

高超声速边界层转捩的油膜干涉测量技术研究

董昊, 刘是成, 耿奎, 程克明

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要:高超声速边界层转捩预测对于飞行器的设计十分重要。在 $\Phi 500$ mm 常规高超声速风洞中开展了高超声速平板边界层转捩的油膜干涉测量技术研究。为了快速、准确地测量表面摩擦阻力因数, 针对高超声速风洞的运行特点, 对常规油膜干涉测量技术进行了改进, 采用高速相机记录干涉条纹图像, 并在实验中采用热电偶实时测量模型表面温度变化来修正硅油黏度因数。实验测量了光滑表面平板和布置单个方形粗糙元平板的表面摩擦阻力因数。光滑表面平板的边界层为层流流动状态; 增加方形粗糙元后, 粗糙元在其后方产生的尾涡促进了边界层流动转捩为湍流状态。并且实验测量的不同状态下的表面摩擦阻力因数与数值计算的结果相吻合, 表明该实验方法具有较高的精度。

关键词:高超声速; 边界层转捩; 油膜干涉; 表面摩擦阻力因数

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2018)06-1156-06

边界层转捩一直是流体力学研究中的热点问题, 也是人们长期关注但尚未解决的研究领域之一。对高超声速飞行器来说, 边界层转捩直接关系到表面摩擦阻力的大小, 摩擦阻力对表面热流及飞行器的热防护系统有重要影响。因此, 高超声速边界层转捩的预测方法显得十分重要。到目前为止, 已经发展改进了各种高超声速的转捩预测方法, 数值模拟方面包括直接数值模拟^[1]和大涡模拟^[2]等。而这些方法受到计算机条件和算法的制约, 难以广泛应用于飞行器的工程设计中^[3]。风洞实验是研究高超声速边界层转捩的重要手段, 但是受到了实验方法的制约。传统的纹影难以测量到三维的精确结果, 新兴的粒子图像测速(PIV)^[4]、平面激光诱导荧光(PLIF)^[5]、基于纳米技术的平面激光散射(NPLS)^[6]方法虽然测量精度更高, 但均存在校准方法和实验方法复杂等问题。

油膜干涉法是一种适用于高超声速边界层转捩区域测量的实验方法。该方法具有测量面积大、测量精度高和实验成本低的特点。目前该方法在低速、亚声速及超声速风洞实验中已经有了较多的应用, 并且取得很好的效果^[7-9]。但是, 在高超声速中的发展却十分缓慢。国内刘志勇、代成果等^[10-11]将

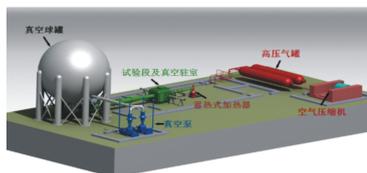
油膜干涉法用于高超声速平板的摩阻因数测量中, 取得了一定的效果, 实验中选用了黏度较大的硅油, 导致吹风时间较长, 实验模型表面温度变化较大, 硅油黏性随温度发生变化, 会导致计算的摩阻因数结果产生一定的误差。因此, 将现有的油膜干涉测量技术运用到高超声速风洞实验摩阻因数精确测量, 尤其是边界层转捩区域位置的判断中还存在着一些问题, 需要对其进行进一步改进, 保证既能够提高摩阻因数测量精度, 又能快速准确地预测高超声速边界层转捩的位置, 为高超声速飞行器设计提供技术支撑。

本文在南京航空航天大学高超声速风洞(NHW)中进行了油膜干涉法测量摩擦阻力因数的实验研究, 并且首次将其应用于三维粗糙元诱导高超声速平板转捩的研究中。首先对硅油黏度特性随温度的变化进行了标定, 并利用低黏度的硅油代替先前研究中使用的高黏度硅油, 大幅度减少了实验时间, 解决了模型表面温度变化较大对测量结果精确度的影响。结果表明油膜干涉法可以很好地应用于高超声速边界层转捩区域测量的研究中。

1 实验设备和方法

1.1 风洞及测量设备

实验是在南京航空航天大学高超声速风洞(NHW)中进行的,NHW是一座喷管出口直径 $\Phi 500$ mm的高压下吹、真空抽吸暂冲式高超声速风洞,其风洞示意图和照片见图1。该风洞主要包括:气源系统及高压阀门、金属板蓄热式加热器、热阀、稳定段和喷管、试验段、扩压器、真空系统、电气控制系统和数据采集处理系统、电动攻角支撑机构、 $\Phi 300$ mm彩色纹影系统和计算机视频数字摄录采集系统等。NHW具有5副轴对称超声速型面喷管,实验名义马赫数4,5,6,7,8,真空球容积为 650 m^3 ,每车次实验时间7~10 s。试验段及真空驻室上方有一个 $350\text{ mm}\times 350\text{ mm}$ 的观察窗,通过观察窗可以使用CCD相机或高速摄影对模型和流场进行相关光学测量。



a) NHW风洞示意图



b) NHW风洞照片

图1 NHW风洞示意图及照片

本实验主要用到的其他装置及测量设备包括单色光源,高速相机以及高纯度硅油。其中,单色光源采用单色LED钠灯,其频率为50 Hz,波长为589 nm。相机采用PCO公司所生产的S4高速相机,本次实验采用的相机帧率为100帧/s,远低于其极限拍摄速率(1000帧/s),图2为NHW风洞驻室上方安装的PCO-S4相机。硅油则依据实验条件选用阿拉丁公司所生产的黏度为50 cSt的高纯度分析级硅油。



图2 实验用PCO-S4高速相机

1.2 实验模型

根据光学原理可知,如果试验所用光为单色钠灯发出的黄光,那么模型表面折射率为2.0时产生干涉条纹的效果最佳^[11]。对多种表面材料干涉效果的研究结果如表1所示。

表1 模型表面干涉效果比较

材料	折射率	干涉效果
SF11	1.7~1.9	非常好
Mylar膜	1.67	好
镍	1.6~1.8	好
不锈钢	取决于表面粗糙度	差
铝	1.44	差

以上材料都有各自的优缺点,SF11玻璃折射率最高,但是不易于制作试验模型;Mylar膜干涉效果好,但容易受到温度的影响,不适用于高超声速风洞的高温环境;镀镍的效果好,但是有污染不环保;不锈钢和铝的干涉效果较差,一般不建议采用。本实验采用在抛光后的不锈钢模型表面喷涂黑色高温反光漆,实验结果表明,黑色高温反光漆可以产生清晰的干涉条纹,获得准确的结果,且工艺较为简单,可作为高超声速油膜干涉法测量的模型表面处理方案。

由于硅油黏度和温度相关,需对模型表面温度进行实时测量。测温方式采用在模型表面布置多个热电偶来获取模型表面的温度。热电偶是一种常用的温度检测元件,具有测量精度高、测量范围广、构造简单、使用方便等特点,易于布置在模型的任何位置。本实验选用廉金属热电偶中适合本实验测量温度范围以及精度等级较高的T型热电偶,其精度为 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 。

试验模型为平板模型,模型尺寸为长190 mm,

宽 150 mm, 平板前缘为尖楔形, 倒角为 20°。三维粗糙元为方形粗糙元, 距离模型前缘 50 mm, 中心位于平板模型沿流向的对称面上, 粗糙元边长为 3 mm, 高度为 1.3 mm。将测温用的 T 型热电偶布置在测温孔内, 测温端与平板上表面齐平并保持光滑, 测温孔直径为 1 mm。带三维方形粗糙元的模型与测温孔分布示意图以及模型在风洞中的安装如图 3 所示。

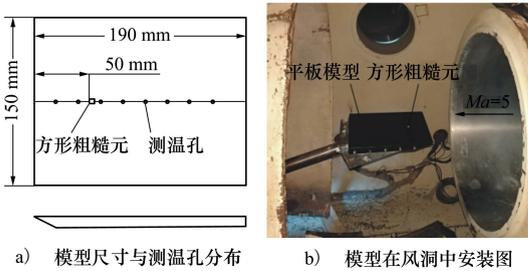


图 3 带三维方形粗糙元的模型与测温孔分布示意图及模型在风洞中安装图

1.3 硅油黏度标定

前期研究表明, 模型表面温度变化带来的油膜黏性因数的误差是油膜干涉法误差的主要来源^[12]。在低速和亚跨声速风洞中, 模型表面温度接近常温且变化范围较小, 此时温度变化带来的硅油黏性的变化不是很明显, 可按照常温时硅油的黏度来处理。但常规高超声速风洞需要对来流进行加热以避免气流过度膨胀产生的冷凝现象, 因此来流的总温会很高。本次风洞实验前首先对使用硅油进行了不同温度下的黏度标定, 采用高精度旋转黏度计对硅油黏度进行了不同温度下的测量。通过加热改变硅油的温度, 获得不同温度下相应的黏度值, 图 4 是对实验选用的黏度为 50 cSt 阿拉丁分析级硅油的标定结果。

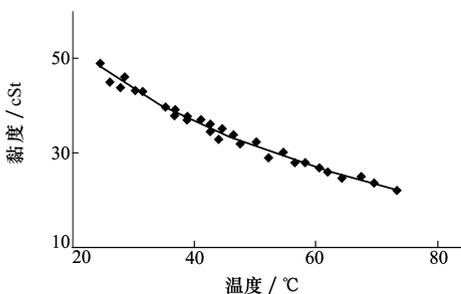


图 4 硅油黏度标定结果

1.4 油膜干涉方法及光路设计

油膜干涉法的基本原理是利用硅油在流场中受到流体的推动而发生平移, 从而形成楔形油膜。在流场中, 受摩擦力影响, 流场各处有各自的流动速度, 从而导致油膜的厚度和斜率也都不相同, 它们之间存在一定的算术关系^[13]。于是通过干涉法, 就可以得到油膜的厚度变化率, 再通过一定的计算就能得到物体的表面摩擦力。

油膜厚度与表面摩擦应力之间的关系如下:

$$\frac{\partial h}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\tau_{w,x} h^2}{2\mu} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\tau_{w,z} h^2}{2\mu} \right) = 0 \quad (1)$$

式中坐标系定义如下: x 为模型表面上一点沿来流方向的坐标, y 方向为该点处垂直表面的法向方向, z 方向满足右手定则。因此, $\tau_{w,x}$ 对应 x 方向上的表面摩擦应力分量, $\tau_{w,z}$ 代表 z 方向的分量。 h 为油膜厚度, 为实验实际测量所得。 μ 为硅油的黏性因数, 油膜厚度与干涉条纹间距之间关系如下所示:

$$h = \frac{\lambda \phi}{4\pi} \left(\frac{1}{\sqrt{n_0^2 - \sin^2 \theta_i}} \right) \quad (2)$$

式中, λ 为实验所用的单色光波长, ϕ 代表条纹级数。 n_0 为硅油折射率。 θ_i 为光线入射角, 可以通过测量得到。因而, 只要将(2)式带入(1)式, 并去掉 z 方向的摩擦应力分量即可得到所求的表面摩擦因数大小, 结果如下:

$$C_f = \frac{2n_0 \cos \theta \Delta x}{N \lambda \int_{t_1}^{t_2} \frac{q_\infty(t)}{\mu(t)} dt} \quad (3)$$

式中, θ 为光线折射角, 可以由(2)式中的入射角经折射定律得出。 N 为所测量的条纹级数, Δx 为 N 级条纹的总宽度, 由实验实际测量得到。 q_∞ 为来流动压。油膜干涉原理图如图 5 所示。

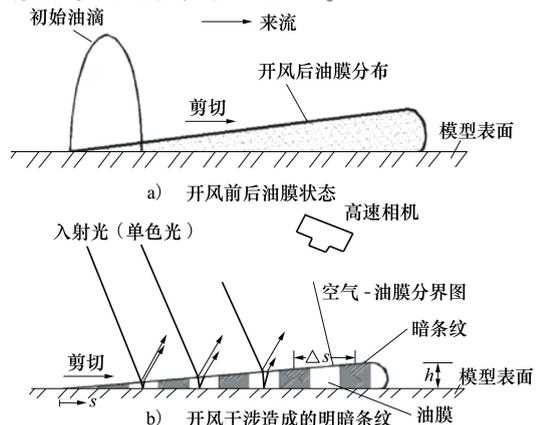


图 5 油膜干涉法原理示意图^[14]

图 6 为 NHW 油膜干涉实验光路设计图。平板模型安装在流场中心位置,由于高速相机不能暴露在风洞驻室的真空环境中,故其通过驻室上方的观察窗对油膜干涉条纹进行拍摄。为了获得模型表面更大的拍摄范围,单色钠灯光源并没有直接照射在模型上,而是通过风洞驻室上方大面积的反光板进行反射后,入射模型表面。这样做的另一个优点是减弱了入射光的强度,柔和的单色光能使干涉条纹更加清晰。

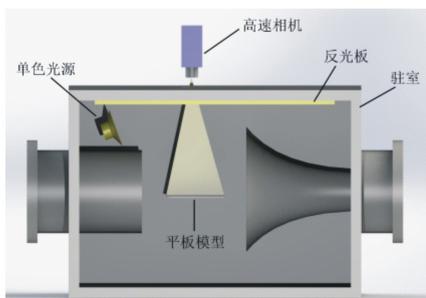


图 6 NHW 油膜干涉实验光路设计图

2 实验结果与分析

本次实验名义马赫数为 5,来流马赫数 $Ma = 4.97$,来流总压 $P_0 = 3.909 \times 10^5 \text{ Pa}$,总温 $T_0 = 516 \text{ K}$,单位雷诺数为 $Re = 4.7 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ 。在进行模型表面尺寸标定后进行风洞实验,测量范围为距离平板前缘约 50 mm 到 130 mm 的局部区域。取风洞流场建立且总压稳定时作为油膜条纹读取的起始点,每次实验车次时间设定为 7 s。为了对比验证实验结果,采用文献[15]中的基于有限体积的高阶紧致格式(CFVM)并行算法,采用隐式大涡模拟的方法对相同来流条件下的光滑平板模型及带三维方形粗糙元的平板模型进行数值模拟,湍流模型采用 $k\omega$ -sst 模型,根据实验条件,定义湍流黏性比为 0.01。

图 7 为光滑平板模型在风洞流场建立 3 s 和 4 s 时的油膜干涉图像,可以看出,硅油在剪切力的作用下向下游延展,产生硅油薄膜,经单色钠光照射形成清晰的干涉条纹,随着时间的发展,干涉条纹逐步变宽,但相同时刻的条纹间距沿流向逐渐变窄,说明光滑平板模型表面的摩擦因数沿流向逐渐减小。

图 8 为风洞流场建立 3~6 s,热电偶测量的平板模型各测点处的表面温度,可以看出,相同时刻沿流向模型表面温度变化不大,实验中各点处相隔 1 s 前后的温度变化也不明显,3 s 和 4 s 时的各点温度

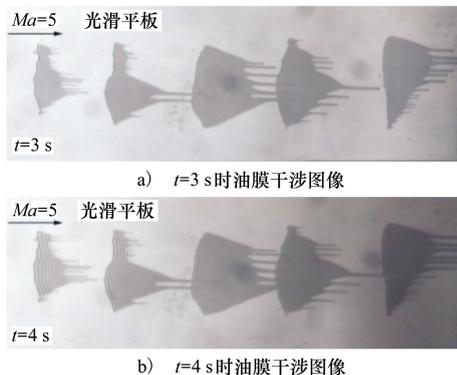


图 7 平板模型油膜干涉图像

相差约 0.1°C ,但是随着时间的推移,各点温度是逐渐升高的,因此,在能分辨出条纹宽度的前提下,尽量选取间隔较短的初始、最终时刻来减小温度升高造成硅油黏度变化带来的误差。本文选取 3 s 和 4 s 时的平均温度来对硅油黏度进行修正,即平板表面温度为 48.3°C ,由图 4 可知,此时常温下 50 cSt 的硅油黏度已经变为 33.2 cSt。因此,在用油膜干涉法进行高超声速摩阻测量时,对表面温度进行实时测量是有效和必要的。

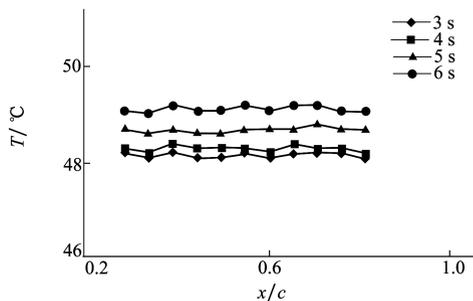


图 8 平板模型表面温度

图 9 为由干涉条纹和温度修正过的硅油黏度计算出的光滑平板模型沿流向中心线上相应位置处的表面摩擦阻力因数和数值模拟结果的比较。

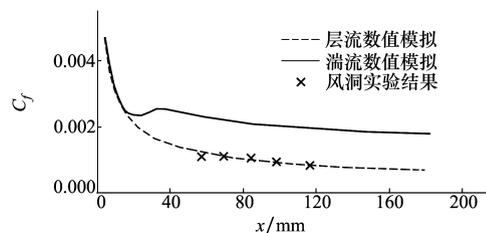


图 9 光滑平板数值模拟与风洞实验结果比较

可以看出,光滑平板模型表面中心线处的摩擦

因数沿流向逐渐减小,这与图 7 结果一致,并且风洞实验结果与层流数值模拟结果相吻合, C_f 数值约为 0.001,表明当前平板边界层流动处于层流流态,在可视范围内没有发生自然转捩,可进一步开展三维粗糙元诱导转捩的实验和计算。

图 10 为带三维方形粗糙元的平板模型在 $Ma = 5$ 来流条件下的油膜干涉条纹,对比图 7 可知,粗糙元后干涉条纹较光滑平板模型宽的多,这是由于三维粗糙元在其后方流场中形成尾涡,从而引起平板边界层中强烈的扰动和剪切作用,使层流边界层转捩为湍流。图 11 为带三维方形粗糙元的平板模型油膜干涉法计算出的沿流向中心线上表面摩擦阻力因数和数值模拟结果的比较。

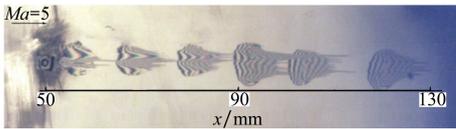


图 10 带方形粗糙元平板模型油膜干涉图像

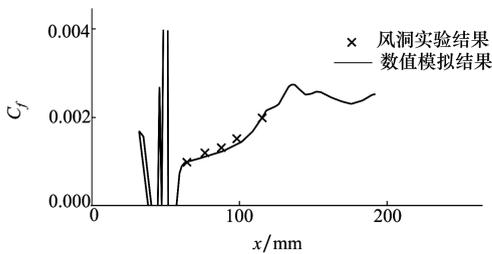


图 11 带方形粗糙元的平板数值模拟与风洞实验结果比较

由图可知,风洞实验结果与数值模拟结果相吻合,三维粗糙元引起了平板表面摩擦因数的增加,在 $x = 137 \text{ mm}$ 时 C_f 达到了峰值,约为 0.002 75,之后沿流向趋于稳定,这也说明三维粗糙元诱导了平板边界层的转捩,转捩区直至 $x = 137 \text{ mm}$ 处,之后流动完成发展为湍流。

3 结 论

本文首次在高超声速风洞中开展了油膜干涉法对边界层转捩区域位置预测的实验研究,通过与数值模拟结果的比对,得出以下结论:

- 1) 采用热电偶可以准确有效地测量模型表面的温度,从而修正因为温度的变化导致实验结果的误差;
- 2) 对于模型表面的处理,可采用在抛光后的不锈钢模型表面做黑色高温反光漆的方式,既能够清晰地得到干涉条纹,又简单方便;
- 3) 使用低黏度的硅油大大缩短了风洞吹风时间,使模型表面温度变化较小,从而减小了温度对硅油黏度的影响,提高了测量精度;
- 4) 对三维粗糙元诱导的平板模型边界层转捩实验研究表明,油膜干涉测量技术可应用于高超声速边界层转捩的研究中,通过表面摩擦因数的变化可对高超声速边界层转捩区域位置进行准确的预测。

参考文献:

[1] Subbareddy P K, Bartkowicz M D, Candler G V. Direct Numerical Simulation of High-Speed Transition Due to an Isolated Roughness Element[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2014, 748: 848-878

[2] Monokrousos A, Brandt L, Schlatter P, et al. DNS and LES of Estimation and Control of Transition in Boundary Layer Subject to Free-Stream Turbulence[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29: 841-855

[3] 宋博,周越. 高超声速边界层转捩及基于层流能的转捩预测[J]. 飞航导弹, 2015(4): 18-24
Song Bo, Zhou Yue. Hypersonic Boundary Layer Transition and Transition Prediction Based on Laminar Pulsation Energy[J]. Winged Missiles Journal, 2015(4): 18-24 (in Chinese)

[4] Zhang C H, Tang Q, Lee C B. Hypersonic Boundary Layer Transition on a Flared Cone[J]. Acta Mechanica Sinica, 2013, 29(1): 48-53

[5] Danehy Paul, Ivey Christopher, Inman Jennifer, et al. High Speed PLIF Imaging of Hypersonic Transition over Discrete Cylindrical Roughness Element[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010

[6] 易仕和,田立丰,赵玉新. 基于 NPLS 技术的可压缩湍流机理实验研究新进展[J]. 力学进展, 2011, 41(4): 379-389
Yi Shihe, Tian Lifeng, Zhao Yuxin. The New Advance of the Experimental Research on Compressible Turbulence Based on the

- NPLS Technique[J]. *Advances in Mechanics*, 2011, 41(4): 379-389 (in Chinese)
- [7] Driver D M. Application of Oil-Film Interferometry Skin-Friction Measurement to Large Wind Tunnels[J]. *Experiments in Fluids*, 2003, 34(6): 717-725
- [8] 董昊, 耿玺, 陆纪椿, 等. 翼型边界层转捩热/油膜及红外测量技术的对比[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(6): 792-796
- Dong Hao, Geng Xi, Lu Jichun, et al. Comparative Investigation on Hot Film, Oil Film and Infrared Measurement Techniques of Airfoil Boundary Layer Transition[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2013, 45(6): 792-796 (in Chinese)
- [9] 董昊, 史志伟, 陆纪椿. 高速边界层转捩的油膜干涉测量技术研究[C]//第五届近代实验空气动力学会议, 大连, 2015
- Dong Hao, Shi Zhiwei, Lu Jichun. Investigation of Oil Film Interferometry Technology on High Speed Boundary Layer Transition [C]//The 5th Modern Experimental Aerodynamics Conference, Da Lian, 2015 (in Chinese)
- [10] 刘志勇, 张长丰, 代成果. 表面摩擦应力油膜干涉测量技术在 $Ma=8$ 的应用[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(6): 74-78
- Liu Zhiyong, Zhang Changfeng, Dai Chengguo. Application of Oil Film Interferometry Technique at $Ma=8$ [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(6): 74-78 (in Chinese)
- [11] 代成果, 张长丰, 黄旭, 等. 高超声速表面摩擦应力油膜干涉测量技术研究[J]. *实验流体力学*, 2012(2): 68-71
- Dai Chengguo, Zhang Changfeng, Huang Ju, et al. Hypersonic Skin Friction Stress Measurements Using Oil Film Interferometry Technique[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012(2): 68-71 (in Chinese)
- [12] Garrison T J, Ackman M. Development of a Global Interferometer Skin-Friction Meter[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(1): 62-86
- [13] Monson D J, Mateer G G, Menter F R. Boundary-layer Transition and Global Skin-Friction Measurement with an Oil-Fringe Imaging Technique[R]. SAE Paper No.932550, 1993
- [14] Driver D M, Aaron Drake. Skin Friction Measurements Using Oil-Film Interferometry in NASA's 11-Foot Transonic Wind Tunnel [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(10): 2401-2407
- [15] 朱志斌, 袁湘江, 陈林. 高阶紧致格式并行分区算法[J]. *计算力学学报*, 2015, 32(6): 825-830
- Zhu Zhibin, Yuan Xiangjiang, Chen Lin. Zone Decomposition Parallel Algorithm of High Order Compact Scheme[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2015, 32(6): 825-830 (in Chinese)

Study on Oil-Film Interferometry Measurement Technique of Hypersonic Boundary Layer Transition

Dong Hao, Liu Shicheng, Geng Xi, Cheng Keming

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Prediction of boundary layer transition is important for the design of hypersonic aircrafts. The study of boundary layer transition of hypersonic flow around a flat plate using oil-film interferometry was investigated at $\Phi 500\text{mm}$ traditional hypersonic wind tunnel. In order to measure the skin friction fast and precisely on the hypersonic wind tunnel, the traditional oil-film interferometry technique is improved. A high-speed camera is used to capture the images of fringes and the viscosity of the silicon oil is modified according to the wall temperature measured by thermocouples during the test. The skin frictions of smooth surface and the surface with single square roughness element were measured. For the smooth surface, the boundary layer is laminar. However, the boundary layer transition is promoted by wake vortices induced by the roughness element. Both the results of skin friction with and without the roughness element are in good agreement with the simulation results correspondingly, indicating high accuracy of the oil film interferometry technique.

Keywords: hypersonic; boundary layer transition; oil-film interferometry; skin friction coefficient