

半角 7° 圆锥马赫数 6 边界层转捩的自由飞实验

王宗浩, 黄 洁, 石安华, 宋 强, 廖东骏, 柳 森*

(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 在气动物理靶上开展了半角 7° 圆锥的边界层转捩测量实验, 模型材料为铝合金, 表面采用氧化发黑处理或涂覆低热导率涂层, 底径 33mm, 球头半径 $0.27 \sim 2.50$ mm, 马赫数 $4.89 \sim 6.63$, 单位雷诺数 $4.8 \times 10^7 / \text{m} \sim 5.2 \times 10^7 / \text{m}$, 总迎角 $0.8^\circ \sim 5.8^\circ$, 采用阴影和红外辐射成像获得了模型边界层图像和转捩阵面形貌, 测得转捩雷诺数介于 $2.4 \times 10^6 \sim 5.6 \times 10^6$ 之间。结果表明: 转捩雷诺数随迎角增大而减小; 一定的球头钝化可以推迟转捩。

关键词: 半角 7° 圆锥; 边界层转捩; 弹道靶实验; 阴影成像; 红外辐射成像

中图分类号: O354.4

文献标识码: A

Free flight experiment on boundary layer transition of 7° half angle cone at Mach 6

Wang Zonghao, Huang Jie, Shi Anhua, Song Qiang, Liao Dongjun, Liu Sen*

(Hypervelocity Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A series of boundary layer transition measurements of the 7° half angle cone at Mach 6 in the Aero-physic Range were conducted. The models are made of aluminum alloy with black oxidation or low thermal conductivity coating. The base diameter of the cone is 33mm, and the radius of the nose tip is among $0.27 \sim 2.50$ mm. The parameter covers Mach number $4.89 \sim 6.63$, Unit Reynolds number $4.8 \times 10^7 / \text{m} \sim 5.2 \times 10^7 / \text{m}$, and the total angle of attack $0.8^\circ \sim 5.8^\circ$. The boundary layer shadowgraph and surface inferred images which reflect the transition line configuration were obtained, and the transition Reynolds number was calculated to be $2.4 \times 10^6 \sim 5.6 \times 10^6$. The results indicate that: the transition Reynolds number decreases by enlarging the angle of attack, certain nose tip scale would delay the transition.

Keywords: 7° half angle cone; boundary layer transition; ballistic range experiment; shadowgraph; inferred radiation imaging

0 引 言

边界层转捩一直是空气动力学理论和实验研究的热点, 这源于边界层结构在广泛多样的气动问题中的重要作用。在高超声速飞行器设计领域, 边界层转捩研究有助于解决热防护、减阻、超燃冲压发动机工作稳定性和推进效率等问题^[1]。

飞行实验可以获得真实飞行数据, 但其复杂度高、实验周期长、经费消耗大。弹道靶通过发射器加速模型, 使其以超高速状态在测试段内自由飞行, 不存在支架或背景噪声干扰, 可模拟真实的飞行速度、

雷诺数以及高焓的飞行环境, 用于研究高超声速边界层流动现象有着独特的优势。

美国自 20 世纪 60 年代起开始通过弹道靶实验研究超声速和高超声速边界层转捩现象和规律。NASA Ames 中心在弹道靶上开展了尾翼稳定细长锥柱模型实验(飞行马赫数 $2.8 \sim 7.0$, 模型表面粗糙度 $2.54 \sim 5.33 \mu\text{m}$), 结果表明: 转捩雷诺数随马赫数的增大而增大; 在相同的马赫数下, 一定的表面粗糙度对边界层转捩有推迟作用^[2-3]。AEDC 在弹道靶上开展了半角 10° 锥模型、马赫数 $Ma = 2.2$ 和 5.1 的实验, 证实转捩雷诺数随单位雷诺数的增大而增大^[4]。

收稿日期: 2018-11-19; 修订日期: 2019-04-19

基金项目: 国家重点研发计划项目(2016YFA0401200)

* 通信作者 E-mail: liusen@cardc.cn

引用格式: Wang Z H, Huang J, Shi A H, et al. Free flight experiment on boundary layer transition of 7° half angle cone at Mach 6. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(4): 58-64. 王宗浩, 黄 洁, 石安华, 等. 半角 7° 圆锥马赫数 6 边界层转捩的自由飞实验. *实验流体力学*, 2019, 33(4): 58-64.