

# 电弧加热流场中的尖锥边界层转捩研究

张 騫 艾邦成

(中国航天空气动力技术研究院,北京 100074)

**摘 要** 电弧加热流场的热环境特性直接影响热防护系统的地面试验数据,为研究电弧加热流场热环境特性对于边界层转捩的影响,采用红外线热图技术,在电弧加热流场中进行了边界层转捩对尖锥模型气动热的影响研究。试验模型分为 8° 钢制尖锥、5° 非金属和金属尖锥,结合数值计算,对试验结果进行了分析。结果表明,采用红外热像仪判读表面温度的方法进行转捩的判断是一种可行的方法,马赫数影响的雷诺数转捩判别准则可以用于电弧加热流场计算的转捩雷诺数。

**关键词** 尖锥,边界层转捩,电弧加热,雷诺数

## Sharp Cone Boundary Layer Transition in Arc Heated Flow Field

Zhang Qian Ai Bangcheng

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

**Abstract** Ground test data of heat shield system was directly influenced by heat environment characteristics in arc heated flow field. The influence of boundary layer transition on sharp cone model aeroheating was studied by using infrared thermo-graphical technology in order to investigate the influence of environment characteristics in the arc heated flow field on boundary layer transition. Test models were 8° sharp cone steel model, 5° sharp cone steel and nonmetal model. Test results are analysed with numerical calculation method, shown as follows. It is concluded that transition estimate by infrared thermo-graphical apparatus is feasible, transition Reynolds number criteria influenced by Mach number can be used in calculation of arc heated flow field.

**Key words** Sharp cone, Boundary layer transition, Arc heated, Reynolds number

### 1 引言

未来飞行器的特点是在大气层内或大气层和太空之间长时间、高速飞行,由此带来了严重的气动加热问题,而边界层的流动状态以及边界层转捩的发生和发展过程严重影响飞行器的气动力和气动热性能。由于边界层转捩问题的复杂性,至今尚未形成完整的转捩理论。工程上采用基于线性理论的半经验 EN 方法估算转捩点位置,但局限性很大,难于推广到一般三维流动。目前多通过地面试验和飞行试验来研究边界层转捩,地面试验设备主要包括静风洞和与此对应的常规风洞,并在此种类型设备上得到了大量的数据<sup>[1-2]</sup>,但对于气动热防护试验研究的主力设备电弧加热器而言,边界层转捩研究进行的较少<sup>[3]</sup>,国内也没有进行过在电弧加热流场的尖锥模型转捩特性研究<sup>[4]</sup>。

本文主要研究电弧加热流场的热环境特性对于边界层转捩的影响,考虑到影响电弧加热器流场的很多因素无法定量预测,研究手段以试验为主并结合数值计算。在众多影响转捩的参数当中,认为雷诺数、马赫数和粗糙度是最重要的影响因素,本文主要研究雷诺数的影响。试验内容是在 FD-04 风洞中通过采用红外热像仪测量 8° 和 5° 尖锥表面温度分布,判读尖锥表面的转捩点位置,得出在本次试验状态下模型的转捩雷诺数,对电弧加热流场热环境特性进行分析评定。

### 2 试验

#### 2.1 模型

试验模型共有两种,模型的表面粗糙度  $< 3 \mu\text{m}$ ,一种模型采用不锈钢材料,半锥角为 8°,底部直径为 79 mm,模型长度为 281 mm,在模型背面有 23 个测温

收稿日期:2008-05-26

作者简介:张騫,1977年出生,工程师,主要从事气动热地面试验研究

点;另一种模型半锥角为 5°;底部直径为 50 mm,模型长度为 285 mm,见图 1,一个模型采用 20#钢加工制成,另一个由非金属材料制成。其中非金属模型前面安装长度为 50 mm 的 5 钢制尖锥,后接非金属材料制成的 5 尖锥模型。

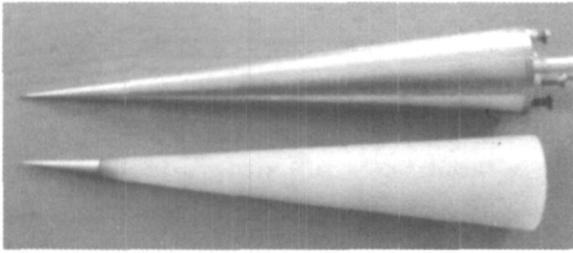


图 1 5 钢制和非金属材料尖锥模型

Fig 1 5 stainless steel and nonmetal sharp cone model

## 2.2 测试方法

采用红外热像仪测量试验过程中模型的表面温度,根据温度的变化规律得出是否转捩的结论,该红外热像仪是日本 NIPPON AVDNICS 公司生产 TVS-2000LW,其温度分辨率最高可达 0.1,可拍摄 15 帧/秒。

为了配合转捩判断,在部分模型内部装上热电偶测量背面温度,可同时测量 23 个点的背面温度,测

点在模型内部按径向均匀分布。

## 2.3 试验设备

试验是在中国航天空气动力技术研究院 FD-04 电弧风洞上进行的,它是一座压力—真空式的高超声速电弧风洞,主要由电弧加热器、喷管、试验段、扩压段和真空系统组成。实验采用管式电弧加热器,管式电弧加热器主要由后电极、后电极磁控线圈、旋气室、前电极等部分组成。

试验采用两种锥形轴对称喷管,一个出口直径 0.2 m,喉道直径 0.027 m,出口名义马赫数为 6;另一个出口直径 0.1 m,喉道直径 0.027 m,出口名义马赫数为 4.3。

风洞实验段侧面装有锗玻璃观察窗口,以配合红外热像仪测量模型表面的温度分布,配有液压传动系统以便于模型的送进和弹出。高温气流经试验段后直接进入扩压段,在恢复压力的同时,也使超声速气流变为亚声速气流。之后气流进入稳压箱,在稳压箱内气流折转 90° 进入冷却器,最后流经管道和阀门进入容积为 540 m<sup>3</sup> 的真空罐组,再由真空泵抽出排入大气。

## 2.4 试验状态

具体试验状态见表 1。

表 1 试验状态

Tab 1 Test condition

状态	弧室总压 /MPa	气体总温 /K	马赫数	来流单位雷诺数 /10 <sup>6</sup> m <sup>-1</sup>	模型
	1.67	1000	6.0	5.8	8 尖锥
	1.80	600	4.3	30	5 尖锥
	1.40	590	4.3	24	5 尖锥

## 3 计算方法

### 3.1 流场计算公式

采用轴对称 N-S 方程,在直角坐标系下,无量纲公式如下:

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial t} + \frac{\partial[r(E - E_v)]}{\partial x} + \frac{\partial[r(F - F_v)]}{\partial y} + H_v = 0 \quad (1)$$

式中,  $U = [ \rho, u, v, e ]^T$

$$E = [ \rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, (e+p)u ]^T$$

$$F = [ \rho v, \rho vu, \rho v^2 + p, (e+p)v ]^T$$

### 3.2 转捩判据

转捩雷诺数主要根据试验得出,为便于计算和比较,在数值算例中采用以下临界判别准则:

$$Re_{ctr} = 10^{(5.37 + 0.2325M_e - 0.004015M_e^2)} \quad (2)$$

式中,  $M_e$  是边界层外缘马赫数。

该转捩判据对光滑壁轴对称外形适应性较好,也

考虑到马赫数的影响,对本文中的研究条件下是合适的。

### 3.3 湍流模式

采用代数模式,对一般三维流动,目前还没有统一的模式能获得可靠的结果。对无干扰和分离的尖锥流动,代数模式有较好的适用性,易于根据试验结果作合理的调整。

$$v_t = \begin{cases} (v_t)_{in} & y < y_c \\ (v_t)_{out} & y > y_c \end{cases} \quad (3)$$

其中:

$$(v_t)_{in} = \bar{t}^2,$$

涡量  $\omega = | \epsilon_{ijk} u_k, j |$ , 可采用:

$$= | (w_y - v_z) i + (u_z - w_x) j + (v_x - u_y) k | \text{ 计算,}$$

$$l = ky [ 1 - \exp(-y^+ / A^+) ], k = 0.4, A^+ = 26.0,$$

$$y^+ = \frac{\rho_w u_w y}{\mu_w} = \frac{\sqrt{\frac{1}{2} \rho_w u_w^2} \cdot y}{\mu_w} \cdot \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_w |,$$

式中,  $(\frac{\partial u}{\partial y})_w$  可以用  $\frac{u}{y}$  代替, 引入混合长假说。

尖锥计算中, 无量纲长度  $y^+$  的计算采用壁面参数, 一般称之为“壁面衰减”。

### 3.4 网格生成

本次计算所用模型与试验一致, 为 5 尖锥, 其网格如图 2 所示。三个方向的网格点分别为:  $121 \times 51 \times 32$ 。

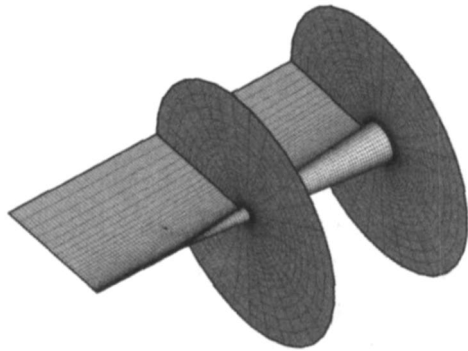


图 2 尖锥计算网格

Fig 2 Sharp cone calculation gridding

准确计算壁面热流值对网格雷诺数有很强的要求, Cheatwood and Thompson<sup>[5]</sup> 建议法向第一步网格间距取网格雷诺数为 1, 即

$$Re_{cell} = V_{y1} / \mu = 1 \quad (4)$$

壁面法向网格分为内层网格和外层网格, 外层网格分布相对均匀, 内层网格要求按一定的比例加密, 一般内外层网格点数按下式给出:

$$J_{in} = F_{str} \times J_{max}, F_{str} = \max[0.5, 1 - 32/J_{max}] \quad (5)$$

## 4 结果与讨论

### 4.1 8 尖锥试验结果

图 3 给出了 8 尖锥模型背面温度曲线, 第一点距离尖点 45 mm, 其余各点的间距为 10 mm。

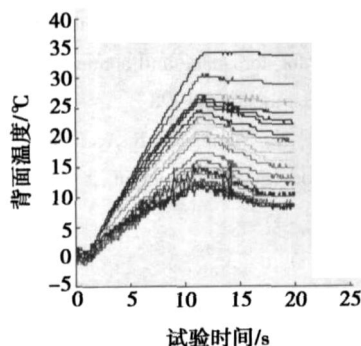


图 3 8 尖锥模型背面温度曲线

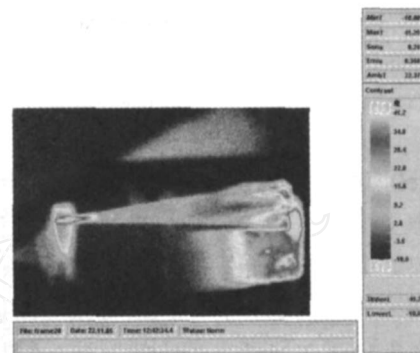
Fig 3 Temperature curve on back of 8 sharp cone model

从图 3 所示的温度曲线可以看出, 第一点的温度曲线在最上方, 其余各点依次降低。温度分布符合层

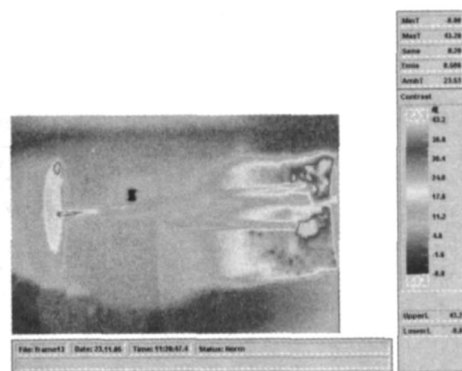
流加热的特征, 即靠近模型尖点附近温度最高, 沿物面温度逐渐降低。在状态 条件下, 模型表面边界层保持层流状态, 这一点与红外热像仪的测量结果一致。

### 4.2 5 尖锥金属和非金属模型试验结果

图 4 给出了在试验状态 和 条件下, 5 钢制尖锥模型红外热像测量结果。可以看出, 模型表面边界层发生了转捩现象, 转捩起始点具体位置距离尖点 65 mm 左右和 70 mm 左右, 沿物面长度的转捩雷诺数为  $1.95 \times 10^6$  和  $1.66 \times 10^6$ 。



(a) 试验状态



(b) 试验状态

图 4 5 钢制尖锥模型红外热像测量结果

Fig 4 5 sharp cone steel model test results by using infrared the mo-graphical technology

### 4.3 5 尖锥非金属模型试验结果

图 5 给出了在试验状态 条件下, 5 非金属尖锥模型在不同时刻红外热像测量结果。可以看出, 模型表面边界层发生了转捩现象, 转捩起始点具体位置距离尖点 65 mm 左右, 沿物面长度的转捩雷诺数为  $1.8 \times 10^6$ 。

值得特别指出的是在所有红外热像测量结果图中, 模型后部出现的高温区是整流罩受热后辐射产生的干扰, 由于采用的金属模型表面温度较低, 红外热像仪难以消除这种干扰。根据这种情况, 进一步研究了非金属模型红外热像测量结果, 由于模型表面温度较高, 通过设定较高的测量温度下限, 成功地消除了

整流罩干扰。

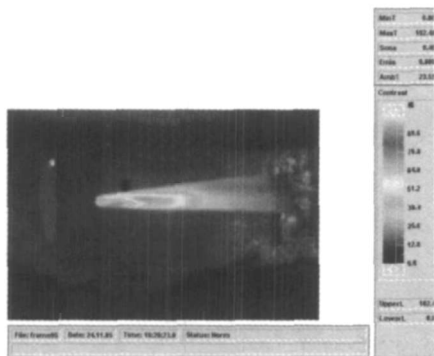


图 5 5 非金属尖锥模型红外热像测量结果

Fig 5 5° sharp cone nonmetal model test results by using infrared thermo-graphical technology

#### 4.4.5 尖锥模型数值计算结果

利用本文中提供的转捩判据进行判断,三种试验状态的转捩雷诺数分别如表 2 所示,计算转捩雷诺数是根据上述公式给出的计算中判断转捩的依据,试验转捩雷诺数是电弧加热器条件下实际测量结果,模型最大来流转捩雷诺数是按模型最大长度计算出的雷诺数值。

表 2 不同方法得到的雷诺数

Tab 2 Transition Reynolds number for different methods

状态	计算转捩 雷诺数 / $10^6$	试验转捩 雷诺数 / $10^6$	模型最大来流 雷诺数 / $10^6$
	4.17	-	1.63
	1.97	1.95(金属)	8.5
	19.7	1.8(非金属)	8.5
	1.97	1.66	6.8

从表 2 可以看出,采用马赫数相关公式计算转捩雷诺数,与试验测量值非常接近,表明对光滑壁尖锥模型,电弧加热器流场的转捩判断可以使用马赫数相关公式计算。数值计算状态 所得到的数据如图 6 所示,图中坐标按模型长度进行了无量纲处理,可以看到,与试验结果非常一致。

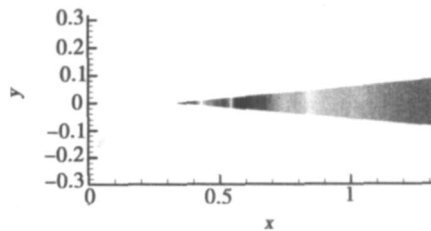


图 6 热流分布

Fig 6 Distribution of heat flux

## 5 结论

(1)采用红外热像仪判读表面温度的方法进行转捩的判断是一种可行的方法,由于是一种非接触的测量方法,不受风洞流动品质的影响。

(2)通过尖锥模型在不同来流条件下的湍流转捩试验,初步测量转捩点的位置,得到电弧加热器流场的转捩雷诺数,为进一步研究不同粗糙壁对转捩的影响,不同尖锥头部半径对转捩的影响奠定了基础,为获得更为通用的转捩判据打下基础。

(3)马赫数影响的雷诺数转捩判别准则与电弧加热风洞试验结果符合很好,表明这一公式可以用于电弧加热风洞流场计算的转捩雷诺数判断,为进一步改进判别方法提供了可供修正的基础。

(4)通过对电弧加热流场的热环境特性进行了量化,为进一步分析电弧加热流场热环境特性对于边界层转捩的影响提供了有效数据。

## 参考文献

- Chen F J, Malik M R. Boundary-layer transition on a cone and flat plate at Mach 3.5. AIAA 88 - 0411, 1988
- Dougherty N S. Boundary layer transition on a 10-degree cone: Wind tunnel/flight data correlation. AIAA 80 - 0154, 1980
- Fay J A, Riddell F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. J. A. S., 1958; 25: 22
- Smith P K. A survey of current and future: plasma arc-heater test facilities for aerospace and commercial applications. In: 36<sup>th</sup> aerospace sciences meeting, 1998
- Cheatwood F N, Thompson R A. The addition of algebraic turbulence modeling to program LAURA. NASA TM-107758, 1993

(编辑 任涛)