

后掠翼前缘热流试验研究

吴松¹, 李泽梁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, 北京 100190

² 北京机电工程研究所, 北京 100074

在 JF8A 高超声速脉冲风洞中, 研究了在不同马赫数、雷诺数下翼前缘热流随不同后掠角的变化规律。自由流马赫数为 6.5 和 8, 单位长度雷诺数为 $6.5 \times 10^6/\text{m}$ 、 $1.47 \times 10^7 \text{m}^{-1}$ 、 $3.4 \times 10^7 \text{m}^{-1}$ 和 $5 \times 10^6 \text{m}^{-1}$ 、 $1.47 \times 10^7 \text{m}^{-1}$ 。试验结果表明: 在低雷诺数下, 边界层流态为层流, 前缘热流正比于 $\cos^{1.5} \lambda$, λ 为后掠角; 在较高雷诺数下, 当翼后掠角变大, 前缘边界层流态会出现转捩、湍流。在 $M=6.5$, $Re = 3.4 \times 10^7 \text{m}^{-1}$ 时, 后掠角 60° 时, 前缘边界层达到完全湍流; 而此工况下, 翼前缘最大热流值出现在后掠角 40° , 边界层处于转捩状态。还通过平板模拟弹身, 分析了其对不同后掠翼前缘热流的影响。最后给出了测量不确定度来源, 分析了测量数据误差。

Email: wusong@imech.ac.cn