

文章编号: 1672-9897(2010)06-0057-04

电弧加热流场湍流度对尖锥边界层转捩影响的研究

张 骞, 陈连忠, 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, 由于电弧加热器高温气流和参数波动的原因, 直接测量湍流度非常困难。为研究电弧加热流场湍流度对于边界层转捩的影响, 采用红外热图热像仪, 在电弧加热流场中进行了 5° 尖锥模型边界层转捩研究。结合数值计算, 将试验结果与常规风洞的尖锥边界层转捩结果进行了比较。结果表明: 马赫数影响的雷诺数转捩判别准则可以用于计算电弧加热流场的转捩雷诺数; 电弧加热流场的尖锥边界层转捩雷诺数显著小于常规风洞的转捩雷诺数, 表明在该试验条件下, 电弧加热流场的湍流度显著大于常规风洞。

关键词:湍流度; 边界层转捩; 电弧加热; 雷诺数; 尖锥

中图分类号: V211.74⁺4

文献标识码: A

Sharp cone boundary layer transition research in arc heated flow field influenced by turbulence

ZHANG Qian, CHEN Lian-zhong, AI Bang-cheng

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Ground test data of heat shield system was directly influenced by heat environment characteristics in arc heated flow field, because of high temperature and parameters fluctuation in arc heater, it is very difficult to measure turbulence. In order to investigate boundary transition influenced by heat environment characteristics in arc heated flow field, sharp cone model aero-heating influenced by boundary layer transition had been studied in arc heated flow field using infrared thermo-graphical technology. Test models are 5° sharp cone steel and nonmetal model, test results are analysed with numerical calculation method. Results are shown as followed: transition estimate by infrared thermo-graphical apparatus is feasible, sharp cone boundary layer transition Reynolds number is lower than conventional wind tunnel. It is shown turbulence in arc heated flow field is higher than conventional wind tunnel under this experiment condition.

Key words: turbulence; boundary layer transition; arc heated; Reynolds number; sharp cone

0 引言

边界层转捩一直是流体力学研究的热点问题, 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。目前研究边界层转捩的地面试验设备主要包括静风洞和常规风洞, 并在此种类型设备上得到了大量的数据^[1-2]。对于气动热防护试验研究的主力设备电弧加热器而言, 由于电弧加热流场的高温和高湍流度难以量化等原因, 边界层转捩研究进行得较少^[3-4]。

边界层转捩试验是在 FD-04 风洞中通过采用红外热像仪测量 5° 尖锥的表面温度分布, 判读尖锥表面的转捩点位置, 得出在该试验条件下模型的转捩雷诺数。与国外的静风洞和常规风洞上得到的边界层转捩雷诺数对比, 对电弧加热流场的湍流度进行分析评定^[1]。

1 试验方法和试验方案

1.1 模型

模型半锥角为 5° , 底部直径为 50mm, 模型长度为 285mm, 如图 1 所示。采用钢和非金属两种不同材料制成, 其中一个模型采用 20 号钢加工制成, 另一个模型前面安装长度为 50mm 的 5° 钢制尖锥, 后接

收稿日期: 2009-10-26; 修订日期: 2010-07-30

聚四氟乙烯材料制成的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

1.2 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,该红外热像仪为日本 NIPPON AVIONICS 公司生产 TVS-2000LW,其温度分辨率最高可达 0.1℃,拍摄速度为 15 帧/s。

1.3 试验设备

试验是在航天空气动力技术研究院 FD-04 电弧风洞中进行的,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。试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。

试验采用锥形轴对称喷管,出口直径 0.1m,喉道直径 0.027m,出口名义马赫数为 4.3。风洞试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 540m³ 的真空罐组,再由真空泵抽出排入大气。

1.4 试验状态

具体试验状态见表 1。

表 1 试验状态
Table 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 ⁶ 1/m	模型
I	1.80	600	4.3	30	5°尖锥
II	1.40	590	4.3	24	5°尖锥

2 计算方法

2.1 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

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

式中, $U = [\rho, \rho u, \rho v, e]^T$

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

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

经过坐标变化,采用有限元方法,加权积分并略去边界有

$$\int_s N_i N_j r \left(\frac{\partial U}{\partial t} \right) dS = \int_s \left[\frac{\partial N_i}{\partial \xi} (r \hat{E} - r \hat{E}_v) + \frac{\partial N_i}{\partial \eta} (r \hat{F} - r \hat{F}_v) \right] dS - \oint_r N_i [n_\xi (r \hat{E} - r \hat{E}_v) + n_\eta (r \hat{F} - r \hat{F}_v)] d\Gamma - \int_s \hat{H}_v N_i dS \quad (2)$$

对(2)式,采用三阶精度的龙格-库塔方法求解。

2.2 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:

$$Re_{tr} = 10^{(5.37 + 0.2325 M_e - 0.004015 M_e^2)} \quad (3)$$

其中, 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,对该研究条件是合适的。

2.3 网格生成

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:121×51×32。

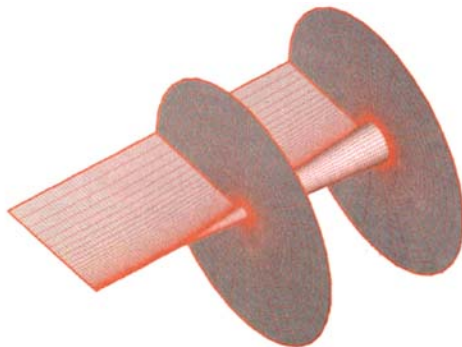


图 2 尖锥计算网格
Fig. 2 Sharp cone calculation gridding

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

$$Re_{cell} = \rho_\infty V_\infty \Delta y_1 / \mu_\infty = 1 \quad (4)$$

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:

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

3 结果与讨论

3.1 5°尖锥金属和非金属模型试验结果

图3给出了在试验状态Ⅰ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65mm左右,沿物面长度的转捩雷诺数为 1.95×10^6 。

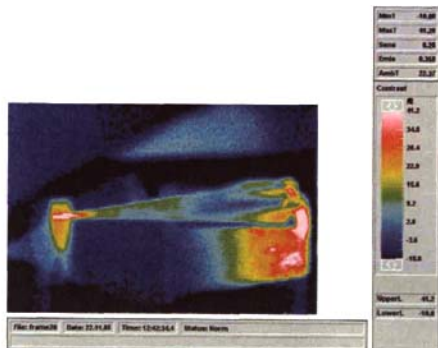


图3 5°钢制尖锥模型红外热像测量结果
Fig. 3 5° sharp cone steel model test results using infrared thermo-graphical technology

3.2 5°尖锥非金属模型试验结果

图4给出了在试验状态Ⅱ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65mm左右,沿物面长度的转捩雷诺数为 1.8×10^6 。



图4 5°非金属尖锥模型红外热像测量结果
Fig. 4 5° sharp cone nonmetal model test results using infrared thermo-graphical technology

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。

3.3 5°尖锥模型数值计算结果

利用该文提供的转捩判据进行判断,2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

Table 2 Transition Reynolds number with 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
I	1.97	1.95(金属)	8.5
II	1.97	1.80(非金属)	8.5

从表中可以看出,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。

3.4 与国外边界层转捩数据比较结果

图5^[6]给出了5°尖锥模型边界层转捩雷诺数的风洞试验和计算结果,风洞的转捩雷诺数均高于 2×10^6 ,试验得到的尖锥边界层转捩雷诺数明显低于风洞得到的结果。试验的来流总温不高于600K,试验后的尖锥模型未出现烧蚀,表面粗糙度低于 3μ ,对比结果也表明对于该试验条件,电弧加热流场的湍流度显著大于常规风洞。

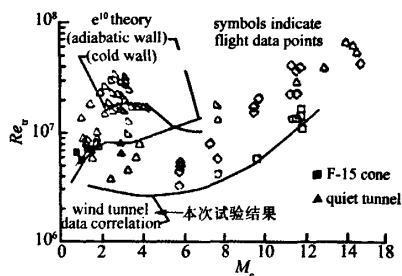


图5 5°尖锥边界层转捩数据
Fig. 5 5° sharp cone model transition data

4 结论

通过上述研究,可以得到以下结论:

(1) 采用红外热像仪判读表面温度的方法进行转捩判断是一种可行的方法,由于是一种非接触的测量方法,不影响风洞流场品质;

(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) 电弧加热流场的尖锥边界层转捩雷诺数显著小于常规风洞的转捩雷诺数,表明在该试验条件下,电弧加热流场的湍流度大于常规风洞。

参考文献:

- [1] CHEN F J, MALIK M R. Boundary-layer Transition on a cone and flat plate at Mach 3.5[R]. AIAA 88-0411,1988.
- [2] DOUGHERTY N S. Boundary layer transition on a 10-degree cone: Wind tunnel/flight data correlation[R]. AIAA 80-0154, 1980.
- [3] FAY J A, RIDDELL F R. Theory of stagnation point heat

transfer in dissociated air[J]. J. A. S., 29-33:1958.

- [4] SMITH R K. A survey of current and future: Plasma arc-heated test facilities for aerospace and commercial applications[R]. 36th Aerospace Sciences Meeting, 1998.
- [5] CHEATWOOD F N, THOMPSON R A. The addition of algebraic turbulence modeling to program 1AURA[R]. NASA TM-107758, 1993.
- [6] MALIK M R. Prediction and control of transition in supersonic and hypersonic boundary layers[J]. AIAA Journal, 1985,(22).

作者简介:



张 巍(1977-),男,河南唐河人,高级工程师。研究方向:气动热地面试验。通讯地址:北京市中国航天空气动力技术研究院二所五室(100074),联系电话 010-68375637, 15810508152, E-mail: zq197752 @ hotmail.com

(上接第 40 页)

- [8] 杨党国,张征宇,周志华,等. 光固化快速成型的轻质 AGARD-B 模型气动特性实验研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(2): 73-77.
- [9] DIJANA Damjanović, ALEKSANDAR Vitić, DORDE Vuković. Testing of AGARD-B calibration model in the T-38 transonic wind tunnel[J]. Scientific-Technical Review, 2006, 4(2): 52-62.
- [10] 樊开导等. 0.6m×0.6m 跨超声速风洞性能与使用 CARD-2[R]. 中国空气动力研究与发展中心, 1990.
- [11] 恽起麟等. 风洞试验数据的误差与修正[M]. 北京:国防

工业出版社, 1996.

- [12] 朱卫东,张彬乾. C 型机翼局部优化设计研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(3): 11-14.

作者简介:



杨党国(1980-),陕西武功人,工学博士,助理研究员。研究方向:气动声学、流固耦合等。通讯地址:四川省绵阳市中国空气动力研究与发展中心(621000)。E-mail: Yangdg-cardc @163.com