因此, 对于某个子午面上的最大放大率不能轻易下断言.

3.2 周向速度引起的三维效应

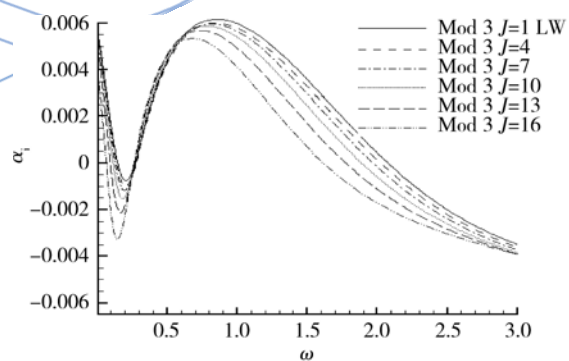
由图 4 可知, 上述各分枝形状虽有分别, 但差异不大, 并且不同模式都有越靠近背风面越不稳定的特点. 考虑了周向运动后, 各模式的失稳特点差异明显. 图 5(a), 图 5(b) 分别表示两个典型模式的放大率分布. 图中“WW”表示迎风子午面. 由



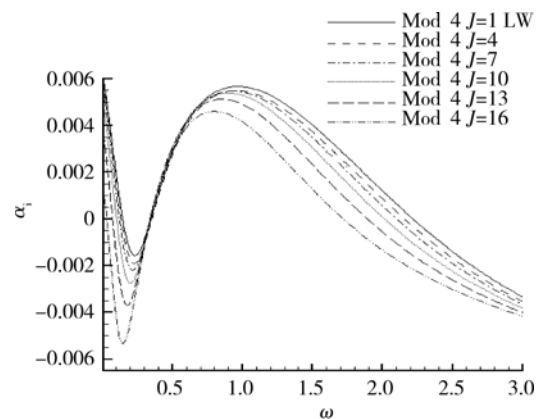
(a) 第一模式



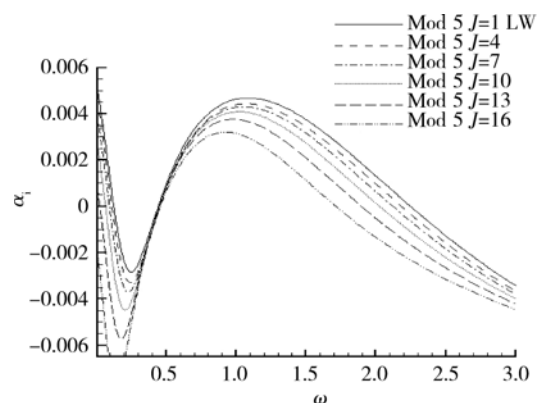
(b) 第二模式



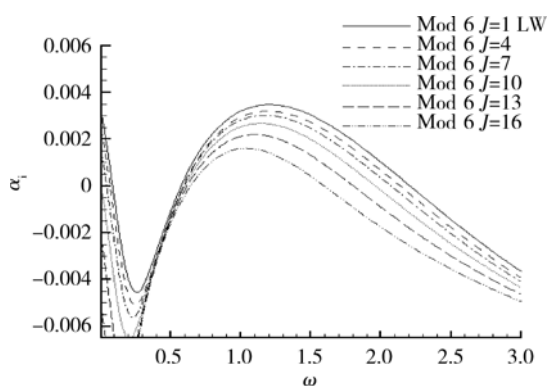
(c) 第三模式



(d) 第四模式



(e) 第五模式

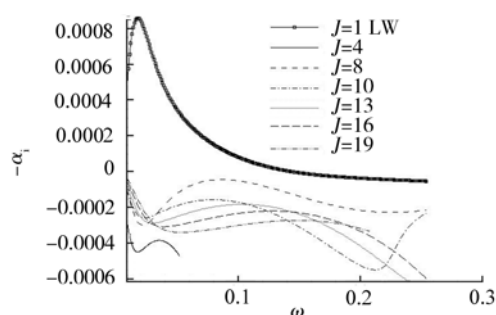


(f) 第六模式

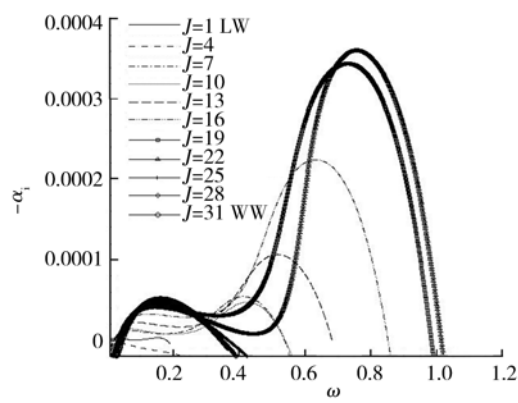
图4 不同分枝模式在不同子午面的放大率
随频率的分布(忽略周向速度)

Fig. 4 Growth rates for different modes at various
azimuths vs. disturbance frequencies
(ignoring azimuthal speed)

图可知,周向速度引起的三维效应非常明显,边界层的失稳特性也变得非常复杂。首先,第一模式背风面子午面上不稳定波放大率增大,明显高于其他子午面;第二,在第三模式中,最不稳定的子午面在靠近 90° 的两个迎风面子午线,靠近迎风面和背风面子午线上的放大率都较低。从这两张图可以看出,不同的频率段,最不稳定波所属的子午面亦不同。这个事实同样说明,涉及最不稳定波的子午面要全面考虑。



(a) 第一模式



(b) 第三模式

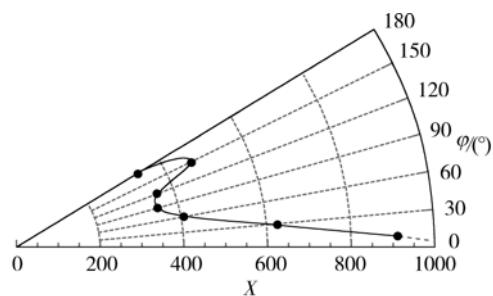
图5 不同分枝模式在不同子午面的放大率
随频率的分布(考虑周向速度)

Fig. 5 Growth rate for the different modes at
various azimuths vs. disturbance frequencies
(counting azimuthal speed)

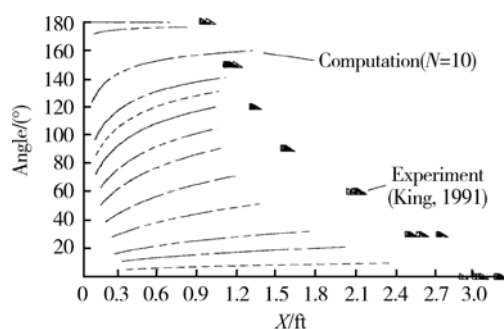
3.3 转捩线的扭曲现象研究

早期的研究较为粗略一些,根据图4可知由迎风面到背风面,不稳定性依次增强,这与文献[10]中所附 King 的实验结果是符合的,但仔细的研究后发现情况并非如此简单。

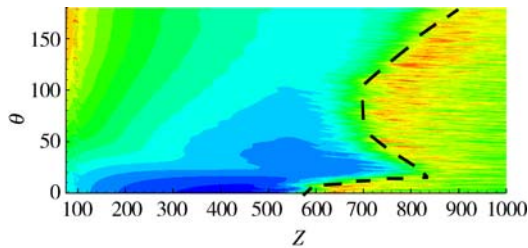
如图6所示,无论是苏彩虹等用 e-N 法预测的转捩线,还是 Malik^[10]等预测的转捩线,以及李新亮等的 DNS 和 DiCristina V^[11]的实验都能够看到,转捩曲线在接近背风面处出现拐折。但产生



(a) 苏彩虹等的预测结果



(b) 文献[9]的预测结果



(c) 李新亮等的DNS结果

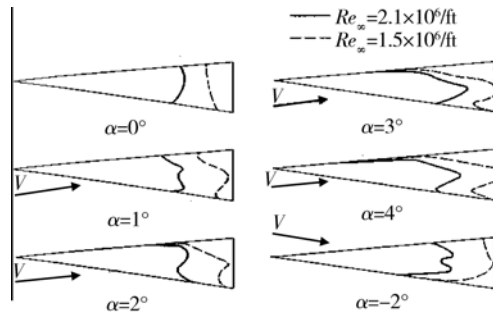
(d) 文献[10]的实验结果($M=10$, 8° 锥)

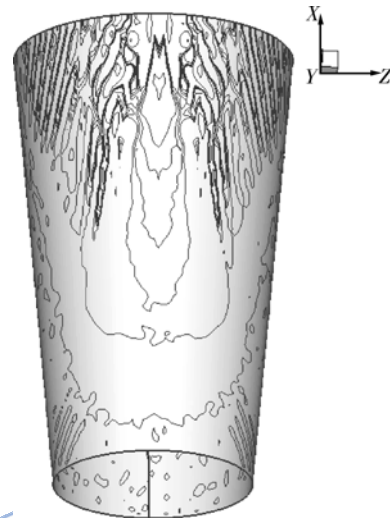
图 6 来自不同文献的转换线形状

Fig. 6 Shape of transition lines from different literatures

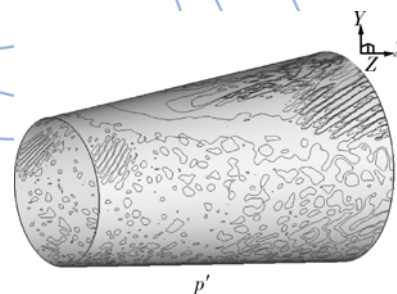
这一现象的机理,至今没有见到明确的解释.为此,对小攻角条件下,超声速钝锥边界层失稳过程进行了直接数值模拟,如图 7 所示,由钝锥的背风面俯视图和侧视图可以清楚的看到扰动发展在靠近背风面处存在凹陷,即与转换线的形状相符.值得注意的是凹陷区将扰动结构分为两个部分,即相对较长的波在背风面附近起主要作用,相对较短的波在迎风面和背风面之间区域起主要作用.图 8(a),图 8(b),图 8(c)分别为迎风子午面、 90° 子午面和背风子午面的截面扰动速度 u' 等值线,更清楚看到扰动结构的差异.这个现象也与 Bala-kumar P 等^[12]的结果是一致的见图 9 所示.

高速三维边界层稳定性分析,本文所采用的方程为可压缩线性稳定性方程,其方程形式和数值方法详见文献[11].为了进一步探讨不同频率的波在边界层中的发展情况,重新讨论了考虑周向速度后,线性稳定性理论的分析结果.由于,不同分枝的最大扰动放大率分布有很大差异,因此,在考查周向的扰动放大率分布时应遵循各子午面放大率应为各分枝中的最大放大率的原则.通过分析比较,将各子午面的最大放大率整理如图 10 所示,由图可知在接近背风子午面的 162° 处,放大率达到整个周向分布中的最小值,最大放大率出现在背风子午面.从而给予了转换首先出现在

背风区及转捩线在靠近背风子午面处出现凹陷的一个理论解释.此外,还应注意到,在背风子午面起主要不稳定影响的是低频模式.而在 18° 到 162° 之间的子午面上,最不稳定模式为高频模式.



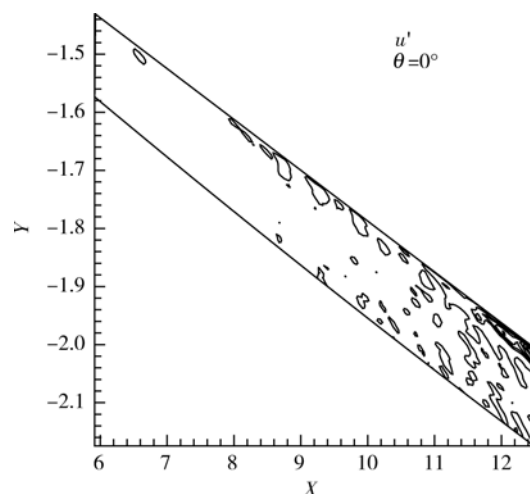
(a) 背风面俯视图



(b) 侧视图

图 7 扰动压力等值线

Fig. 7 Disturbance pressure contours



(a) 迎风面

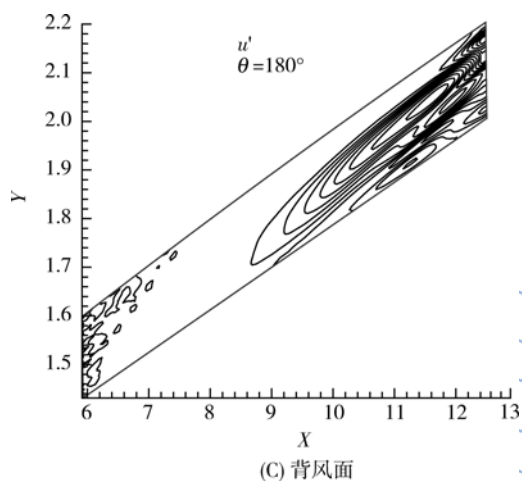
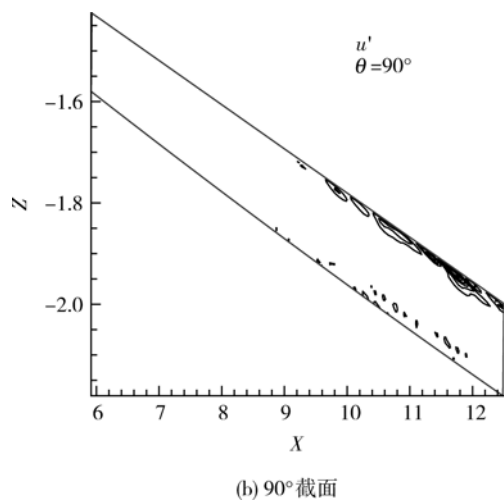


图8 不同截面扰动速度 u' 等值线
Fig. 8 Contours of disturbance speed u' on the different sections

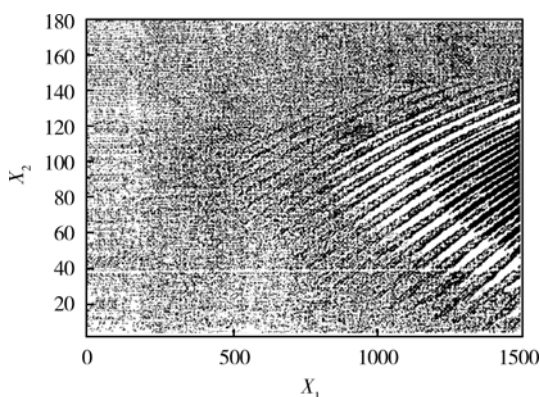


图9 扰动速度等值线
Fig. 9 Contours of disturbance speed

而在迎风子午面附近,低频和高频的放大率都较低.这在定性上也证实了数值模拟的正确性.

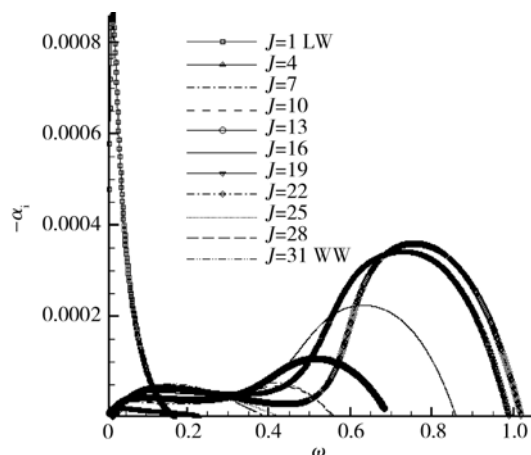


图10 最大增长率随扰动频率的分布

Fig. 10 Maximum growth rates vs. disturbance frequencies

4 结论

本文通过 LST 和 DNS 研究,发现小攻角超声速钝锥边界层稳定性存在以下一些特点:

- 1) 超声速钝锥在小攻角条件下,周向速度会产生明显的三维效应,使失稳特性变得十分复杂.
- 2) 小攻角条件下的超声速钝锥边界层具有多枝失稳模式,并非所有模式的最大增长率都出现在背风面.
- 3) 根据 DNS 和理论分析,转捩线在接近背风面处出现拐折现象是失稳模态发生转换引起的.
- 4) 子午面上的增长率以各枝失稳模态中,在该子午面的最不稳定模态表征,符合实验现象.
- 5) 沿周向的扰动模式发展存在差异.

参考文献:

- [1] Anderson J D. Hypersonic and high-temperature gas dynamics[M]. Virginia: McGraw-Hill Companies, 1989.
- [2] ZHONG X L, MA Y B. Boundary-layer receptivity of Mach 7.99 flow over a blunt cone to free-stream acoustic waves[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 556: 55-103.
- [3] Beckwith I E, Creel T R Jr., Chen F J. Freestream noise and transition measurements on a cone in a Mach 3.5 pilot low-disturbance tunnel [R]. NASA Technical Paper 2180, 1983.
- [4] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J, et al. On hypersonic transition testing and prediction[R]. AIAA Paper 88-2007, 1988.
- [5] Schneider S P, Matsumura S, Rufer S. Hypersonic stability and transition experiments on blunt cones and a generic scramjet forebody[R]. AIAA Paper 2003-1130, 2003.
- [6] 李新亮,傅德薰,马延文.可压缩尖锥边界层湍流的直接数值模拟[J].中国科学G辑, 2008, 38(1): 89-101.

- LI Xinliang, FU Dexun, MA Yanwen. DNS of compressible turbulent boundary layer around a sharp cone[J]. Science in China G, 2008, 8(1): 89-101. (in Chinese)
- [7] 苏彩虹, 周恒. 小攻角高超音速尖锥边界层的转捩预测和 e-N 法的改进[J]. 中国科学 G 辑, 2009, 39(1): 123-130.
- SU Caihong, ZHOU Heng. The transition prediction of boundary layers on a hypersonic cone at small angle of attack and the improvement of the e-N method[J]. Science in China G, 2009, 39(1): 123-130. (in Chinese)
- [8] TU Guohuai, YUAN Xiangjiang. A characteristic-based shock-capturing scheme for hyperbolic problems[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 225(2): 2083-2097.
- [9] Malik M, Balakumar P. Instability and transition in three-dimensional supersonic boundary layers [R]. AIAA-92-5049, 1992.
- [10] DiCristina V. Three-dimensional laminar boundary-layer transition on a sharp 8° cone at Mach 10[J]. AIAA Journal, 1970, 8(5): 852-856.
- [11] 袁湘江, 周恒. 考虑流向曲率和压力梯度的可压缩边界层稳定性分析[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(3): 276-281.
- YUAN Xiangjiang, ZHOU Heng. Stability of compressible boundary layers with streamwise curvature and pressure grads[J]. ACTA Aerodynamics Sinica, 1998, 16(3): 276-281. (in Chinese)
- [12] Balakumar P, Jeyasingham S. Evolution of disturbances in three-dimensional boundary layers [R]. AIAA-2000-014, 2000.