

高超声速边界层转捩特性试验探究

常雨^{1,2}, 陈苏宇², 张扣立^{1,2}

(1. 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000; 2. 中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘要: 通过在激波风洞中开展转捩试验, 选取来流马赫数分别为 6 和 8, 单位雷诺数分别为 $4.1 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ 、 $2.6 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 和 $4.4 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 的来流条件, 研究马赫数、单位雷诺数以及攻角变化对钝锥边界层和平板边界层转捩位置的影响。结果表明, 攻角增大使钝锥迎风面和背风面边界层转捩位置均前移, 使平板边界层转捩位置也前移; 钝锥边界层在低马赫数时更容易转捩, 平板边界层转捩受马赫数影响在攻角有差异时有所不同; 单位雷诺数的增大促进转捩, 但对于钝锥边界层而言, 该参数增加到试验选定的上限时, 转捩位置的变化并不明显; 在转捩过程中平板边界层的脉动压力系数与热流具有相同的变化趋势。试验捕捉到了第二模态扰动。

关键词: 边界层转捩; 高超声速; 第二模态; 热流; 脉动压力

中图分类号: V411 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2015)11-1318-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.11.014

Experimental Investigation of Hypersonic Boundary Layer Transition

CHANG Yu^{1,2}, CHEN Su-yu², ZHANG Kou-li^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China;

2. Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Transition experiments are conducted in shock tunnel. Mach numbers of incoming flow are 6 and 8 respectively, and unit Reynolds numbers are $4.1 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$, $2.6 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$, and $4.4 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ respectively. The influences of Mach number, unit Reynolds number and angle of attack on transition of the boundary layers of blunt cone and flat plate are investigated. Results show that transition locations of windward and leeward side of blunt cone both move forward when the angle of attack increases, and so does the boundary layer of flat plate. As for boundary layer of blunt cone, lower Mach number leads to earlier transition. But the Mach number effect on transition of boundary layer of flat plate varies when angle of attack changes. The increase of unit Reynolds number will lead to obviously early transition, but as for blunt cone, transition location hardly changes when Reynolds number has reached the upper limit of the selected flow conditions. In addition, varying trend of pressure fluctuation coefficient of plate boundary layer is same as heat flux in the transition process. The second mode instability is also observed in the experiment.

Key words: Boundary layer transition; Hypersonic; Second mode instability; Heat flux; Pressure fluctuation

0 引言

高超声速边界层转捩问题是空气动力学的难点之一, 当边界层从层流态转捩过渡到湍流态后, 壁面热流密度会激增数倍, 这是热防护设计中必须考虑的问题。而高超声速条件下的转捩位置预测相比低速边界层来说要困难得多, 转捩临界雷诺数要高出

几个数量级^[1], 转捩机理不同于亚声速和跨声速的情形, 转捩过程的细节并未很好弄清。因此, 开展高超声速边界层转捩特性的研究具有重要的基础理论和工程意义。

在地面高超声速设备开展的边界层转捩试验研究中, 诱导边界层转捩的扰动分为涡量模态(速度脉动)、总温脉动和声学辐射^[2], 其中声学辐射是占

主导地位的扰动类型,比如喷管和试验段壁面的湍流边界层产生的声波会对转捩试验结果造成影响,若要研究高水平的噪声对转捩的影响,需要开展静风洞试验。

高超声速流动中主要的扰动包括第一模态不稳定性、第二模态不稳定性以及横流不稳定性。其中在轴对称流动或平面流动中,第二模态不稳定性起主要作用。

在高超声速边界层转捩的机理性研究方面,国内研究仍然存在一定的局限性,比如在试验研究方面,试验的方法和手段还相对单一。韩健^[3]通过测量热流脉动分析了高超声速尖锥边界层的稳定性,张扣立等^[4]利用温敏漆技术测量了平板边界层的转捩过程。

Anderson^[5]归纳的影响高超声速边界层转捩的因素有十多种,比如边界层外缘马赫数、头部曲率半径、攻角、壁温、表面粗糙度、质量流的注入、当地曲率、横向流速度梯度、流向压力梯度、来流单位雷诺数、总温、化学反应,还包括试验设备的因素,如来流湍流度、喷管边界层中传播的噪声扰动。本文针对钝锥和平板模型,在激波风洞中开展钝锥边界层和平板边界层的转捩试验研究,在众多的转捩影响因素中选择来流马赫数、单位雷诺数和攻角作为研究变量,研究这些因素对转捩位置的影响,以及第二模态不稳定性在高超声速边界层转捩过程中的体现。

1 试验条件

1.1 试验设备

高超声速边界层转捩试验研究在中国空气动力研究与发展中心 FD-14A 激波风洞(见图 1)上开展。FD-14A 激波风洞是由内径为 80 mm,高压段、低压段长度分别为 7.5 m 和 12.5 m 的激波管和相应的喷管、试验段、真空箱组成,其型面喷管出口直径为 0.6 m。风洞试验气体为氮气,采用氢气或氢气和氮气混合气体驱动。通过更换喉道可获得不同的来流马赫数,通过调节高低压段压力可获得不同的来流雷诺数,实现不同的模拟环境。FD-14A 激波风洞能模拟飞行马赫数范围为 6~12,单位雷诺数范围为 $2.1 \times 10^5 \sim 6.5 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 的飞行状态,有效试验时间为 2~13 ms。



图 1 FD-14A 激波风洞

Fig. 1 FD-14A shock tunnel

1.2 试验模型及流场条件

试验模型有两个,其一为钝锥模型(见图 2),半锥角为 5° ,模型长 $L_c = 600 \text{ mm}$,头部钝度为 0.8 mm。其二为平板模型(见图 3),长 $L_p = 510 \text{ mm}$,宽 230 mm,前缘钝度为 1 mm。

其中钝锥模型表面的热流测点分布在三条子午线上,模型正下方子午线为迎风子午线、正上方子午线为背风子午线,与迎风、背风子午线成 90° 圆周角的为侧面子午线,每条子午线上各有 29 个热流测点。平板模型的热流测点全都位于平板表面中心线(沿流向)上,共 25 个,脉动压力测点同样位于中心线上,共 10 个。



图 2 钝锥试验模型

Fig. 2 Test model of blunt cone

采用新型耐冲刷薄膜热流传感器测量模型表面热流。这种传感器相比老式玻璃基体类型传感器具有较强的耐冲刷特性,使用时间较长,减小了由于传感器的频繁更换带来的个体差异引起的测量误差。采用 KULITE 公司 XTE-190M 型绝压高频压阻压力传感器测量壁面压力脉动特性,测量端直径 $\Phi 3.8 \text{ mm}$,固有频率 250 kHz。

为能够有效捕捉边界层转捩特性,结合模型特点及激波风洞流场条件(Flow Condition, FC),选取

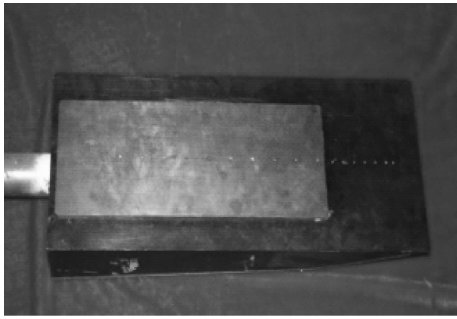


图3 平板试验模型

Fig.3 Test model of flat plate

试验流场如表1所示。其中流场1、2、4的名义马赫数为8,流场3的名义马赫数为6。

表1 试验流场条件

Table1 Test flow conditions

流场	流场1 (FC1)	流场2 (FC2)	流场3 (FC3)	流场4 (FC4)
总压 p_0/MPa	6.6	17.5	5.7	22.4
总温 T_0/K	1380	848	675	769
来流马赫数 Ma_∞	8.2	8.1	6.3	8.1
来流单位雷诺数 Re_∞/m^{-1}	4.1×10^6	2.6×10^7	2.6×10^7	4.4×10^7

2 数据处理方法

2.1 热流测量结果的处理

通过热流测点的时域特性曲线(横坐标为时间,纵坐标为热流幅值)来初步判断某个测点所处位置的边界层流态是层流、转捩过渡状态还是湍流。

层流条件下,热流时域特性曲线在有效试验时间内保持平稳的分布,没有明显的波动迹象。湍流条件下,热流时域特性曲线在有效试验时间内,大部分时间也保持平台式的分布,但热流的脉动量相比层流要明显些,且热流值大幅跃升。注意到高热流平台的形成经过了一个热流突然跃升的过程,跃升之前的热流水平即为该测点处于层流的水平,跃升过程后稳定的湍流状态形成。而当某个测点处于转捩过渡区时,其热流时域特性曲线具有与层流和湍流完全不同的特征。转捩过程的流动特征是间歇性的涡的产生和破碎,由此导致了瞬时热流的高峰值,热流的脉动特征显得极为明显,热流时域特性曲线则具有许多个明显的“尖峰”。

图4为某车次风洞运行时钝锥模型迎风子午线

上沿流向依次相邻的6个热流测点(间距15 mm)的时域特性曲线。依据上述边界层流态与热流时域特性曲线的对应关系,判定这6个测点所处位置的边界层流态分别为层流、层流、转捩、转捩、转捩和湍流,其中点C判定为转捩起始位置,点F判定为转

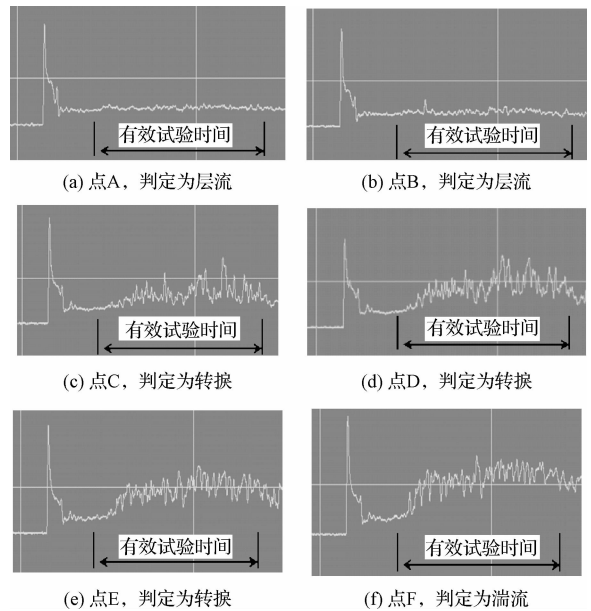


图4 不同边界层流态的热流时域特性曲线示例

Fig.4 Examples of signal of heat flux corresponding to different boundary layer flow status

转完成位置。为便于进行对比分析,热流进行了无量纲化处理。钝锥模型及平板模型无量纲热流参考值为 0° 攻角时头部或前缘驻点热流Fay-Riddle公式计算值(壁温取298 K)。

2.2 脉动压力测量结果的处理

通过高频压力传感器测得模型表面的脉动压力信息,基于瞬时压力 $p(t)$,计算得到体现边界层压力脉动特性的幅值域参数:气流均方根脉动压力 p_{rms} 、气流脉动压力系数 Cp_{rms} ,计算公式如下:

$$p_{\text{rms}} = \lim_{T \rightarrow \infty} \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (p(t) - \bar{p})^2 dt} \quad (1)$$

$$Cp_{\text{rms}} = \frac{p_{\text{rms}}}{q_\infty} \times 100\% \quad (2)$$

式中: q_∞ 为来流动压, \bar{p} 为平均压力。

功率谱密度是描述脉动压力频率域特性的函数,能够反映流场脉动量所包含的频率成分及其对应的能量大小,是反映边界层脉动特性的重要频率域的统计函数,计算公式如下:

$$G(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} p_{ij}(\tau) e^{-i\omega\tau} d\tau \quad (3)$$

即某测点 j 位置的脉动压力自相关函数关于时间的快速傅里叶变换。

3 结果与分析

3.1 攻角对转捩的影响

有关钝锥边界层的试验研究表明,随着攻角从 0° 开始增大,背风面转捩起始位置前移,迎风面转捩起始位置后移,即表现出非对称转捩特性^[6];然而也有部分试验反映出不同的趋势,当头部钝度较大时,会出现攻角增大后,迎风面转捩起始位置前移和背风面转捩起始位置后移^[7],而迎风面和背风面转捩起始位置均前移的现象也可能出现^[8],由此可见高超声速边界层转捩的复杂性。

本文研究了钝锥模型在流场 2 条件、攻角变化时的边界层转捩特性,其中攻角状态分别为 0° 、 2° 、 4° 、 6° 和 10° 。图 5 给出了三条子午线的转捩起始位置随攻角变化情况,随着攻角的增加,各条子午线的转捩起始位置均向上游移动,但背风子午线的前移幅度要明显大于迎风子午线。

表 2 对比了尖(钝)锥边界层转捩试验研究相关

表 2 尖(钝)锥边界层迎风子午线和背风子午线转捩位置随攻角变化规律的文献结论摘要

Table 2 Results of effects of angle of attack on boundary layer transition location of windward and leeward centerline on sharp or blunt cones selected from several references

研究者	α/θ_c , 半锥角 θ_c	头部钝度	转捩起始位置随攻角增大变化规律	雷诺数 (m^{-1}), 马赫数
Stetson 等 ^[9]	0 ~ 1.25, 8°	尖头部	迎风侧后移, 背风侧前移	$3.9 \times 10^6 \sim 6.0 \times 10^7$, 5.5
		0.79 mm 1.59 mm	均前移, 背风侧幅度较大	
Krogmann ^[10]	0 ~ 0.60, 5°	0.01 mm	迎风侧后移	2.6×10^7 , 5.0
Stetson 等 ^[11]	0 ~ 0.57, 7°	尖头部	迎风侧后移, 背风侧前移	$1.6 \times 10^6 \sim 3.3 \times 10^6$, 8.0
Stetson ^[12]	0 ~ 0.50, 8°	5%	均前移, 背风侧幅度较大	1.9×10^7 , 5.9
Holden 等 ^[8]	0 ~ 0.50, 6°	尖头部	迎风侧后移, 背风侧前移	4.8×10^6 , 13.0
		6%	迎风侧前移, 背风侧后移	
		21%	迎风侧前移, 背风侧后移	
Horvath 等 ^[13]	0 ~ 0.90, 5°	尖头部	迎风侧后移, 背风侧前移	2.6×10^7 , 6.0
		0.79 mm 1.59 mm	迎风侧略微后移, 背风侧后移 均前移, 背风侧幅度较大	
本文	0 ~ 2.0, 5°	0.8 mm	均前移, 背风侧幅度较大	2.6×10^7 , 8.1

注. 尖头部的钝度不大于 0.01 mm; 头部钝度用百分数表示的, 为真实钝度相对参考半径的比值, 文献中未给出参考半径值。

平板模型的试验结果则表明,当攻角从 0° 变化到 4° 时,平板中心线上的转捩起始位置前移,具体情况见表 3、表 4。

3.2 单位雷诺数对转捩的影响

本文对比了名义马赫数相同,单位雷诺数不同

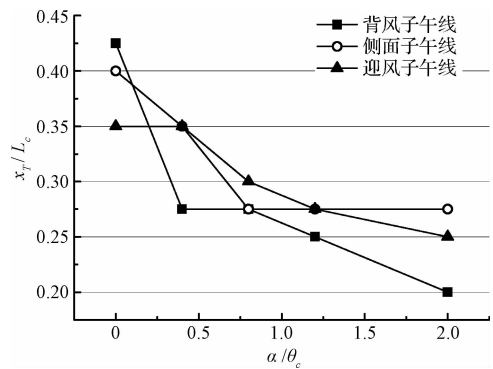


图 5 转捩起始位置随攻角变化的试验结果

Fig. 5 Transition initiating location of three meridians vs. angle of attack of blunt cone

文献给出的研究条件和迎风子午线与背风子午线转捩位置随攻角变化规律的结论,发现尖头部和钝头部的规律存在显著差异。对于尖头部情形,普遍规律是:攻角增大,迎风子午线转捩位置后移,背风子午线转捩位置前移;而当头部有一定钝度时,普遍规律是:攻角增大,迎风子午线和背风子午线的转捩位置均前移,后者前移的幅度更大。本文属于后一种情况。

的 3 种流场(流场 1、2、4)条件下的测量结果(表 3)。就钝锥模型而言,单位雷诺数的增大意味着对转捩的促进,但流场 2、4 的对比结果表明,当单位雷诺数继续增大,即从 $2.6 \times 10^7 m^{-1}$ 增加到 $4.4 \times 10^7 m^{-1}$ 时,转捩起始位置几乎没有变化。就平板模

型而言,结果则有所不同,流场 2、4 的对比结果表明,当单位雷诺数继续增大时,转捩仍然受到较为明显的促进作用。

以转捩位置距钝锥头部的轴向距离为特征长度,则流场 2、4 条件下迎风子午线转捩的临界雷诺数 Re_{tc} 分别为 0.546×10^7 和 1.117×10^7 。可见随着单位雷诺数的增加,临界雷诺数也在增加,这与大多数的基本构型(锥和平板)转捩试验的结果一致,也即“单位雷诺数效应”^[14]。

表 3 流场 1、2、4 条件下转捩起始位置试验结果

Table 3 Transition initiating locations of FC1/2/4

钝锥(x/L_c)	背风子午线	侧面子午线	迎风子午线
流场 1		全层流	
流场 2	0.375	0.400	0.350
流场 4	0.375	0.400	0.350
平板(x/L_p)	平板中心线 ($\alpha=0^\circ$)	平板中心线($\alpha=4^\circ$)	
流场 1		全层流	
流场 2	0.667	0.313	
流场 4	0.431	0.235	

3.3 马赫数对转捩的影响

线性稳定性理论预测,第二模态扰动增长率和边界层外缘马赫数密切相关,后为试验所证实。Stetson 和 Kimmel^[15] 的试验研究表明,当地马赫数从 6.8 降为 5.2 时,第二模态扰动的增长率显著上升。

本文对比了单位雷诺数一致的两种流场条件下(即流场 2、3)的测量结果(表 4)。就钝锥模型而言,相比流场 2(马赫数 8.1),流场 3(马赫数 6.3)条件下的边界层更容易转捩;就平板模型而言,当攻角为 4° 时,与钝锥的规律相同,低马赫数流场条件促进转捩,但当攻角为 0° 时,情况则颠倒过来。

表 4 流场 2、3 条件下转捩起始位置试验结果

Table 4 Transition initiating locations of FC2/3

钝锥(x/L_c)	背风子午线	侧面子午线	迎风子午线
流场 2	0.375	0.400	0.350
流场 3	0.275	0.275	0.275
平板(x/L_p)	平板中心线 ($\alpha=0^\circ$)	平板中心线($\alpha=4^\circ$)	
流场 2	0.667	0.313	
流场 3	全层流	0.157	

3.4 脉动压力系数及功率谱密度分析

转捩过程伴随有脉动压力系数的显著上升,与热流信号“尖峰”产生的机理相同,间歇性涡的产生

和破碎也是压力脉动量增大的原因。

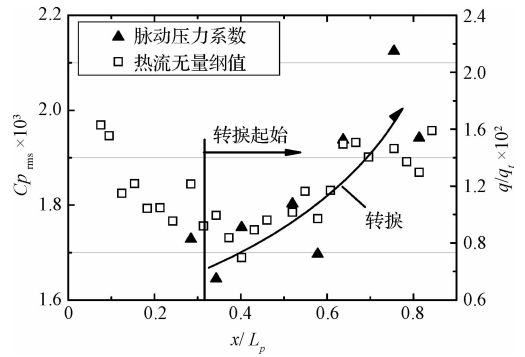


图 6 平板热流和脉动压力分布(流场 2、攻角 4°)

Fig. 6 Distributions of heat transfer and pressure fluctuations of flat plate (FC2, at angle of attack 4°)

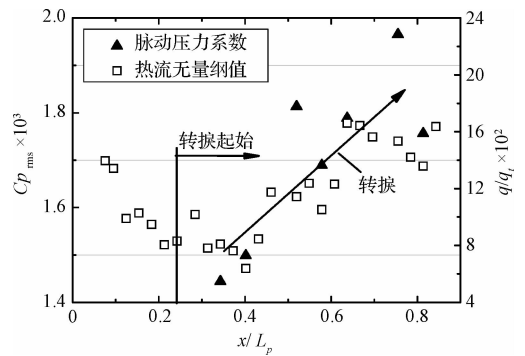


图 7 平板热流和脉动压力分布(流场 4、攻角 4°)

Fig. 7 Distributions of heat transfer and pressure fluctuations of flat plate (FC4, at angle of attack 4°)

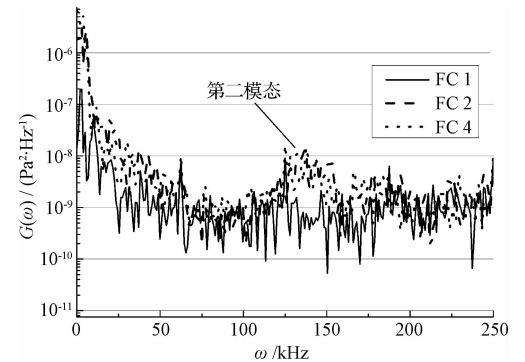


图 8 平板中心线某处压力功率谱密度
($x/L_p=0.765$ 、攻角 4°)

Fig. 8 Pressure power spectrum density of one location on flat plate ($x/L_p=0.765$, at angle of attack 4°)

图 6、图 7 给出了平板中心线的热流和脉动压力分布结果(攻角 4°),可以明显见到,伴随着转捩过程的是热流和压力脉动量的共同提升。

图 8 给出了流场 1、2、4 条件下(攻角 4°) $x/L_p=0.765$ 处压力功率谱密度的测量结果,其中流场 1 条件

下该测点边界层状态为层流,流场 2、4 条件下该测点处于转捩过渡区。对于转捩发生的情况(流场 2、4),第二模态最大扰动大约出现在频率 120 ~ 150 kHz 的范围,且流场 2、4 对应的频带相差无几,而层流条件下(流场 1)未见明显的第二模态扰动。

4 结束语

通过在中国空气动力研究与发展中心的 FD-14A 风洞中开展高超声速钝锥和平板边界层转捩测量试验,基于对试验结果的分析,得到以下主要结论:

1) 在 0° 到 10° 的攻角范围内,攻角越大,钝锥迎风中心线和背风中心线边界层转捩起始位置均前移,且背风中心线前移的幅度更大;相比零攻角,有攻角条件下平板边界层更易转捩。

2) 在来流马赫数不变的条件下,随着来流单位雷诺数的增加,钝锥边界层和平板边界层的转捩位置均前移,但钝锥边界层的转捩位置在单位雷诺数从 $2.6 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 增大到 $4.4 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 时变化微小。

3) 若单位雷诺数相同,较低马赫数来流条件下,边界层更容易转捩。

4) 平板边界层脉动压力系数随着转捩过程与热流具有相同的增长趋势。

5) 平板边界层转捩过程可见明显的第二模态不稳定波,集中在 120 ~ 150 kHz 频率范围。

未来工作将深入自由来流湍流噪声的测量研究,并对钝锥边界层脉动压力特性进行散点式测量,从而完善对高超声速边界层转捩图景的认识。

参 考 文 献

- [1] Beckwith I E. Development of a high Reynolds number quiet tunnel for transition research[J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 300 - 306.
- [2] Munoz F, Heitmann D, Radespiel R. Instability modes in boundary layers of an inclined cone at Mach 6 [C]. The 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, New Orleans, Louisiana, June 25 - 28, 2012.
- [3] 韩健. 高超声速尖锥边界层流动稳定性的子波分析与互双谱分析[D]. 天津: 天津大学, 2010. [Han Jian. Wavelet analysis and cross bispectrum analysis of flow instability for hypersonic sharp cone boundary layer [D]. Tianjin: Tianjin University, 2010.]
- [4] 张扣立, 常雨, 孔荣宗, 等. 温敏漆技术及其在边界层转捩测量中的应用[J]. 宇航学报, 2013, 34(6): 860 - 865.

[Zhang Kou-li, Chang Yu, Kong Rong-zong, et al. Temperature sensitive paint technique and its application in measurement of boundary layer transition [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(6): 860 - 865.]

- [5] Anderson J D. Hypersonic and high-temperature gas dynamics [M]. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [6] Muir J F, Trujillo A A. Experimental investigation of the effects of nose bluntness, freestream Reynolds number, and angle of attack on cone boundary layer transition at a Mach number of 6 [C]. AIAA 10th Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, January 17 - 19, 1972.
- [7] Dhawan S, Narasimha R. Some properties of boundary layer flow during the transition from laminar to turbulent motion [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1957, 3(4): 418 - 436.
- [8] Holden M, Bower D. Measurements of boundary layer transition on cones at angle of attack for Mach numbers from 11 to 13 [C]. The 26th AIAA Fluid Dynamics Conference, San Diego, California, June 9 - 22, 1995.
- [9] Stetson K F, Rushton G H. Shock tunnel investigation of boundary-layer transition at $Ma = 5.5$ [J]. AIAA Journal, 1967, 5(5): 899 - 905.
- [10] Krogmann P. An experimental investigation of laminar and transitional heat transfer to a sharp slender cone at $Ma = 5$ [C]. AIAA 8th Aerodynamic Testing Conference, Bethesda, Maryland, July 8 - 10, 1974.
- [11] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, part3: sharp cone at angle of attack [C]. AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 4 - 17, 1985.
- [12] Stetson K F. Hypersonic laminar boundary layer transition, part 2: Mach 6 experiments of transition on a cone at angle of attack [R]. AFWAL-TR-3089, 1986.
- [13] Horvath T J, Berry S A, Hollis B R, et al. Boundary layer transition on slender cones in conventional and low disturbance Mach 6 wind tunnels [C]. The 32nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, St. Louis, Missouri, June 24 - 27, 2002.
- [14] Stetson K F, Kimmel R L. Unit-Reynolds-number effects on boundary-layer transition [J]. AIAA Journal, 1993, 31(1): 195 - 196.
- [15] Stetson K F, Kimmel R L. On hypersonic boundary layer stability [C]. The 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 6 - 9, 1992.

作者简介:

常 雨(1979 -),男,博士,主要从事高超声速边界层转捩试验与高超声速气动热环境试验的研究工作。

通信地址:四川省绵阳市二环路南段 6 号 15 信箱 502 分箱 (621000)

E-mail:changyu_my@163.com