

壁温对高超音速钝锥边界层稳定性的影响

梁 贤 李新亮 傅德薰 马延文

(中国科学院力学研究所, 100190)

摘要: 高超音速边界层转捩预测是高超音速飞行器气动力及气动热分析的关键因素。作为高速飞行器的典型头部外形, 钝锥边界层流动的转捩机理和转捩预测具有重要的实际意义, 是目前研究高速飞行器气动力和气动热特征的重要课题。由于人们对影响转捩的物理机理并不是十分清楚, 因此, 目前对于高超音速边界层的转捩的预测多采用半经验的方法, 很多经验参数还依赖实验给定。

湍流的发展一般经历感受性、线性及非线性增长、转捩和充分发展阶段。感受性是研究外部环境中的初始扰动如何进入边界层并产生不稳定波的过程, 以及研究这些波是如何发展的。感受性研究是研究转捩机理的关键环节之一。感受性阶段会受到包括马赫数、雷诺数、钝度、壁温, 攻角等条件的影响, 这是一个复杂的参数集, 一般人们采取分别研究的办法。

本文将重点讨论壁温对转捩过程, 特别是在感受性阶段的影响。感受性问题研究的小扰动一般在 10^{-4} 或 10^{-5} 量级, 而激波捕捉方法由于耗散过大无法用于研究这类问题, 因此, 我们开发了高精度激波装配法, 分别用七阶迎风格式和六阶中心格式逼近对流项 (采用 Steger-Warming 分裂) 和粘性项, 边界处采用六阶精度单边差分, 以避免对内部点精度的污染。数值试验参数如下,

M_∞	$p_0(pa)$	$T_0(K)$	$p_\infty(pa)$	Re_∞/ft	$\theta(^{\circ})$
7.99	4×10^6	750	413	2.5×10^6	7

分别采用绝热壁及三种等温壁条件, 等温壁分别取为 $T_w/T_0 = 0.9, 0.8, 0.7$, 锥体取 300 倍头半径长。

结果表明:

(1) 高壁温 ($T_w/T_0 = 0.9$) 和绝热壁条件下的切向速度的导数剖面基本相似, 而该剖面和低壁温壁 ($T_w/T_0 = 0.7$) 条件下的有明显的不同。低壁温条件下, 该剖面在很长的流向范围内 (包括进入不稳定区), 在边界层内存都在两个广义拐点, 这加速了扰动的增长, 促进了流动不稳定。因此, 低壁温导致了不稳定模态增长率的增大。

(2) 由于低壁温导致相对较薄的边界层, 影响了不稳定模态的频率范围。低壁温条件造成 Mack 第一模态的不稳区域减小, 而 Mack 第二模态不稳定区域向高频部分扩大。对于 Mack 第二模态, 低壁温条件下的增长率比高壁温条件以及绝热壁条件下至少高 20%。

(3) 在激波边界外加 15 个成倍频关系的扰动波形成外部扰动, 通过对边界层内压力扰动量的谱分

析表明, 扰动在向下游发展过程中, 低频扰动 ($14.92\text{kHz} \leq f \leq 84.53\text{kHz}$) 的增长率先有所增大, 然后逐渐降低, 而高频 ($104.5\text{kHz} \leq f \leq 194.0\text{kHz}$) 扰动则在进入不稳定区后持续增大并成为主要的不稳定模态, 且扰动增长率在低壁温条件下相对更大。

感谢国家自然科学基金资助 (10632050, 10502052), 感谢中国科学院超级计算中心 (SCCAS) 提供计算机时。

www.cnki.net