

激波-湍流边界层干扰的直接数值模拟研究

李新亮¹ 童福林² 朱兴坤¹

1. 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 100190

2. 中国空气动力研究与发展中心计算所, 四川绵阳 621000

激波-湍流边界层干扰是飞行器设计中的关键气动问题, 也是近年来流体力学研究的前沿热点问题。报告介绍了本课题组近年来利用直接数值模拟(DNS)进行激波-湍流边界层干扰问题的研究进展。包括如下方面:

1. 壁温对压缩折角激波-湍流边界层干扰影响规律研究

运用自主开发的 OpenCFD 软件, 通过直接数值模拟(DNS)探讨了壁面及转捩效应对压缩折角激波-湍流边界层干扰的影响。计算工况为来流 Mach 数 2.9, 折角角度 24° 。计算发现, 当来流条件相同时, 角区分离泡的尺度随壁温升高明显增加。通过对 DNS 数据分析, 认为其原因是壁温升高引起近壁密度及粘性系数变化所致。结合理论分析, 给出了分离泡尺度随壁温变化的半理论半经验公式——分离泡的大小随壁温的 0.85 次幂呈正比, 该公式与 DNS 结果吻合良好, 具有很好的预测性。图 1 为压缩折角区域内的瞬时温度分布, 显示了湍流、激波以及分离流相互干扰的复杂流动特征。该图也显示了随着壁温升高, 角部分离区的尺度明显增大。

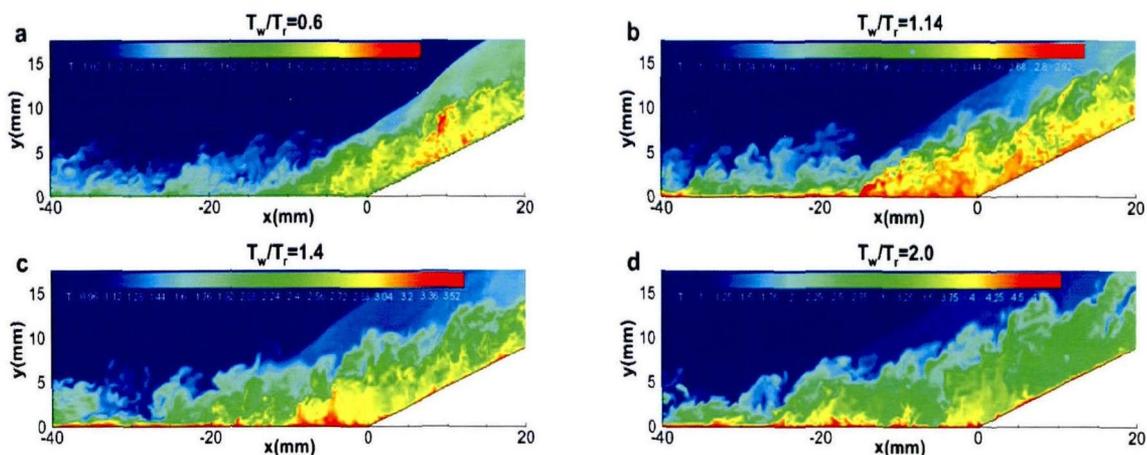


图 2 压缩折角流动的瞬时温度分布

2. 转捩效应对激波-湍流边界层干扰的影响规律研究

对处于不同转捩阶段的压缩折角流动进行了直接数值模拟, 由此分析了转

转效应对分离泡大小的影响。计算结果显示，转捩中期流动的抗分离能力最强，其分离泡最小，而充分发展湍流的抗分离能力弱于转捩流动的抗分离能力，其分离泡较大。该研究对高超声速飞行器气动设计具有一定的指导意义。图2给出了四种计算工况角部区域流动的数值纹影图，这四种工况分别对应上游处于转捩中期、转捩峰、转捩后期以及充分发展湍流区。从中可以看出，转捩中期分离泡最小，而充分发展湍流期分离泡最大。

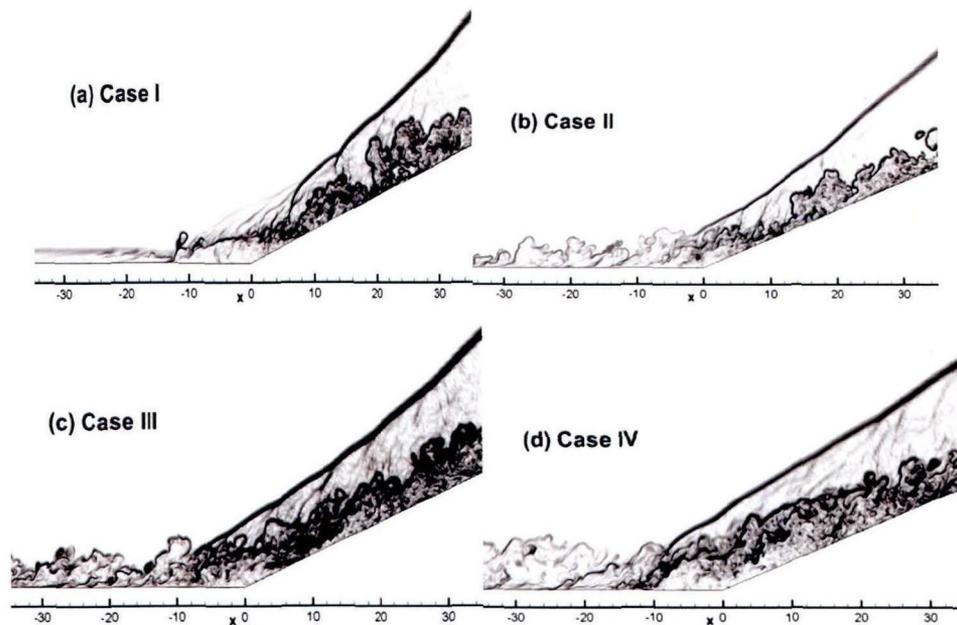


图2 角部区域流动的数值纹影图

3. 激波运动的动态模态分解 (DMD) 分析

采用动态模态分解 (DMD)，对压缩折角流动的流场脉动特性进行了分析，将流场分解为低频模态和高频模态。分析发现，低频模态对应分离泡的呼吸运动 (breathing motion) 以及分离激波的拍打运动 (flapping motion)；高频模态的空间分布以剪切层内正负交替结构为主，这与干扰内不稳定扰动波在剪切层内的往下游的传播过程有关。

4. 入射激波-湍流边界层干扰 DNS 及 SA 湍流模型改进研究

进行了 Mach 3, 28° 入射激波-湍流边界层干扰的直接数值模拟，分析了激波对湍流拟序涡的影响规律。以 DNS 数据为基础，研究了再附区平均速度剖面的变化规律，并在此基础上对 SA 模型进行了改进。改进后的模型能够反应出压力梯度对速度剖面的影响，提升了模型对再附区的预测能力。

参考文献：

1. Xingkun Zhu, Changping Yu, Fulin Tong, Xinliang Li*, Numerical Study on Wall



Temperature Effects on Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction, AIAA Journal
(Accepted, in press; DOI: 10.2514/1.J054939)

2. 童福林, 李新亮, 唐志共, 朱兴坤, 黄江涛, 转捩对压缩拐角激波/边界干扰分离泡的影响, 航空学报, 37 (10): 2909-2921,2016
3. ZhiWei He, XinLiang Li*, Xian Liang, Nonlinear spectral-like schemes for hybrid schemes, Science China: Physics, Mechanics & Astronomy, 57(4):753-763, 2014