

JF12 复现激波风洞平板边界层转捩实验研究*

刘美宽^{1,2} 韩桂来^{1,2} 姜宗林^{1,2}

(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, 100190)

(2, 中国科学院大学 工程科学学院, 100049)

高超声速边界层转捩是制约高超声速科技发展的基础科学问题之一。尽管高超声速边界层/湍流转捩的相关研究已经开展长达半个多世纪, 由于高超声速流动的复杂性以及触发转捩的因素繁多, 研究人员对于转捩过程的认识并不透彻, 阻碍了先进高超声速飞行器的设计。

1.1 数值模拟

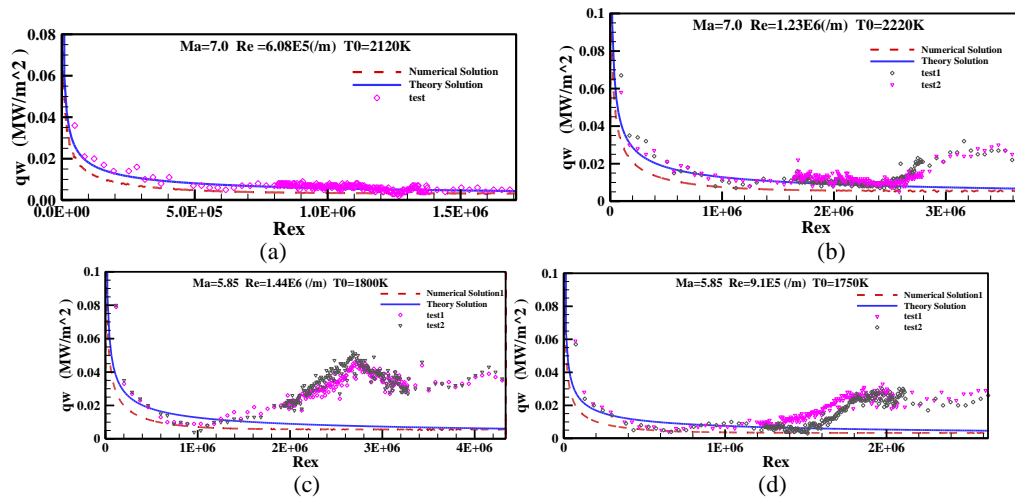
文章采用高精度格式求解二维 Navier-Stokes 方程, 研究平板边界层的基本规律, 分别应用五阶 WENO 格式离散对流项、六阶中心差分格式离散粘性项, 时间推进采用三步三阶 Runge-Kutta 方法, 并应用 MPI 非阻塞式通讯进行并行计算。

1.2 理论计算

本文将二维可压缩流体 Navier-Stokes 控制方程进行量纲分析后, 忽略其高阶小量, 采用组合假设 $\delta < L$ 和 $Re \geq 1/\delta^2$, 就可以得到二维可压缩平板边界层方程, 利用打靶法可求解出层流全流场的物理参数^[1]。

1.3 实验验证

本文选择大尺寸平板模型在力学所的长实验时间爆轰驱动 JF12 复现激波风洞 (以下简称 JF12 风洞) 中开展了高超声速平板边界层转捩的实验研究。JF12 风洞可复现 25~50 公里高空、5~9 倍声速的高超声速飞行条件, 复现总温 1500~3500K, 试验气体为纯净空气。JF12 风洞实验时间 130 多毫秒, 喷管直径可达 2.5 米, 实验舱直径 3.5 米。实验平板全长 3.2m, 沿流向布置 230 个热电偶传感器, 将实验所得的热流, 与数值解, 理论解进行比对, 检验实验的可靠性。通过分析热流沿流向的变化, 判断层流, 湍流以及转捩段的位置。



* 国家重点研发计划资助 (2016YFA00200)

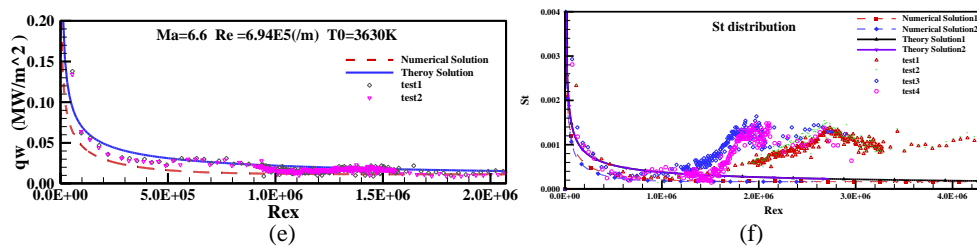


图1 不同来流参数下的热流分布

利用平板进行的五个工况，九个车次的自然转捩实验中发现，实验结果的重复性较好。名义 Ma 为 7 的三个工况（图 1 (a), (b), (e)）中，单位雷诺数为 1.23×10^6 的工况发生自然转捩，名义马赫数为 6 的两个工况（图 1 (c), (d)）均发生自然转捩。图 1(f) 是将名义 Ma 为 6 的两个工况的热流值无量纲化处理得到的。从图 1 中可知，平板热流值在层流阶段与理论值符合的较好，验证了实验的可靠性。

从图 1 中可以看出，随着边界层外缘马赫数的增加，转捩雷诺数增大，转捩雷诺数与边界层外缘马赫数呈现近似线性的正相关。转捩外缘马赫数对边界层稳定性和转捩有重要影响。通常，在马赫数 4 以上时，随着马赫数增加，可压缩效应等因素导致边界层更加稳定，转捩位置推迟，转捩雷诺数增加。稳定性理论分析也显示随着马赫数增加，边界层失稳雷诺数增大，失稳速率变慢^[2]；图 1(f) 可以看出随着单位雷诺数的增加转捩区的长度变长，高超声速与低速的另一个不同现象是高超声速边界层转捩区长度较长，早在 20 世纪 70 年代，Owren^[3] 等就发现转捩区可占层流至完全湍流之间的一半或 1/3。后来发现转捩区长度受头部钝度、马赫数、噪声、单位雷诺数等影响；图 1(c) 和 (d) 可以看出随着单位雷诺数的增加，转捩雷诺数增加。单位雷诺数与转捩雷诺数都是无量纲参数，当保证其他相似参数相同时，单位雷诺数理应对转捩雷诺数没有影响。随着单位雷诺数增加，直观看法是转捩位置应该按比例前移(即保证转捩雷诺数不变)，但实际情况是转捩位置前移比例通常小于单位雷诺数增加比例，于是出现转捩雷诺数增加的现象。

参 考 文 献

- 1 Illingworth, C. R.: Steady Flow in the Laminar Boundary Layer of a Gas, *Proceedings of the Royal Society (London)*, Ser. A, Vol. 199, 1949;533-558
- 2 陈坚强.高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势. *空气动力学学报*, 2017; 35(3): 311~337
- 3 Owen F K, Horstman C C, Stainback P C, et al. Comparison of wind tunnel transition and freestream disturbances measurements[J]. *AIAA Journal*,1975,13(3):266-269